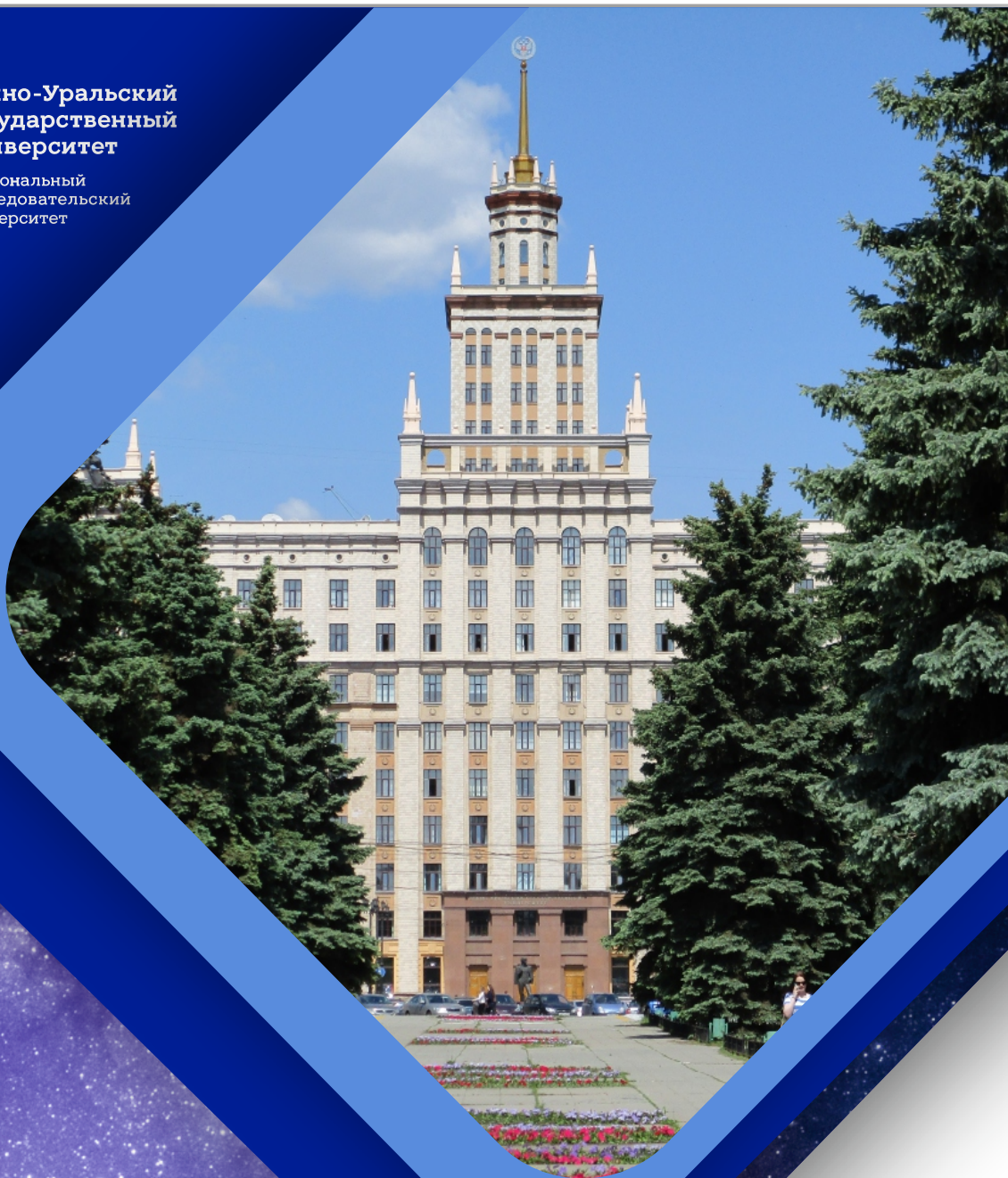


Южно-Уральский
государственный
университет

Национальный
исследовательский
университет



АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы
пятой студенческой научно-технической конференции
11–13 мая 2022 г.

Челябинск
2022

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Южно-Уральский государственный университет
Политехнический институт
Высшая школа электроники и компьютерных наук

629.78
А91

АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы
пятой студенческой научно-технической конференции
11–13 мая 2022 г.

Под редакцией С.Д. Ваулина

Челябинск
Издательский центр ЮУрГУ
2022

УДК 629.782.05(063)
А91

*Одобрено
советом Политехнического института*

*Рецензенты:
С.Т. Калашиников, В.Л. Салич*

Ответственные за выпуск:
П.О. Шабуров, О.В. Бойко

Астероидная безопасность: материалы пятой студенческой научно-технической конференции 11–13 мая 2022 г. / под ред. С.Д. Ваулина. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. – 106 с.

ISBN 978-5-696-05284-7

В сборнике представлены материалы конференции по пяти секциям:
секция 1. Конструкции изделий ракетно-космической техники;
секция 2. Двигательные установки изделий ракетно-космической техники;
секция 3. Системы управления изделий ракетно-космической техники;
секция 4. Информационные технологии изделий ракетно-космической техники;
секция 5. Системы энергообеспечения изделий ракетно-космической техники.

Секция 6. Исследование космического пространства

Все материалы изложены в авторской редакции.

Конференция организована Аэрокосмическим направлением Политехнического института и Высшей школой электроники и компьютерных наук Южно-Уральского государственного университета.

УДК 629.782.05(063)

ISBN 978-5-696-05284-7

© Издательский центр ЮУрГУ, 2022

Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.454.2

КОНЦЕПЦИЯ ЭЛЕКТРОНАСОСНОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Д.В. Куплевацкий, М.В. Горт, Д.В. Кадигроб, Н.А. Счастливый
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

Ведущие инженеры и ученые со всего мира, проделав колоссальную работу сильно продвинулись в проектировании и разработки жидкостных ракетных двигателей. В статье описана работа и состав концептуальной электронасосной системы подачи топлива для использования с жидкостным ракетным двигателем РД-0120, работающим на компонентах «жидкий кислород-жидкий водород». С использованием предложенного варианта системы подачи топлива становится диагностируема и контролируема, достигается большая производительность двигателя и надежность агрегатов. Прогрессирование технологий, только увеличивают потенциал жидкостных ракетных двигателей, актуальность в разработке и модернизации достигают высокого уровня.

Ключевые слова: двигатель, генератор, регулятор, топливо, турбина, накопитель, преобразователь.

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) не используют для работы окружающую среду, поэтому могут функционировать, как в условиях атмосферы, так и в условиях космического пространства. Преимущественно данный тип двигателей используют на космических кораблях. На примере двигателя РД-0120, который использовался в роли маршевого двигателя на проекте «Энергия», рассмотрим модернизацию турбонасосной системы подачи топлива [1].

РД-0120 – ЖРД, работающий на криогенном ракетном топливе, с самыми высокими удельными характеристиками среди двигателей своего класса. РД-0120 разрабатывался с целью использования на космических аппаратах и ракетах-носителях [2]. Двигатель разработан на основе дожигания генераторного газа, отработанного турбиной.

РД-0120 является двухкомпонентным ЖРД, соответственно основным моментом в работе двигателя является качественное смешивание и быстрая скорость подачи горючего и окислителя в камеру сгорания, что осуществляется посредством форсуночной головки. С помощью турбонасосного агрегата высокого давления, топливо попадает в камеру сгорания под

большим давлением и как результат, достигается максимальное значение удельного импульса за счет расширения рабочего тела. Возгорание горючего и окислителя в камере сгорания под давлением, образует большую кинетическую энергию, создавая реактивную тягу [3].

При рассмотрении пневмогидравлической схемы двигателя РД-0120 (рис. 1), необходимо обратить внимание, что двигатель работает посредством механических процессов, турбонасосный агрегат представляет собранный на едином валу комплекс агрегатов, который посредством отработанных газов приводится в движение, что значительно снижает его надежность, исключает возможность контроля и диагностики работы двигателя. На сегодняшний день технология производства двигателя РД-0120, практически не используется, но необходимо обратить внимание, что на базе именно этого двигателя производится современный РД-0146, который планируется использовать во многих перспективных проектах.

При внедрении в пневмогидравлическую структуру двигателя электрического двигателя на проводниках, накопителей и преобразователей, как представлено на рис. 2, даст возможность получить полностью автоматизированную систему управления работой двигателя. Это позволит повысить надежность и производительность двигателя, осуществлять контроль безопасного запуска и диагностику [4].

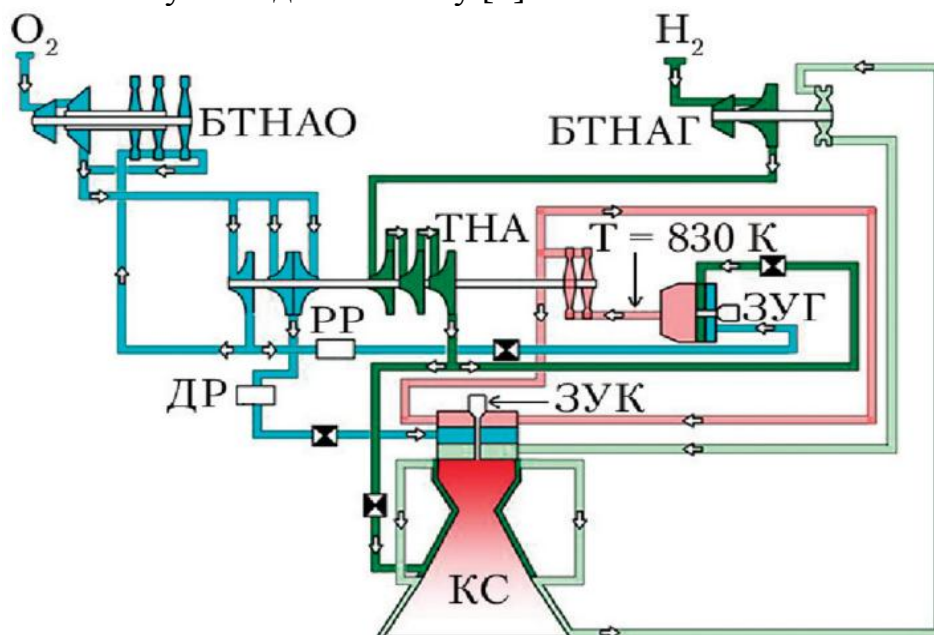


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема двигателя РД-0120

Электронасосная система подачи топлива состоит из охлаждаемой камеры сгорания 1, турбонасосного агрегата (ТНА) 2, вспомогательных насосных агрегатов 3 (ВНА1) и 4 (ВНА2), установленных на линии каждого из компонентов топлива для уменьшения действия кавитации на ТНА. Вспомогательные насосные агрегаты приводятся во вращение электроприводами 5 и 6. Под электроприводом понимается совокупность электродви-

гателя, частотных преобразователей 15 и 16, и электрической системы управления ими. Электрическая система управления электродвигателем может входить как в состав ЖРД, так и летательного аппарата.

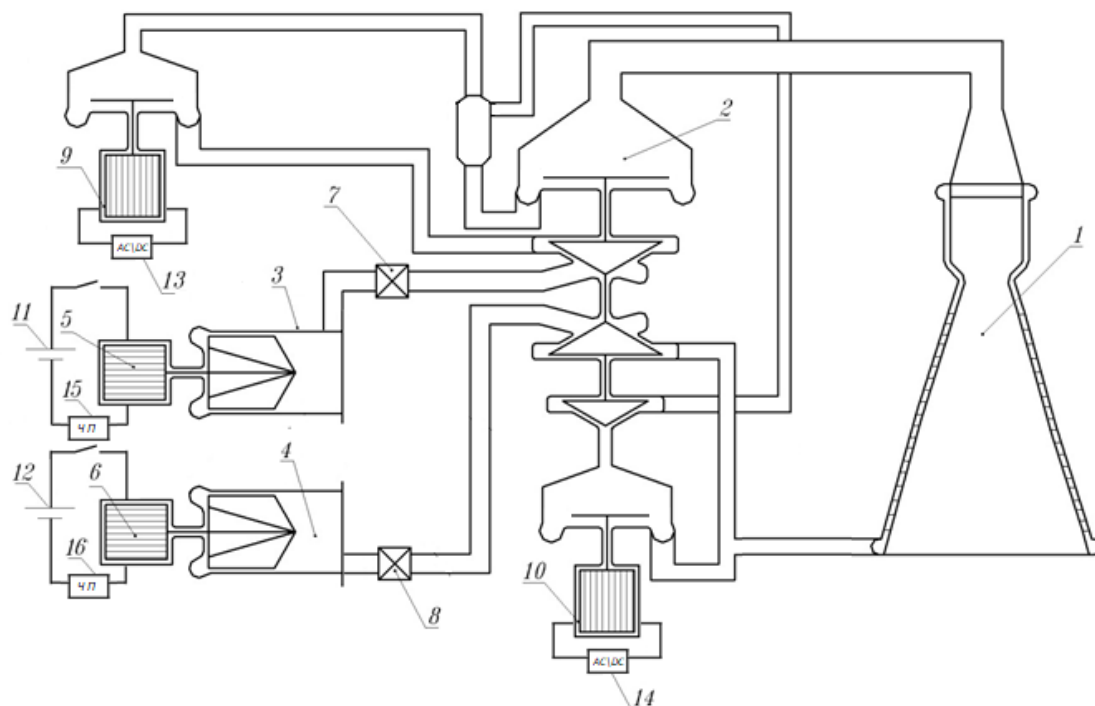


Рис. 2. Турбонасосная система подачи топлива жидкостного реактивного двигателя:

1 – камера сгорания; 2 – ТНА; 3,4 – ВНА; 5,6 – электропривод; 7,8 – клапан; 9,10 – турбоэлектрогенератор; 11,12 – аккумуляторные батареи; 13,14 – амплитудный преобразователь; 15,16 – частотный преобразователь

Чтобы обеспечить разделение насосов ВНА1 и ВНА2 с насосами ТНА, между выходами из ВНА1 и ВНА2 и входами соответствующих насосов ТНА установлены клапаны 7 и 8. Для обеспечения подзарядки системы электропитания по линии давления обоих компонентов топлива установлены, приводимые во вращение гидротурбинами, турбоэлектрогенераторы 9 и 10 и амплитудные преобразователи 13 и 14. Независимая система электропитания состоит из двух блоков аккумуляторных литий-ионных батарей 11 и 12, литий-ионных конденсаторов и амплитудных преобразователей 13 и 14.

Для запуска двигательной установки ракеты-носителя на стартовой позиции необходимо нагреть для создания необходимого давления газификатор. После выхода на рабочее давление, топливо подаётся в турбину, которая на холостом ходу выходит на заданные номинальные скорости. После выхода на номинальные обороты проверяется генератор, если температура обмоток достаточна для условия проводимости, то запускается преобразователь и начинает заряжать накопительную ёмкость. После зарядки ёмкости разрешается запуск преобразователя для раскрутки насосов, проверяется температура двигателей и в случае положительного ответа датчиков

подается напряжение на электродвигатели, преобразователь раскручивая двигатель приводит в движение насос, который нагнетает топливо в рубашку камеры сгорания и в теплообменник. После того как в теплообменнике появляется первая порция тепла необходимость во внешнем подогреве газификатора снижается – машина постепенно выходит на рабочий режим.

Решение научно-технических проблем позволит создать уникальный ЖРД с высокими энергетическими параметрами.

Программа одnorазовых систем с точки зрения двигательных установок в общем определилась к 1989 г. Эту программу можно разбить на два этапа: первый этап – это непрерывное совершенствование конструктивных элементов, повышение надежности двигателей на основе статистического накопления данных, их массовых характеристик, и второй этап – изменение стратегических характеристик, связанных с форсированием двигателя по тяге до 230 т в пустоте и до 224 т на земле, повышением удельного импульса до 460,5 с в пустоте и до 443 с на земле. При этом планировалось изменение конструкции и компоновки.

К стратегическим характеристикам следует отнести и многообразие использования двигателя с доведением ее уровня до значений не ниже тех, которые соответствуют двигателю первой ступени [5].

Источник финансирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Челябинской области (Соглашение №379 от 07.12.2021 г.).

Библиографический список

1. Липлявый И.В., Мартыненко Ю.А., Романов В.Н., Титков Н.Е. Двигатели РД0146 и РД0148/Научно-технический юбилейный сборник. Воронеж: КБ химавтоматики.– 2001. – С. 18-22.
2. Мосолов С. В. Жидкостный ракетный двигатель // Большая российская энциклопедия. Том 10. Москва. – 2008. – 75 с.
3. Работы КБ химавтоматики по созданию кислородноводородных жидкостных ракетных двигателей / А. А. Гуртовой, С. Д. Лобов, В. С. Рачук, А. В. Шостак // Космическая техника и технологии. – 2014. – № 1(4). – С. 60-66.
4. Андреев В.П., Волович Н.В. Проектирование и испытание бортовых систем управления. / Андреев В.П., Волович Н.В. – Москва: Издательство МАИ-ПРИНТ, 2011. – 339 с.
5. Ворожеева О. А. Моделирование и исследование теплового состояния работающего в импульсном режиме жидкостного ракетного двигателя малой тяги: автореферат дис. кандидата технических наук: 05.07.05 / Ворожеева Олеся Андреевна; [Место защиты: Моск. гос. техн. ун-т им. Н.Э. Баумана]. – Москва, 2017. – 17 с.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА НА БАЗЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА

Е.А. Батулин, Т.Э. Латынский

Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

В работе проанализирована возможность создания ракетно-космического комплекса для выведения малых космических аппаратов на базе существующих платформ и сверхлегких ракет-носителей. Рассмотрен компонентный состав и варианты компоновок существующих конструкций.

Ключевые слова: малые космические аппараты, ракета-носитель, сверхлегкий класс, платформа.

В современном мире увеличивается потребность на запуск малых космических аппаратов (МКА) и их разработке. Для ускорения процесса изготовления и уменьшения стоимости малых спутников можно применять платформы КА, а для упрощения способа доставки малых КА на нужные орбиты и уменьшения затрат на запуск ракеты используются сверхлегкие РН.

Платформы КА имеют множество производственных преимуществ, таких как уменьшения расходов на проектирование и создание спутника и увеличения надежности, а также гарантированный срок изготовления от производителя. Что немаловажно на МКА экономически выгодно совершать проверку ряда инновационных технических решений, нововведений. Часто космическая платформа состоит из всех систем спутникового обслуживания без модуля полезной нагрузки (ПН), в основе которых лежит система электропитания, система управления движением и ориентацией в космосе, а также апогейные двигатели и двигатели коррекции положения на орбите. Обычно платформы оптимизируются с учетом массы выводимой ПН, которая представляет собой общую массу КА и объем эклектичной системы снабжения (рис. 1).

В качестве наглядных примеров рассмотрены некоторые виды МКА.

«Гонец-Д1М» – российский информационный спутник, созданный для сбора, передачи и обработки информации. Спутник создан на основе платформы КА малого класса с недостаточной герметичностью.

«Экспресс-500» (рис. 2, а). Масса МКА 280 кг и средствами выведения на орбиту являются РН «Космос-3М» (по два КА на ракету), «Рокот» (по три КА на ракету), «Союз-2» с разгонным блоком (РБ) «Фрегат» (по четыре КА на ракету).

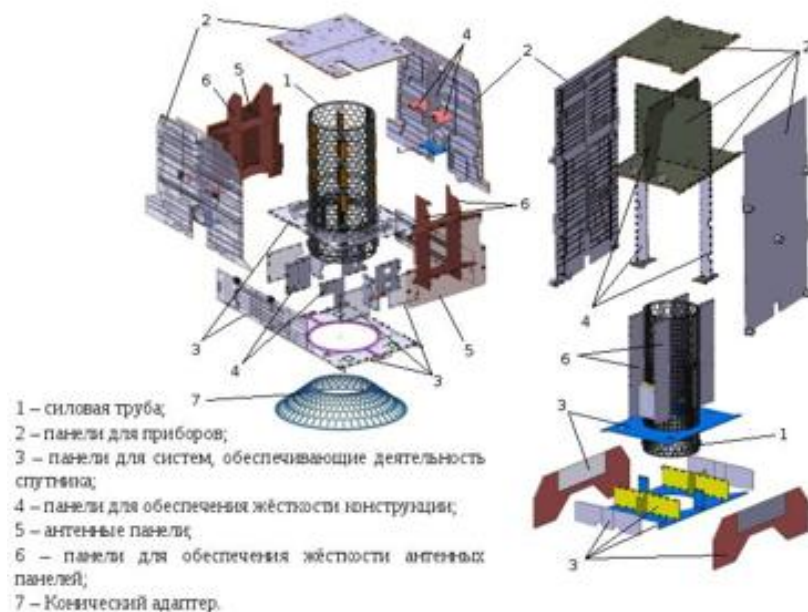


Рис. 1. Состав конструкции КА

«Север» – российский спутник, созданный для радиолокационного мониторинга ледовой обстановки в Арктике и Антарктиде, а также в замерзающих морях, чтобы регулировать судоходство. Может также мониторинг и наблюдение за состоянием различных территорий. Масса МКА составляет примерно 300 килограмм, из которых бортовой радиолокационный комплекс (БРЛК) составляет 120 кг, а космическая платформа «Нева», на которой построен спутник, составляет примерно 150 кг (рис. 2, б). Способом вывода МКА на орбиту является РН «Старт».

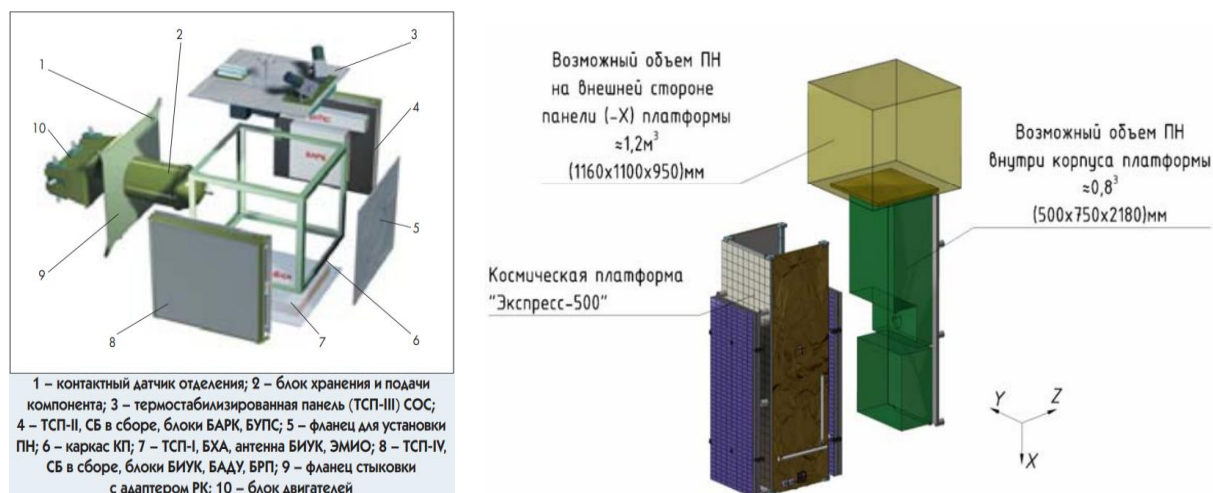


Рис. 2. Состав конструкций КА:
 а (слева) – платформы КА «Нева», б (справа) – «Экспресс-500»

«Rapid Eye» – немецко-британские спутники, состоящие из 5 МКА в системе. Предназначены для дистанционного зондирования Земли в оптическом диапазоне волн (оценка состояния земли и посевов зерновых культур), картография, а также для съемки земной поверхности. Спутники соз-

даны на основе платформы Microsat-150 (SSTL-150) Стартовая масса КА составляет примерно 156 кг. Способом вывода спутников на орбиту является РН «Днепр». Но так как спутники являются малыми по массе и размерам их можно выводить на орбиту и другими РН легкого и сверхлегкого класса, например, РН «Таймыр».

«ОСО» – американский спутник, созданный в качестве орбитальной обсерватории. Спутник создан на базе спутниковой платформы LEOStar-2. Стартовая масса МКА составляет 441 кг. Способом вывода на орбиту является РН «Таурус XL-3110» [1, 2].

В настоящее время разрабатывается множество РН сверхлегкого класса, для доставки КА массой до 500 кг на околоземную орбиту.

У сверхлегких РН имеется несколько преимуществ, связанных с их относительно небольшими массово-габаритными характеристиками: длина ракеты примерно 10–20 м, а диаметр порядка 1 м, масса ракеты на старте составляет около 10 тонн. У таких РН есть и минусы: с уменьшением габаритов РН, снижается конструктивная уникальность РН, а с уменьшением размеров двигателей начинает расти процент газодинамических потерь. Решить данное противоречие возможно только поиском новых конструкций ракеты и технологий их создания. Возможно использование в производстве топливных баков ракеты более легких композитных материалов на основе углеродных нитей вместо металла, а для подачи топлива в малые двигатели можно использовать электронасосы с питанием от литий-полимерных аккумуляторных батарей. Такое решения уменьшает габариты двигателя и упрощает управление подачи компонентов топлива.

Своей конструкцией РН Alpha (США) (рис. 3) заинтересовала современных специалистов в области ракетостроения.



Рис. 3. Конструкция РН Alpha компании Firefly Aerospace

Большой интерес к РН вызвал клиновоздушный жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) – с центральным телом. Он позволил, за счет регулирования давления газовой струи, в зависимости от варьирования атмосферного давления в процессе увеличения высоты, с помощью клиновидного сопла, уменьшить массу ракетного топлива на 30 %.

Лидером среди РН сверхлёгкого класса является американская ракета Electron (рис. 4) со схемой «тандем».



Рис. 4. Конструкция РН Electron компании Rocket Lab

В РН Electron используются следующие новаторские технологии. Основные элементы конструкции (головной обтекатель, основной корпус и т.д.) производятся из композитных материалов на основе углерода. Для топливных баков окислителя используют такой материал, который не вступает в реакцию с жидким кислородом. Все базовые элементы ЖРД Reserford изготавливаются с помощью 3D-печати. На первой и второй ступенях РН применяют электро-турбо насосы, питающиеся от разных аккумуляторных батарей (литий-полимерных, литий-ионных). Так как запуск данной РН имеет большую себестоимость из-за одноразового использования, поэтому планируется модифицировать конструкцию для многократного применения, для этого уже были изготовлены парашюты и система управления для приземления отработавшей ступени.

РН Vector американской компании Vector Space Systems широко используется на рынке коммерческих пусков малых спутников. Существует две модификации данной ракеты Vector-H и Vector-R (рис. 5). Большая часть элементов конструкции РН Vector (топливные баки, переходный

адаптер, головной обтекатель и т.д.) изготавливаются из композитных углеродистых материалов. На начальной ступени РН Vector-R тягу создают три ЖРД на пропилене и кислороде, а на Vector-H – шесть таких же двигателей. В производстве РН используются передовые технологии, в частности 3D печать инжекторов ЖРД. Так же существует трехступенчатый вариант РН Vector с электрическим ракетным двигателем или с твёрдотопливным РД на третьей ступени. В будущем планируется модифицировать РН для многократного использования начальной ступени. Приземление планируется осуществлять с помощью управляемого парашюта [3].

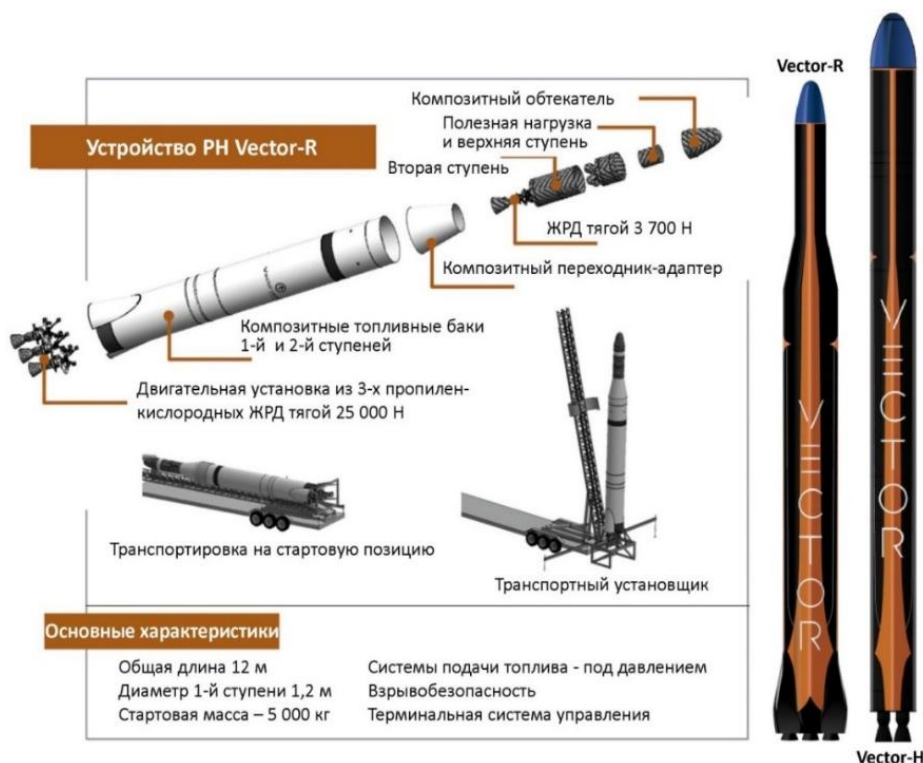


Рис. 5. Конструкция РН Vector компании Vector Space Systems

Российская компания «Лин Индастриал» разрабатывает сверхлёгкую РН «Таймыр». С самого начала проекта планировали использовать модульную компоновку с последовательным и параллельным расположением универсальных ракетных блоков (УРБ), которые упростили и ускорили сборку РН. Для этого были созданы четыре основных УРБ – УРБ-1, УРБ-2, УРБ-3 и РБ-2. Но в процессе разработки проекта компания решила в корне поменять конструкцию РН – отказаться от блочной компоновки. Было решено сделать двухступенчатую ракету со схемой «тандем» (рис. 6). На первой и второй ступенях тягу будут создавать инновационные 3D печатные двигатели на керосине и концентрированной перекиси водорода – «Цандер» (первая ступень) и «Кондратюк» (вторая ступень). Вытеснительную систему подачи топлива с помощью сжатого гелия решили заменить на электронасосную, работающую с помощью аккумуляторов. Баки плани-

руют изготавливать из высокопрочного алюминиевого сплава, а головной обтекатель из углепластика [4].



Рис. 6. Конструкция РН Таймыр компании «Лин Индастриал»

Сверхлегкая РН «Иркут» российской компании с посадкой в самолетном режиме будет производиться в двух вариантах: одноразовый и многоразовый. Многоразовый вариант будет иметь поворотное крыло, турбореактивный двигатель и шасси, за счет которых первая ступень будет возвращаться на землю. Общая конструкция РН будет двухступенчатой с РБ. Ступени будут снаряжены ЖРД на метане и жидком кислороде, а РБ двумя ЖРД на несимметричном диметилгидразине и тетраоксиде азота [5].

Таким образом, спутники на базе платформ КА упрощает и ускоряет процесс сборки, а также уменьшает его себестоимость. А сверхлегкие РН позволяют в свою очередь сохранить себестоимость, обеспечить стабильность и оперативность запуска, с помощью инновационных технологий и конструктивных решений.

Библиографический список

1. Портал eoПортал Электронный ресурс: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/rapideye> (дата обращения 19.04.2022).
2. Новости космонавтики №7, 2005 Электронный ресурс: <https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/nk/2005/7/2005-07.pdf> (дата обращения 20.04.2022)
3. Ключников, В. Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. ЧАСТЬ 2 / В. Ю. Ключников // Воздушно-космическая сфера. – 2019. – № 4(101). – С. 64-75. – DOI 10.30981/2587-7992-2019-101-4-64-75.
4. Ракета-носитель «Таймыр» Электронный ресурс: <https://spacelin.ru/osnovnye-proekty/raketa-nositel-taymyr/> (дата обращения 12.04.2022).
5. Журнал "Космическая техника и технологии" № 1 (36), 2022 Электронный ресурс: <https://www.gazeta.ru/science/news/2022/02/03/17232373.shtml> (дата обращения 18.04.2022).

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ВЫБОР КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

И.Д. Колмагоров, Е.С. Скорых
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

Произведена оценка массовых характеристик ракеты-носителя, проведено сравнение различных топливных пар, используемых в ракетных блоках ракеты, одно- и двухступенчатых вариантов исполнения ракеты-носителя.

Ключевые слова: ракета-носитель, масса топлива, стартовая масса, относительная масса, ступень, конструктивная характеристика.

Выбор компонентов топлива ракетных блоков (РБ) значительно влияет массогабаритные характеристики и эффективность проектируемого ракеты-носителя (РН). На начальных этапах разработки РН их можно оценить на основе статистических данных, так как за время развития ракетно-космической техники был накоплен существенный опыт [1].

Наибольшее влияние на стартовую массу РН оказывает её характеристическая скорость V_X и масса полезной нагрузки $M_{пн}$ [2].

Для выведения полезной нагрузки на низкую круговую орбиту требуется $V_X = 10 \frac{\text{км}}{\text{с}}$ [2]. Для двухступенчатой РН запас характеристической скорости будет равен [3]:

$$V_X = V_{X1} + V_{X2}, \quad (1)$$

где V_{X1} и V_{X2} – запас характеристической скорости первой и второй ступени соответственно, которые определяются по формуле Циолковского:

$$V_{Xi} = \omega_i \cdot \ln(\mu_i), \quad (2)$$

где μ_i – число Циолковского или относительная масса i -той ступени, которая равна отношению начальной массы ступени к конечной массе ступени; ω_i – идеальная скорость истечения рабочего тела или удельный импульс двигателя в пустоте, м/с (табл. 1) [1, 4].

Выражая из (2) μ_i получено:

$$\mu_i = e^{\frac{V_{Xi}}{\omega_i}}. \quad (3)$$

Для оценки эффективности РН введен безразмерный параметр относительной массы ракеты:

$$p_0 = \frac{M_0}{M_{\text{ПГ}}}. \quad (4)$$

где M_0 – стартовая масса ракеты. Чем меньше значение p_0 , тем эффективнее РН.

Таблица 1

Некоторые характеристики топлива [2, 5]

Топливная пара	Керосин + Жидкий кислород	Жидкий водород + Жидкий кислород	СПГ + Жид- кий ки- слород
ω_i , м/с	3475	4280	3740
Плотность окислителя, кг/м ³	1140	1140	1140
Плотность горючего, кг/м ³	860	70	420
Соотношение компонентов (масса окислителя/ масса горючего)	2,9	5,5	3,5

Так как:

$$M_0 = \sum_{i=1}^N M_{\text{РБ}i} + M_{\text{ПГ}}, \quad (5)$$

где $M_{\text{РБ}i}$ – масса ракетного блока i -той ступени. Получено:

$$p_0 = \sum_{i=1}^N p_{\text{РБ}i} + 1, \quad (6)$$

Ракетный блок (РБ) – каждая отдельная часть ракеты, предназначенная для разгона полезной нагрузки. Масса ракетного блока состоит из массы конструкции (сухая масса) и массы топлива [2].

Масса топлива РБ вычислена по формуле [1]:

$$M_T^{\text{РБ}} = \frac{\left(e^{\frac{V_X}{\omega}} - 1 \right) \cdot (s - 1)}{s - e^{\frac{V_X}{\omega}}} \cdot M_{\text{ПГ}}, \quad (7)$$

где s – конструктивная характеристика ракетного блока (отношение стартовой массы ракетного блока, к сухой массе ракетного блока) [1]. Чем выше s , тем эффективнее РБ. Тогда получено, что стартовая масса РБ равна:

$$M^{\text{РБ}} = M_T^{\text{РБ}} + M_K^{\text{РБ}} = M_T^{\text{РБ}} + \frac{M_T^{\text{РБ}}}{s - 1} = \frac{\left(e^{\frac{V_X}{\omega}} - 1 \right) \cdot s}{s - e^{\frac{V_X}{\omega}}} \cdot M_{\text{ПГ}}, \quad (8)$$

где M_K^{PB} – масса конструкции ракетного блока (сухая масса), в которую входит масса баков и арматуры, масса двигателя, масса обшивки, масса системы управления, масса органов управления и так далее.

Тогда из (4) получено:

$$p_{PB} = \frac{\left(e^{\frac{V_X}{\omega}} - 1 \right) \cdot s}{s - e^{\frac{V_X}{\omega}}}. \quad (9)$$

Значение конструктивной характеристики s ракетного блока выбирается на основании статистических данных (табл. 2) [2, 6–8]. При этом $s > e^{\frac{V_X}{\omega}} = \mu$, так как в противном случае РБ не будет обладать достаточным запасом топлива для обеспечения требуемой характеристической скорости.

Таблица 2

Параметры известных ракетных блоков

Параметры известных ракетных блоков						
Топливная пара	Ракета	Ступень (РБ)	Стартовая масса, т	Сухая масса, т	s	S _{ср}
Керосин + Жидкий ки-слород	Союз 2	1	44,413	3,784	11,74	12,22
		2	99,765	6,545	15,24	
		3	27,755	2,355	11,79	
	Зенит	1	353	34,2	10,32	
		2	89,8	9,2	9,76	
	Атлас 5	1	305	21,054	14,49	
2		23	2,243	10,25		
Жидкий Во-дород + Жидкий ки-слород	Ариан 5	1	170	15	11,33	
	Н 11 А	3	114	14	8,14	
		4	20	3,4	5,88	

Выражение (6) справедливо и для одноступенчатой ракеты. Однако одноступенчатая ракета требует очень высокого значения параметра s для используемого в ней вида топлива, чтобы параметр p был приемлемым. Так для пары «жидкий водород + жидкий кислород» и для $p_0=30$ $s=15,26$ минимальное значение конструктивной характеристики необходимое для одноступенчатой РН на этой топливной паре приблизительно равно 10,5. При этом $p_0=631,7$, то есть одноступенчатая ракета будет очень большой и тяжелой. К тому же для современных кислород-водородных РБ в среднем $s=8,9$, то есть для одноступенчатой РН его требуется серьезно повысить, например использованием в конструкции современных композитных мате-

риалов. При этом такая РН всё равно будет намного тяжелее и больше, чем многоступенчатая РН, к конструкции которой при проектировании применялись аналогичные методы по снижению массы. К тому же двигатель одноступенчатой РН должен одинаково эффективно работать и в атмосфере на всех высотах, и в безвоздушном пространстве.

Так как в настоящее время не существует эксплуатируемых РН, использующих в качестве горючего сжиженный природный газ (СПГ), то в первом приближении значение s найдём, исходя из средней плотности топливной пары СПГ + Жидкий кислород, путём интерполяции между значениями для РБ на компонентах Жидкий Водород + Жидкий кислород и для РБ на Керосин + Жидкий кислород. Получим $s=10,4$.

Тогда для ракетного блока получаем графики зависимости относительной массы p ракетного блока от величины его запаса характеристической скорости для трёх топливных пар (рис. 1).

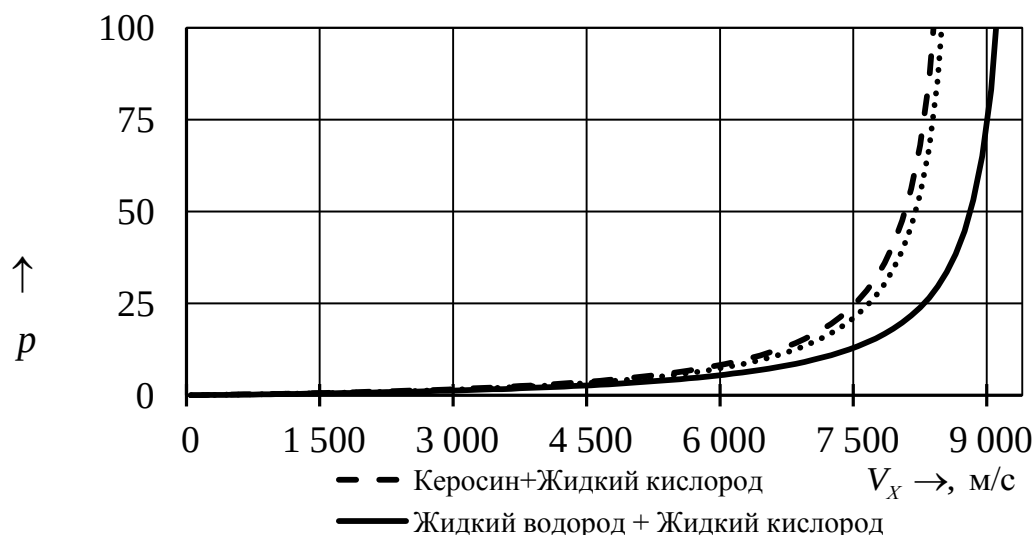


Рис. 1. Относительная масса ракетного блока

По относительной массе выигрывает топливная пара «жидкий водород + жидкий кислород», при этом существенное преимущество перед другими топливными парами имеется только при высоких значениях V_x , поэтому использование жидкого водорода неэффективно на первых ступенях РН, но эффективно на разгонных блоках [3]. На фоне высокого удельного импульса у этой топливной пары есть ряд недостатков: низкая плотность водорода, которая приводит к увеличению объёма баков и увеличению сухой массы ракетного блока; высокая удельная стоимость производства; взрывоопасность; низкая температура кипения и проблемы с хранением и заправкой РН компонентом.

Сжиженный природный газ (СПГ) – достаточно дешёвый компонент, удельный импульс двигательной установки с СПГ в качестве горючего немного выше, чем у керосина, а плотность в два раза ниже. При этом близки температуры кипения СПГ и жидкого кислорода, что упрощает конструи-

рование топливных отсеков РБ. СПГ не образует с кислородом взрывоопасных смесей [3].

Определена относительную массу ракеты [4]:

$$p_0(\lambda) = \frac{1 - \frac{1}{s_2}}{\lambda \cdot \left[e^{-\frac{V_X + \omega_1 \cdot \ln\left(\frac{1}{s_1} + \lambda \cdot \left(1 - \frac{1}{s_1}\right)\right)}{\omega_2}} - \frac{1}{s_2} \right]}, \quad (10)$$

где $\lambda = \frac{M_{02}}{M_{01}}$ – соотношение масс ступеней; $M_{01}=M_0$ и M_{02} – стартовые массы ступеней ракеты. Учитывая, что $s > \mu$:

$$e^{-\frac{V_X + \omega_1 \cdot \ln\left(\frac{1}{s_1} + \lambda \cdot \left(1 - \frac{1}{s_1}\right)\right)}{\omega_2}} - \frac{1}{s_2} = \frac{1}{\mu_2} - \frac{1}{s_2} > 0. \quad (11)$$

Так как $M_0 = M_1^{PB} + M_2^{PB} + M_{III}$ и $M_{02} = M_2^{PB} + M_{III}$, найдём массу ракетного блока первой ступени:

$$M_1^{PB} = \frac{1 - \lambda}{\lambda} \cdot (M_2^{PB} + M_{III}), \quad (12)$$

где M_2^{PB} – масса ракетного блока второй ступени, которую определяем по формуле (8).

Оптимальное значение соотношения масс ступеней λ для двухступенчатой РН тандемной схемы с жидкостными ракетными двигателями с $V_X = 10$ км/с лежит в пределах от 0,07 до 0,4 (рис. 2).

Для РН Атлас 5: $\lambda = 0,07$, $p_0 = 34$; РН Зенит: $\lambda = 0,2$, $p_0 = 30$; РН Союз 2.1в: $\lambda = 0,17$, $p_0 = 48$ (на первой и второй ступени в качестве горючего используется керосин); РН Falcon 9: $\lambda = 0,2$, $p_0 = 24$ (на первой и второй ступени в качестве горючего используется керосин). В случае РН Союз 2.1в отклонение от графика вызвано влиянием места старта. Отклонение значения $p(\lambda)$ для РН Falcon 9 вызвано высоким по сравнению со средним значением $s=19$.

Из построенных графиков следует, что наибольшей эффективностью обладает двухступенчатая РН, у которой на первой и второй ступени используется топливная пара «СПГ + жидкий кислород». Если же вторая ступень должна иметь большой запас характеристической скорости, $V_X > 6$ км/с, то целесообразно использовать в ней топливную пару «жидкий водород + жидкий кислород». Стартовые массы ступеней (РБ) двухступенчатой ракеты тандемной схемы рационально выбирать: $\lambda = 0,07 \dots 0,35$.

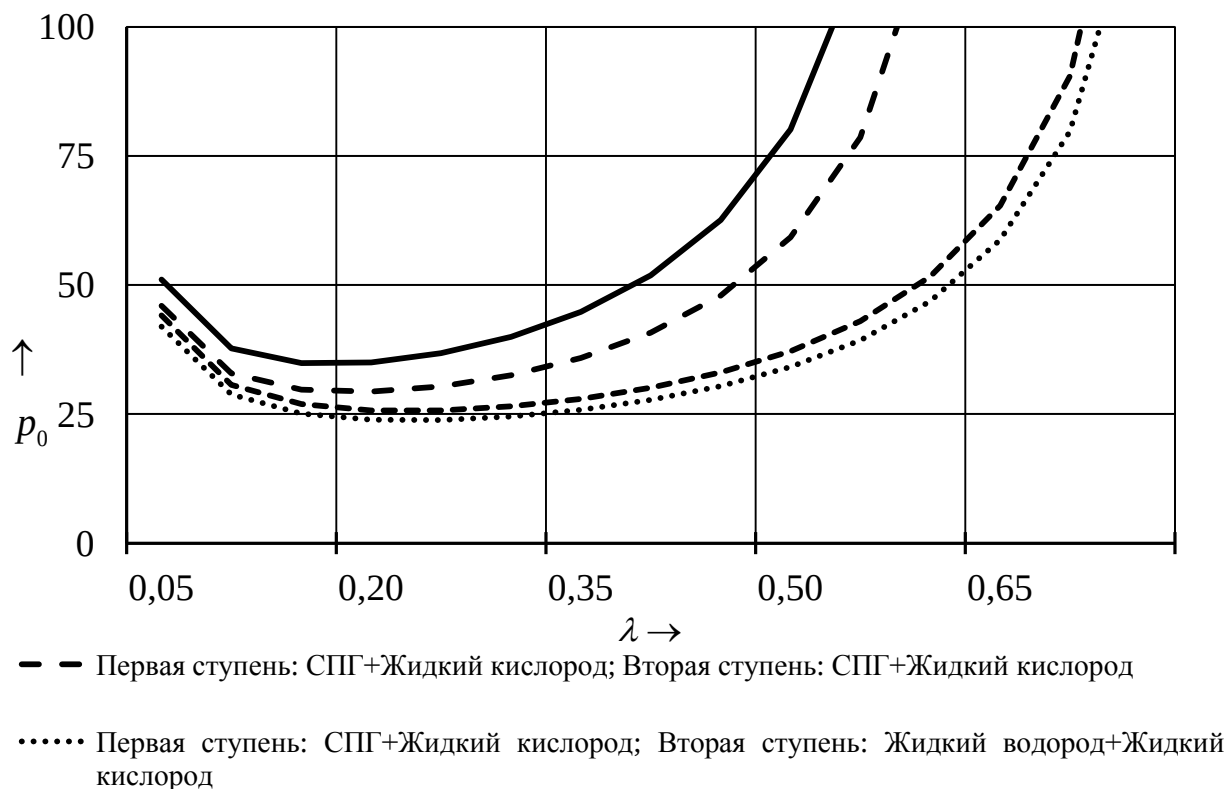


Рис. 2. Зависимость относительной массы двухступенчатой РН от соотношения стартовых масс ступеней

Получив по формулам (8) и (12) предварительные стартовые массы ракетных блоков, можно переходить к более подробному проектировочному расчёту масс элементов конструкции РН и определению габаритных характеристик [9].

Использование же одноступенчатой схемы РН повышает требования к конструкции, двигателю, прочности, стартовому комплексу, средствам транспортировки, производству и т.д., что в итоге ведет к увеличению стоимости производства, предстартовой подготовки, запуска, содержания стартового комплекса и РН. Если одноступенчатая РН многоразовая, то её конструкция ещё усложняется, так как ей необходимо переживать вход в атмосферу с орбиты как можно большее количество раз. В случае двухступенчатой РН с возвращаемой первой ступенью, нагрузки на неё заметно ниже, так как она не набирает первую космическую скорость. Поэтому даже с учётом потери второй ступени двухступенчатая РН будет намного проще и дешевле в разработке, производстве, содержании и запуске, чем аналогичная ей одноступенчатая РН.

Библиографический список

1. Введение в проектирование, конструирование и производство ракет: учеб. пособие / В. В. Волоцув, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2017. – 88 с.

2. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 2. Основы проектирования ракет-носителей [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В.И. Куренков; Минобрнауки России, Самар. гос.аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т) – <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Konstrukciya-i-proektirovanie-izdelii-raketnokosmicheskoi-tehniki-elektron-ucheb-posobie-Ch-2-Osnovy-proektirovaniya-raketnositelei-54593> (дата обращения: 22.04.2022).
3. Основы проектирования транспортных космических систем: учебное пособие / Л. П. Мухамедов. – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 265 с.
4. Коровин В.В. Определение массовых характеристик двухступенчатой ракеты // Инновационная наука. – 2017. – С. 40-44.
5. Жидкостный ракетный двигатель – Википедия [Электронный ресурс]: https://ru.wikipedia.org/wiki/Жидкостный_ракетный_двигатель#Компоненты_топлива (дата обращения: 22.04.2022).
6. Союз-2 (семейство ракет-носителей) – Википедия: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Союз-2_\(семейство_ракет-носителей\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Союз-2_(семейство_ракет-носителей)) (дата обращения: 22.04.2022).
7. Ариан-5 – Википедия: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Ариан-5> (дата обращения: 22.04.2022).
8. Атлас-5 – Википедия: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Атлас-5> (дата обращения: 22.04.2022).
9. Куренков, В.И. Основы проектирования ракет-носителей. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика. [Текст] / В.И. Куренков под ред. А.Н.Кирилина. – Самара: СГАУ. 2011. – 458 с.
10. Ракетный блок. 2-ая ступень. Союз-2.1в [Электронный ресурс]: <https://www.ecoruspace.me/2-ая+ступень.+Союз-2.1в.html> (дата обращения: 22.04.2022).
11. Falcon 9 – Википедия: https://ru.wikipedia.org/wiki/Falcon_9 (дата обращения: 22.04.2022).

УДК 629.764.7

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВРАЩЕНИЯ ОСТАТКОВ ТОПЛИВА НА ИНЕРЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ

Р.А. Лазорак, А.Е. Максименко, Д.Р. Шайнурова, М.В.Кабанова
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

В работе рассмотрена картина поведения компонентов ракетного топлива на пассивном участке траектории. Описана взаимосвязь между параметрами движения топлива в баке ракеты-носителя и районом падения отделяющейся части.

Ключевые слова: ракета-носитель, район падения, отделяющаяся часть, пассивный участок траектории.

Современные ракеты-носители представляют собой сложные, многокомпонентные системы, каждая составляющая часть которых выполняет строго определенную функцию. При проектировании новых элементов конструкции разработчикам приходится руководствоваться не только технологическими требованиями, но и нормативными актами и регламентами, регулирующими нормы экологической и техногенной безопасности.

Одной из важнейших задач современного ракетостроения является снижение негативного воздействия на окружающую среду. Для её достижения зачастую руководствуются таким понятием, как район падения отделяющихся частей ракет-носителей (РП ОЧ РН).

Под РП подразумевается область на поверхности суши, в которой находятся точки падения ОЧ РН. В этих заранее определенных районах запрещается размещать какие-либо сооружения или находиться людям, тем более в день запуска. Эти области строго регламентируются постановлениями Правительства Российской Федерации [1], и могут называться как зоны отчуждения.

Необходимость уменьшения РП диктуется несколькими факторами, в число которых входит безопасность граждан и сооружений, политические, экономические и экологические соображения.

Для уменьшения размеров РП разработаны и предложены различные конструктивные и математические модели. Известны способы соединения элементов конструкции гибким тросом [7] в целях уменьшения множества зон падения обломков до одной, программные модели изменения угла тангажа с целью уменьшения размеров зон падения [9] и т.д.

Большое значение уделяется способам «мягкой посадки», при использовании которых можно добиться возвращения ракетного блока (РБ) без значительных повреждений, что позволяет использовать его повторно. Подобная технология подробно рассматривалась в патенте [8].

Несмотря на это, недостаточно внимания уделяется проблеме наличия гарантийных запасов топлива (ГЗТ) в баках отделившихся РБ, хаотичное движение которых способно привести к колебательному движению ОЧ РН [2]. В случае повреждения оболочки бака или РБ возможен пролив чрезвычайно токсичного топлива (например, НДМГ и АТ), способный привести к длительному загрязнению почвы, растений и созданию неблагоприятной биологической ситуации в зоне отчуждения [5].

Согласно исследованиям РКК «Энергия», ГЗТ составляют от 1% до 3% от начальной массы топлива всей ракеты. В некоторых случаях эта цифра стремится к сотням килограмм [3]. На сегодняшний день известны методики расчёта ЖРД, где ГЗТ составляют 2-5% от общего объема заправляемого топлива [4].

Поведение ГЗТ подробно рассмотрено в работе Трушлякова В.И. [6]. Автор установил, что в начале баллистического участка при достижении верхнего днища компонент топлива отражается от него, а затем в хаотичном порядке распределяется по объему всего топливного бака и внутренних элементов его конструкции.

Влияние осевой перегрузки и газификации жидких компонентов ракетного топлива рассмотрено в работе Куденцова В.А. [10]. Автор описывает общую картину распределения ГЗТ по объему бака и проводит сравнение результатов расчета при введении дополнительного газификатора.

Согласно исследованию Ю.С. Павлюка в работе [11], наличие жидких компонентов ракетного топлива (КРТ) в баках является причиной появления дополнительных возмущающих сил, способных оказать существенное влияние на свойства летательного аппарата (ЛА) в диапазоне частот собственных колебаний. Значение данных сил определяется величиной гидродинамического давления жидкости в каждой точке внутренней стенки поверхности бака. Так, при невозмущенном движении полное давление в любой точке жидкости у стенки бака описывается уравнением:

$$P_{cj}(x_1, y_1, z_1, t) = P_{Hj}(t) - (V_{Mx1} - g_{x1}) \cdot \rho_j x_1 + \rho_j \frac{u_j^2}{2} + c_j(t),$$

при $h_j \leq x_1 \leq H_j, y_1 \leq R_j, z_1 \leq R_j$.

Расчет уравнения проводится в системе координат (СК) x_1, y_1, z_1 .

Здесь P_{Hj} – величина абсолютного газового давления у свободной поверхности j -го бака; V_{Mx1} – проекция на ось x_1 вектора ускорения, с которым движется центр масс в указанной СК; g_{x1} – проекция на x_1 вектора ускорения силы тяжести; ρ_j – плотность жидкости; u_j – относительная скорость движения уровня жидкости в j -м баке; $c_j(t) = \rho_j \cdot (V_{Mx1} - g_{x1}) \cdot H_j$; $H_j - h_j$ – уровень заполнения j -го бака; $R_j(x_1)$ – радиус j -го бака в сечении x_1 .

Влиянием u_j на P_{cj} можно пренебречь, поскольку данная величина обуславливается за счет расхода топлива и на баллистическом участке траектории в ОЧ РН отсутствует.

Следовательно, при невозмущенном движении ЛА по баллистической траектории давление жидкости на стенки бака практически является функцией только осевой перегрузки и уровня заполнения бака. Однако, при возмущенном движении ЛА на стенки бака будет также действовать дополнительное гидродинамическое давление жидкости, пропорциональное поперечной перегрузке.

Если его величина известна, то можно найти давление в любой точке объема жидкости и затем перейти к интегральным величинам – поперечной силе Q_{Tj} и моменту M_{Tj} относительно поперечной оси z_1 .

Для определения суммарной поперечной нагрузки на корпус ЛА от гидродинамических сил, действующих на топливный бак, воспользуемся формулой:

$$Y_T = \sum_{j=1}^N Q_{Tj},$$

где N – количество баков ЛА.

Суммарный момент этих сил относительно центра тяжести ЛА:

$$M_T = \sum_{j=1}^N (M_{Tj} + \Delta M_{Tj}).$$

С точки зрения сопротивления движению или силового воздействия на корпус ЛА, основное отличие жидкого топлива от твердого заключается в том, что в результате колебаний свободных поверхностей жидкостей в баках возникают дополнительные поперечная сила и момент. Это может привести к тому, что в полете способны появиться поперечные колебания корпуса с частотой, достаточно близкой к частоте собственных колебаний жидкости в баках, что, в свою очередь, является нежелательным фактором и способно привести к возникновению значительных поперечных инерционных нагрузок на корпус ЛА.

Поскольку ОЧ РН особо подвержены воздействию возмущающих факторов на баллистическом участке траектории, это может привести к увеличению размера РП.

Чтобы этого избежать, необходимо иметь определенное представление о характере движения ГЗТ и их распределении в объеме бака при различных параметрах движения.

Целью работы является рассмотрение расположения ГЗТ в объеме топливного бака при свободном падении ОЧ РН и наличии вращения в 10 рад/с по оси y_1 .

В качестве расчетной модели использована упрощенная модель бака горючего первой ступени РН Сатурн-5. Согласно источнику [12], в качестве топлива выбран керосин (RP-1), в качестве газа наддува – гелий. Габаритные размеры заданы близкими к оригиналу, в соответствии с данными источника [13]. Бак заполнен топливом частично.

Картина распределения КРТ по стенкам бака при частично установившемся движении ОЧ РН представлена на рис. 1, 2.

Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод, что при осевом закручивании топливного бака на участке свободного падения КРТ прижимаются к стенке бака и оказывают на нее давление, показанное на рис. 3, 4 соответственно.

Максимальная величина давления, достигаемого при подобном движении, составляет $P_{max} = 2,35 \cdot 10^5$ Па.

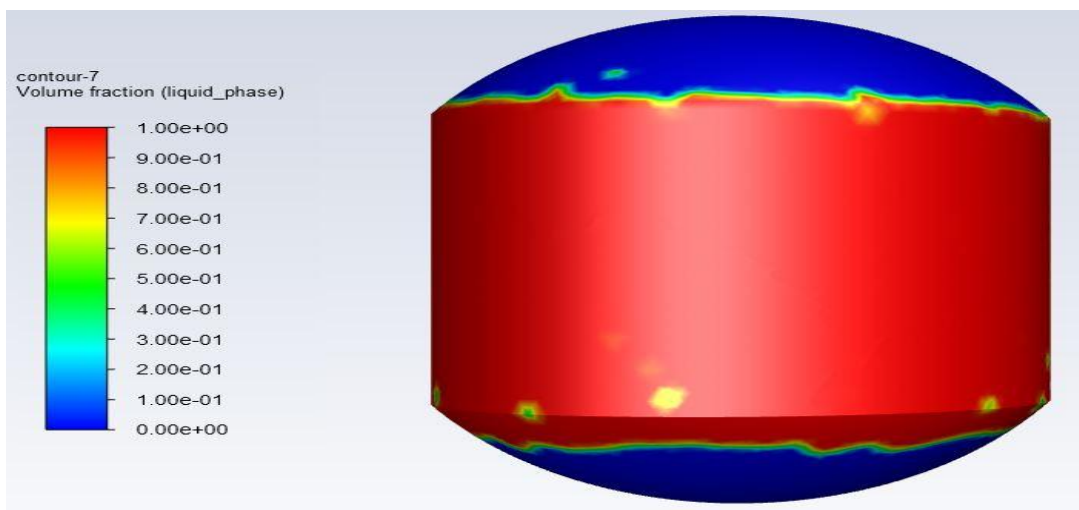


Рис. 1. Распределение КРТ по объему бака

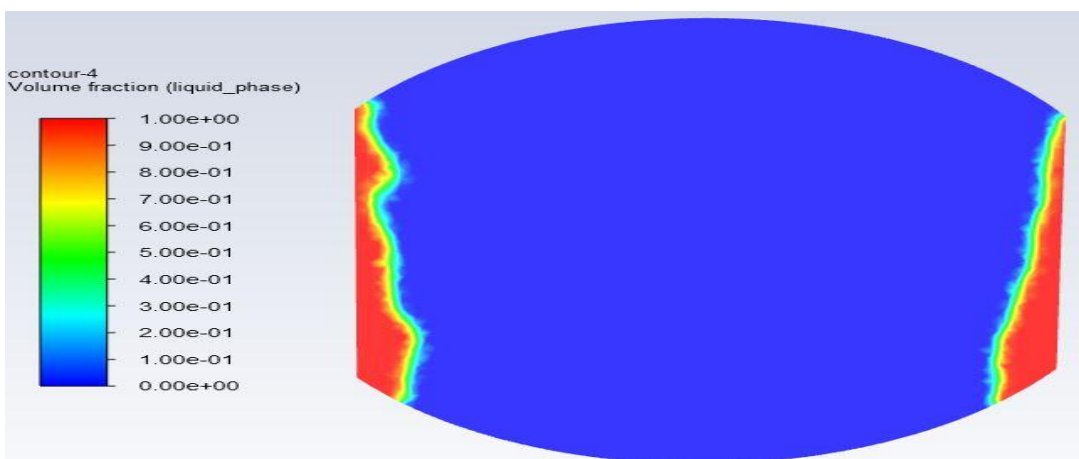


Рис. 2. Распределение КРТ по объему бака в разрезе

В соответствии с полученными результатами, данные значения соответствуют области с наибольшим количеством жидкости в ней – вблизи к основанию нижней части бака, что говорит о необходимости введения дополнительных конструктивных элементов, препятствующих возникновению деформаций оболочки конструкции.

Представленные результаты с использованием метода исследования, который описан в статье, соответствуют физическому течению процессов в схожего рода задачах. Поскольку возникающие в объеме бака колебания топлива носят хаотичный характер и точное их предсказание является затруднительным, полученные результаты будут применены при анализе и разработке внутрибаковых устройств, необходимых для стабилизации колебаний жидких компонентов топлива.

Источник финансирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание №FENU-2021-0014 (2021350ЛАБ)).

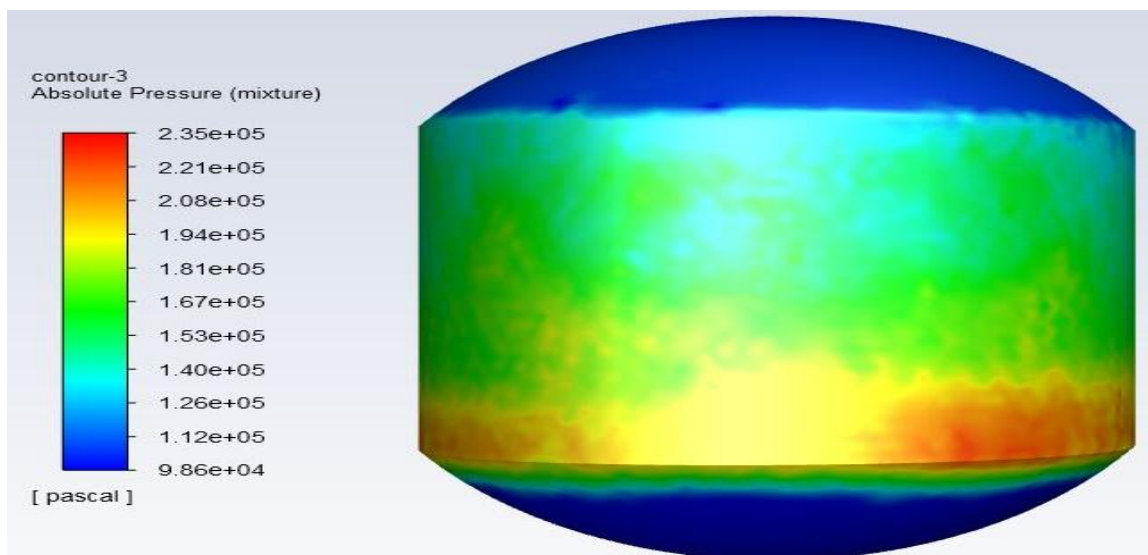


Рис. 3. Давление КРТ на бак

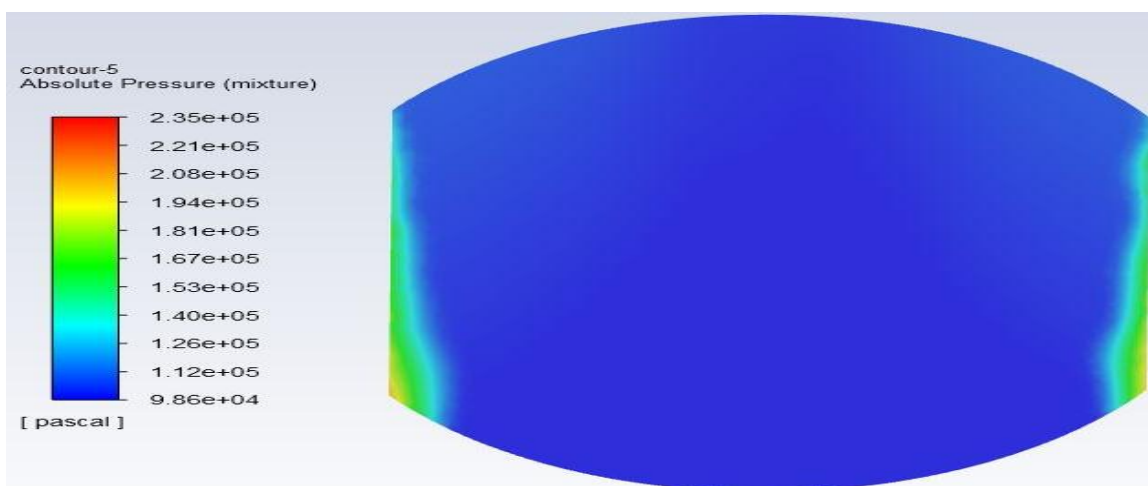


Рис. 4. Давление КРТ на бак в разрезе

Библиографический список

1. Постановление Правительства РФ от 31.05.1995 г., № 536 «О порядке и условиях эпизодического использования районов падения отделяющихся частей ракет».
2. Пат. № 2572014 С1 Российская Федерация, МПК В64G 1/62. Способ уменьшения районов падения отработанных ракетных блоков первой ступени ракетоносителя при их параллельном соединении / Ю. Г. Мехоношин, В. Н. Чижухин. – № 2014121642/11; заявл. 28.05.2014; опубл. 27.12.2015.
3. Арсеньев В.Н. Обеспечение падения отработавших частей ракеты-носителя в заданные районы при пусках с новых стартовых площадок / В. Н. Арсеньев, А. С. Фадеев, Р. Р. Казаков // Труды МАИ. – 2012. – № 58. – С. 1–11.
4. Пат. № 2309089 С1 Российская Федерация, МПК В64G 1/14, В64G 1/62. Способ возвращения на космодром многоразовой первой ступени ракеты / В.Г. Дегтярь, В.А. Данилкин, Ю.С. Телицын и др.: заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Государственный ракетный центр "КБ им.

академика В.П. Макеева". – № 2006110150/11; заявл. 29.03.2006; опубл. 27.10.2007.

5. Кузмак Г.Е. Динамика неуправляемого движения летательных аппаратов при входе в атмосферу / Кузмак Г.Е. – Наука, Глав. ред. физико-математической лит-ры, 1970. – 347 с.

6. Ульяновский Н.В. Оценка загрязненности ракетным топливом мест падения отработанных частей ракет-носителей на севере Российской Федерации / Н.В. Ульяновский, Д.С. Косяков, К.Г. Боголицын и др. // Экология и промышленность России. – 2013. – № 3. – С. 63–66.

7. Гаврелюк О.П. Гарантийные запасы топлива для ракет космического назначения / О.П. Гаврелюк, В.Г. Кирсанов // Космическая техника и технологии. – 2015. – № 3(10). – С. 100–106.

8. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для высших учебных заведений / М.В. Добровольский; под ред. Д.А. Ягодникова. – 3-е изд., доп. – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 461 с..

9. Трушляков, В. И. Снижение техногенного воздействия ракетных средств выведения на жидких токсичных компонентах ракетного топлива на окружающую среду / В.И. Трушляков, В.В. Шалай, Я.Т. Шатров. – Омск: Омский государственный технический университет, 2004. – 219 с

10. Куденцов В.Ю. Положение жидких остатков топлива в баке отработанной ступени ракеты при баллистическом спуске / В.Ю. Куденцов, А.В. Куденцов // Омский научный вестник. Серия Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. – 2021. – Т. 5. – № 1. – С. 53–60.

11. Павлюк Ю.С., Сакулин В.Д. Основы устойчивости движения баллистических ракет с жестким корпусом с учетом колебаний жидкости в топливных баках: Учебное пособие / Ю.С. Павлюк., В.Д. Сакулин // – Челябинск: Изд. ЮУрГУ. – 2002. – 43 с.

12. Technical Information Summary Apollo-10 (AS-505). (https://history.nasa.gov/afj/ap10fj/pdf/19700015780_as-505-a10-saturn-v-technical-info-summary.pdf)

13. Кобелев В. Н. Ракеты-носители: Учеб. Пособие / В.Н. Кобелев, А.Г. Милованов // Моск. Гос. Авиационно-технологический ун-т. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1993, – 185 с.

УДК 629.764.7

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ ПОСАДОЧНЫЙ ОПОР МНОГОРАЗОВЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

***А.Е. Максименко, Р.А. Лазорак, Д.Р. Шайнурова, П.А. Третьяков
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.***

В работе представлены существующие посадочные опоры для спасения элементов ракеты-носителя, проанализированы особенности и принципы работы. Обозначены требования, намечены

дальнейшие вопросы работы для разработки и улучшения подобных систем.

Ключевые слова: многоразовый, ракета-носитель, посадочные опоры, телескопический гидроцилиндр

Поскольку многоразовая ракета-носитель (РН) может снизить стоимость доставки груза на целевую орбиту, многие аэрокосмические организации считают её основным направлением развития космического транспорта.

Среди всех подсистем вертикальной посадки, система посадочных опор (рис. 1) является одной из наиболее важных, потому что их неисправность может привести к сбою всей миссии. Подобному изделию необходимо соответствовать следующим требованиям: высокая надежность и безотказность, высокое развиваемое усилие при сравнительно малых габаритах, возможно меньшее значение коэффициента лобового сопротивления, простота технического обслуживания (доступность элементов), сравнимо низкая стоимость изготовления.

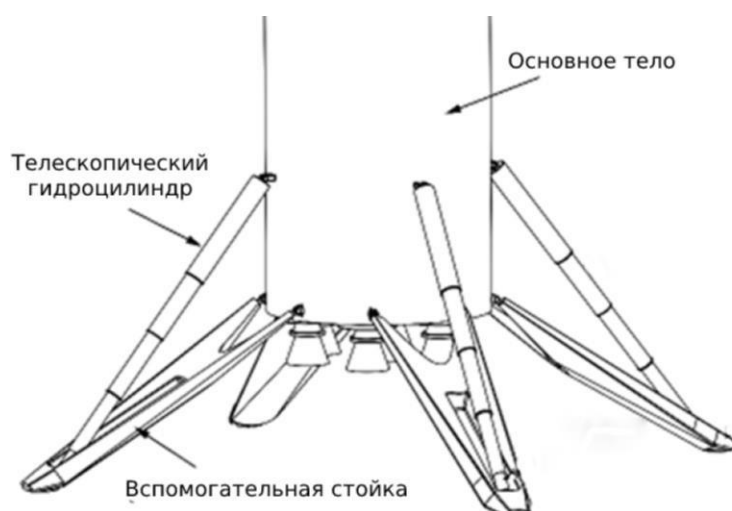


Рис. 1. Общая схема посадочных опор

На схеме (см. рис. 1) посадочные опоры разделены на два основных элемента: телескопический гидроцилиндр и вспомогательная стойка. Гидравлический цилиндр выполняет задачи по поглощению энергии, полученной от приземления через его сжатие и растяжение, а также раскрытие опор при приземлении. Вспомогательная стойка, не имея линейного расширения, обеспечивает жёсткость конструкции в момент приземления и защиту опор от внешних воздействий.

Из представленных требований следует, что по сравнению с многими другими, гидравлические цилиндры обладают рядом преимуществ: высокой прочностью, хорошей надежностью и относительно малыми габаритами, что делает их выбор правильным. Конфигурация гидравлического цилиндра и его гидравлическая сеть показаны на рис. 2 и 3.

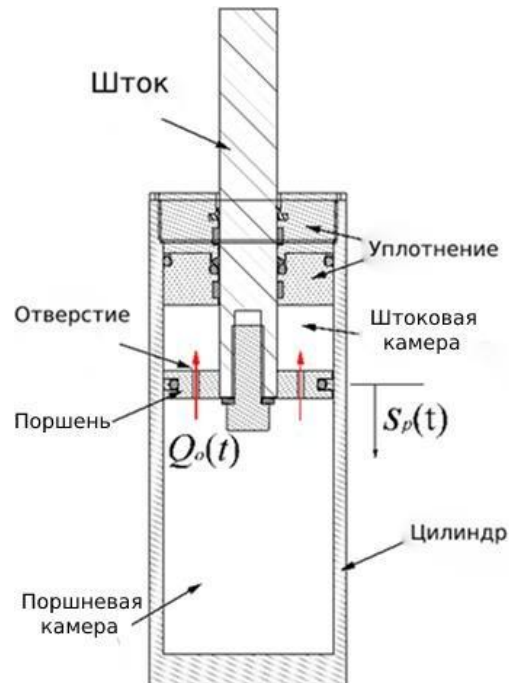


Рис. 2. Конфигурация гидравлического цилиндра

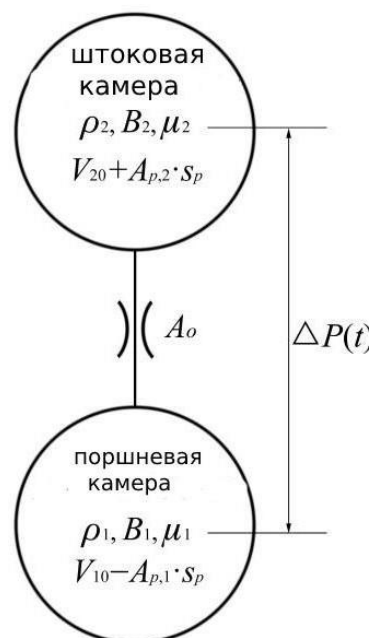


Рис. 3. Гидравлическая сеть

Цилиндр в основном включает шток поршня, поршень, цилиндр и уплотнительное устройство. Шток цилиндра будет закреплен со вспомогательной стойкой с помощью поворотного шарнира для реализации надёж-

ного крепления элементов и обеспечения необходимой подвижности при раскрытии опор.

Когда шток поршня движется с ходом S_p под действием осевой силы, то жидкость течёт через отверстия с объёмным расходом Q_0 . Этот поток создаёт разницу давлений между штоковой и поршневой камерами. Жидкость из-за нарастающего давления и увеличения объёма штоковой камеры выступает в роли демпфера для уменьшения полученной кинетической энергии и превращение её в тепловую. При выборе рабочей жидкости необходимо провести предварительный расчет влияния работы двигательной установки и реактивной струи на закреплённые вблизи баки с рабочей жидкостью, так как её выбор зависит от температурных условий.

Требования к вспомогательным стойкам не менее важны. Стойки должны соответствовать требуемой прочности, но при этом обладать как можно меньшей массой. Их форма должна обеспечить защиту телескопического цилиндра, как можно меньше влиять на аэродинамическое сопротивление ракеты.

Представленная геометрическая конфигурация вертикальной посадки (рис. 4) будет учитывать симметричность посадки для представления механики приземления с одной посадочной опорой. Для упрощения расчётов условно разделим всю массу на 2, верхнюю m_u , состоящую из массы всего ракетного блока без посадочных опор, и нижнюю m_d массу посадочной опоры.

Основное уравнение движения верхней массы имеет следующий вид:

$$m_u \frac{dv_c}{dt} = F_h \sin \theta - F_a \sin \varphi - m_u g,$$

где g – ускорение свободного падения, v_c – скорость верхней массы в вертикальном направлении, F_h и F_a осевые силы телескопического цилиндра и вспомогательной стойки, углы θ и φ между цилиндром и нормалью к оболочке ракеты, вспомогательной стойкой и нормалью к оболочке ракеты соответственно.

Основное уравнение движения для нижней массы задается следующим образом:

$$m_d \frac{dv_x}{dt} = F_h \cos \theta - F_a \cos \varphi + F_t,$$

$$m_d \frac{dv_y}{dt} = -F_h \sin \theta + F_a \sin \varphi + F_n - m_d g,$$

где F_t и F_n силы реакции опоры в горизонтальном и вертикальном направлении.

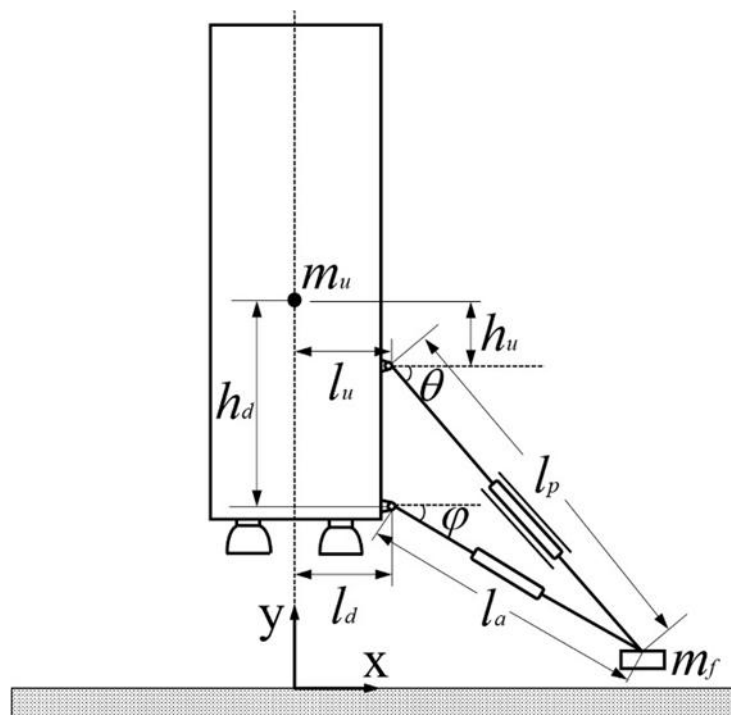


Рис. 4. Геометрия конфигурации вертикальной посадки

Соблюдая ранее перечисленные требования, особенности окружающей среды, и используя основные уравнения движения необходимо провести расчёт действующих сил на опоры во время приземления, и учитывая особенность расположения посадочных опор вблизи реактивной струи, можно осуществить проектирование посадочных опор под определённый ракетный блок.

Библиографический список

1. Кузнецов Ю.Л. Анализ влияния схемы полёта ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса / Ю.Л. Кузнецов, Д.С. Украинцев // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2016. – № 1. – С. 73–80.
2. Yue S. Liquid spring damper for vertical landing Reusable Launch Vehicle under impact conditions / Yue S., Titurus B., Nie H., Zhang M. // Mechanical Systems and Signal Processing. – 2019. – Vol. 121. – pp. 579–599.
3. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / В.К. Сердюк; под ред. А.А. Медведева. – М.: Машиностроение, 2009. – 504 с.
4. Пат. № 2562504 С1 Российская Федерация, МПК F15B 15/16. Телескопический гидроцилиндр и демпфер для телескопического гидроцилиндра / Чеканов А. Н.: заявитель Чеканов А. Н – № 2014136403; заявл. 08.09.2014; опубл. 10.09.2015
5. F. B. Sperling, The Surveyor shock absorber, Proc., 3rd Aerospace Mechanisms Symp., N50–17368, National Aeronautics and Space Administration, Hampton, VA., 1968.

ОЦЕНКА ПРИМЕНИМОСТИ РАЗЛИЧНЫХ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ ЧАСТИЧНО МНОГОРАЗОВЫХ СВЕРХЛЁГКИХ СИСТЕМ ВЫВЕДЕНИЯ

П.А. Третьяков, О.В. Бойко

Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

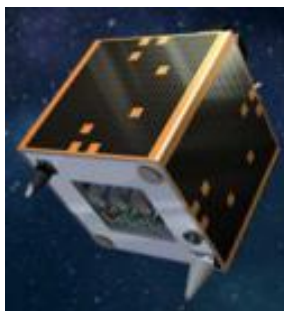
Описаны современные тенденции развития ракетно-космической отрасли, проведен компонентный анализ универсальных космических платформ (УКП) семейства SSTL. Приведен концептуальный вид изделия сверхлегкого частично-многоразового ракетно-космического комплекса. Проведен анализ теплозащитного материала подходящего к изделию с точки зрения массового совершенства.

Ключевые слова: теплозащитное покрытие, абляционное покрытие, сверхлегкие системы выведения, ракета-носитель

Современные тенденции развития ракетно-космической отрасли диктуют все новые и новые требования к производству и эксплуатации изделий всей отрасли. Одним из наиболее важных требований является удешевление стоимости запуска. Оно может быть достигнуто путем уменьшения массы полезной нагрузки (ПН), использование универсальных космических платформ (семейство спутников SSTL, представленных на рис. 1, CubSat и т. д.), создание спутниковых созвездий, таких как StarLink.



SSTL – X50



SSTL – 100



SSTL – 150

Рис. 1. Семейство универсальных космических платформ SSTL

Семейство спутников SSTL представленных на рис. 1 отличаются от продуктов этой кампании тем, что являются очень гибкими платформами, имеют простой интерфейс полезной нагрузки и могут функционировать до 7 лет. Мощность бортовой системы электроснабжения доходит до 50 Вт. Снаряженная массы спутников SSTL-X50 50 кг, SSTL-100 125 кг, SSTL-150 180 кг.

Характерный состав универсальной космической платформы такого плана представляет собой набор из нескольких звездных датчиков, ТТС приемопередатчиков, электрогироскопов, GPS модулей, нескольких панелей на которых располагаются приборы, каркаса, системы ориентации и стабилизации, включающей в себя датчики вращения, сосуды давления с рабочим телом, двигательной установки (ДУ) и клапана к ним, а также батареи и в некоторых случаях солнечные панели.

С другой стороны, уменьшение стоимости запуска можно достичь путем многократного применения ракеты-носителя (РН) или его компонентов. Примером подобных изделий являются ракеты семейства Falcon (SpaceX), а разрабатываемых проектов – РКК «Корона», «КрылоСВ», Starship.

Однако, все перечисленные выше РН, относятся к среднему и тяжелому классу ракет. В случае вывода из строя одного или двух звеньев спутникового созвездия (масса самого большого аппарата не более 300 кг), потребуется использование либо тяжелых многократных РН, что не является эффективным в виду траты большого количества топлива, либо легких РН, которые тяжело создать возвращаемыми в виду относительно низкой массы сухих отсеков.

Предлагаемая концепция, представленная на рис. 2, позволит решить ряд задач, описанных выше. РН является сверхлегким (масса ПН 250 кг), одноступенчатым, орбитальным (НОО 200 км), использует криогенные компоненты топлива (жидкий O_2 + жидкий H_2) и двигательную установку (ДУ) с внешним расширением, а также универсальный отделяемый отсек ПН. Время выведения порядка 5 минут.

Для доставки ПН на орбиту предполагается использовать универсальный отсек, позволяющий расположить разные универсальные космические платформы в зависимости от массы, высоты орбиты, количества спутников, требуемых для одновременной доставки и т. д.

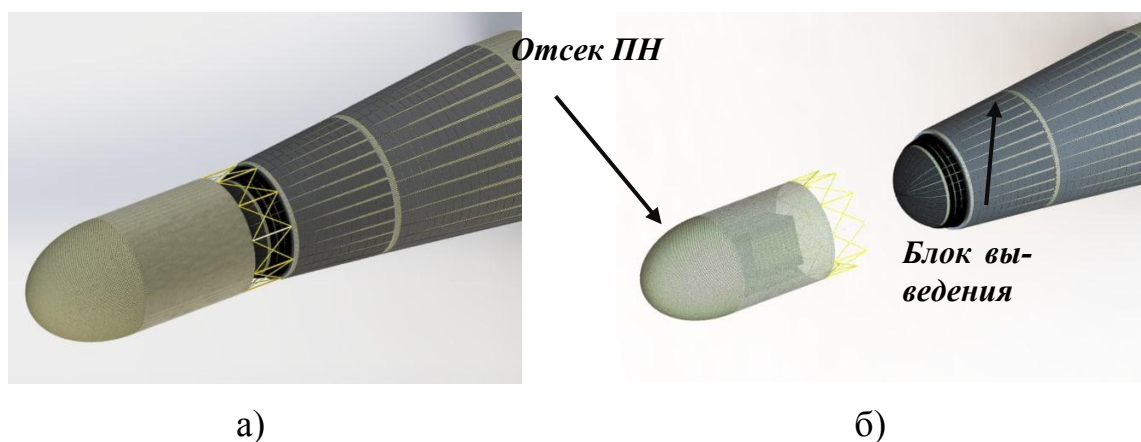


Рис. 2. Концептуальный вид изделия а) в сборе, б) расстыковка

Разведение осуществляется на НОО, после чего блок выведения спускается на землю. Одной из проблем является высокие тепловые нагрузки

на корпус во время обратного маневра. На рис. 3 представлены графики зависимости температуры от времени полета для различных отсеков ВКС «Буран» во время спуска в атмосфере [1].

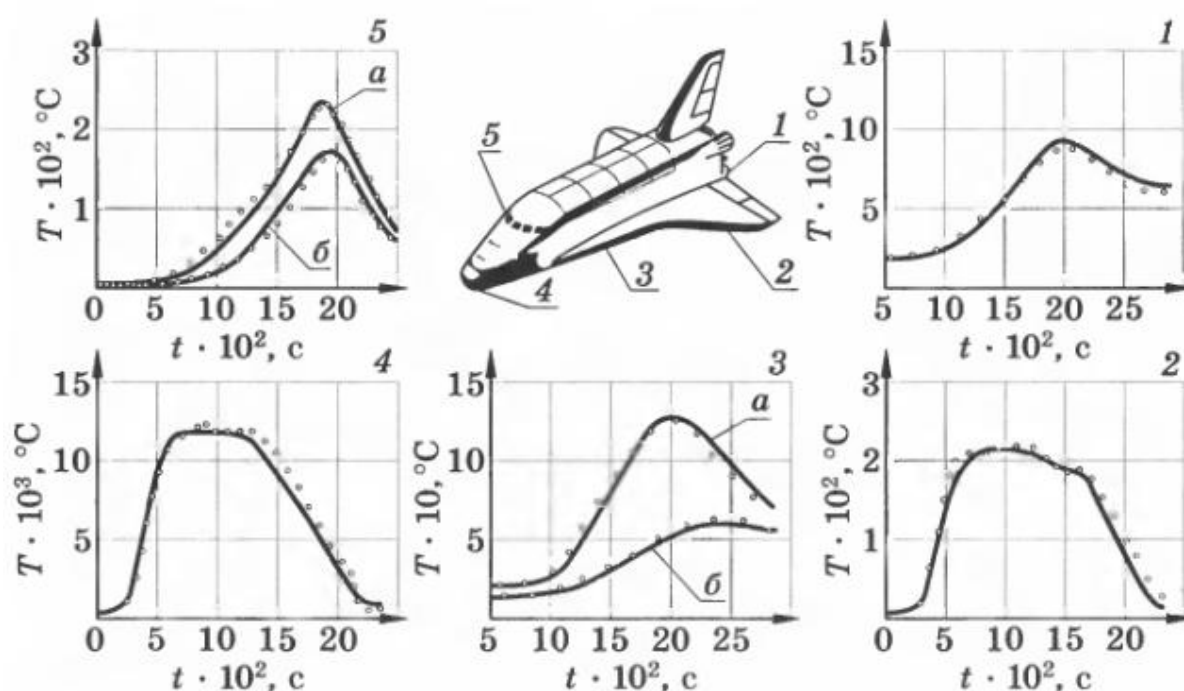


Рис. 3. Тепловые режимы элементов конструкции «Буран»:

1 – обшивка нижней поверхности фюзеляжа в хвостовой зоне, 2 – передняя кромка крыла в зоне максимального аэродинамического нагрева, 3 – обшивка нижней (а) и верхней (б) поверхностей наплыва крыла, 4 – носовой обтекатель в зоне максимального аэродинамического нагрева, 5 – внутренние поверхности наружных стекол лобового (а) и среднего (б) иллюминаторов.

Как видно из графиков на рис. 3, температуры поверхностей спускаемых аппаратов могут достигать порядка 10000 градусов по Цельсию, а суммарная масса теплозащиты становится велика. В случае «Бурана», имеющего стартовую массу порядка 105 тонн (без РН) и являющегося третьей ступенью РКК использование современной теплозащиты (в основном ТЗМК – 25 плотность 340 кг/м³) не вызывает особых проблем. В случае с предлагаемым изделием, имеющим сухую массу меньше 2 тонн, но воспринимающим схожие тепловые нагрузки использование классической ТЗП, недопустимо, в виду того, что масса ТЗП может быть соизмерима с массой конструкции.

Основным вектором решения данной проблемы может стать применение заменяемого от пуска к пуску аблирующего покрытия. Основным преимуществом использования обводов корпуса проектируемого изделия в виде тела вращения, является возможность поворота для равномерного обгорания ТЗП. Таким образом возможно снизить массу ТЗП еще в 4-5 раз.

Одним из актуальных разрабатываемых Всероссийским научно-исследовательским институтом авиационных материалов (ВИАМ) абляционным материалом может стать Оксолон на основе ткани КТ-11 или композиционный материал (КМ) КТ-11 + фенольная смола плотностью порядка 160-170 кг/м³ [2]. Исходя из результатов проводимого эксперимента [2], по характеристикам соответствующем тепловому нагружению обшивки хвостового отсека «Бурана» и, соответственно, хвостовому отсеку и нижнему баку проектируемого изделия можно оценить размеры и массу элемента ТЗП. Так для Оксолона линейная потеря массы при нагреве 1000 °С составила 0,14-0,16 мм/с, для КМ на основе фенольной смолы 0,13-0,15 мм/с. При условии движения в тепловом потоке каждого сектора порядка 1,5 минут, не учитывая нелинейность зависимости температуры от времени движения, можно оценить толщину панели хвостового отсека в 12,6 мм.

Если проводить сравнительный анализ панелей ТЗМК–25, имеющим размеры 200 х 200 х 20 и плотностью 340 кг/м³ с ТЗП из Оксолона с размерами 200 х 200 х 12,6 и плотностью 160 кг/м³, то масса одной панели ТЗМК–25 составит 272 грамма, а абляционной панели 80 грамм. Таким образом, использование аблирующего покрытия снижает массу ТЗП в 3,4 раза для нижних отсеков. Для остальных отсеков требуется дополнительное исследование, ввиду различных условий обтекания и распределения аэродинамических характеристик, зависящих от формы корпуса. Поскольку и тем и другим теплостойким материалом требуется покрывать всю поверхность изделия (в случае с керамическим ТЗМК-25 для балансировки и развесовки, а в случае с абляционным покрытием для равномерного распределения тепловых нагрузок вокруг корпуса и уменьшения массы) использование многоразового ТЗП ставит под вопрос возможность существования многоразовых орбитальных систем сверхлегкого класса в общем.

Таким образом, несмотря на необходимость замены абляционного ТЗП при каждом старте, его использование существенно снижает массу изделия, что повышает эффективность РН, уменьшает общие габариты, что положительно сказывается на стоимости изготовления отсеков, уменьшает массу топлива, как следствие удешевляя запуск, и в общем увеличивает вероятность появления такого класса, как сверхлегкие многоразовые орбитальные системы выведения. Это может повлечь за собой удешевление ремонта спутниковых цепей, вывода малых спутников для частных кампаний и т. д.

Источник финансирования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание №FENU-2021-0014 (2021350ЛАБ)).

Библиографический список

1. Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гущин и др.; под ред. О. М. Алифанова. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.
2. Лукина, А. И. Теплозащитные свойства гетероциклоцепных полимеров / А. И. Лукина, И. В. Парахин // Труды ВИАМ. – 2016. – № 11(47). – С. 4. – DOI 10.18577/2307-6046-2016-0-11-4-4.
3. Моссаковский В.И. Прочность ракетных конструкций: учеб. пособие для машиностр. спец. вузов / В.И. Моссаковский, А.Г. Макаренко, П.И. Никитин и др.; Под ред. В.И. Моссаковского. – М.: Высш. Шк., 1990. – 359 с.

УДК 629.764.7

АНАЛИЗ КОСМИЧЕСКИХ МАНИПУЛЯТОРОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Д.Р. Шайнурова, А.Е. Максименко, Р.А. Лазорак
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

В работе представлены существующие космические манипуляторы для проведения сборочных работ и обслуживания, проанализированы массово-габаритные характеристики, выявлены особенности и принципы работы систем дистанционного управления. Намечены вопросы в целях дальнейшей разработки и улучшения существующих систем.

Ключевые слова: робототехнический комплекс, манипуляционный роботизированный объект, модуль, система управления, космический аппарат, орбитальное обслуживание.

В мире ускоренного развития высоких технологий, применение робототехнических систем (РТС), в целях углубленного освоения космического пространства, стало основным этапом в формировании расширенных знаний об околоземном пространстве. На сегодняшний день космическая робототехника способна выполнять ряд многоцелевых функций, что, несомненно, увеличивает плодотворность космических экспедиций, уменьшая затраты на эксплуатацию, повышая надёжность и долговечность конструкций. При проектировании космического аппарата (КА) орбитального назначения, а также разработке напланетных баз возникает ряд комплексных задач, требующих скорейшего решения. Установка манипуляционного роботизированного объекта (РО) способна решить задачи дозаправки, технического обслуживания элементов, перемещения полезных грузов, стабилизации и ориентации КА при посадке на тело малой массы.

На сегодняшний день известно, что на Международной космической станции (МКС) установлена группа комплексных служебных систем, ко-

торая выполняет ряд многоцелевых задач, заменяя человека в агрессивной космической среде. Комплексная служебная система включает в себя два манипуляционных РО: Space Station Remote Manipulator System (SSRMS) – канадский космический манипуляционный робот (рис. 1), и Japanese Experiment Module Remote Manipulator System (JEMRMS) – система дистанционного манипулятора японского экспериментального модуля [1, 4]. Одно важное принципиальное отличие манипуляторов JEMRMS и SSRMS в том, что у японского манипулятора отсутствует возможность перемещения по поверхности космической станции, так как он является стационарным. Из-за конструктивных особенностей строения РО и спектра выполняемых задач в нём отсутствует шарнир со стороны опоры для поворота манипулятора вокруг его продольной оси.

На многофункциональном лабораторном модуле «Наука» установлен манипулятор «European Robotic Arm» (ERA) (рис. 2), в задачи которого входят: работа с российским сегментом, обследование поверхности станции, установка научного оборудования, а также содействие космонавтам при внекорабельной деятельности (ВКД). Отличительной особенностью манипулятора ERA от канадского и японского является то, что он полностью автоматизированный роботизированный объект и сам способен выполнять операции от одного состояния хранения до другого.



Рис. 1. Манипулятор SSRMS на подвижной платформе

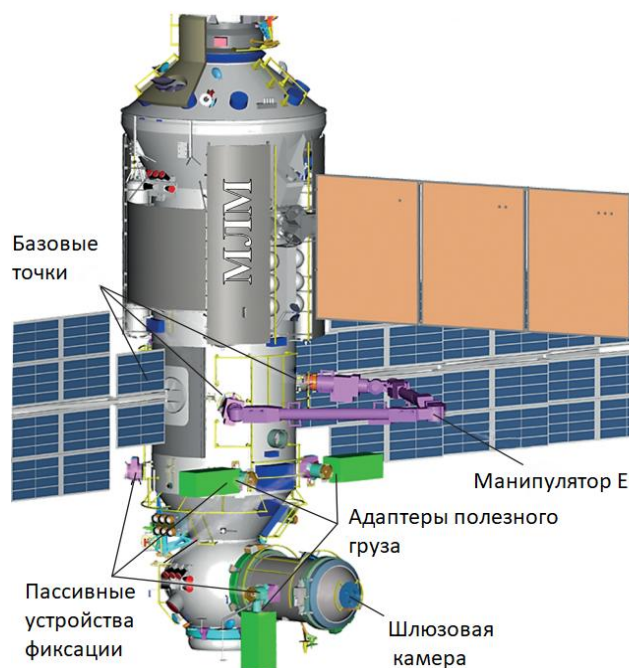


Рис. 2. Конфигурация РС МКС с модулем MLM

Помимо известной всем Canadarm-2 существует идея разработки канадской интеллектуальной РТС Canadarm-3 (рис. 3) для программы космической станции на лунной орбите «The Lunar Gateway» («Лунные ворота»)

[8]. РТС будет включать в себя несколько съёмных частей, таких как большая «рука» длиной 8,5 метров, меньшая гибкая «рука» и набор съёмных инструментов. Работая автономно, она будет предназначена для обслуживания, проверки и ремонта шлюза, для захвата транспортных средств, перемещения модулей шлюза, помощь космонавтам при ВКД.

Известны РТС орбитального обслуживания, которые используются на КА в целях автоматизированной работы, заменяющей человеческий труд механизированным там, где человек физически не может находиться на протяжении большого количества времени [5].

На марсоходе Curiosity установлен манипулятор (рис. 4) длиной 2,1 м, обладающий гибкостью через три сустава: плечевой, локтевой и запястный. Манипуляционный РО с помощью 5 приборов, установленных на конце рычага в крестовидной башне, способных вращаться в диапазоне 350°, способен проникать в породу с помощью бура, собирать и обрабатывать горные породы на месте, а также способен удалять слой пыли с помощью щетки с металлической щетиной.

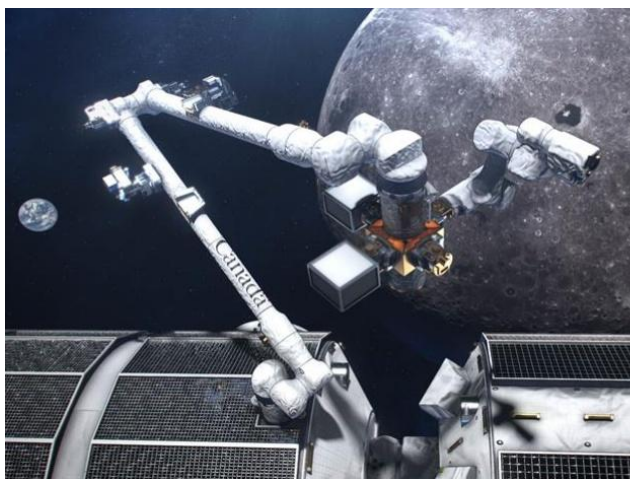


Рис. 3. Манипулятор большой Canadarm-3 на Лунных воротах

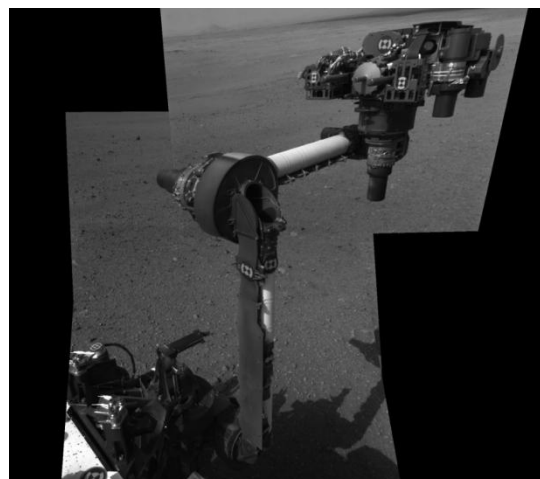


Рис. 4. Роботизированная рука марсохода Curiosity

Проанализировав представленные манипуляционные РО, можно составить таблицу сравнительных характеристик в связи с чем спроецировать последующие улучшения робототехнических систем различного назначения (табл.1).

РТС могут быть как одиночными стационарными, так и иметь в составе несколько РО. В зависимости от радиуса вылета, манипуляторы делятся на малые (до 0,8 м), средние (от 0,8 м до 1,4 м) и грузовые (от 1,4 м до 15 м) [7]. Так как один манипулятор имеет большую вероятность отказа, для КА целесообразно будет рассмотреть возможность создания компоновки из соединений антропоморфных РТС (рис. 5). Цепь из пяти манипуляционных РО будет перемещаться по поверхности КА или малого КО, шагая по поверхности на четырёх манипуляторах. Пятый манипулятор будет выполнять функции инструмента для научных исследований, а также для ис-

полнения монтажно-стыковочных работ при неисправности одного манипулятора первой четвёрки. РТС будет способна перемещать тяжёлые объекты на большие расстояния. Также манипуляционная РТС будет оснащена системой теленавигации, что позволит лучше ориентироваться в космическом пространстве. На концевых УЗС будут установлены штыревые захваты, чтобы «вцепляться» в грунт, что предоставит возможность стабилизировать устойчивость РТС на космическом объекте.

Таблица 1

Сравнительная характеристика РО

	ERA (Европа)	MSS (Канада, США) Canadarm- 2	Canadarm-3 (Канада)	JEMRMS (Япония)	Манипуля- тор марсохода Curiosity
Основные функции манипуляционных РО	Обслуживание РС, поддержка ВКД	Сборка МКС, обслуживание, поддержка ВКД	Обслуживание Lunar Gateway, работа с полезной нагрузкой	Фиксация SFA, работа с полезной нагрузкой	Сбор и обработка образцов горных пород для анализа, анализ на месте
Шарниры	7	7	7	6	3
Длина, м	11,3	17	8,5	10	2,1
Масса манипулятора, кг	580	1497	715	–	30
Грузоподъёмность, кг	8000	1570	–	–	–
Скорость работы разгруженный РО, м/с	0,2	0,37	0,1	0,06	–
Наружный диаметр композитной стрелы, см	–	35	23	–	–
Вращение сустава, град	–	270	360	–	–
Пульты управления	Внешний (EMMI) и внутренний (IMMI)	Внутренний (RWS)		Внутренний (RMS Console)	Внутренний
Камеры	4	4	5	2	–
Транспортёр	Нет	Подвижная платформа	Подвижная платформа	Нет	Подвижная платформа
Основное назначение концевых эффектора	Захват / инструмент	Захват	Инструмент	Захват	Захват / инструмент

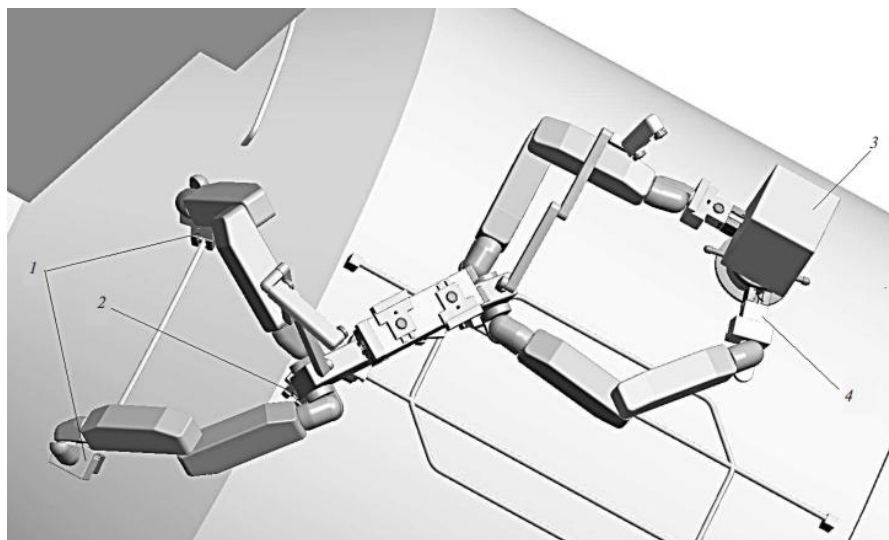


Рис. 5. Установка антропоморфных двух манипуляционных систем

Также, помимо базовых задач, можно добавить возможность дополнительного ряда функций:

- удаление мусора на околоземном пространстве;
- маневрирование за счёт дополнительных двигателей малой мощности;
- стыковка с любым космическим объектом (КО) малой гравитации;
- создание жизнеобеспечивающих модулей для исследования других планет.

При такой возможной функциональности манипулятор имеет малые массово-габаритные характеристики, обладает более точным позиционированием за счёт программного обеспечения электронно-вычислительной техники, гибкостью использования на МКС, КА или напланетных базах, высокой грузоподъёмностью и рядом других не мало важных характеристик.

Безусловно, возможность создания данного манипулятора ограничена экономическими ресурсами и зависит только от человеческого фактора. Однако, нам необходимо развить данную концепцию, в целях усовершенствования российской космонавтики.

Библиографический список

1. Кондратенко, М. В. Космические робототехнические комплексы на международной космической станции / М. В. Кондратенко, К. А. Титов, А. М. Салаев // Пилотируемые полеты в космос. – 2014. – № 3(12). – С. 80-91.
2. Савин, Л. А. Робототехнические системы МКС. Лётная эксплуатация робототехнических систем Российского сегмента / Л. А. Савин // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2019. – № 6(90). – С. 4. – DOI 10.18698/2308-6033-2019-6-1887.
3. Kaupp H., Bains E., Flores R., Jorgensen G., Kuo Y.M., White H. Shuttle Robotic Arm. Engineering Innovations, pp. 286–296. URL: <http://www.nasa.gov/centers/>

johnson/pdf/584734main_Wings-ch4h-pgs286-301.pdf (дата обращения: 06.04.2022).

4. Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). Kibo Handbook 2007. – С. 54–58.

5. Полухин В.И., Жук Е.И., Лесков А.Г. Привитие навыков управления космическими манипуляционными роботами МКС на универсальном функционально-моделирующем стенде и методика оценки операторской деятельности космонавтов // Пилотируемые полеты в космос: Тез. докл. 5-й Международной научно-практической конференции. – Звездный городок, 2003. – С.77-78.

6. Градовцев, А.А. Экстремальная робототехника – робототехническое обеспечение для объектов перспективной космической инфраструктуры [Текст] / А.А. Градовцев, А.С. Кондратьев, А.Н. Тимофеев // Экстремальная робототехника / Труды междунар. научно-техн. конф. – СПб.: Изд-во «Политехникасервис», 2011. – С. 23–29.

7. Дьяченко, В. А. Анализ структур и функциональных возможностей манипуляционных систем космического назначения / В. А. Дьяченко, А. Н. Тимофеев // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. – 2012. – № 3-2(154). – С. 211-218.

8. Lakdawalla E. The design and engineering of curiosity: How the Mars rover performs its job. – Springer, 2018.<https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/rover/arm/>_(дата обращения: 06.04.2022).

Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 629.7.036.54, 62-97/-98, 533.6.071.4, 004.942

ПРИМЕНЕНИЕ CFD-МЕТОДОВ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАБОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЦЕНТРОБЕЖНЫХ ФОРСУНОК

Д.А. Бельчиков, Н.А. Счастливый, К.И. Хажиахметов
Научный руководитель: С.Д. Ваулин, д.т.н.

В работе оценивается возможность применения модуля Flow Simulation САПР SOLIDWORKS для определения рабочих характеристик центробежных форсунок ЖРД на ранних этапах проектирования.

Ключевые слова: ЖРД, смесеобразование, центробежная форсунка, CFD-анализ, SOLIDWORKS, Flow Simulation.

Проблематика

В условиях нарастающей коммерциализации космонавтики и стремительно развивающегося машиностроения, в котором находят применения все более совершенные программные средства контроля, изготовления и проектирования, а также повышенной конкуренции как предприятий изготовителей ракетно-космической техники, так и крупных организаций, осуществляющих ее эксплуатацию, требования, предъявляемые к молодому инженеру-конструктору, как специалисту, способному в достаточно короткий срок выполнить поставленные перед ним задачи, связанные с проектированием новых, улучшением и доводкой уже имеющихся узлов и агрегатов жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) – непрерывно возрастают. Как следствие, особенно востребованным становится опыт конструкторской деятельности, знание основных закономерностей улучшения агрегатов, входящих в двигатель, а также умение оперативно, а главное качественно, вести исследовательскую работу, позволяющую обосновывать те или иные технические решения. При этом ввиду большого объема работ, осуществляемых в имеющихся лабораториях, приводящего к частой занятости стендового оборудования, необходимого для проведения испытаний разрабатываемых конструкций, а кроме того необходимости содержания производственных мощностей для изготовления испытательных образцов, глубокая проработка и испытания студентом конструируемого им узла, суть понимание всех закономерностей и путей улучшения его характеристик, часто может быть затруднена или вовсе невозможна.

По этой причине, а также исходя из общих тенденций развития практики численного моделирования внутрикамерных процессов ЖРД с применением различных CFD-пакетов, целесообразно рассмотреть возможность применения получившего относительно большое распространение САПР SOLIDWORKS с прикладным пакетом гидрогазодинамического моделирования Flow Simulation для качественного и количественного анализа зависимостей коэффициента расхода и угла распыления от геометрических характеристик, перепада давления и параметров рабочего тела центробежной форсунки ЖРД.

Теоретическое определение характеристик центробежных форсунок, применяемых в ракетном двигателестроении, встречает ряд трудностей, в числе которых доминирующее положение занимают учет вязкости реальных жидкостей и газов (компонентов топлива), а также возможные конструктивные дефекты и факторы изготовления форсунок, ввиду значительных требований к точности их изготовления. При этом имеющиеся методики расчета форсунок ЖРД, изложенные в [1, 2] хоть и позволяют с достаточной точностью определять реальные параметры форсунок, в полной мере не учитывают влияние различных конструктивных решений, т. к. в сущности разработаны и апробированы для каких-то конкретных или обобщенных вариантов, что в конечном итоге приводит к необходимости физического эксперимента для подтверждения качественного распыления компонента. Стоит отметить, что на качество распыления прямо влияет также характерный размер капель компонента (в случае работы двигателя по схеме жидкость-жидкость и газ-жидкость), однако данная работа преследует иные цели и в ней этот вопрос рассмотрен не будет.

Характеристика рабочего процесса форсунки

В целом рабочий процесс центробежной форсунки представляет собой ускоренное течение потока вязкой сжимаемой жидкости (газа) с ненулевой окружной составляющей скорости в закрытом канале с последующим свободным истечением в область пониженного давления. Численное решение такого рода задач осуществляется посредством использования уравнений Навье-Стокса, осредняемых по Рейнольдсу и замыкаемых с использованием моделей турбулентностей, в той или иной степени учитывающих влияние вязкого подслоя. Учитывая малые характерные размеры камеры закручивания, подводящих каналов и сопла, которые в сочетании с относительно большими перепадами давления (около 1 МПа) способствуют установлению течений с числами Рейнольдса для высококипящих компонентов порядка $Re = 6 \cdot 10^3$, можно предполагать, что течение во всем объеме форсунки имеет развитый турбулентный характер, и таким образом позволяет использовать в качестве замыкающего условия высокорейнольдсовую модель турбулентности $k-\epsilon$, в которой k – это турбулентная энергия, а ϵ – скорость турбулентной диссипации, соответственно.

Однако из [3] известно, что классическая модель $k-\epsilon$ дает значительные погрешности вычислений в случае наличия закрученных (вихревых) и осесимметричных течений и течений в областях, повышенного влияния пристеночного слоя, иными словами такая рода модель абсолютно не пригодна для расчета рабочих процессов центробежных форсунок. Разрешение данной неопределенности также можно отнести к одной из целей настоящей статьи, т. к. рассматриваемый САПР SOLIDWORKS, использует классическую $k-\epsilon$ модель турбулентности в сочетании с адаптивным механизмом генерации сетки и шага по времени, дающий возможность повысить сходимость решения (точность и физичность получаемых результатов) в пристеночных течениях с низкими числами Рейнольдса. При этом при всей примечательности такого подхода функционал рассматриваемой программы несколько ограничен, что, из практики использования других CFD-пакетов, обычно приводит к недостаточной точности или ошибочности получаемых результатов.

Верификация используемой математической модели

Для разрешения обозначенных выше вопросов верифицируем пакет Flow Works для расчета основных параметров центробежных форсунок. Для этого воспользуемся диссертацией [4], из которой позаимствуем геометрию центробежной форсунки ГТД АИ-25, представленную на рис. 1.

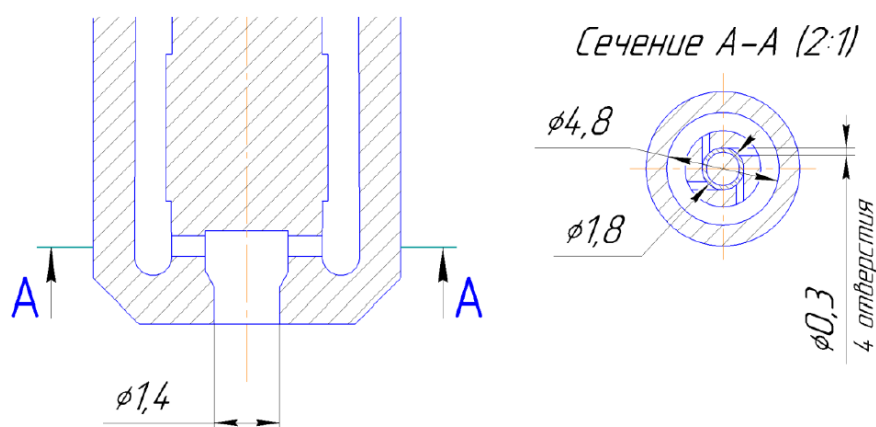


Рис. 1. Эскиз центробежной форсунки ГТД АИ-25

По полученной геометрии построим твердотельную модель в SOLIDWORKS и приступим к заданию граничных условий. Ввиду большой точности изготовления деталей, входящих в форсунку, на основании [6] и данных рис. 1 примем шероховатость поверхности равной 0,63 мкм. Свойства керосина ТС-1, использующегося при экспериментальных проливках, определим по [6]. Выберем стационарную постановку задачи и на основании описанных ранее особенностей $k-\epsilon$ модели, настроим параметры турбулентности течения в форсунке. Предполагая, что адаптивная сетка и пристеночные функции позволяют получать решения с достаточной для

инженерных задач точностью, воспользуемся в качестве определяющих характеристик интенсивностью турбулентности I_t и ее характерным линейным масштабом l_t , которые из условия развитого турбулентного течения в ядре потока в первом приближении зададим по рекомендациям [7]: $I_t \approx 0,05$, $l_t \approx D_{\text{гидр}} = 0,3$ мм. Результаты, полученные при обозначенных условиях представлены на рис. 2.

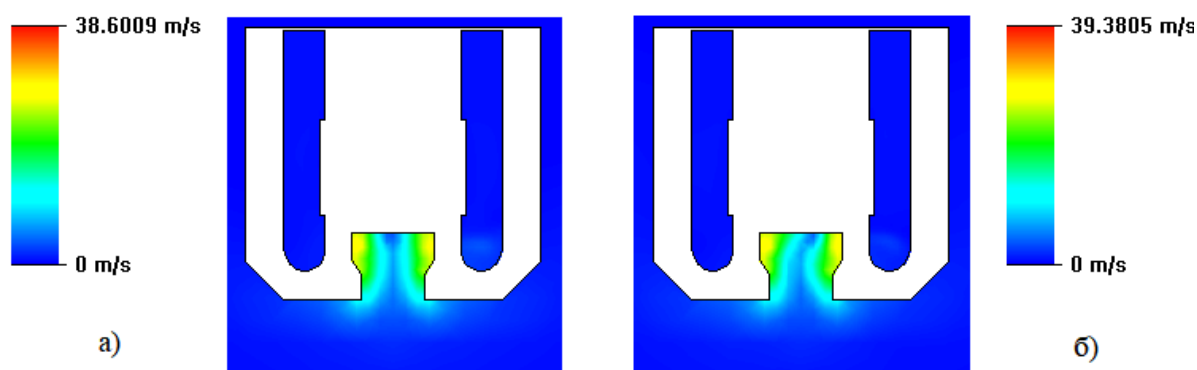


Рис. 2. Поле скоростей в сечении модельной форсунки АИ-25:
а – в начальный момент времени; б – квазиустановившееся течение

В начальный момент времени, на рис. 2 а, в камере закручивания устанавливается качественно схожая с ожидаемой картина течения. Падение статического давления на оси форсунки обеспечивает формирование газового вихря переменного сечения, а характерная максимальная скорость реализующаяся в подводящих каналах достигает 38,5 м/с при перепаде по давлению 0,9 МПа, однако начиная с 40-50 итерации течение принимает квазиустановившийся вид с пульсационным изменением скорости в камере закручивания, обусловленной явлением поочередного поступления жидкости в каждый канал в отдельности, как следствие на рис. 2 б можно видеть искривление газового вихря, поверхность которого в сущности осуществляет вращательное движение. При этом картина течения на выходе из сопла и в области, окружающую форсунку кардинально отличается от экспериментальной, представленной на рис. 3.



Рис. 3. Фотография экспериментальной проливки из работы [5]

Пленка жидкости, истекающей из форсунки, искривляется прилипает, прилипает к ее корпусу, теряет свою энергию и течет в направлении, про-

тивоположном распылу. Дальнейший расчет не приводит к положительным изменениям и аварийно завершается на 350-400 итерации.

Исходя из рис. 4, попытка замены керосина фиктивным газом со схожими термофизическими свойствами также не приводит к повышению физичности картины истечения, наоборот усиливая эффект прилипания и уноса вещества вдоль корпуса форсунки. Течение при этом также является не установившимся, что в случае стационарной задачи приводит к бесконечно большому количеству итерации, так рис. 4 б соответствует 1000 итерации при характерном количестве 300.

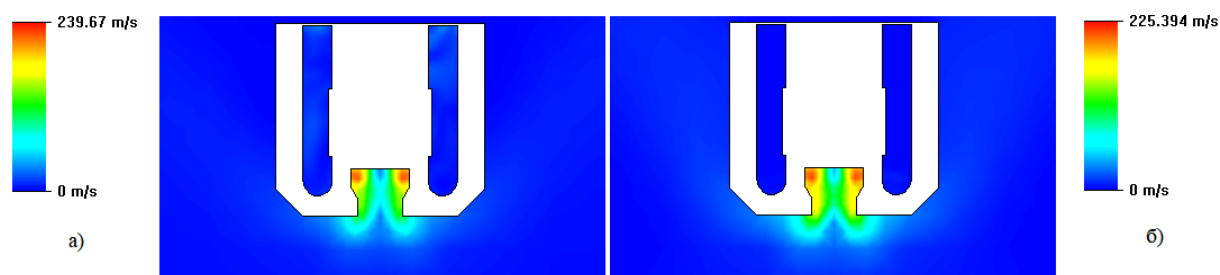


Рис. 4. Поле скоростей потока фиктивного газа в сечении модельной форсунки АИ-25

а – в начальный момент времени; б – квазиустановившееся течение

При этом стоит отметить, что при общем несоответствии картины течения «газовой» форсунки, распределение скоростей в ее камере закручивания и сопле значительно лучше аппроксимирует действительную картину течения в этих областях.

Заключение

Исходя из полученных результатов, можно заключить, что пакет Flow Works обладая возможностью удовлетворительно решать широкий перечень инженерных задач, не может разрешать физический процесс истечения жидкости в свободный объем газа, при этом замена жидкости газом со схожими свойствами позволяет получать лучшие результаты в объеме, ограниченном корпусом форсунки, однако ввиду обозначенных свойств жидкости, в частности, вязкости, может усиливать несовершенство модели в свободном объеме.

Таким образом САПР Solidworks с пакетом Flow Works не подходит для учебных целей моделирования процессов распыла из жидкостных центробежных форсунок. Вопросы истечения из аналогичных газовых форсунок, а также количественной сходимости получаемых результатов, иными словами, вопросы использования модели турбулентности $k-\epsilon$ для расчета рабочего процесса форсунки, требуют дополнительных исследований.

Источник финансирования. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Челябинской области (Соглашение №379 от 07 декабря 2021 г.).

Библиографический список

1. Основы теории и проектирования жидкостных ракетных двигателей. Учебник для вузов / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов [и др.]. – Изд. 2-е, перераб. и доп. ; под ред. В.М. Кудрявцева. – Москва : «Высшая школа», 1975. – 656 с. : ил.;
2. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей : Учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин ; под ред. В.П. Глушко. – Москва : Машиностроение, 1980. – 533 с. : ил.;
3. Wilcox, David C. Turbulence Modeling for CFD / David C. Wilcox. – 3rd edition. – La Canada, California : DCW Industries Inc., 2006. – 440 p.;
4. Гураков, Н.И. Гибридная методика определения характеристик распыла жидкого топлива центробежными форсунками камер сгорания авиационных ГТД : специальность 05.07.05 «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановок летательных аппаратов» : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Гураков Никита Игоревич ; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева (Самарский университет). – Самара, 2021. – 157 с.
5. ОСТ 26-09-625-79. Шероховатость поверхностей в зависимости от классов точности, назначения и методов получения : издание официальное : утвержден начальником ВПО «Союзполимермаш» от 19 ноября 1979 г. №106 : введен 1980-07-01.
6. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив : Справочник / Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П. – Москва : Химия, 1985. – 240 с., ил.
7. Снегирев, А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений : Учебное пособие / А.Ю. Снегирев. – Санкт-Петербург : Изд-во Политехн. ун-та, 2009. – 143 с.

УДК 62-137

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ СВЕРХПРОВОДЯЩИХ МАТЕРИАЛОВ В ЭЛЕКТРОНАСОСНЫХ СИСТЕМАХ ПОДАЧИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

М.А. Железняк, А.Е. Лапин, В.И. Счастливая, К.И. Хажиахметов
Научный руководитель: С.Д. Ваулин, д.т.н.

В данной статье рассмотрены имеющиеся и перспективные системы подачи компонентов топлива жидкостных ракетных двигателей. Оценены перспективы двух основных классов систем подачи: вытеснительной, в части материалов стенок баков, а также насосной, в части приводов насосных агрегатов. Рассмотрена перспектива внедрения инновационной технологии сверхпроводящих материалов в конструкции электронасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей.

Ключевые слова: турбонасосный агрегат, система подачи, жидкостный ракетный двигатель, электропривод, сверхпроводящий материал

Введение. В настоящее время для повышения эффективности работы жидкостных ракетных двигателей изготовители стремятся повысить удельный импульс. Одним из способов достижения данной цели является увеличение давления в камере сгорания. Также важно предусмотреть возможность изменения количества подаваемого в камеру сгорания топлива для более плавного изменения тяги. Для многоразовых ракет-носителей существует необходимость многократного включения двигательной установки. На основании вышеуказанного, выбор агрегата топливоподачи для жидкостного ракетного двигателя крайне важен и оказывает существенное влияние на эффективность современных ракетных двигателей.

Виды систем подачи топлива. Рассмотрим имеющиеся схемы подачи компонентов топлива в ракетной технике. На данный момент подробно изучены и активно применяются два основных класса данных систем – это вытеснительная (ВСП) и насосная (НСП) системы подачи.

Принципиальная схема вытеснительной системы подачи компонентов топлива представлена на рис. 1.



Рис. 1. Схема ВСП

Данная система подачи имеет ряд преимуществ, а именно: простота конструкции, надёжность, возможность многоразового включения, возможность работы в импульсном режиме. Применение такой системы целесообразно для маневровых двигательных установок, либо как система подачи компонентов в маршевый двигатель для ступеней, работающих в космических условиях. Но применять данный вид топливоподачи в земных условиях нецелесообразно так как она имеет низкое давление в камере сгорания, для повышения которого возникает необходимость повышения давления в аккумуляторе давления, что приводит к увеличению его массы и как следствие массы всей конструкции ракеты – носителя.

Перспективы развития ВСП. Наиболее перспективным из возможных вариантов развития вытеснительной системы подачи компонентов топлива

является применение композиционных материалов (КМ) для изготовления как аккумулятора давления, так и топливных баков (рис. 2) что позволит существенно снизить массу конструкции без потерь прочности. [2]



Рис. 2. Композитный бак

Турбонасосная система подачи. Наиболее распространённой системой подачи компонентов топлива для маршевых двигателей является турбонасосная система подачи (ТНА). В отличие от вытеснительной системы, данный вид подачи топлива способен непрерывно подавать компоненты топлива под достаточно высоким давлением без необходимости применения тяжёлого аккумулятора давления с запасом рабочего тела. Также преимуществами турбонасосной системы является возможность дросселирования тяги путём изменения числа оборотов насоса.

На рис. 3 представлены варианты компоновки турбонасосного агрегата. В классической схеме двигательной установки для привода колёс насосов горючего и окислителя применяют колесо турбины и газогенератор.

Перспективы развития турбонасосной СП. Одним из перспективных вариантов развития данной системы подачи компонентов топлива является применение композиционных материалов, которые при той же прочности и надёжности имеют значительно меньшую массу в отличие от традиционных материалов, применяемых в производстве ТНА. В зависимости от выбранной топливной пары необходимо выбрать КМ, который будет отвечать требованиям для эксплуатации с криогенными (жидкий кислород, жидкий водород) или же химически активными веществами (тетраоксид азота), из которого возможно изготавливать корпуса и крыльчатки насосов, что позволит значительно снизить массу конструкции [3]. Такое решение актуально для многоразовых ракет-носителей.

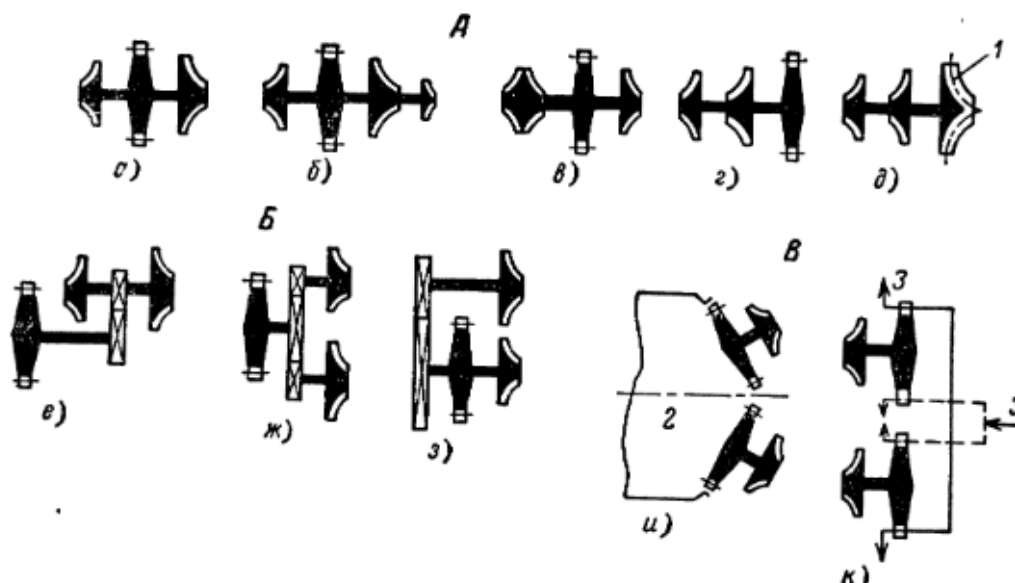


Рис. 3. Варианты взаимного расположения насосов и турбин ТНА.
А – одновальные ТНА; *Б* – редукторные ТНА; *В* – раздельная компоновка: 1 – радиальная турбина; 2 – камера сгорания; 3 – рабочее тело

Электронасосная система подачи. Альтернативой применения турбины в качестве привода насосного агрегата является её замена электродвигателем с аккумуляторной батареей (рис. 4).

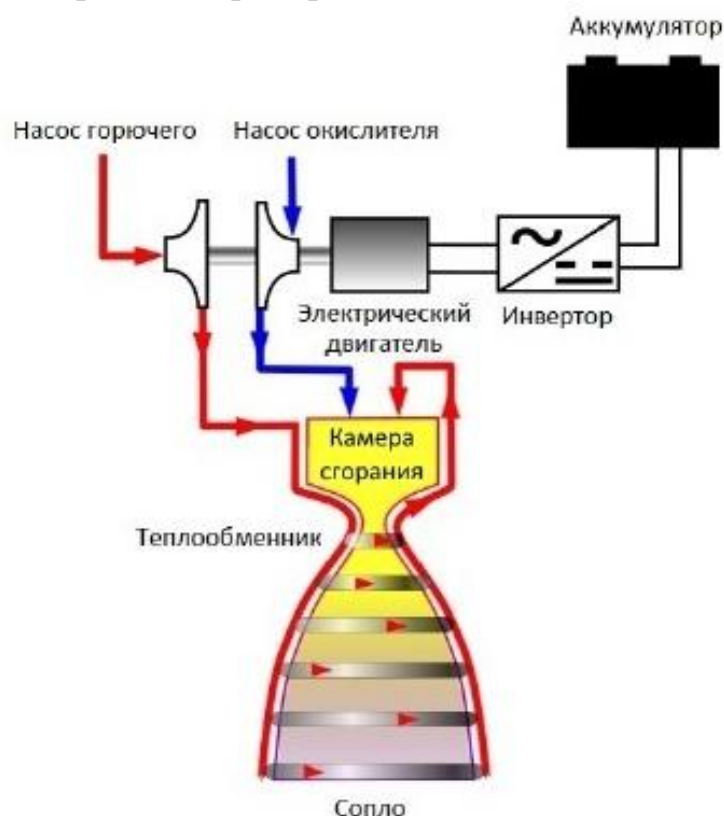


Рис. 4. Схема ЖРД с ЭНА

Данное решение впервые было применено на ракете-носителе Electron производства Rocket Lab, совершившая свой первый успешный полёт 25

мая 2017 года [4]. На рис. 5 представлена электронная геометрическая модель двигателя с электронасосным агрегатом (ЭНА).



Рис. 5. ЖРД с ЭНА

Основным преимуществом электродвигателя перед турбиной является простота реализации, ведь отработка турбонасосного агрегата представляет собой довольно сложный процесс, требующий наличия стендовой базы, трудоемких расчетов и высококвалифицированных специалистов. Простота конструкции обуславливает и более высокую надежность ЭНА. Еще одно преимущество электронасосной системы подачи – более простое регулирование тяги, осуществляемое посредством изменения скорости вращения электродвигателей. Привлекательно ЭНА выглядит и в контексте создания многоразовой ракеты-носителя, ведь при использовании электродвигателей для привода насосов ЖРД возможно продление срока службы двигательной установки в целом.

Однако у жидкостных ракетных двигателей с ЭНА есть и серьезный недостаток – высокая масса двигательной установки, обусловленная более низкой плотностью энергии аккумуляторных батарей в сравнении с компонентами, применяемыми в ракетной технике для привода турбин ТНА.

Высокотемпературные сверхпроводники. В современном мире тенденция электрификации личного и общественного транспорта обуславливает интенсивность исследований в области повышения эффективности как электродвигателей, так и электрических аккумуляторных батарей. Данный фактор способен привести к увеличению привлекательности электронасосных систем подачи для ЖРД в будущем, сделав их значительно более энергоэффективными по сравнению с образцами, используемыми в настоящее время созданными с применением актуальных на данный момент технологий.

Одно из направлений разработок направленных на повышение характеристик электрических двигателей – сверхпроводящие материалы. Известно, что некоторые простые вещества и соединения при достижении определенных температур способны приобретать свойство сверхпроводимости т.е. нулевого электрического сопротивления. Исследования проводятся в направлении поиска соединений, способных обладать данным свойством при относительно высоких температурах, ведь зачастую критическая температура, при которой в свою очередь и происходит скачок электрического сопротивления, имеет значения довольно близкие к абсолютному нулю [5]. Двигатель, созданный на основе сверхпроводящих материалов будет обладать значительно более высокими характеристиками в сравнении с обычным электрическим двигателем. Тема сверхпроводников так же весьма актуальна, что дает основания полагать, что в недалеком будущем могут быть получены материалы, имеющие сверхпроводящие свойства при еще больших температурах, что позволит сделать двигатели на их основе более простой в реализации технологией.

В настоящее время ведутся различные разработки по данной тематике. Проект ASuMED координируется компанией Oswald Elektromotoren, а его сущность заключается в разработке авиационного электродвигателя с применением сверхпроводящих материалов. В отчете по данному проекту отмечается, что прирост мощности электродвигателя, при условии охлаждения ниже критической температуры как ротора, так и статора, может достигать до 300% [5]. Разработчиками была предложена идея использования криогенных компонентов, для достижения температуры возникновения эффекта сверхпроводимости в материалах, которые применяются в проектируемой электродвигательной установке. В частности, планируется использование газообразного гелия при температуре 25K [6]. Данная схема подразумевает наличие емкостей и агрегатов для хранения и подачи охлаждающих компонентов, что естественно приводит к дополнительной массе, а также к усложнению конструкции летательного аппарата.

Заметим, что в ракетной технике часто жидкие криогенные компоненты применяются в качестве горючего или окислителя: кислород, водород. Также возможно использование в качестве ракетного горючего жидкого метана [7]. Рассматривая возможность применения электродвигателей на основе сверхпроводников в системе подачи компонентов топлива в ракетной технике, можно заметить, что охлаждение электродвигателя может осуществляться при помощи уже имеющихся на борту компонентов топлива. В следствии чего отсутствует необходимость внедрения в конструкцию дополнительных резервуаров для охлаждающих компонентов, по сравнению с упомянутой разрабатываемой авиационной двигательной установкой.

Вывод. Эффективность вида системы подачи топлива в ЖРД определяется назначением двигательной установки. В связи с этим, необходимо дальнейшее развитие и повышение эффективности каждого из рассмотренных видов систем подачи. Проведённое исследование указывает на возможное направление совершенствования вытеснительной системы подачи в части замены материалов стенок баков на композиционные. Ожидается, что композиционные материалы найдут применение и в турбонасосных агрегатах. Возможной альтернативой турбонасосному агрегату являются электронасосные агрегаты, перспективы развития которых напрямую связаны с применением сверхпроводящих материалов в электродвигателях. Из рассмотренных способов подачи компонентов топлива в камеру сгорания жидкостных ракетных двигателей наиболее быстроразвивающимся и эффективным в рамках определённого класса ракет-носителей является система подачи с электронасосным агрегатом на высокотемпературных сверхпроводниках. Сверхпроводники способны улучшить массогабаритные характеристики двигательных установок, использующих ЭНА. В совокупности с возможностью создания в будущем аккумуляторных батарей с повышенной плотностью энергии существует вероятность, что ЭНА по всем характеристикам превзойдет ТНА, что сделает его применение более целесообразным.

Источник финансирования. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание №FENU-2021-0014 (2021350ЛАБ)).

Библиографический список

1. Добровольский, И. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учебник / И. В. Добровольский ; под редакцией Д. А. Ягодникова. – 4-е изд. – Москва : МГТУ им. Баумана, 2020. – 472 с.
2. Ваганов, И. В. Разработка композитного топливного бака проектируемого космического аппарата / И. В. Ваганов, Р. А. Пешков // Калашниковские чтения : Материалы VII Всероссийской научно-практической online-конференции, в рамках III Молодежного форума студентов и курсантов оборонных специальностей вузов России "С именем Калашникова", Ижевск, 10 ноября 2020 года. – Ижевск: Ижевский государственный технический университет имени М.Т. Калашникова, 2020. – С. 12-16.
3. Анализ внедрения перспективных технологий в производство ракетно-космической техники / Н. С. Шестов, С. П. Перфильев, И. В. Дергач [и др.] // Решетневские чтения : Материалы XXV Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева. В 2-х частях, Красноярск, 10–12 ноября 2021 года / Под общей редакцией Ю.Ю. Логинова. – Красноярск: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева", 2021. – С. 187-188.

4. Официальный сайт компании Rocket Lab: сайт. – URL: <https://www.rocketlabusa.com/> (дата обращения: 10.03.2022). – Текст: электронный.

5. System topology report [электронный ресурс] : Advanced Superconducting Motor Experimental Demonstrator. URL: http://asumed.oswald.de/images/pdf/ASuMED_D1.2_system-topology-report.pdf (дата обращения 5.03.2022). – Текст: электронный.

6. Perez A. R. R. van der Woude1, R. Dekker. Rotor Cooling Concept for the ASuMED Superconductive Motor [электронный ресурс] URL : https://www.researchgate.net/publication/332428458_Rotor_Cooling_Concept_for_the_ASuMED_Superconductive_Motor (дата обращения 20.03.2022). – Текст: электронный.

7. Емельянов, И. Е. Ракетные двигатели на метане / И. Е. Емельянов, М. В. Краев // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2010. – Т. 1. – № 6. – С. 46-47.

УДК 629.78

ПРОЕКТЫ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ПРОШЛОГО, НАСТОЯЩЕГО И БУДУЩЕГО

***Д. К. Конышев, А. П. Ильенко, Л. С. Реутов**
Научный руководитель: В. В. Богданов*

В работе представлен обзор завершенных, текущих и планируемых проектов ракетно-космических систем морского базирования, перечислены их составные части и особенности. Даны рекомендации по дальнейшему продолжению работ в данном направлении.

Ключевые слова: морской старт», ракетно-космическая система, стартовый комплекс

ВВЕДЕНИЕ

На современном этапе освоения и коммерческого использования космического пространства одним из наиболее важных факторов, обуславливающих успешность транспортной ракетно-космической системы (РКС), является стоимость выведения одного килограмма полезной нагрузки на орбиту. Данный фактор напрямую зависит от места пуска ракеты: так расположение места пуска на малых широтах позволяет наиболее полно использовать прибавку скорости от собственного вращения планеты (Земля) при выводе полезной нагрузки на одну из наиболее востребованных орбит – геостационарную. Другим немаловажным фактором является расположение места пуска, обеспечивающее прохождение трассы выведения вдали от густонаселённых районов. Эти

два фактора могут быть одновременно удовлетворены при размещении РКС в акватории какого-либо океана вблизи экватора. Данные обстоятельства обуславливают неугасающий интерес разработчиков РКС к созданию стартовых комплексов морского базирования, т. н. «плавающих космодромов».

Для облегчения процесса создания такой РКС целесообразно рассмотреть прошлый и настоящий опыт их разработки и эксплуатации, а также наиболее перспективные проекты.

ПРОЕКТ «МОРСКОЙ СТАРТ»

Проект «Морской старт» разрабатывался и эксплуатировался компаниями «Boeing» (США), «РКК «Энергия» (Россия), «КБ «Южное» (Украина) и «Kværner» (Норвегия). Всего на данный момент осуществлено 36 пусков [1].

Комплекс состоит из:

1) базового логистического центра, расположенного в порту приписки, и включающего в себя инфраструктуру хранения ракет, компонентов топлива и блоков полезного груза (ПГ), заправочное оборудование, а также являющегося местом постоянной дислокации кораблей, входящих в РКС;

2) стартовой платформы «Одиссей» с размещёнными на ней пусковой платформой ракет типа «Зенит», монтажно-испытательным комплексом, баками хранения окислителя и горючего, главной рубкой управления платформой, а также предоставляющей жилые условия для 68 человек;

3) сборочно-командного судна «Коммандер». В нём выполняется сборка ракеты-носителя (РН), проверка систем. Оттуда ведётся управление полётом;

4) ракеты-носителя (ракета «Зенит-3SL») на компонентах топлива «жидкий кислород – керосин». Двигателем первой ступени является РД-171М. На второй ступени установлен двигатель РД-120 [2].

Данная РКС активно эксплуатировалась с 1999 по 2014 годы. В данный момент РКС выведена из активной эксплуатации по следующим причинам [3]:

1) проект оказался экономически убыточным из-за неграмотной оценки потребностей рынка;

2) недоступности к покупке используемых в составе РКС ракет-носителей «Зенит-3SL» по нетехническим причинам.

Источник [4] так же отмечает следующие причины прекращения активной эксплуатации РКС:

1) из-за плохой погоды приходилось неоднократно переносить запуски;

2) дороговизна логистических операций.

По состоянию на момент написания данной статьи плавучий космодром «Морской старт» находится в замороженном состоянии и принадлежит компании «S7 Space». Ведутся разработки многоразовой ракеты-носителя

на основе эскизного проекта ракеты «Союз-5», получившей условное название «Союз-7» и «Союз-7SL» [5].

КИТАЙСКИЕ МОРСКИЕ ПЛАТФОРМЫ

В 2019 году представитель Китайской академии технологии ракет-носителей сообщил о готовящемся в этом же году запуске ракеты-носителя из акватории Желтого моря [6]. Первый пуск произошел 5 июня 2019 [7]. В качестве стартовой платформы использовалась полупогружная баржа «Tai Rui». Для перемещения платформы был использован спасательный буксир «Bei Hai Jiu» 101 [7]. Полезной нагрузкой являлись 7 спутников. Второй пуск состоялся 15 сентября 2020 [8]. Стартовой платформой служило судно «De Wo 3», созданное для перевозки тяжёлых грузов. Ракета вывела на низкую околоземную орбиту 9 спутников.

Ракетой-носителем стала CZ-11Н, состоящая из 4 ступеней. Первые три ступени оборудованы двигателями, работающими на твёрдом топливе, четвёртая ступень с жидкостным ракетным двигателем. Для запуска используется миномётный старт: из пускового контейнера РН выбрасывается при помощи газогенератора, затем, в воздухе начинает работать двигатель первой ступени [7][9]. РН может вывести 350 кг на солнечно-синхронную орбиту или 700 кг на орбиту высотой 200 км [10].

МОРСКОЙ КОСМОДРОМ САН-МАРКО (КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР ЛУИДЖИ БРОЛЬО)

Данный итальянский космодром является первым космодромом на воде. Он неподвижный и включает в себя две нефтяные платформы, на которые было установлено необходимое оборудование для пуска ракет («Санта-Рита» и «Сан-Марко» – центр управления полетами и стартовая платформа соответственно) [11]. Также в РКС входили два судна материально-технического обеспечения.

РКС располагалась вблизи побережья Кении, в Индийском океане. Активно эксплуатировалась с 1964 по 1988 годы.

МОРСКОЙ СТАРТ ДЛЯ STARSHIP

«Starship» – сверхтяжёлая двухступенчатая РН, разрабатываемая компанией «SpaceX». Первая ступень имеет 20 маршевых двигателей «Raptor 2» и 13 рулевых двигателей «Raptor 2» с суммарной тягой: 7680 тс. Топливо: горючее – жидкий метан, окислитель – жидкий кислород. «Raptor 2» работает по схеме с дожиганием генераторного газа. На второй ступени расположено 3 маршевых двигателя «Raptor 2» и 3 рулевых двигателя «Raptor 2». Топливо: горючее – жидкий метан, окислитель – жидкий кислород. В 2020 году компания «SpaceX» купила две буровые установки, для создания из них стартовых платформ. Их назвали «Deimos» и «Phobos» [12][13].

Данная РН может быть использована для:

- 1) отправки миссий на Марс (пилотируемых и грузовых);

- 2) выведения ПГ и экипажа на низкую околоземную орбиту (НОО);
- 3) проведения длительных компаний в космосе;
- 4) межзвёздных полётов;
- 5) перемещения людей на дальние расстояния из одной точки Земли в другую.

SEA DRAGON

Данный проект 1962 года является гипотетическим [14]. Он представляет собой сверхтяжёлую двухступенчатую РН, стартующую с водяного пространства. Если бы проект был воплощён в жизнь, то Sea Dragon был бы самой большой ракетой из существующих. Суть проекта заключалась в разработке дешёвой тяжёлой РН. Для уменьшения затрат на запуск РН не имела стартовой платформы, а стартовала сама из океана. В вертикальном положении ракету удерживала система балластных резервуаров. На первой ступени предполагалось разместить один очень мощный двигатель на жидком кислороде и «RP-1». На второй ступени должен был быть один двигатель на жидком водороде и жидком кислороде. Задумывалось, что он должен развить тягу в 6000 тс. Для получения жидких кислорода и водорода предполагалось использовать метод электролиза. В качестве источника энергии было предложено использовать атомный авианосец. Предполагаемая масса ПГ – 550 т. Задумывалось, что ракета выводила бы груз на НОО и могла бы использоваться для полёта на Марс.

НЕМЕЦКИЙ МОРСКОЙ СТАРТ

Данный проект на данный момент не реализован. Предполагается, что пуски будут проходить из немецкой экономической зоны Северного моря. Планируется выводить на орбиту ПГ массой 300-1000 кг при помощи лёгких РН [15][16].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исходя из приведённых примеров РКС морского базирования можно предположить вывести необходимые требования, предъявляемые к перспективным РКС для повышения их конкурентоспособности:

- 1) мобильность РКС;
- 2) отсутствие персонала на стартовой площадке.

Также можно выделить причины провала и нереализованности прошлых проектов:

- 1) большой объём предстартовой работы;
- 2) слишком большая стоимость реализации проектов;
- 3) неправильная оценка потребностей рынка в космических пусках.

Чтобы новый проект не повторил судьбу прошлых разработок, целесообразно использовать РН среднего и тяжёлого класса.

Библиографический список

1. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы "морской старт" [текст]/Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А.– РКК “Энергия” имени С.П. Королева, Королев – 2014
2. Ракета космического назначения "Зенит-3SL" для программы «Морской старт» [текст]/Филин В.М. – РКК “Энергия” имени С.П. Королева, Королев – 2014
3. «Морской старт»: возвращение блудного космодрома – Текст: электронный // 2006–2022, Habr – URL: <https://habr.com/ru/post/518908/> (дата обращения: 20.04.2022).
4. Почему «Морской старт» оказался никому не нужен – Текст: электронный // LiveJournal – URL: <https://masterok.livejournal.com/4750446.html> (дата обращения: 18.04.2022).
5. Разработку ракеты «Союз-7» продолжат, несмотря на фактическое отсутствие перспектив – Текст: электронный // 2022, Naked Science – URL: <https://naked-science.ru/article/cosmonautics/rocket-sea-launch-soyuz-7> (дата обращения: 18.04.2022).
6. Китайский "Морской старт" – Текст: электронный // sea-launch.info – URL: <http://sea-launch.narod.ru/china.htm> (дата обращения: 20.04.2022).
7. Что известно о китайском «Морском старте»? – Текст: электронный // 2006–2022, Habr – URL: <https://habr.com/ru/post/520942/> (дата обращения: 22.04.2022).
8. Морской старт по заказу – Текст: электронный // Новости космонавтики. [DS] – URL: <https://novosti-kosmonavтики.ru/articles/75707.html> (дата обращения: 18.04.2022).
9. Почему китайский "Морской старт" лучше российского проекта и почему эти отличия так важны? – Текст: электронный // Яндекс Дзен – URL: https://zen.yandex.ru/media/space_for_you/pochemu-kitaiskii-morskoi-start-luchshe-rossiiskogo-proekta-i-pochemu-eti-otlichii-tak-vajny-6192691c7409d37c8b092095 (дата обращения: 19.04.2022).
10. Китайский морской старт: тренажёр или подготовка к Третьей мировой? – Текст: электронный // 2017–2022 WARHEAD.SU. – URL: <https://warhead.su/2019/06/18/kitayskiy-morskoy-start-trenazhyor-ili-podgotovka-k-tretiey-mirovoy> (дата обращения: 18.04.2022).
11. Сан-Марко морской космодром Италия – Текст: электронный // Астро-Обзор новости про космос и вселенную – URL: <https://astro-obzor.ru/san-marko-kosmodrom-italiya/> (дата обращения: 21.04.2022).
12. Илон Маск объявил о строительстве океанского космодрома Deimos – Текст: электронный // Copyright 1997–2022– URL: <https://www.ixbt.com/news/2021/06/01/ilon-mask-objavil-o-stroitelstve-okeanskogo-kosmodroma-deimos.html> (дата обращения: 19.04.2022).
13. Маск: SpaceX задействует морской космодром в проекте Starship до конца года – Текст: электронный // ООО «НьюМедиа Лаб», 2018. – URL: <https://hightech.plus/2021/02/25/mask-spacex-zadeistvuet-morskoi-kosmodrom-v-proekte-starship-do-konca-goda> (дата обращения: 20.04.2022).

14. Sea Dragon (ракета) – Текст: электронный // Академик, 2000-2022. – URL: <https://dic.academic.ru/dic.nsf/ruwiki/1708049> (дата обращения: 24.04.2022).

15. В Германии построят плавучий космодром для коммерческих целей – Текст: электронный // 1998-2022 ФГБУ «Редакция «Российской газеты»– URL: <https://rg.ru/2021/09/06/v-germanii-postroi-at-plavuchij-kosmodrom-dlia-kommercheskih-celej.html> (дата обращения: 20.04.2022).

16. Морские старты в современной космонавтике. Перспективы, проблемы, выгоды – Текст: электронный // 2015 Наука и техника – URL: <https://naukatehnika.com/morskie-starty-v-sovremennoj-kosmonavtike.html> (дата обращения: 18.04.2022).

Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.391.8

ФИЛЬТРАЦИЯ СИГНАЛОВ С ДАТЧИКОВ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.В. Абрамов

Научный руководитель: В.Б. Садов, к.т.н.

Рассмотрены основные подходы к обработке сигналов. Произведено снятие показаний с датчиков, а также определение их закона распределения.

Ключевые слова: фильтрация; фильтр Калмана; система стабилизации.

Довольно часто в практических задачах используются непосредственные измерения. В виду нелинейности измерительных приборов полученные данные так или иначе содержат в себе ошибки измерения. Внешние возмущения (ветер) также оказывают на систему значительное воздействие. В следствие чего возникает проблема получения оптимальных оценок переменных состояния [1].

В работе рассматривается обработка сигналов с датчиков гироскопа платы STM32F411_DISCO.

На рис. 1 показаны результаты измерений угловой скорости по оси x .

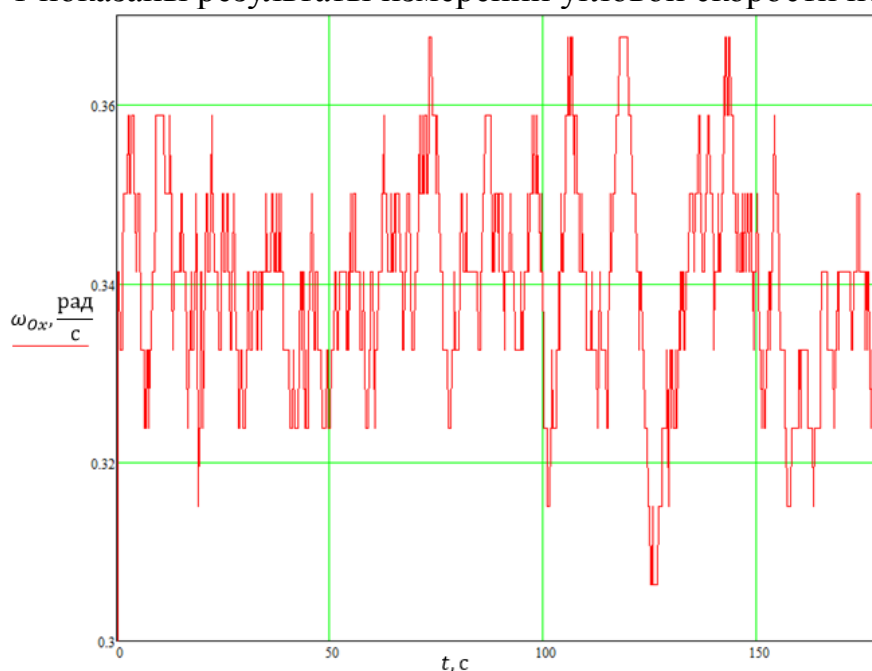


Рис. 1. Сигнал угловой скорости

Поскольку информация, снимаемая с гироскопа сильно зашумлена, то целесообразно применить корректирующий фильтр.

Приведем возможные варианты фильтрации:

1) фильтр скользящее среднее – значение фильтра в каждой точке равно среднему арифметическому за конкретный промежуток времени до текущего значения;

2) медианный фильтр – нелинейный цифровой фильтр. Данный фильтр высоко эффективно справляется с обработкой сигналов подверженных воздействию импульсных помех.

3) фильтр Калмана (ФК) – наиболее популярный и совершенный фильтр, используемый повсеместно. Характерной особенностью ФК является предположение о том, что шумы измерения описываются гауссовским распределением. Только в этом случае ФК гарантирует оптимальную оценку переменных состояния.

Поскольку закон распределения неизвестен необходимо, используя элементы теории вероятности, проанализировать имеющиеся измерения и сделать заключение о наиболее вероятном законе распределения.

Чтобы выбрать возможный закон распределения необходимо построить эмпирическую функцию распределения. Произвести сравнительный анализ с известными характеристиками различных законов распределения.

Величины, необходимые для построения эмпирической функции распределения представлен в табл.1.

Таблица 1

Построение эмпирической функции распределения

№	Границы интервалов $[x'_i; x'_{i+1})$	m_i	$\hat{p}_i$	p_i^*	$\hat{f}_i$
1	[0,3063; 0,3118)	10	0,01005	0,01005	1,8049
2	[0,3118; 0,3174)	23	0,02316	0,03316	4,1514
3	[0,3174; 0,3229)	0	0	0,03317	0
4	[0,3229; 0,3285)	123	0,1236	0,1568	22,2008
5	[0,3285; 0,3341)	237	0,2382	0,3949	42,7772
6	[0,3341; 0,3396)	0	0	0,3949	0
7	[0,3396; 0,3452)	321	0,3226	0,7176	57,9387
8	[0,3452; 0,3507)	179	0,1798	0,8975	32,3085
9	[0,3507; 0,3564)	0	0	0,8975	0
10	[0,3564; 0,3619)	78	0,07839	0,9759	14,07856
11	[0,3619; 0,3675)	24	0,02412	1	4,3319

График эмпирической функции распределения представлен на рис. 2.

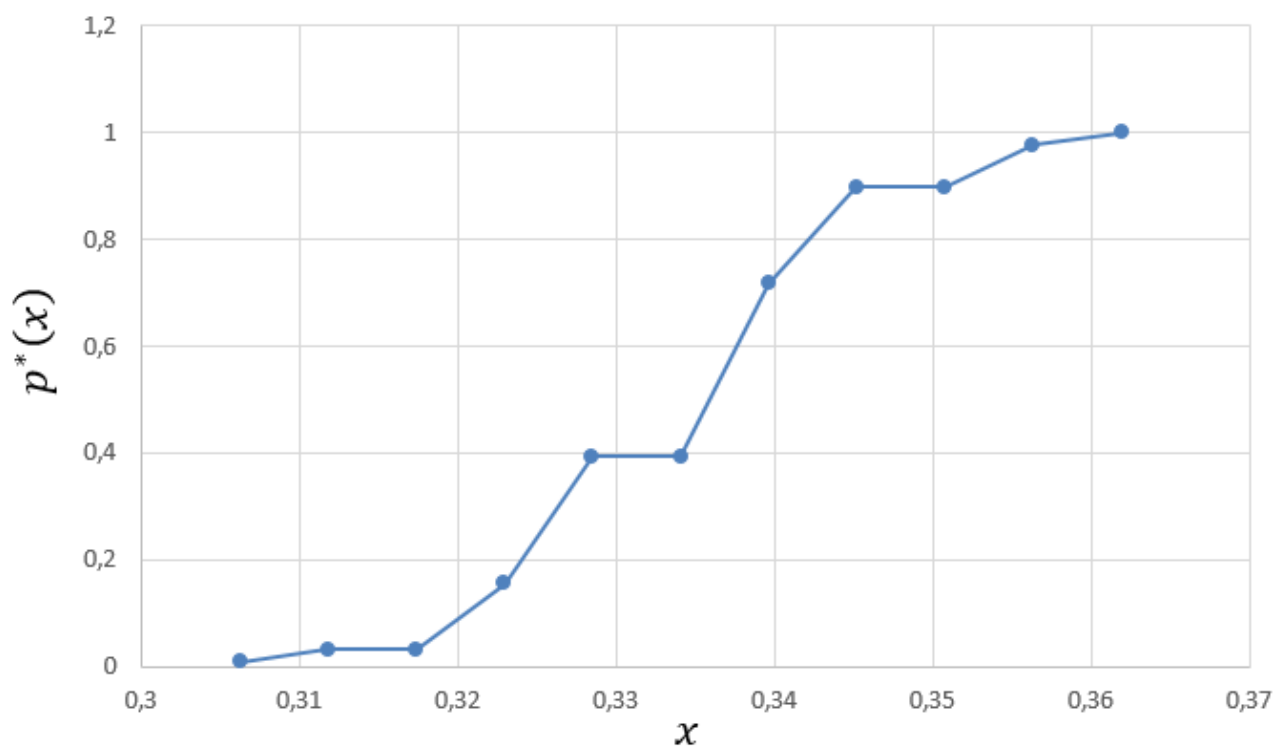


Рис. 2. Эмпирическая функция распределения

Приведем график эмпирической функции распределения нормального закона распределения.

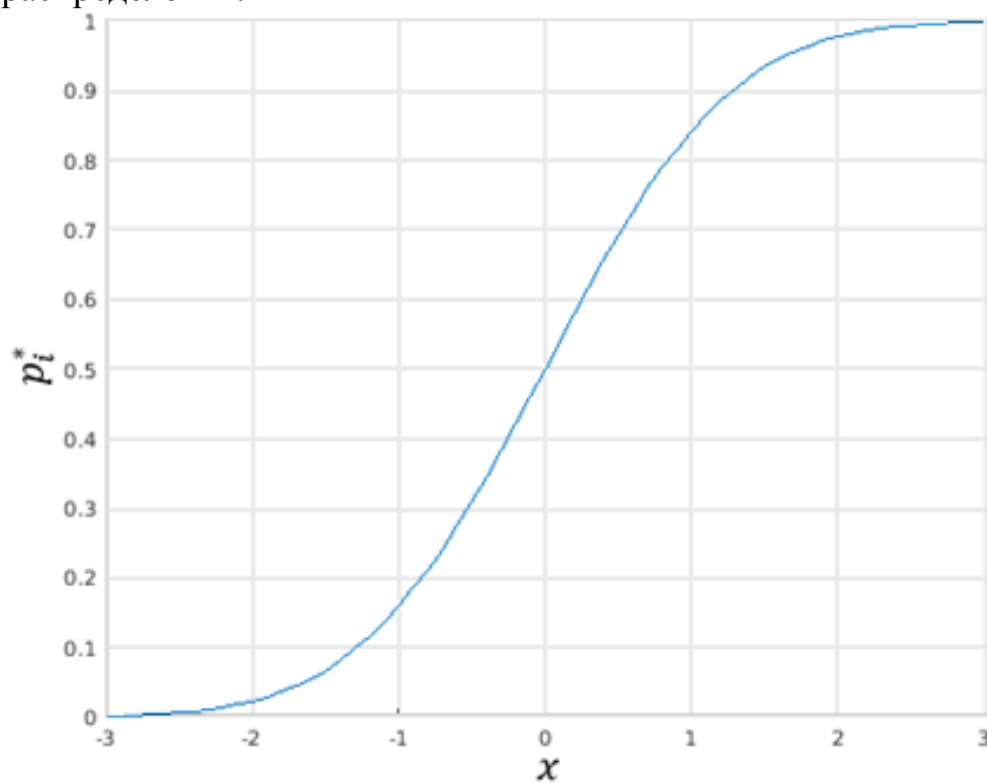


Рис. 3. Эмпирическая функция распределения нормального закона распределения

Анализируя полученные данные видно, что закон распределения измерений близок к нормальному. Исходя из этого применение ФК обосновано, и оценка будет оптимальной.

Подробно остановимся на теории ФК.

ФК для линейных динамических систем гарантирует оптимальную оценку параметров состояния системы. В алгоритме фильтра Калмана рассматривается система линейных дифференциальных уравнений представленных в форме Коши:

$$\dot{x}(t) = A(t) \cdot x(t) + G(t) \cdot w(t) + B(t) \cdot u(t) \quad (1)$$

где $x(t)$ – n -мерный вектор состояния системы; $w(t)$ – p -мерный вектор возмущения; $u(t)$ – r -мерный вектор управления; t – время; $A(t)$ – матрица состояния размера $n \times n$; $G(t)$ – матрица возмущения размера $n \times p$; $B(t)$ – матрица управления размера $n \times r$.

Выходные сигналы датчиков системы (1), описываются уравнением:

$$z(t) = H(t) \cdot x(t) + v(t), \quad (2)$$

где $z(t)$ – m -мерный вектор измерения; $x(t)$ – n -мерный вектор состояния системы; $v(t)$ – m -мерный вектор ошибок измерения; t – время; $H(t)$ – матрицей измерения размера $m \times n$. Данная матрица связывает состояние и измерение.

Работа бортовых вычислительных машин (БЦВМ) основана на применении дискретных сигналов, которые представлены в виде последовательных импульсов, в виду этого дискретный фильтр Калмана наиболее интересен [6].

Дискретный ФК описывается следующим образом [2]:

$$K(k+1) = \frac{P(k+1|k)}{P(k+1|k) + R(k+1)}, \quad (3)$$

$$\hat{x}(k+1|k+1) = \hat{x}(k|k) + K(k+1)[z(k+1) - \hat{x}(k|k)], \quad (4)$$

$$P(k+1|k+1) = [1 - K(k+1)]P(k+1|k), \quad (5)$$

где $K(k+1)$ – коэффициент усиления ФК; $P(k+1|k)$ – ошибка оценки на предыдущем шаге; $R(k+1)$ – ошибка измерения; $\hat{x}(k+1|k+1)$ – оценка на текущем шаге; $\hat{x}(k|k)$ – оценка на предыдущем шаге; $z(k+1)$ – измерения датчика; $P(k+1|k+1)$ – ошибка оценки на текущем шаге.

ФК применяется для сигналов каждой оси датчиков отдельно, поэтому вектор состояния системы $x(t)$ и ковариационные матрицы являются в скалярным значением.

На рис 4. представим реализацию ФК:

```

float q = 0.05;           // скорость изменения значений
float currentestimate = 0.0; // текущая оценка
float lastestimate = 0.0;  // предыдущая оценка
float kalmangain = 0.0;    // коэффициент усиления Калмана
float errestimate = 113.1; // разброс оценки, рассчитывается для каждой оси датчика

uint16_t filterKalman(uint16_t newVal) // принятие нового 16-битного значения
{
    const float errmeasure = 113.1; // разброс измерения, рассчитывается для каждой оси датчика
    kalmangain = errestimate / (errestimate + errmeasure); // расчет коэффициента усиления Калмана
    currentestimate = lastestimate + kalmangain * (newVal - lastestimate); // расчет текущей оценки
    errestimate = (1.0 - kalmangain) * errestimate + fabs(lastestimate - currentestimate) * q;
    lastestimate = currentestimate; // приравнивание переменной текущей оценки к переменной предыдущей
    return currentestimate; // возвращение переменной
}

```

Рис. 4. Реализация Фильтра Калмана

Библиографический список

1. Брайсон, А. Прикладная теория оптимального управления / А. Брайсон, Хо Ю-ши. – М: Изд – во Мир, 1972. – 544 с.
2. Матвеев, В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов. – СПб: ГНЦ РФ ОАО концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – С 215 – 221.
3. Герасимович, А. И. Математическая статистика / А. И. Герасимович. – Минск : Вышэйшая школа, 1983.
4. Калинина, В. Н. Математическая статистика / В. Н. Калинина, В. Ф. Панкин. – Москва : Высшая школа, 1998.
5. Копытов, А. Е. Теория вероятностей и математическая статистика / А. Е. Копытов, Е. А. Гринглаз. – Санкт-Петербург : Питер, 2004
6. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Под общ. ред. д.т.н. В.Я. Распопова. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев., В.Я. Распопов. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.

УДК 681.5.01: 658.5

О СИНТЕЗЕ АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ

В.В. Абрамов

Научный руководитель: В.И. Ширяев, д.т.н.

В работе представлены результаты синтеза автомата стабилизации в плоскости тангажа. Используя фильтр Калмана и минимаксный фильтр получены оценки вектора состояния системы.

Ключевые слова: автомат стабилизации; оценивание; фильтр Калмана; минимаксный фильтр.

Рассмотрим движение РН в плоскости тангажа без учета упругих колебаний конструкции, колебаний жидкости без учета упругих колебаний кон-

струкции, колебаний жидкости в баках, а также влияния на угловое движение линейных перемещений по координате y .

$$\ddot{\vartheta} + C_1 \cdot \dot{y} + C_2 \cdot \vartheta = -2 \cdot C_3 \cdot \delta. \quad (1)$$

Добавив к уравнению (1) углового движения ракеты уравнение движения относительно координаты y . Получим систему двух уравнений движения в плоскости тангажа:

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} + C_{\vartheta v} \cdot \dot{y} + C_{\vartheta \vartheta} \cdot \vartheta = -2 \cdot C_{\vartheta \delta_c} \cdot \delta; \\ \ddot{y} + C_{vv} \cdot \dot{y} + C_{v\vartheta} \cdot \vartheta = -2 \cdot C_{v\delta_c} \cdot \delta. \end{cases} \quad (2)$$

Подставим в систему числовые коэффициенты [1].

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} + 3,15 \cdot 10^{-5} \cdot \dot{y} - 0,014 \cdot \vartheta = -2 \cdot 0,01815 \cdot \delta; \\ \ddot{y} + 0,052 \cdot \dot{y} - 40,78 \cdot \vartheta = -2 \cdot (-0,1509) \cdot \delta. \end{cases} \quad (3)$$

Один из коэффициентов характеристического уравнения отрицателен. Это означает, что не выполняется необходимое и достаточное условие Рауса-Гурвина, требующее положительности всех коэффициентов характеристического уравнения [1].

Поскольку система неустойчива, то необходимо синтезировать аппарат стабилизации.

Одним из возможных законов формирования сигнала в канале стабилизации центра масс будет: [2]

$$\delta_c = k_1 \cdot \vartheta + k_2 \cdot \dot{\vartheta}. \quad (4)$$

Параметры $k_1 = 500$ и $k_2 = 200$ определены с помощью элементов модального управления, о которых изложено в [4] и составили.

Поскольку все измерительные приборы являются нелинейными, то неизбежно влияние шумов на измеряемые величины. Исходя из этого измерения принимают следующий вид:

$$y_1 = \vartheta + V_1; y_2 = \dot{\vartheta} + V_2; \quad (5)$$

Запишем закон формирования сигнала в канале стабилизации центра масс с учётом ошибок измерения (ошибки измерения представляют собой нормальное (гауссовское) распределение:

$$\delta_c = k_1 \cdot (\vartheta + V_1) + k_2 \cdot (\dot{\vartheta} + V_2) + k_3 \cdot (\dot{y} + V_3). \quad (6)$$

Покажем структурную схему с учётом ошибок измерения (рис. 1).

Покажем переходный процесс системы стабилизации по углу тангажа и угловой скорости с учетом ошибок измерения (рис. 2).

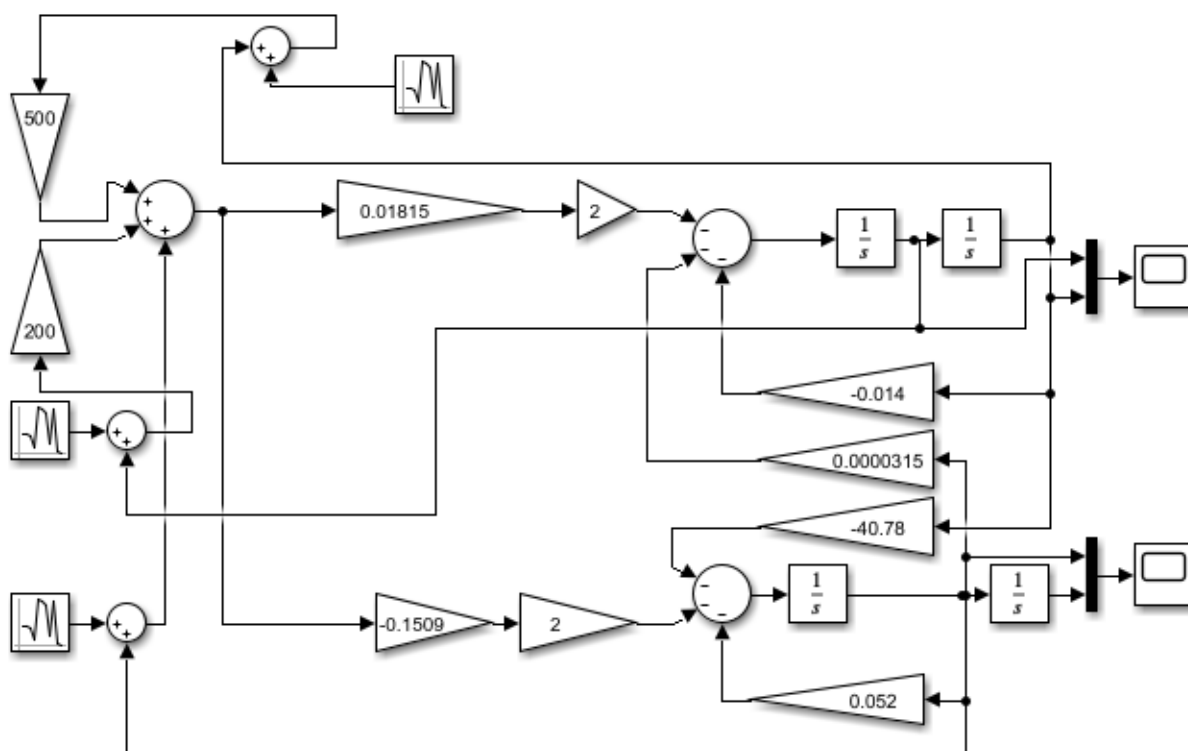


Рис. 1. Структурную схему системы с учётом ошибок измерения

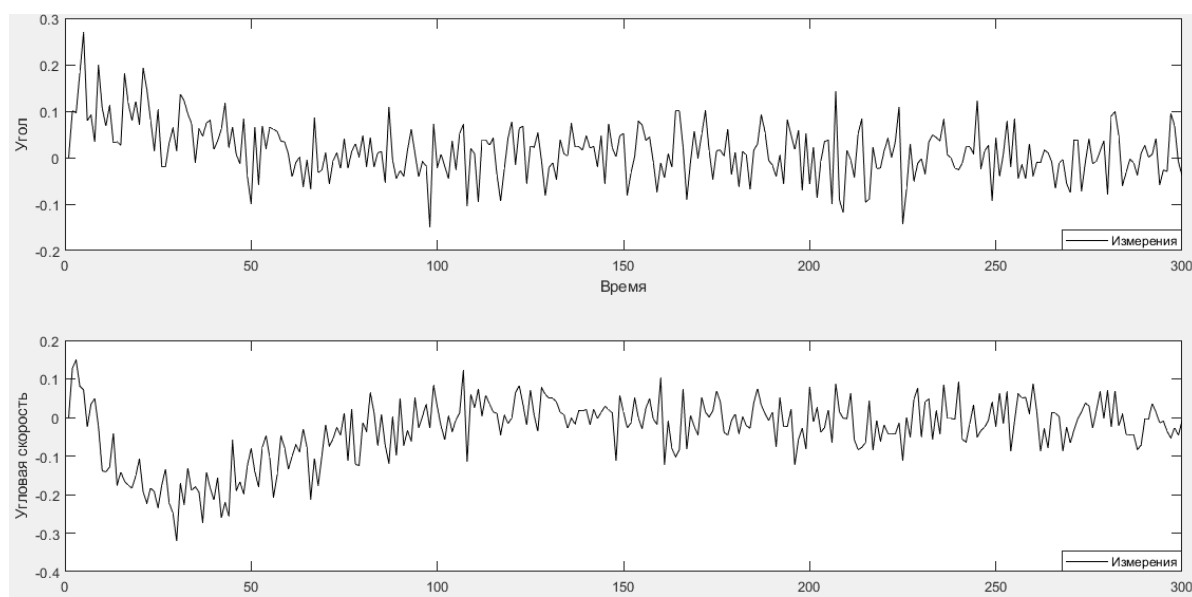


Рис. 2. Переходный процесс системы

Поскольку сигнал зашумлён необходимо применить фильтрацию. Рассмотрим фильтр Калмана, поскольку данный фильтр для своей реализации требует намного меньше вычислительных ресурсов, чем аналогичные ему подходы. ФК гарантирует оптимальную оценку вектора состояния только в том случае, когда шум является белым гауссовским.

Приведем необходимые уравнения.

Уравнение фильтра Калмана:

$$\hat{x}_{k+1} = A \cdot \hat{x}_k + B \cdot u_k + K_{k+1} \cdot (y_{k+1} - y_{k+1/k}). \quad (7)$$

Прогноз измерений:

$$y_{k+1/k} = G \cdot \hat{x}_{k+1}. \quad (8)$$

Коэффициент усиления фильтра Калмана:

$$K_k = P_k \cdot H^T \cdot R^{-1}. \quad (9)$$

Матрица ковариаций ошибок оценивания:

$$P_k = (M_k^{-1} + H^T \cdot R^{-1} \cdot H)^{-1}. \quad (10)$$

Матрица ковариаций ошибок прогнозирования:

$$M_{k+1} = A \cdot P_k \cdot A^T + \Gamma \cdot Q \cdot \Gamma^T. \quad (11)$$

Приведем оценку фильтра Калмана (рис. 3).

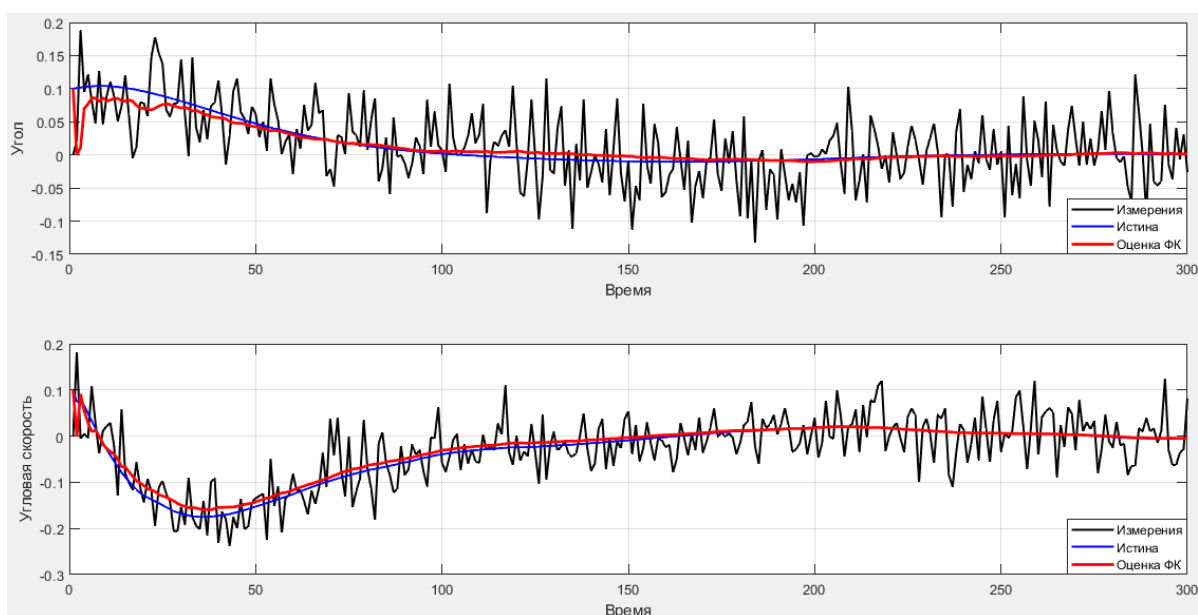


Рис. 3. Оценка фильтра Калмана

Из рис. 3 видно, что оценка фильтра Калмана, несмотря на сильно зашумленные измерения, сходится с истинными значениями измеряемых величин.

Изобразим фазовую плоскость (рис. 4).

Прогнозируемая оценка фильтра Калмана попадёт в заданную область (эллипсоид) с вероятностью 0.996. Однако может и не попасть. Если шумы измерений описываются цветными законами распределения, то ФК и вовсе не даст оптимальную оценку. В этом случае оправданно применение гарантированного метода оценивания (минимаксный фильтр). Остановимся на минимаксном фильтре подробнее.

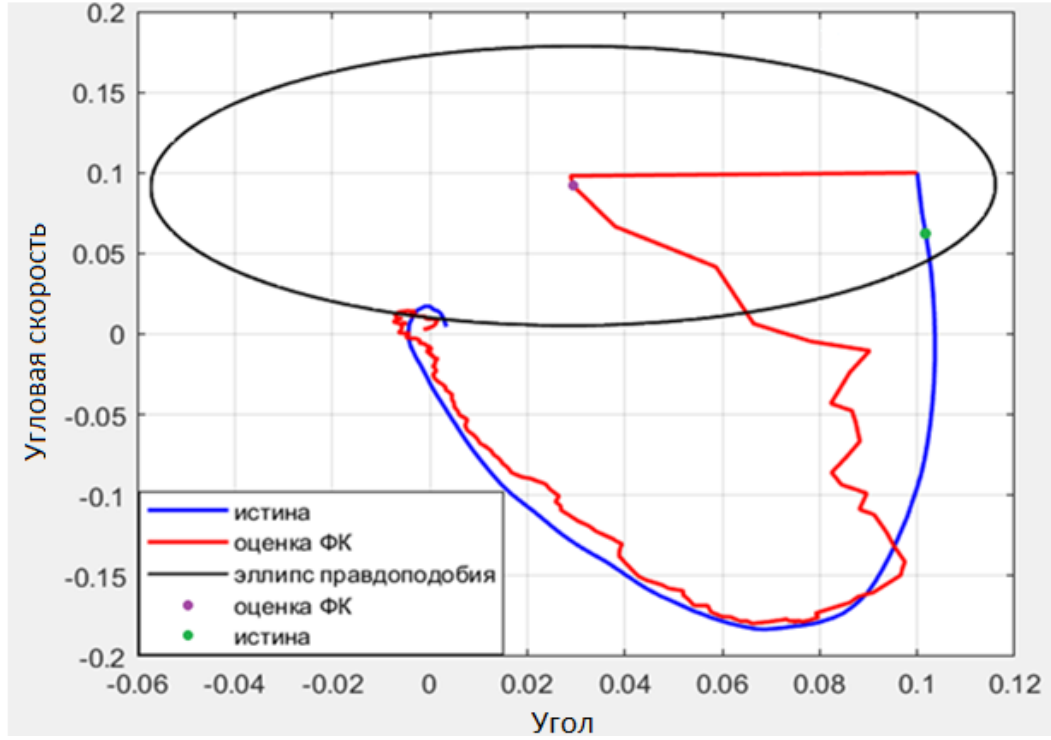


Рис. 4. Фазовый портрет системы

Задаются уравнения движений и измерений в линейном приближении:

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + \Gamma w_k, \quad k = 0, 1, \dots, N-1 \quad (12)$$

$$y_{k+1} = Gx_{k+1} + Hv_{k+1}, \quad k = 0, 1, \dots, N-1, \quad (13)$$

где $x_k \in R^n$, $w_k \in R^{n_w}$, $y_{k+1} \in R^m$, $v_{k+1} \in R^{m_v}$ – векторы состояния системы, возмущений, измерений, ошибок измерений соответственно; A, B, Γ, G, H – известные матрицы соответствующих размерностей; u_k – заданное управление.

Начальное состояние системы x_0 , возмущения w_k , ошибки измерения v_k принимают в каждый i -й момент времени любые значения из известных множеств, которые задаются в виде выпуклых многогранников.

$$x_0 \in X_0, w_k \in W, v_{k+1} \in V, \quad k = 0, 1, \dots, N-1, \quad (14)$$

Результатом минимаксного оценивания вектора состояния x_{k+1} систем (3) является информационное множество $\bar{X}_{k+1}$. На основе предыдущего информационного множества $\bar{X}_k$ рассчитывается множество прогнозов вектора состояния x_{k+1} системы:

$$X_{k+1/k} = A\bar{X}_k + Bu_k + \Gamma W. \quad (15)$$

По результатам измерений y_{k+1} рассчитывается множество состояний совместимых с измерением:

$$X[y_{k+1}] = \{x \in R^n | Gx + Hv = y_{k+1} \forall v \in V\}. \quad (16)$$

Затем находим информационное множество, как область пересечения множества прогнозов и множества, совместимого с измерениями:

$$\bar{X}_{k+1} = X_{k+1/k} \cap X[y_{k+1}]. \quad (17)$$

Построим для системы (3) информационное множество на $k = 150$ шаге.

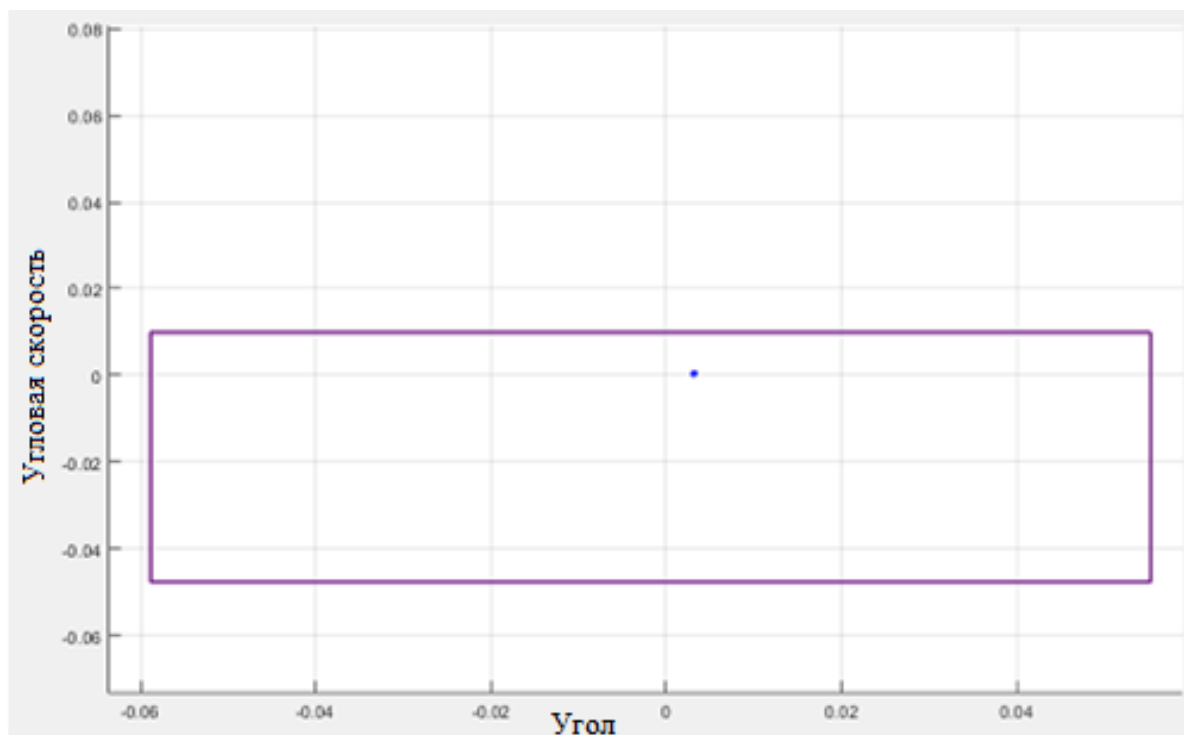


Рис. 5. Информационное множество на $k = 150$ шаге

Вывод: используя минимаксный фильтр значение вектора состояния гарантированно находится внутри информационного множества. При использовании фильтрации Калмана прогнозируемая оценка попадает в заданную область (эллипсоид) с вероятностью 0.996. Стоит отметить, что в условиях информационной неопределенности в отдельных задачах весьма эффективным является использование двух фильтров одновременно [6].

Библиографический список

1. Кирилин А.Н. Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб. – М.: Машиностроение – Машиностроение-Полет, 2013. – 296 с.
2. Колесников К.С. Жидкостная ракета как объект регулирования. – М.: Машиностроение, 1969. – 298 с.
3. Игдалов И.М. Ракета как объект управления. – Днепропетровск АРТ-ПРЕСС, 2004.
4. Кузовков Н.Т. Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет). Учебное пособие для вузов. М., «Высшая школа», 1976.
5. Кузовков Н.Т. Теория автоматического регулирования, основанная на частотных методах. М.: Оборонгиз, 1960. 446 с.
6. Подивилова, Е.О. Сравнение оценок минимаксного фильтра и фильтра Калмана / Е.О. Подивилова, В.И. Ширяев // Вестник ЮУрГУ, т. №40, 2012. – С. 182-186.

УДК 621.391.823

ББК 39.52, 32.85

ПРОЕКТИРОВАНИЕ БЫСТРОДЕЙСТВУЮЩЕЙ РЭА ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С УЧЁТОМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ И ЦЕЛОСТНОСТИ СИГНАЛА

Р.И. Баимов

Научный руководитель: Н.В. Дударев, к.т.н.

В статье исследуется возможность проектирования и моделирования быстродействующей РЭА для беспилотных летательных аппаратов. На примере рассмотрен микроконтроллер esp8266, который применяется для создания модели в качестве беспилотных летательных аппаратов. Для оценки данной модели проведён расчёт S-параметров микросхемы, анализ платы на энергопотребление, вычисление резонансных режимов, анализ микросхемы расположенной в корпусе на электромагнитную совместимость в специализированной программе моделирования. Сравнительный анализ данного микроконтроллера рассчитан при помощи электродинамической модели с использованием специализированного программного продукта, продемонстрировано совпадение резонансной природы исследуемого устройства.

Ключевые слова: расчёт S-параметров микросхемы, анализ платы на энергопотребление, вычисление резонансных режимов, анализ микросхемы расположенной в корпусе на электромагнитную совместимость.

Введение

В связи со стремлением к увеличению скоростей обмена информацией между управляющим устройством и беспилотным летательным аппаратом, происходит ужесточение требований к проектированию изделий радиоэлектроники для беспилотных летательных аппаратов.

Повышение данных требований вынуждает проектировщиков прибегать к электромагнитному моделированию их электрических характеристик. Программный продукт ANSYS SIwave [1] позволяет учесть паразитные эффекты, возникающие в многослойных печатных платах и корпусах микросхем. Электромагнитную природу таких явлений, как взаимные наводки, нестабильность сигнала при коммутации, плавающий потенциал по шинам питания и земли, паразитные резонансы и т.д., необходимо анализировать с учетом распределенного характера цепей.

Микросхема esp8266 (рис. 1) широко используется для проектирования умных устройств, в том числе для беспилотников [2]. Для эффективной и бесперебойной передачи данных между управляющим устройством и бес-

пилотным летательным аппаратом, оснащённым встроенными средствами и технологиями для взаимодействия друг с другом, необходимо проанализировать данный микроконтроллер на паразитные резонансы, целостность приема/передачи сигнала и чистоту питания. Это определило основную цель работы.



Рис. 1. Микросхема esp8266

Модель микросхемы ESP8266 реализована в программе ANSYS SIwave, которая состоит из подложки кристалла 1, шаров bga 2, дорожек 3, трассиров 4, via переходов 5, источника питания 6, портов 7 (рис. 2).

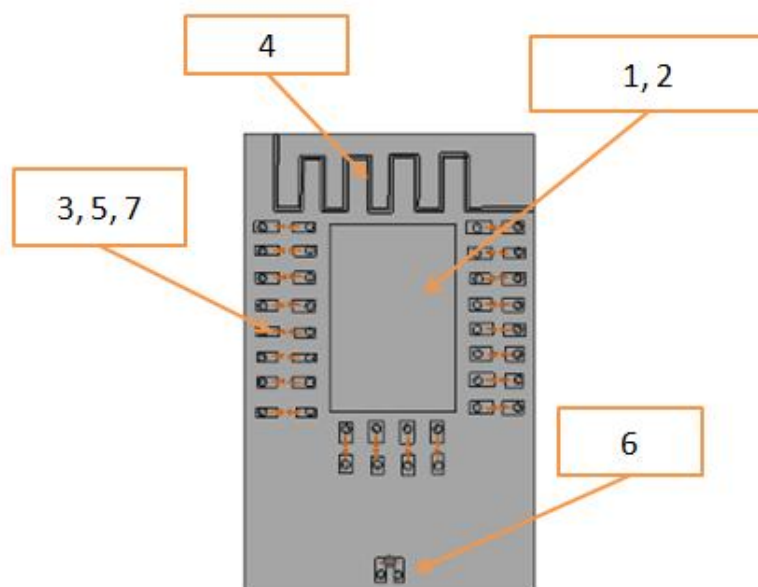


Рис. 2. Микросхема esp8266 в программе ANSYS SIwave

Анализ S-параметров микросхемы esp8266

Параметры рассеяния или S-параметры описывают электрическое поведение линейных электрических сетей при воздействии различных стационарных стимулов электрическими сигналами.

Эти параметры полезны для нескольких отраслей электротехники, включая электронику, проектирование систем связи и особенно для СВЧ-техники.

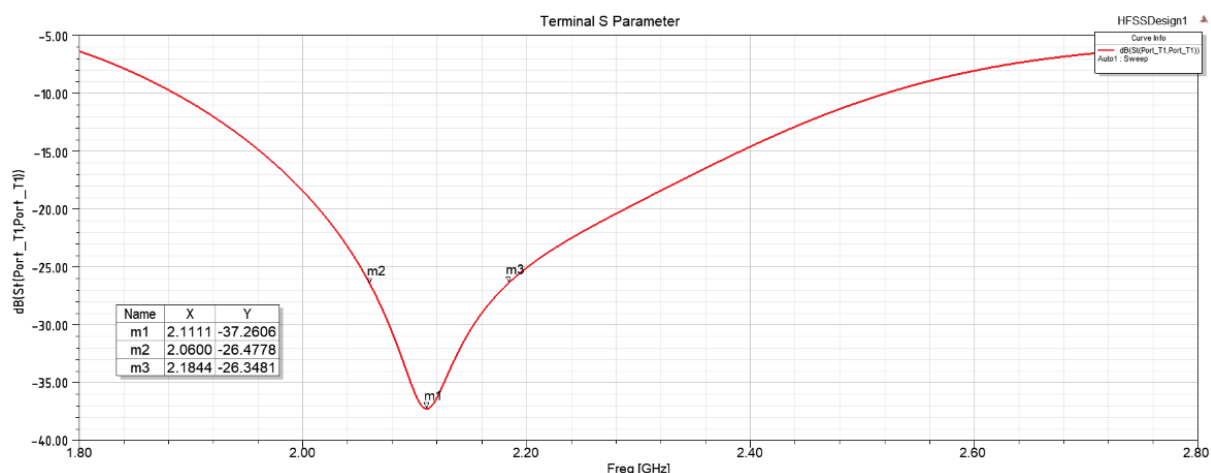


Рис. 3. S-параметры микросхемы

Результаты моделирования представлены в виде элементов матрицы рассеивания (рис. 3), они указывают на наличие полосы пропускания не более 26 ГГц (по уровню отражённого сигнала не более минус 26 дБ) при коэффициенте отражения минус 0,1 дБ.

Анализ платы на энергопотребление

Энергопотребление – одна из самых важных характеристик для проектирования беспилотных летательных аппаратов. Сложно создать устройство, подключенное к WiFi, работающее на автономном питании большое количество времени.

Расчет распределения постоянного тока на печатной плате представлен на рис. 4.

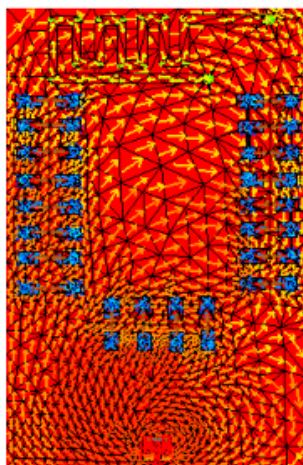


Рис. 4. Распределение постоянного тока на печатной плате

По расчету видно, что основным потребителем тока платы, является чип микросхемы esp8266 расположенный под подложкой кристалла. Данный чип может потреблять ток от 50 мА до 170 мА. Следовательно, чип платы подвергается к воздействию высоких температур. Можно сделать вывод, что подложка кристалла платы нуждается в дополнительном охлаждении в виде радиатора с термоинтерфейсом.

Расчет частотной развертки

Развертка частоты SIwave показывает, как ток, потребляемый устройством, может привести к пульсациям напряжения в системе распределения электроэнергии.

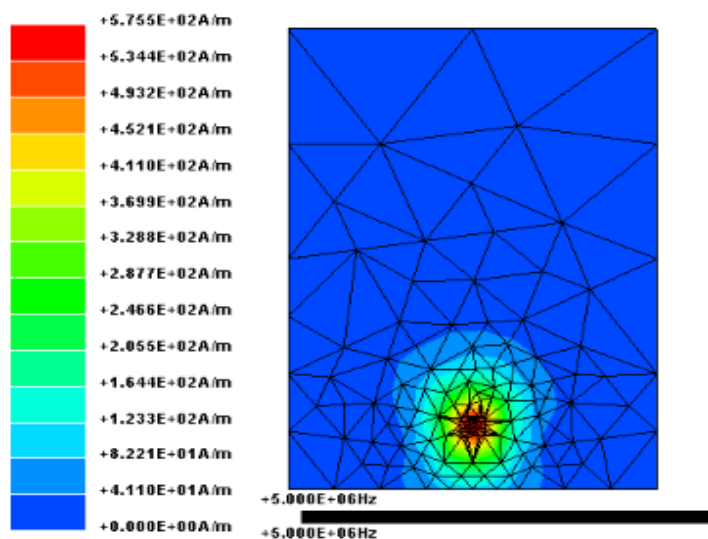


Рис. 5. Анализ частотной развертки на плате

По полученным данным анализа (рис. 5) пульсация на плате возникает на месте расположения источника питания. Это означает, что в данном месте выдаваемое выходное напряжение неустойчиво и может меняться. Отсюда можно сделать вывод, что потребители (датчики, сервоприводы), подключенные к микроконтроллеру esp8266 необходимо запитать от стороннего источника питания.

Вычисление резонансных режимов

Трассеры, проложенные через силовые и наземные плоскости, могут вызывать проблемы с целостностью сигнала. Расчет резонансной моды является первым шагом в выявлении неидеального поведения плоскости, которое может повлиять на целостность сигнала.

Пиковый резонанс платы возникает на месте Wifi антенны (рис. 6). Небольшой резонанс имеется под подложкой кристалла, где располагается Wifi модуль.

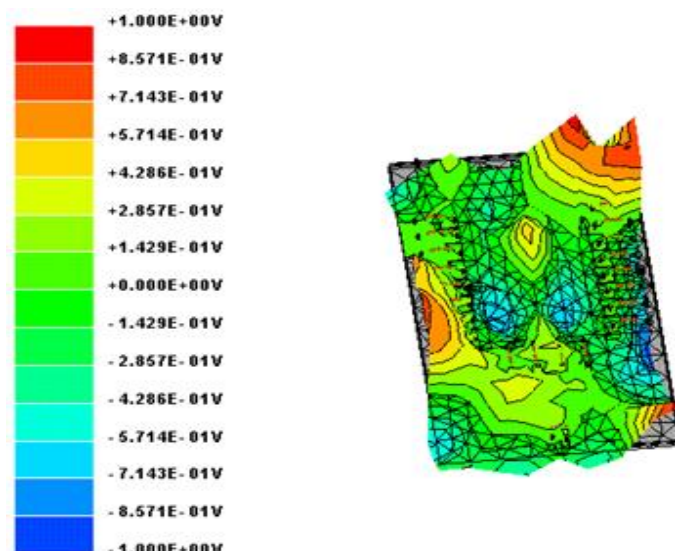


Рис. 6. Резонансный режим на плате

Анализ микросхемы расположенной в корпусе

Был произведен импорт платы из среды Ansys SIwave в HFSS. В среде HFSS плата была помещена в корпус с размерами 450x450x200 мм (рис. 7). Произвели анализ встроенной Wifi антенны микросхемы и представили ее характеристики в дальней зоне.

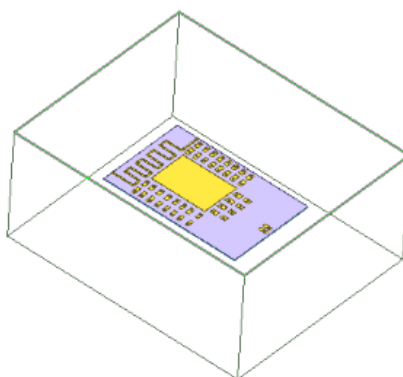


Рис. 7. Микросхема e8266 в программе ANSYS HFSS

По графику (рис. 8) видно, что в корпусе сигнал имеет сильное искажение. Из этого следует, для стабильного качества приема/передачи сигнала целесообразно использовать монопольную антенну вне корпуса (рис. 9). Так же был произведен анализ данной антенны.

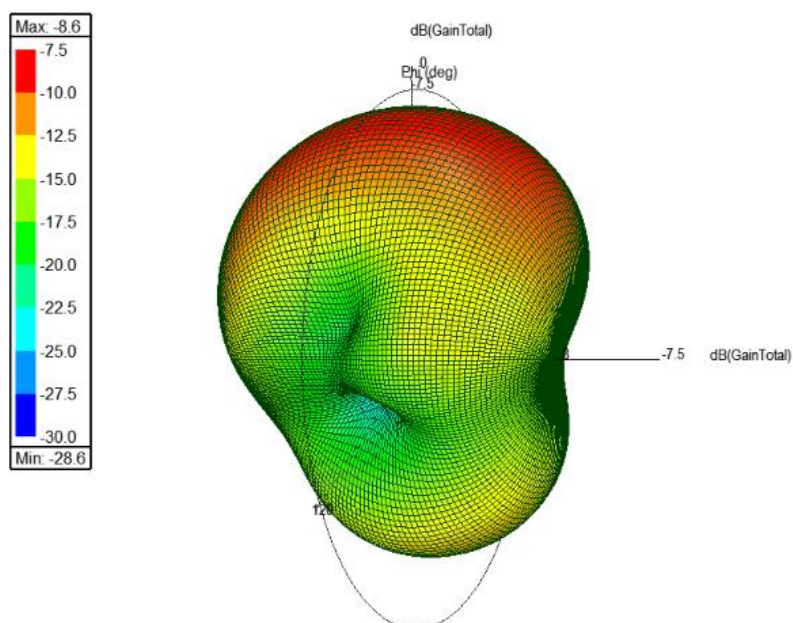


Рис. 8. Представление характеристик антенны микросхемы esp8266 в дальней зоне

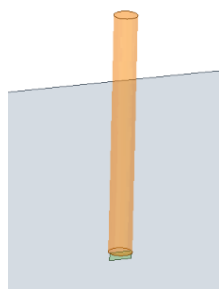


Рис. 9. Микросхема esp8266 в программе ANSYS SIwave

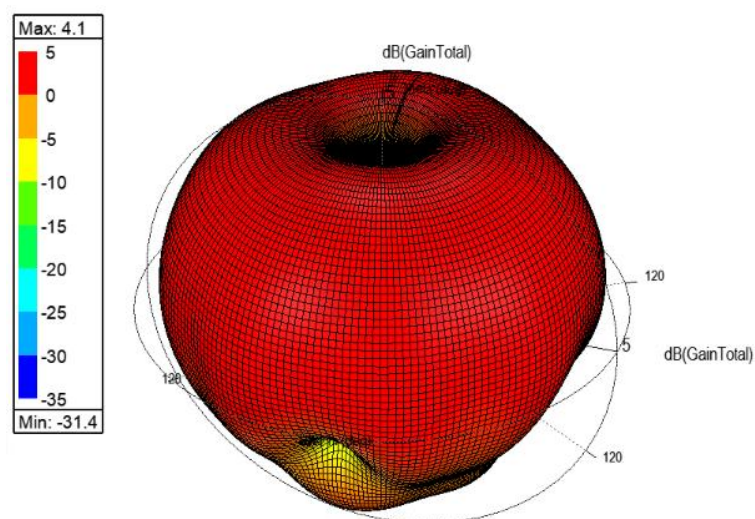


Рис. 10. Монопольная антенна

Заметим, что по диаграмме (рис. 10) качество приема/передачи сигнала стабилизировалось.

Вывод

Плата esp8266 хорошо подходит для проектирования беспилотных летательных аппаратов. Для автономной и бесперебойной работы беспилотных летательных аппаратов необходимо, чтобы:

- 1) на подложке кристалла микроконтроллера располагалось дополнительное охлаждение в виде радиатора с термоинтерфейсом;
- 2) для стабильного качества приема/передачи сигнала целесообразно дополнительно использовать монопольную антенну на корпусе аппарата;
- 3) потребители (датчики, сервоприводы), подключенные к микроконтроллеру esp8266 необходимо запитать от стороннего источника питания.

Библиографический список

1. Ansys SIwave Signal Integrity Analysis for PCB Design. URL: <https://www.ansys.com/products/electronics/ansys-siwave> (дата обращения 01.03.2022)
2. Sved Omar Faruk Towaha Building Smart Drones with ESP8266 and Arduino, 2018.

УДК 681.586

ТЕХНОЛОГИИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ОБСЛЕДОВАНИЯ ЗАМКНУТЫХ ПРОСТРАНСТВ

*С.М. Рассказов, А.С. Герасимов, В.В. Кондратенко, М.В. Горт
Руководитель И.Л. Кафтанников к.т.н.*

Рассмотрены различные варианты датчиков для получения информации об окружающих физических объектах. Рассмотрены технологии их реализации, некоторые особенности эксплуатации. Выполнен сравнительный анализ.

Ключевые слова: радиоволновые датчики, ультразвуковые датчики, оптические датчики

Целью данной работы является обзор технических средств и технологий для обследования – замкнутых пространств, таких как шахты, пещеры и т.п.

Для получения информации об окружающих физических элементах в замкнутых пространствах используются следующие типы датчиков:

- Ультразвуковые;
- Радиоволновые;
- Оптические.

Исторически первой технологией для определения дальность была Sound Navigation and Ranging – звуковая навигация и определение дальности (SONAR – сонар). Далее стало понятно, что те же принципы можно использовать для радиоволн. Появилась технология Radio detection and

ranging – радиообнаружение и измерение дальности (RADAR – радар). Следующим шагом стало использование света и технология Light Detection and Ranging – обнаружение и определение дальности с помощью света (LIDAR – лидар) [1]. Все эти технологии стали очень известны и популярны, а их аббревиатуры превратились в нарицательные слова.

Ультразвуковые

Сонар определяет расстояние до объектов точно так же, как это делают дельфины или летучие мыши. Звуковые импульсы обычно имеют частоту выше 20 кГц. Передатчик посылает волну, когда волна сталкивается с каким-либо объектом – она отражается. Тогда принимающая сторона (приемник) фиксирует отраженный сигнал и в зависимости от времени отправки и получения сигнала определяется расстояние.

Основной недостаток ультразвукового сканирования заключается в том, что далеко не все материалы хорошо отражают ультразвуковые волны. Многие мягкие материалы, такие как поролон, ткань или, например земля отражают ультразвуковые волны слабо или вовсе поглощают. Ультразвуковая волна способна отразиться от объектов размером не менее $\frac{1}{4}$ длины волны. Данная технология применяется в основном для обнаружения объектов в водной среде, так как это отличный проводник для ультразвуковой волны.

Радиоволновые

Радар – это устройство для обнаружения и определения местонахождения объектов в пространстве по отраженным от них радиоволнам еще их называют радиолокаторами. Для определения расстояния используется тот же принцип как и в ультразвуковых датчиках. Он продемонстрирован на рис. 1.

Меняется только волна с ультразвуковой на радио. Как и в предыдущем случае, недостатком этого метода является то, что многие материалы не отражают радиоволны и соответственно будут не видны для данного типа датчиков. Преимуществом является способность волны проходить сквозь пыль.

Оптические

В отличие от радарных и ультразвуковых инструментов почти все материалы отражают световые волны, но чем темнее объект, тем хуже этот показатель. Существует несколько основных технологий получения данных об удаленности объекта:

- **Стереокамера.** Применяется несколько камер расположенных близко и направленных параллельно объекту с небольшим углом. Измеряют расстояния за счет смещения точек относительно друг друга и формируют «карту глубины». Примером может служить человеческое зрение, которое

за счет двух глаз может определять расстояние. Данный способ измерения имеет ограничение по дальности и близости объекта.



Рис. 1. Схема работы радара

- Лидар как и при использовании ультразвука и радиоволн имеет передатчик и приемник. В качестве передатчика чаще всего применяется лазер, приемником может выступать фоторезистор. Схема работы лидара представлена на рис. 2.

Преимуществами лидаров являются высокая скорость и точность работы сбора данных, независимость от интенсивности света, высокое разрешение изображения, и самое главное – минимальная зависимость от человека. Из недостатков – высокая стоимость, чувствительность к загрязнению и меньшая надежность.[2] Результаты измерения зависят от цвета объекта, так чем темнее объект – тем ниже точность.



Рис. 2. Схема работы лидара

Для LIDAR существует три технологии определения расстояния:

- 1) Time of Flight (ToF) – «время полета». ToF измеряет расстояние за счет определения времени от момента излучения сигнала лазером, до момента его улавливания фоточувствительным элементом.[3]

В таком случае время импульса равняется примерно 10^{-9} секунд. А расстояние вычисляется по формуле:

$$D = 0,5 * c * t,$$

где c – скорость света в вакууме, t – время прохождения пути импульсом.

2) Непрерывное излучение с частотной модуляцией. В данном случае LIDAR излучает сигнал не импульсно, а непрерывно, постоянно меняя его частоту. Для того чтобы корректно получить данные, частоту отраженного луча сравнивают с неотраженным (внутренним) лучом. То есть для данного метода необходимо 2 луча. После того как получили разность частот, можно построить схему интерференции. В ней частота биений будет являться функцией от времени. Эта функция от времени и является расстоянием.

Данный вариант довольно сложен, но имеет некоторые преимущества. Например, он устойчив к интерференции от солнца или других лидаров. Также при использовании эффекта Доплера можно измерить скорость объектов попавших в область измерения.

Эффект Доплера: изменение частоты и, соответственно, длины волны излучения, воспринимаемой наблюдателем, вследствие движения источника излучения относительно наблюдателя.

Для непрерывно излучающих лазеров формула вычисления расстояния остается прежней, но время прохождения до объекта считается по следующей формуле:

$$t = \left(\frac{\varphi}{2\pi} \right) * T,$$

где φ – фазовый сдвиг, T – период световых колебаний.

3) Непрерывное излучение с амплитудной модуляцией. По принципу своей работы больше похож на первый вариант (время в пути). Только вместо одного импульса посылается непрерывный поток с разной амплитудой (псевдослучайный поток). Полученная картина интерференции еще более устойчива к помехам от других устройств или солнца.

Недостатком оптических сенсоров является их чувствительность к условиям среды, например в пыльных условиях, стоит использовать более мощный лазер. Изначально все вышеперечисленные комплексы являются направленными. То есть они могут считывать информацию с определенным, достаточно малым углом.

В случае исследования замкнутых пространств необходимо получать информацию по взаимно перпендикулярным направлениям относительно точки измерения. Для получения достаточно полной картины необходимо иметь угол обзора приблизительно равным 180 градусам.

При использовании ультразвуковых измерительных комплексов или радиолокационных для этой проблемы нет решения, так как нет материала, способного полностью отразить волну дальше и не дать сигнал о своем присутствии.

Для оптического датчика отражающим материалом может служить зеркало, меняющее свою плоскость относительно лазера. Лазер светит на зер-

кало, а уже потом он отражается от объектов в пространстве. Данный принцип продемонстрирован на рис. 3[4]. Зеркало можно двигаться и менять угол. Данный вариант используется в лидарах компаний Leica и Optech.

Вместо зеркала можно использовать призму с зеркальными гранями, тогда при смене грани призмы сигнал резко изменится (скачкообразно) и уже из полученных данных можно построить 3D карту. Данный принцип продемонстрирован на рис. 4.

Другой способ это принцип фазированной решетки. Он подразумевает наличие нескольких передатчиков. Тогда если каждый из них посылает импульс одновременно, то луч идёт перпендикулярно. Для изменения угла импульс с каждого излучателя идёт с задержкой, за счет этого достигается изменение угла.[4] Данный принцип продемонстрирован на рис. 5. Данный вариант используется в лидарах компании Quanergy.



Рис. 3. Использование зеркала и лидара



Рис. 4. Использование призмы и лидара

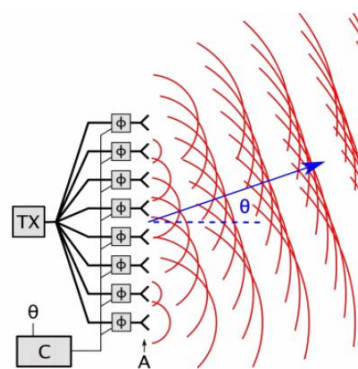


Рис. 5. Использование фазированной решетки

Для охвата области в 360 градусов компания Velodyne еще в 2007 году представила лидар на вращающейся основе. Это позволяет совместить, например зеркальную реализацию и вращение, чтобы добиться максимального охвата. Данный продукт стал популярен и используется до сих пор в некоторых областях. Однако надежность и долговечность вращающегося механизма остается под вопросом.

Длина волны лазера

В лидарах можно использовать лазерный луч разной длины волны. Чаще всего это 850, 905 и 1550 нм. Значения 850 и 905 обусловлены тем, что для них сетчатка человеческого глаза прозрачна. Это позволяет свету дойти до сетчатки и если лазер будет слишком мощный, то он может повредить её. Значение длины волны в 1550 нм. является непрозрачным для человеческого глаза, что позволяет работать на более высокой мощности без риска повредить глаз.

Компания Luminar производит лидары с длиной волны 1550 нм, что обеспечивает большую дальность действия. Они применяются для управления беспилотным транспортом. Такая длина волны позволяет автомобилю двигаться на магистралях со скоростью до 120 км/ч. Из недостатков можно отметить большую стоимость и потребление энергии.[5]

Для создания лидара на основе 850 или 905 нм., нужны не слишком дорогие кремниевые компоненты, они распространены и доступны. В то время как для волны 1550 необходимы более дорогие и редкие компоненты на основе арсенида и галлий–индия.

Итог

Целью работы был поиск устройства для получения данных в замкнутых пространствах. По итогам изложенного материала хорошим вариантом являются лидары с вращающимся механизмом и возможностью изменения вертикального угла зеркалом или призмой. Важными характеристиками является не только точность и дальность, но и характеристики автономности, это вес и энергопотребление. Результаты поиска приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты поиска

	Velodyne Puck	YDLIDAR TG30	RPLIDAR S2
Дистанция	100 м	30 м	30 м.
Точность	± 3 см	± 10 см	± 5 см
Интерфейсы	Ethernet	Ethernet, USB	TTL, UART
Мощность	8 Вт	~5 Вт	~10 Вт
Вес	830 г	140 г	105 г

Библиографический список

1. The History of LIDAR / ACRONAME, 2020.[Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://acroname.com/blog/history-lidar>
2. Лидар всё что нужно знать / GISTROY [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://gistroy.ru/article/lidar>
3. Sergi F., Guillem A., Juan Andrade-Cetto, Carme T. Object modeling using a ToF camera under an uncertainty reduction approach // IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). IEEE, 2010. С. 1306-1312.
4. Dingkan Wang, Connor Watkins, Huikai Xie. MEMS Mirrors for LiDAR: A Review. 2020 [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.mdpi.com/2072-666X/11/5/456>
5. Timothy B. Lee. How 10 leading companies are trying to make powerful, low-cost lidar. 2019. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://arstechnica.com/cars/2019/02/the-ars-technica-guide-to-the-lidar-industry/>

Секция 4. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 004.942

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ДАТЧИКА ПОТЕНЦИОМЕТРИЧЕСКОГО ТИПА В УСЛОВИЯХ ПЕРЕГРУЗОК

Е.А. Шаталов

Научный руководитель: Д.А. Кацай, к.т.н.

Рассматривается проблема изменения контактного сопротивления щетки преобразователя потенциометрического типа, от воздействия на него перегрузок в виде инерционных сил. Сформирована функция сопротивления контакта щетки потенциометра в зависимости от ускорения. Приведена Simulink-модель первичного преобразователя и сопротивления контакта. Выполнено моделирование работы потенциометра при различных значениях перегрузок и их частоты.

Ключевые слова: реостатный преобразователь, моделирование, Simulink, исследование динамики, анализ контактного сопротивления.

Применение датчиков потенциометрического типа на подвижных объектах происходит в условиях инерционных сил, прикладываемых к подвижному контакту. К подвижным объектам относятся наземные, воздушные, космические средства доставки грузов в заданные точки пространства с требуемой точностью. В качестве источников информации могут использоваться потенциометрические датчики, в которых контактное сопротивление между щеткой и обмоткой зависит от контактного давления. В статье приведены результаты исследования влияния контактного сопротивления на погрешности информации, формируемой с помощью потенциометрического датчика.

Известно применение программы Simulink для имитационного моделирования прямоугольно-координатного потенциометра [1]. В работе рассмотрен автоматический прямоугольно-координатный потенциометр с двигатель-генераторами ДГ-0,1, который, однако, не содержит потенциометрический датчик со щеткой и обмоткой.

В авторском свидетельстве [2] от 1956 года заявлена электронная модель проволочного потенциометра. Предлагаемая модель предназначена для моделирования влияния ступенчатости датчика на сложную систему автоматического регулирования.

В статье [3] рассматривается электронная ламповая модель проволочного потенциометра, воспроизводящая нелинейную статическую характеристику проволочного потенциометра при учете люфта в движении щетки и ступенчатости намотки.

В перечисленных публикациях отсутствуют исследования изменения контактного сопротивления щетки преобразователя потенциметрического типа от воздействия на нее перегрузок в виде инерционных сил.

Исследование погрешностей проволочного реостатного датчика от инерционных перегрузок выполнено на примере измерительного прибора, имеющего следующую трехкаскадную структуру: первичный преобразователь, согласующий усилитель и аналогово-цифровой преобразователь (АЦП).

Первичные преобразователи (датчики) – это устройства, предназначенные для непосредственного преобразования измеряемой физической величины в другую физическую величину, удобную для дальнейшего использования и передачи на расстояние. Если датчик выдает неунифицированный сигнал, то для приведения его к стандартному диапазону используется дополнительно еще соответствующий преобразователь [4, с. 149].

В качестве первичного преобразователя в работе выступает реостат с сопротивлением R_0 , включенный в электрическую схему, представленную на рис. 1.

Последовательно с сопротивлением нагрузки R_H включено сопротивление контакта щетки реостата R_K , которое изменяется вследствие воздействия вибраций и перегрузок на щетки реостата. Перемещение щетки реостата на величину «х» приводит к изменению сопротивления R_X .

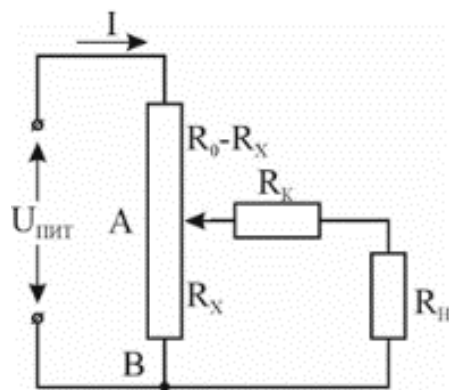


Рис. 1. Схема включения потенциметрического преобразователя

Примем допущение о постоянстве напряжения питания $U_{ПИТ} = const$ и сопротивления нагрузки $R_H = const$, а сопротивление источника питания примем нулевым $R_{ПИТ} = 0$. В этом случае сопротивление участка АВ вычисляется по выражению:

$$R_{AB} = \frac{R_X (R_H + R_K)}{R_X + R_H + R_K}.$$

Тогда напряжение U_{AB} на участке АВ можно записать в следующем виде:

$$U_{AB} = \frac{U_{ПИТ} \cdot R_X (R_H + R_K)}{(R_0 - R_X) \cdot (R_X + R_H + R_K) + R_X (R_H + R_K)}.$$

Выходное напряжение первичного преобразователя – напряжение на нагрузке вычисляется по следующему выражению:

$$U_H(R_K) = \frac{U_{AB}}{R_K + R_H} \cdot R_H.$$

В данном выражении в явном виде представлено сопротивление R_K . Известна эмпирическая формула переходного сопротивления контакта щетки [5, с. 256]:

$$R_K(F_K) = 6,6 \cdot 10^{-4} \frac{\rho_x \sqrt{\sigma_{пх}}}{\rho_{Cu} \sqrt{\sigma_{Cu}}} \cdot \frac{1}{F_K^b},$$

где ρ_x , ρ_{Cu} и $\sigma_{пх}$, σ_{Cu} – удельные сопротивления и пределы упругости материалов щетки и проволоки реостата; F_K – сила прижима контактов щетки; b – параметр – для линейных контактов равен 0,6.

Сила нажатия щетки в зоне контакта будет определяться суммарным действием сил тяжести и инерционной силы, обусловленной ускорением "а":

$$F_k(a) = F_{k0} \pm m \cdot a,$$

где F_{k0} – сила прижима контактов, задаваемая в процессе установки щетки в поле тяготения Земли в стационарных условиях.

По выражению $F_k(a)$ можно сделать вывод о том, что при некоторых значениях ускорения "а" может произойти разрыв контакта между щеткой и обмоткой потенциометра.

Второй каскад датчика – это усилитель по напряжению, который имеет передаточную функцию апериодического звена:

$$W_y(s) = \frac{k_y}{T_y \cdot s + 1}.$$

Третий каскад датчика – это преобразователь аналогового сигнала в цифровую форму (АЦП).

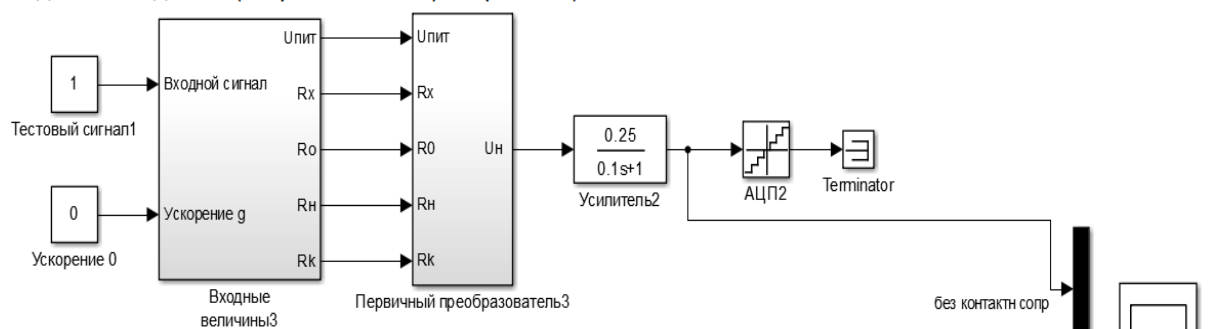
Моделирование работы датчика, реализовано в MATLAB в пакете расширения Simulink. На рис. 2 представлена полная модель датчика, сформированная в пакете Simulink. Усилитель реализован блоком Transfer Fcn. АЦП реализован блоком Quantizer.

В качестве входного сигнала выступает тестовый единичный сигнал. Ускорение перегрузки будет изменяться по синусоидальному закону с заданными амплитудой и частотой. Подсистема первичного преобразователя показана на рис. 3.

Проведем дальнейшее исследование динамики датчика при различных условиях его работы, а именно, при различных значениях перегрузок.

В табл. 1 приведены результаты исследования погрешностей измерения физической величины, выполненные для значений ускорения перегрузки g , $2g$, $5g$, $10g$, $15g$, $20g$ на частоте среза $W_{PE3} = 10$ рад/с.

Идеальный датчик (сопротивление щетки равно 0)



Реальный датчик (сопротивление щетки не равно 0)

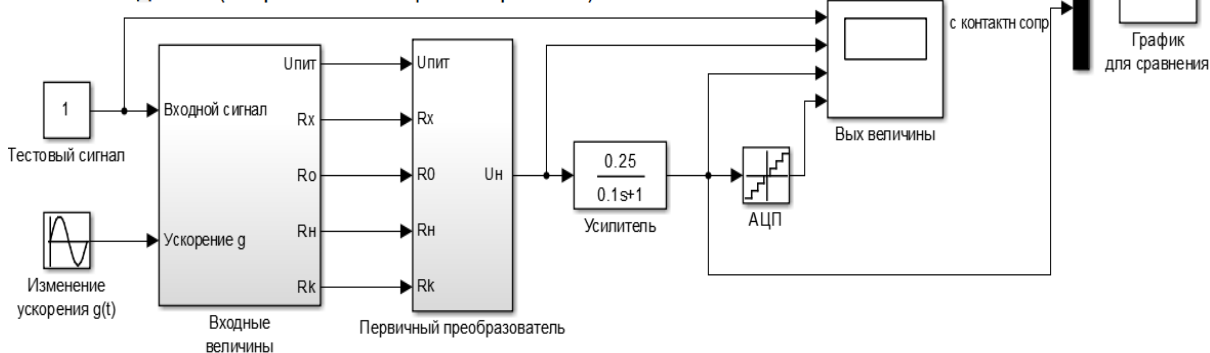


Рис. 2. Полная модель датчика в Simulink

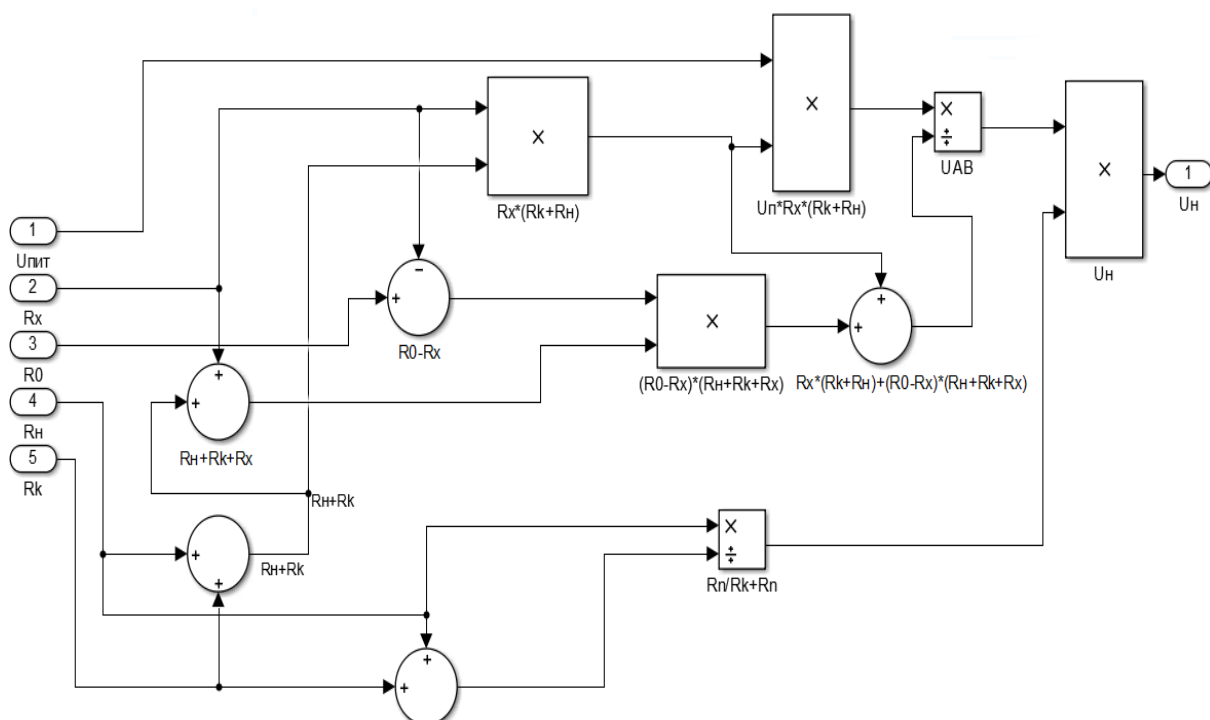


Рис. 3. Подсистема первичного преобразователя

На рис. 4 приведены выходные сигналы усилителя (без ускорения и с наличием ускорения) для значений ускорения перегрузки $10g$.

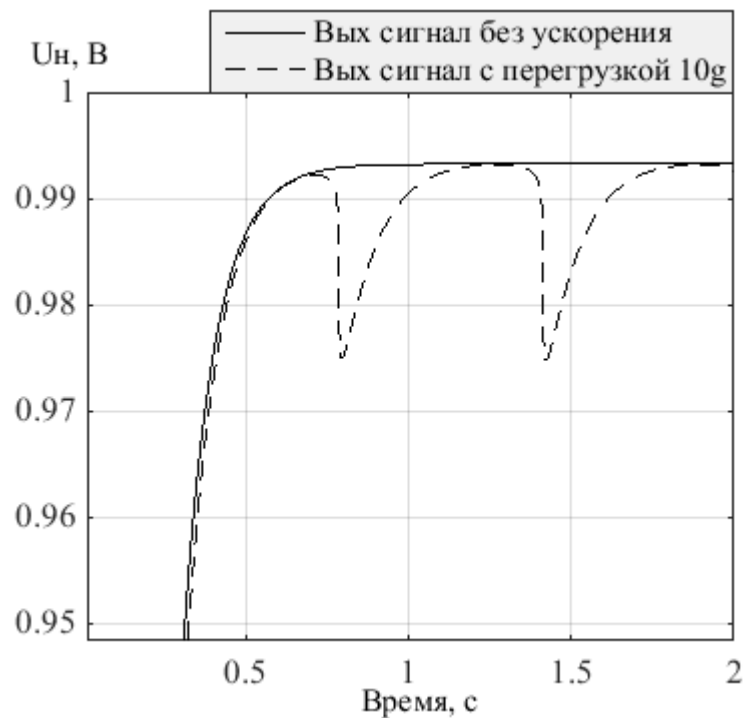


Рис. 4. Выходные сигналы с усилителя при $a=10g$

В табл. 1 и на рис. 5 представлены приведенные ко входу датчика значения погрешностей в зависимости от амплитуды и частоты ускорений перегрузки.

Таблица 1

Значения погрешностей, приведенные ко входу датчика

Перегрузка, $n \cdot g$	Частота			Примечание
	$W_{PE3}/2$	W_{PE3}	$W_{PE3} \cdot 2$	
g	0,008	0,007	0,004	Приведенная ко входу погрешность, %
2g	0,02	0,015	0,008	
5g	0,05	0,04	0,028	
10g	3,5	1,8	0,9	
15g	0,45	0,3	0,18	
20g	0,35	0,25	0,13	

По табл. 1 видно, что перегрузка в $5g$ вызывает приведенную ко входу погрешность в 5. При перегрузке в $10g$ возможен отрыв подвижного контакта, что заметно по появившимся пикам на рис. 5. Данная перегрузка приводит к некорректной работе датчика и является критической для него.

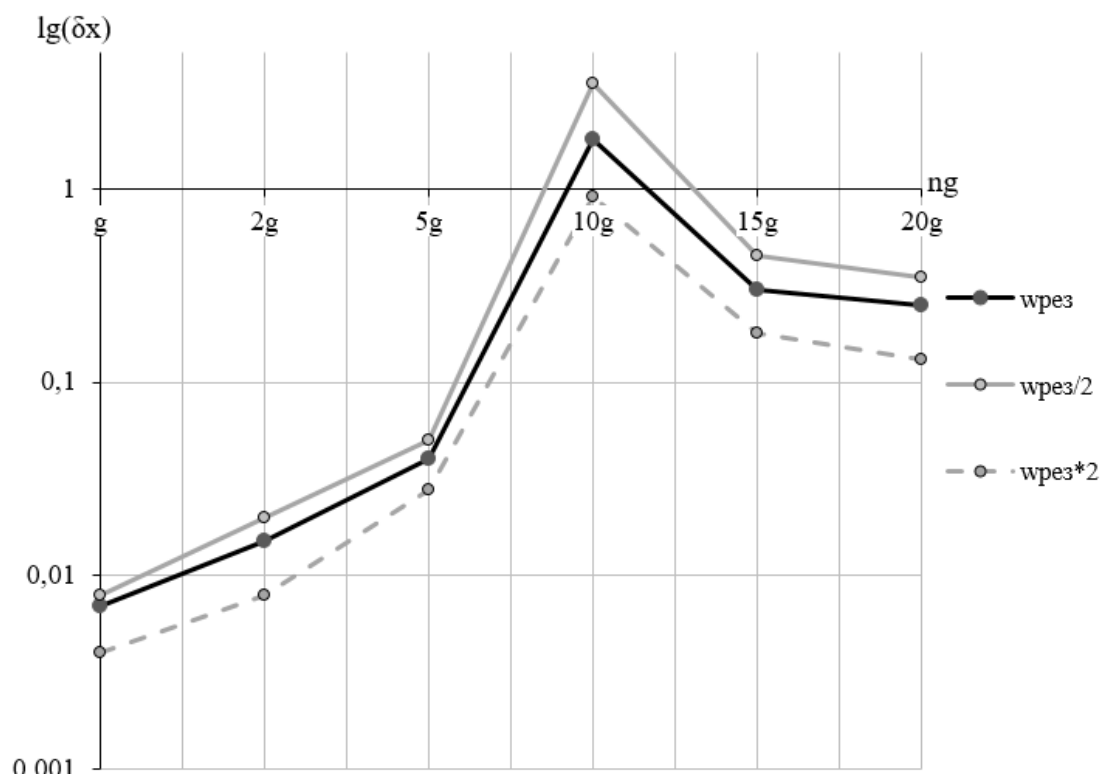


Рис. 5. Значения погрешностей, приведенные ко входу датчика

Из анализа рис. 5 следует, что при достижении перегрузки в 10 г погрешность датчика принимает максимальное значение. Дальнейшей задачей данного исследования будет являться введение дополнительных влияющих факторов, таких как случайные помехи при измерениях, влияние нестабильности питания и температуры окружающей среды.

Библиографический список

1. Габдулхаков И.Р. Имитационное моделирование автоматического прямоугольно-координатного потенциометра / И.Р. Габдулхаков, Н.А. Малёв // Международная молодежная научная конференция «Тинчуринские чтения – 2020 «Энергетика и цифровая трансформация». В 3 т. Т. 3. Цифровые технологии в энергетике и обществе: матер. конф. / под общ. ред. ректора КГЭУ Э.Ю. Абдуллазянова. – Казань: Казан. гос. энерг. ун-т, 2020. – 412 с.
2. Электронная модель проволочного потенциометрического датчика – <https://findpatent.ru/patent/11/112354.html>
3. Шнайдман М.А. Электронная модель проволочного потенциометра. М.: Автомат. и телемех, 1957. 669 с.
4. Гаврилов, А. Н. Средства и системы управления технологическими процессами: учебное пособие / А. Н. Гаврилов, Ю. В. Пятаков. – 3-е изд., стер. – Санкт-Петербург : Лань, 2019. – 376 с. – ISBN 978-5-8114-4584-4. – Текст: электронный // Лань: электронно-библиотечная система. – URL: <https://e.lanbook.com/book/122190> (дата обращения: 18.04.2022). – Режим доступа: для авториз. пользователей.
5. Пятин, Ю.М. Проектирование элементов измерительных приборов: учебное пособие для вузов. М.: Высшая школа, 1977. 304 с.

Секция 5. СИСТЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.313.8

ПОЛУПРОВОДНИКОВЫЙ КОММУТАТОР ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ ЭЛЕКТРОНАСОСНОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

Д.Р. Ахмеров, С.С. Пеганов, И.А. Фомичёв
Научный руководитель: П.О. Шабуров, к.т.н.

В данной статье рассмотрен расчёт полупроводникового коммутатора для электродвигателя.

Ключевые слова: вентильный двигатель; транзистор; драйвер; электродвигатель.

В статье [1] был произведён расчёт необходимого напряжения питания, а также найден средний ток. В этой же статье будут определены параметры, которые необходимы для поиска транзистора и драйвера.

Исходными параметрами является:

- Напряжение питания: 190 В;
- Ток: 130 А.

Для того, чтобы правильно подобрать транзистор, необходимо брать запас по напряжению и току двух- или трехкратный, чтобы он смог выдержать максимальные нагрузки.

Посмотрев различные каталоги, выбор пал на биполярный транзистор с изолированными затвором (IGBTs) IRGPS46160DPBF (рис. 1) [2].



Рис. 1. Транзистор IRGPS46160DPBF

Далее идёт расчёт драйвера.

Драйвер – усилитель мощности импульсов. Он предназначен для управления силовыми ключами преобразователей параметров электро-энергии. Выбирается драйвер по максимальному току и диапазону напряжения.

В первую очередь ищется частота переключения. Она должна быть в 5 ... 10 раз больше, чем постоянная времени $T_{\text{я}}$ ($3,141 \cdot 10^{-4}$ с):

$$f_{\text{ШИМ}} = \frac{5 \dots 10}{T_{\text{я}}} = \frac{5 \dots 10}{3,141 \cdot 10^{-4}} = 1,592 \cdot 10^4 \dots 3,184 \cdot 10^4 \text{ Гц}$$

Далее находится параметр γ – скважность в течении которой происходит включение и выключение транзистора:

$$\gamma = \frac{t_{\text{ON или OFF}}}{T_{\text{ШИМ}}}$$

где $t_{\text{ON или OFF}}$ – время задержки на включение, взятое из Datasheet’а транзистора (рис. 2);

$$T_{\text{ШИМ}} = \frac{1}{f_{\text{ШИМ}}} = 3,141 \cdot 10^{-5} \dots 6,282 \cdot 10^{-5} \text{ – период ШИМ’а.}$$

$t_{\text{d(on)}}$	Turn-On delay time	—	80
t_{r}	Rise time	—	70
$t_{\text{d(off)}}$	Turn-Off delay time	—	190
t_{f}	Fall time	—	40

Рис. 2. Время переключения транзистора

Подставив известные данные, получается следующее:

$$\gamma_{\text{ON}} = \frac{8 \cdot 10^{-8}}{3,141 \cdot 10^{-5}} = 2,547 \cdot 10^{-3};$$

$$\gamma_{\text{OFF}} = \frac{19 \cdot 10^{-8}}{3,141 \cdot 10^{-5}} = 6,049 \cdot 10^{-3}.$$

Теперь определяется средний ток затвора за весь период ШИМ:

$$I_g = \frac{P_{\text{DRV}}}{\Delta U_g}$$

где P_{DRV} – требуемая мощность управления (рис. 3); $\Delta U_g = 15$ В – фактический размах напряжения на выходе драйвера.

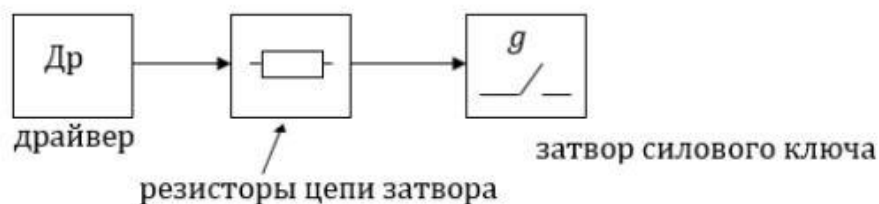


Рис. 3. Требуемая мощность

Требуемая мощность расходуется на:

- Заряд затвора до конечного отпирающего напряжения;
- Разряд затвора до некоторого напряжения запирающего уровня.

$$P_{DRV} = Q_g \cdot f_{IN} \cdot \Delta U_g$$

где $Q_g = 240 \cdot 10^{-9}$ – заряд затвора, который берётся из Datasheet'а транзистора (рис. 4);

$f_{IN} = 3,184 \cdot 10^4$ – частота коммутации ключа.

Q_g	Total Gate Charge	—	240	—	nC
Q_{ge}	Gate-to-Emitter Charge	—	70	—	
Q_{gc}	Gate-to-Collector Charge	—	90	—	

Рис. 4. Заряд затвора транзистора

Зная все компоненты требуемой мощности, можно найти, чему она равна:

$$P_{DRV} = 240 \cdot 10^{-9} \cdot 3,184 \cdot 10^4 \cdot 15 = 0,115 \text{ Вт}$$

Наконец, зная, чему равна требуемая мощность управления, можно найти средний ток затвора за весь период ШИМ:

$$I_g = \frac{0,115}{15} = 7,642 \cdot 10^{-3} \text{ А}$$

Но так как нужен максимальный ток затвора, необходимо разделить полученное значение на рассчитанную ранее γ :

$$I_{gmaxON} = \frac{7,642 \cdot 10^{-3}}{2,547 \cdot 10^{-3}} = 3 \text{ А};$$

$$I_{gmaxOFF} = \frac{7,642 \cdot 10^{-3}}{6,049 \cdot 10^{-3}} = 1,263 \text{ А}.$$

Теперь есть всё для того, чтобы выбрать драйвер. Диапазон напряжения от 10 до 20 В.

Исходя из полученных данных, был выбран драйвер IR2010PBF (рис. 5) [3].

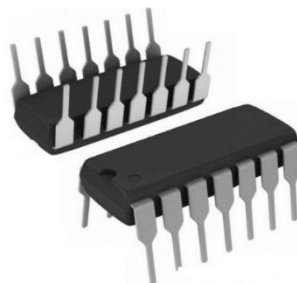


Рис. 5. Драйвер IR2010PBF

Библиографический список

1. Проектирование системы энергообеспечения электродвигателя электронасосной системы подачи компонентов топлива. // Астероидная безопасность: материалы IV студенческой научно технической конференции., 2021 г., Челябинск. / Ахмеров Д.Р., Пеганов С.С., Фомичёв И.А. – Министерство науки и высшего образования Российской Федерации, Южно-Уральский государственный университет, Политехнический институт, Аэрокосмический факультет, Высшая школа электроники и компьютерных наук. 2021.С.120 – 124.
2. ChipDip // IRGPS46160DPBF, Транзистор, IGBT Gen 6.2, 600V,120A, 8-30кГц [Super247]. URL: https://www.chipdip.ru/product/irgps46160dpbf?from=suggest_product
3. ChipDip // IR2010PBF, Драйвер MOSFET/IGBT, неинвертирующий вход, 2-OUT, High и Low-Side, полумост [DIP-14]. URL: https://www.chipdip.ru/product/ir2010?from=suggest_product

УДК 621.354

СИСТЕМА ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ. ИСТОЧНИКИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

М.А. Филинков, Т.А. Артемихина
Научный руководитель: П.О. Шабуров, к.н.т

В статье рассмотрены системы энергоснабжения космических аппаратов.

Ключевые слова: система энергоснабжения, космические аппараты

Необходимость непрерывного совершенствования космических аппаратов и их бортового оборудования вызваны усложнением и расширением задач. Это приводит к росту числа и мощности бортовых приемников электроэнергии, повышению требованиям к надежности их электроснабжения электроэнергией высокого качества. В системы электроснабжения ракетных комплексов являются важным звеном в обеспечении их технических характеристик. Структуры систем электроснабжения определяются типом и назначением. Например, в ракетно-космических комплексах необходимо обеспечивать функционирование всех электротехнических систем космических аппаратов в автономных длительных режимах. Различают системы наземного и бортового электроснабжения.

Энергосистема ракета-носителя, назначение и классификация

Бортовая система электроснабжения космических аппаратов
(бортовая СЭС КА) — система электроснабжения, предназначенная для

обеспечения бортового электрооборудования космического аппарата электроэнергией требуемого качества. Системой электроснабжения принято называть совокупность устройств для производства и распределения электроэнергии.

Требования для всех систем космического оборудования (в том числе и для ракетоносителей): минимальная масса, низкая стоимость и небольшие эксплуатационные расходы, высокая надежность и живучесть, максимальная стандартизация и унификация, электромагнитная совместимость с другим оборудованием, безопасность обслуживания и др.

В соответствии с назначением СЭС бывают основные, вспомогательные (резервные), аварийные и специальные.

Основная система электроснабжения (основная СЭС) – предназначена для электропитания всех приемников в течение всего полета КА.

Вспомогательная система электроснабжения (вспомогательная СЭС) – обеспечивает питание ограниченного количества приемников в наземных условиях при неработающей силовой установке или выполняет функции аварийного электроснабжения в полете при полной или частичной потере питания от основной СЭС.

Аварийная система электроснабжения (аварийная СЭС) – осуществляет электропитание в полете ограниченного количества жизненно важных приемников при полной потере электроснабжения от основной или вспомогательной системы, если она предусмотрена на ЛА.

Специальная система электроснабжения (специальная СЭС) – обеспечивает электроэнергией только один определенный объект (специальную аппаратуру и др.).

В состав бортовой СЭС входят: источники тока, аппаратура регулирования, управления и защиты, бортовая сеть с распределительными устройствами, устройства защиты цепей потребителей, устройствами защиты от радиопомех, статического электричества и электромагнитных излучений.

Источники тока на космических аппаратах, где основной системой электроснабжения является система постоянного тока, для получения переменного тока стабильной частоты применяются преобразователи. Если первичной системой электроснабжения является система переменного тока, то преобразователи служат аварийными источниками энергии. По принципу действия преобразователи подразделяют на электромашинные и статические, по виду выходного напряжения – на однофазные, трехфазные и комбинированные. Электромашинные преобразователи представляют собой комбинированный агрегат постоянного тока с регулятором частоты вращения и генератора переменного тока со стабилизацией выходного напряжения. Вследствие двойного преобразования энергии имеют низкий коэффициент полезного действия: 0.45 - 0.5. Статические преобразователи не имеют подвижных частей у них больше срок службы, более высокое ка-

чество переходных процессов, значительно меньше время выхода на рабочий режим (в 5-10 раз), более простое ТО. Коэффициент полезного действия: 0.55-0.7. Наиболее широкое распространение получили преобразователи: однофазные, трехфазные, трехфазно-однофазные и статические.)

Аппаратура регулирования, управления и защиты – то устройства, предназначенные для регулирования и контроля различных параметров электрических цепей и двигателей, а также их защиты (автоматические выключатели, плавкие предохранители, контакторы, реле, контроллеры, командоконтроллеры, конечные и путевые выключатели, реостаты),

Различают первичные и вторичные источники электроэнергии. К первичным источникам относят бортовые электрогенераторы и аккумуляторные батареи. Ко вторичным источникам относят трансформаторы и преобразователи.

Источники и накопители электроэнергии

В зависимости от мощности электротехнических подсистем космические аппараты и длительности их автономной работы используются различные источники и накопители электрической энергии:

- аккумуляторные и солнечные батареи;
- электрохимические генераторы;
- ядерные реакторы;
- изотопные источники.

Использование таких источников связано с необходимостью преобразования и регулирования электроэнергии. Учитывая, что практически все упомянутые источники вырабатывают электроэнергию постоянного тока, на космических аппаратах применяют силовые электронные преобразователи постоянного тока в постоянный. Для обеспечения высоких удельных массогабаритных показателей преобразователей необходимо использовать импульсные преобразователи с повышенной рабочей частотой. Это дает возможность уменьшить массу входных и выходных пассивных фильтров и трансформаторов. Для согласования напряжения отдельных подсистем и получения электроэнергии переменного тока используют промежуточные звенья на основе инверторов повышенной частоты и инверторы с выходным напряжением требуемой частоты.

Важную роль при проведении предпусковых операций и пуска ракеты выполняют системы наземного электроснабжения ракетного комплекса (РК). Они обеспечивают электроэнергией высокого качества все бортовые электротехнические подсистемы до момента старта ракеты и перевода их электроснабжения на бортовые источники. В этой связи основными преобразователями наземных систем электроснабжения являются выпрямители, выходные параметры которых соответствуют бортовой системе в статических и динамических режимах работы. Функции первичных источников

наземных систем электроснабжения выполняют промышленные сети, дизель-электростанции, источники постоянного тока и другие устройства. В зависимости от видов базирования и режимов работы РК различного назначения в системах их наземного электроснабжения могут использоваться первичные источники не только различного вида электроэнергии, но и разного ее качества. Основной задачей первичных источников является обеспечение гарантированного электроснабжения РК до момента пуска ракеты. Для обеспечения высокого качества электроснабжения бортовых подсистем и гальванической развязки первичных источников от бортовых систем используются наземные системы электроснабжения. В этой структуре любой из первичных источников может быть подключен к преобразователям повышенной частоты; источники постоянного тока — непосредственно, а переменного — через выпрямители на диодах. Электроэнергия, поступающая от этих источников, преобразуется инвертором повышенной частоты, а затем выпрямляется и поступает на выходные шины преобразователя. Такая структура позволяет гарантированно обеспечивать РК электроэнергией высокого качества.

Система энергоснабжения космических аппаратов

Рассмотрим систему электроснабжения космического аппарата (СЭС КА) на примере ракета-носителя «Rocket Lab».

Рассмотрим именно источники тока.

Химические источники тока основаны на окислительно-восстановительной реакции между элементами.

Таблица 1

Характеристика ракета-носителя «Rocket Lab»

Название	Организация-разработчик	Страна	Максимальная полезная нагрузка, кг	Орбита	Стоимость пуска, млн \$	Количество пусков год
Электрон	Rocket Lab	США, Новая Зеландия	150	ССО	4,9-6,6	16 (2020)

Литий-ионные батареи – лучший выбор при времени работы до 5 мин. Литий является металлом с предельными характеристиками: самой низкой массой, самым низким электродным потенциалом ($-3,05$ В) и самой высокой токовой нагрузкой ($3,83$ А·ч/г). Ток разрядки, т.е. то, как быстро батарея может отдать накопленную энергию (C-rate), т.к. вращение электродвигателя зависит от силы тока. Емкость по току измеряется в С=ампер·час. В настоящее время на литий-ионных серийных аккумуля-

торных батареях (АКБ) одновременно достигнуты $E/m = 220 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$ и $P/m = 2 \text{ кВт/кг}$, полная картина сочетания этих параметров представлена на рис. 1.

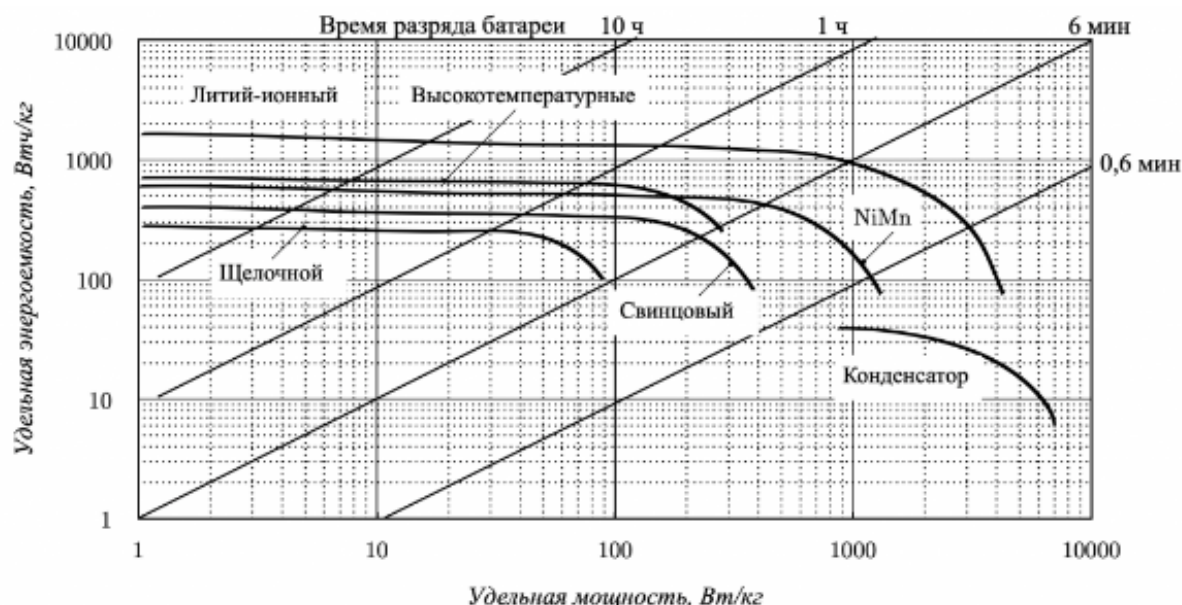


Рис. 1. Характеристики современных АКБ различных типов

Таким образом, их применение целесообразно при времени разряда в несколько секунд, например, при страгивании с места автомобиля в городской среде или других транспортных средств с тяжелым грузом – тепловозов, электровозов, тягачей и т.п. На СЛРН суперконденсаторы могут быть использованы для раскрутки ЭН при запуске ЖРД.

Представляется также целесообразным объединить АКБ и суперконденсаторы в одну сборку. Удельная энергия таких систем в лабораторных условиях уже достигает $200 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$, а удельная мощность 3 кВт/кг . При использовании ионных жидкостей в качестве электролита уже сейчас достигнута емкость на уровне $90 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$ при комнатной температуре и $136 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$ при 80°C с перспективой увеличения до $230 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$ при использовании в качестве электролита LiClO_4 . Удельная мощность теоретически может достигать $10\text{-}20 \text{ кВт/кг}$, что выше, чем у турбокомпрессора.

Также существуют и другие ракета-носители, характеристики некоторых из них приведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики других ракета-носителей

На- звание	Организа- ция- разработчик	Стра- на	Макси- мальная полезная нагрузка, кг	Орбита	Стои- мость пуска, млн \$	Количе- ство пус- ков
Перас	Orbital Sciences Corporation	США	443	НОО	40 (2014)	44 (2019)
Launc herOne	Virgini Orbit	США	300	ССО	-	0 (2018)
SS- 520-4	IHI Aerospase	Япо- ния	4	НОО	3,5 (2017)	2 (2018)
Цзу- лун	CASIC	Китай	150-200	ССО (500км - 700км)	-	1 (2019)

Библиографический список

1. Ракета Великий Поход 6 / SkyShips – мировая авиация. – Текст : электронный – URL: http://skyships.ru/?page_id=25767 (Дата обращения 24.04.22).
2. Ракета – носитель «Рокот» / Роскосмос. – Текст : электронный – URL: <https://www.roscosmos.ru/469/> (Дата обращения 24.04.22).
3. Бортовые энергосистемы ЛА. – Текст : электронный – URL: https://baumanka.pashinin.com/IU2/sem6/ПКС/Конспект%20лекций/Тема_03-Бортовые%20энергосистемы.pdf (Дата обращения 24.04.22).
4. Булат, П. Сверхлегкая ракета – двигатель на батарейках / П. Булат. – Текст электронный – URL: <https://ntinews.ru/blog/publications/sverkhlegkaya-raketa-dvigatel-na-batareykakh.html> (Дата обращения 27.04.22).

Секция 6. ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 524.47

ШАРОВЫЕ ЗВЕЗДНЫЕ СКОПЛЕНИЯ

А. К. Небогатов

Научный руководитель: Н.В. Папулова

Шаровые скопления – самые старые представители нашей Галактики. Они появились почти одновременно с нашей Галактикой. Эти объекты можно наблюдать только в телескоп. В источниках информации часто говорится, что шаровые скопления – ровесники Галактике и находятся на ее периферии в гало. На основе изученной информации, у автора возникла идея классифицировать шаровые скопления по электронным таблицам, и их данные нанести на 3D модель в программе SketchUp. Помимо этого, автору хотелось провести сезонные наблюдения шаровых скоплений в телескоп, эти объекты достаточно тусклые, и их не увидеть в городе.

Ключевые слова: шаровые скопления, звездные скопления, скопления, каталог Мессье, наблюдения.

В хорошую ясную ночь невооруженным глазом на небе можно увидеть до 3 тысяч звезд. Хорошо различима также светлая полоса Млечного Пути, можно наблюдать до пяти планет, смену фаз Луны, метеоры. Бывает, что на небе видны кометы. Но помимо них есть и невидимые невооруженным глазом объекты, такие как галактики, туманности, скопления. А многие люди и не подозревают об их существовании! Эти объекты можно наблюдать только в телескоп. Скопления делятся на два типа: рассеянные и шаровые. Самыми интересными являются шаровые скопления. Они появились почти одновременно с нашей Галактикой и находятся на ее периферии в гало. Оказывается, это не совсем так. Мы решили разобраться в имеющихся противоречиях:

- шаровые скопления в галактике: движутся – не движутся? Если да, то: к центру – от центра?
- скопления расположены в галактике: равномерно – не равномерно?

Целью нашего исследования стал поиск зависимости возраста шаровых скоплений от их расположения в Галактике. Нами была выдвинута гипотеза о том, что расположение шаровых скоплений зависит от их возраста.

Шаровые звездные скопления содержат обычно от многих десятков тысяч до нескольких миллионов звезд, концентрация которых к центру скоп-

ления существенно возрастает. Благодаря достаточно большой массе и компактности шаровые скопления устойчивы у внешним воздействиям и весьма долговечны. Характерные диаметры 20-60 парсек (иногда больше). Скопления вращаются вокруг центра галактики с орбитальными скоростями 200-300 км/с по весьма вытянутым орбитам с периодом обращения 1 млрд. лет. Из-за большого возраста в этих скоплениях не рождаются новые звезды.



Рис. 1. Шаровое скопление М3 (инверсивное фото автора)

Ученые установили [2], что в основном шаровые звездные скопления образовались на начальном этапе формирования нашей Галактики в несколько этапов:

1. Протогалактический газ в самом начале имел (в период галактической эволюции) спиральную или эллиптическую форму.
2. Во время гравитационного взаимодействия и образования диска галактики за его пределами оказались сгустки материи, газа и пыли.
3. Из этих сгустков образовались шаровые звездные скопления.

Шаровые скопления сформировались до появления диска и остались там же, где образовались. Они имеют сферическую структуру. Большинство скоплений находится в гало, внутри которого позже выделилась плоскость галактики.

Населяющие шаровые скопления, звезды гравитационно взаимодействуют друг с другом, с окружающими звездами, газопылевыми облаками, скоплениями, с общим гравитационным полем Галактики.

В интернет – источнике Astronet [3], мы нашли, что различают четыре динамических семейства шаровых скоплений:

- дисковые скопления – ШЗС, находящиеся на поверхности или внутри галактического диска;
- звездные скопления внутренней части гало – находятся в гало (расстояние от галактического центра меньше, чем 28 000 световых лет);

- звездные скопления внешней части гало (если это расстояние не превышает 200 000 световых лет);
- звездные скопления периферической части гало – содержат меньшее количество металлов, расстояние от которых до центра Галактики наибольшее, самые старые, они располагаются в гало Галактики.



Рис. 2 Шаровое скопление М4 (инверсивное фото автора)

Но на Всероссийской конференции “Современная звездная астрономия – 2019”[1] была представлена совсем другая классификация.

- Бар\балдж – Химические составы ШС диска и бара/балджа статистически не различимы.
- Гало – Химические составы схожи с ШС вращающихся в сторону вращения диска.
- Толстый диск – (ШС толстого диска вращаются со скоростью ~ 182 км/с, что согласуется с независимыми оценками скорости вращения толстого диска Галактики). Есть значимые различия между химическими составами скоплениями гало и толстого диска.

Классификация играет большую роль и при исследовании влияния окружающей звездные скопления среды на его эволюцию. В данном случае речь идет о нашей Галактике.

Нам нужно было подтвердить одну из классификаций. Взяли как основу шаровые скопления каталога Мессье [4] и распределили их, в электронных таблицах по следующим критериям. Критерии деления: по удалению от Земли, по химическому составу, по удалению от центра Галактики (будет рассчитана в дальнейшем).



Рис. 3. Шаровое скопление M13 (инверсивное фото автора)

Для того чтобы разобраться с распределением, мы хотели это визуализировать, на просторах интернета существует много карт распределения, но мы решили сделать свою. Тогда пришла идея создания 3D модели Галактики с нанесенными на нее шаровыми звездными скоплениями в программе SketchUp. Пользуясь таблицами и галактическими координатами, взятыми из Википедии, нанесли с помощью транспортира шаровые скопления на карту галактики, сначала на бумаге, а затем перенесли на модель в программе в масштабе $1\text{см} = 10^\circ$ (взято очень приблизительно). Некоторые координаты вызвали сомнение. Также мы взяли основные характеристики скоплений: размер, возраст, количество звезд, химический состав. Каждая характеристика обозначена своим цветом. Это нужно для того чтобы подтвердить существующие классификации. Увидев получившееся распределение мы согласились с классификацией, которую дали на конференции[1]. Следующий шаг: рассчитать расстояния от центра Галактики до шаровых скоплений.

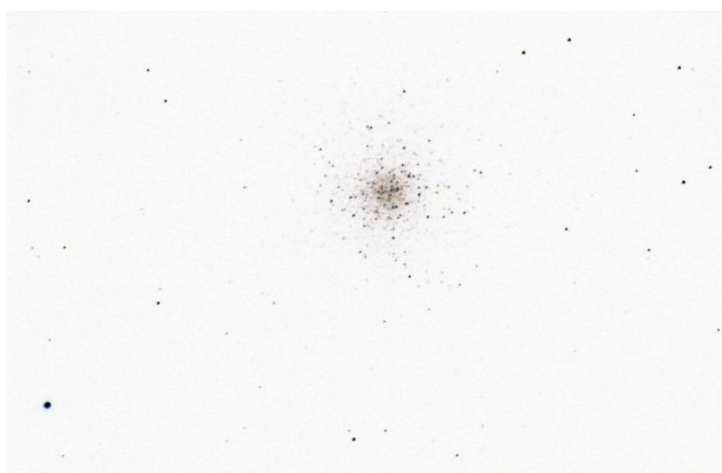


Рис. 4. Шаровое скопление M56 (инверсивное фото автора)

Проводим наши наблюдения за городом на базе отдыха «Чебаркуль», шаровые скопления нужно наблюдать вдали от городской засветки. База оборудована специальной наблюдательской площадкой и телескопом с которого проводились наблюдения. Также шаровые скопления очень хорошо видны в бинокль. За последнее время, пришла идея сделать свои фотографии и отработать методику фотографирования выбранных нами шаровых скоплений (рис. 1-4), (а также Вегу, по ней настраивали резкость) фотографировали через телескоп MEADE LX-200 с помощью фотоаппарата NIKON D-3100.

Проведя наблюдения шаровых скоплений, создав таблицы и 3D модель, мы нашли подтверждение классификации по элементам орбит. Было рассмотрено 29 шаровых скоплений из каталога Мессье[4], которые мы разделили по вышеуказанным критериям. Из расположения шаровых скоплений на 3D модели можем сделать вывод о правильности классификации по элементам орбит. По нашему мнению являющуюся более точной т.к. если брать за основу первую классификацию, то по таблицам можно увидеть, что по разным критериям одно и то же скопление попадает в разные категории. Самые малые скопления находятся ближе к центру т.к. им трудно удерживать свои звезды. По расположению на 3D модели скоплений M53, M54, M79 можно предположить, что они являются внегалактическими шаровыми скоплениями, возможно «захваченные» из другой галактики или Магеллановых облаков. Например, M3 схоже по возрасту, но находится ближе к центру, чем эти скопления. Скопления в Галактике движутся по орбитам, но очень медленно. Наша гипотеза частично подтвердилась, старые скопления в основном находятся в гало и почти не содержат металлы, но есть исключения, такие как скопление M107 т.к. оно одно из самых старых, но имеет малый размер и находится рядом с центром галактики. Скопления с размером 100-150 световых лет находятся в диске и вокруг центра галактики. Одни из самых «молодых» шаровых скоплений, являются металлосодержащими. Из-за того что, мы взяли шаровые скопление только из каталога Мессье[4] не удалось увидеть полное распределение и посмотреть равномерно ли расположены шаровые скопления. Судя по нашим исследованиям можно отметить, что это не вся информация по шаровым скоплениям, в дальнейшем мы планируем взять больше скоплений и классифицировать их по тем же критериям и в дальнейшем нанести их на 3D модель. Помимо этого, мы будем оттачивать свои навыки в астрофотографии. И в дальнейшем, может быть, научимся их обрабатывать.

Библиографический список

1. Всероссийская конференция “Современная звездная астрономия – 2019” (САО РАН, 7-11/10/2019) / Буданова Н. О., Байкова А.Т, Бобылев В.В, Корчагин В.И. Южный федеральный университет, НИИ физики / «химический состав шаровых скоплений подсистем млечного пути по данным gaia.» [Электронный ре-

сурс] / Режим доступа URL: <https://www.sao.ru/hq/lsvfo/MSA2019/Abstracts.pdf> (дата обращения 20.04.2022).

2. А.Ф. Селезнев – старший научный сотрудник Коуровской астрономической обсерватории. Лекция «Звездные скопления».

3. Astronet / Н. Н. Самусь, "Физика Космоса", 1986. Глоссарий Astronet.ru / «Шаровые звездные скопления» [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: <http://www.astronet.ru/db/msg/1188252> (дата обращения 20.04.2022).

4. V-kosmose / «каталог Месье» [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: <https://v-kosmose.com/katalog-nebesnyih-obektov-sharlya-messe/skoplenie-gerku0.esa/> (дата обращения 20.04.2022).

УДК 523.4

ОБЕТОВАННЫЕ ЗЕМЛИ КОСМОСА

К.Д. Соловьев

Научный руководитель: Н.В. Папулова

В статье рассмотрена классификация экзопланет и зависимость количества экзопланет определенного вида от типа звезды.

Ключевые слова: экзопланета, землеподобная, юпитероподобная, венероподобная, ураноподобная.

Перед нашей цивилизацией в настоящее время встало много проблем (недостаточное количество ресурсов, малые площади для проживания, угроза космических катастроф, плохая экология), которые мы можем решить путем экспансии. Это подталкивает ученых к возможным поискам новых мест обитания, к поиску планет с пригодными условиями для проживания человечества. Как считают астрофизики, около каждой звезды есть хотя бы по одной планете. Ученые установили, что среди многих экзопланет есть такие, на которых условия жизни соответствуют земным.

В настоящее время существует много способов обнаружения экзопланет, а также множество приборов, которые помогают узнать их природу. Вследствие этого космос становится более доступным для понимания. Чтобы наша цивилизация могла продолжать свое существование, необходимо переселиться в подходящие для нас условия.

В своей статье мы хотим представить разнообразие экзопланет, выявив среди них представителей всех имеющихся типов, привести в соответствие типы звезд и экзопланет.

Мы предполагаем, что около звезд определенного типа образуются экзопланеты одинакового вида.

Экзопланета или внесолнечная планета — планета, находящаяся за пределами Солнечной системы. Свойства экзопланет изучены очень плохо.

Причина – невозможность непосредственного наблюдения. Первые экзопланеты были обнаружены в конце 1980-х годов.

Общее количество экзопланет в галактике Млечный Путь составляет не меньше 100 миллиардов, из которых 5–20 миллиардов, возможно, являются «землеподобными» [1].

Существует несколько классификаций экзопланет. Одни ученые за основу деления экзопланет на типы берут температуру их внешних слоев, другие – массу экзопланет [1].

Давид Сударский делит все экзопланеты на газовые гиганты и экзопланеты земного типа (рис. 1-2). Эта система классификации внешнего вида экзопланет – гигантов в зависимости от температуры их внешних слоев [2].

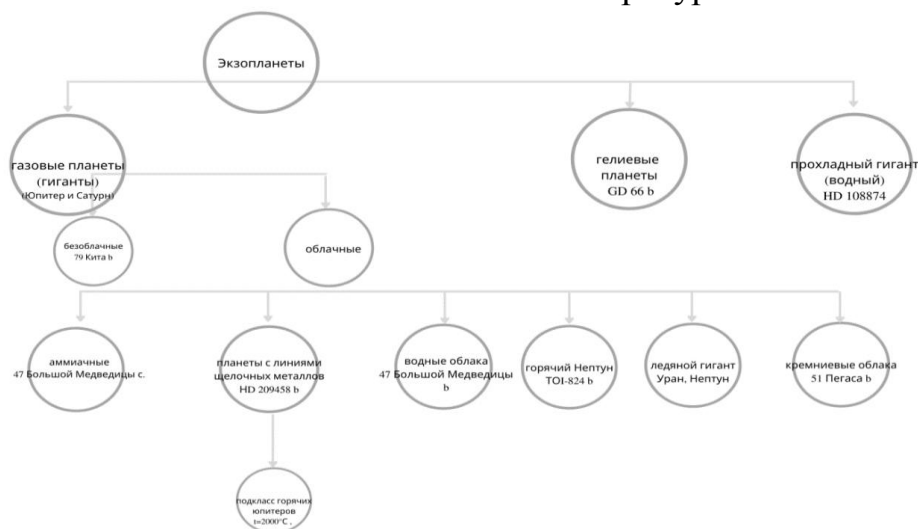


Рис. 1. Классификация экзопланет (газовые гиганты)

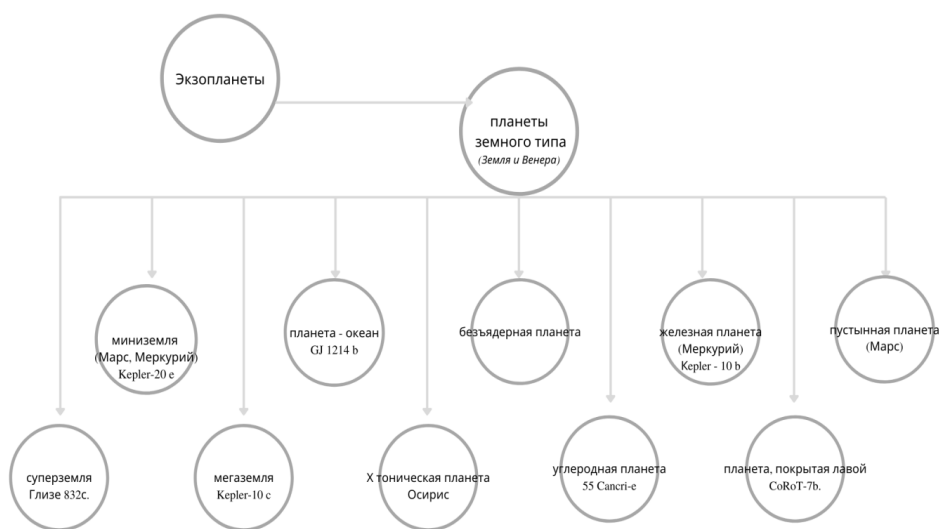


Рис. 2. Классификация экзопланет (планеты земного типа)

По массе все планеты делятся на 3 типа: гиганты (такие, как Юпитер и Сатурн), нептуну (такие, как Уран и Нептун) и планеты земного типа, или земли (такие, как Земля и Венера). Химический состав планет-гигантов

близок к звездному химическому составу, т.е. они состоят преимущественно из водорода и гелия с небольшой (несколько процентов) примесью тяжелых элементов. Нептун же состоит в основном из льдов (водяного льда, метана, аммиака и сероводорода) с заметной примесью скальных пород (силикатов и алюмосиликатов), количество водорода и гелия в их составе не превышает 15–20%. Наконец, планеты земного типа лишены всего этого и состоят в основном из силикатов с примесью железа [3].

Наша галактика Млечный путь содержит, по современной оценке, от 200 до 400 миллиардов звезд. Они бывают голубые, бело-голубые, желтые, бело-желтые, оранжевые и красные. Классификация звезд по цвету происходит по принципу: от горячих к холодным.

Во Вселенной наиболее распространены оранжевые и красные светила. Красные карлики составляют 75% из всех звезд Млечного пути. За счет большого срока жизни этих звезд условия на экзопланетах в течение долгого времени остаются стабильными [4]. Желтые карлики (например, наше Солнце) относятся к редкому типу звезд. На них приходится только несколько процентов звезд в галактике.

Проанализировав данные интернета, мы обнаружили, что примерно по 100 миллионов звезд, около которых есть планеты пригодные для жизни, имеют голубые, бело-голубые, белые и бело-желтые звезды. Желтых звезд, около которых есть планеты пригодные для жизни, как указывает интернет, в нашей Галактике насчитывается примерно 2 миллиарда, а количество оранжевых звезд, у которых есть планеты, пригодные для жизни, составляет 3,75 миллиарда. Млечный Путь больше всего содержит красных звезд 75% от общего количества, что составляет примерно от 150 – 300 миллиардов звезд. В табл. 1 приведено соотношение типов звезд по данным интернета и результатам собственных исследований.

Мы взяли для исследования 86 звезд разного типа, находящихся в нашей Галактике. Около них вращается 136 экзопланет.

Как показали исследования, около 4 **бело-голубых** звезд (4,7% от общего числа звезд) находятся землеподобные экзопланеты в количестве 3 штук (по нашей таблице).

Около 1 **белой** звезды (1,1%) вращаются юпитероподобные газовые гиганты 4 штуки.

Менее горячие **бело-желтые** звезды (5 штук – 5,8%) имеют 6 экзопланет, из которых 4 юпитероподобные и 2 планеты напоминают Нептун.

Еще больше экзопланет имеют **желтые** звезды, похожие на наше Солнце. Их количество составляет 25 штук – 29,1% от общего числа звезд: из них 16 планет землеподобных, 16 газовых гигантов (юпитероподобных), 5 планет похожи на Нептун и 1 планета газовый Сатурн.

Таблица 1

Соотношение типов звезд

Тип звезды	Данные интернета	Результаты собственных исследований
Бело-голубые (В)	2%	4,7%
Белые (А)	1%	1,1%
Бело-желтые (F)	2%	5,8%
Желтые (G)	5%	29,1%
Оранжевые (K)	15%	22,1%
Красные (M)	73%	37,2%

Чуть меньше экзопланет находится около **оранжевых** звезд. Их количество составляет 19 штук – 22,1%. Больше всего можно выделить юпитероподобных экзопланет (13 штук), землеподобных – 7 штук. У оранжевых звезд встречаются 3 венероподобные планеты и 2 Нептуна.

Самое большое количество экзопланет можно наблюдать у **красных** звезд (32 штуки – 37,2% от общего количества звезд). Около «самых холодных» звезд вращается 44 экзопланеты земного типа, 7 планет похожих на Нептун, 6 юпитероподобных экзопланет и по одной венероподобной, ураноподобной экзопланете, а также одна планета – океан. В таблице 2 приведена зависимость вида экзопланет от типа звезд.

Таблица 2

Зависимость вида экзопланет от типа звезд

Вид экзопланет	Типы звезд					
	Бело-голубые	Белые	Бело-желтые	Желтые	Оранжевые	Красные
<u>Землеподобные</u>	3			16	7	44
<u>Юпитероподобные</u>		4	4	16	13	6
Нептуны			2	5	2	7
<u>Венероподобные</u>					3	1
<u>Ураноподобные</u>						1
Газовый Сатурн				1		
Планета - океан						1

После проведенного анализа была построена гистограмма корреляции типа звезд от количества экзопланет, где наглядно видно, что самое большое количество экзопланет можно наблюдать у красных звезд (рис. 3).

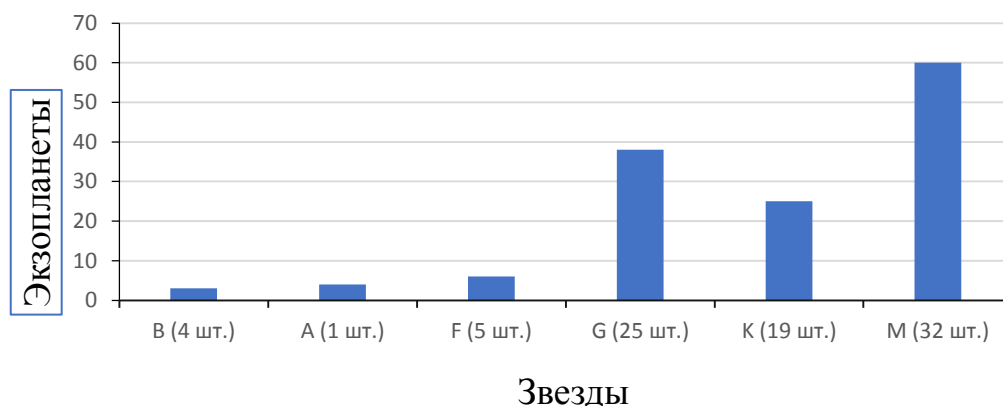


Рис. 3. Гистограмма корреляции типа звезд от количества экзопланет

Опираясь на свои исследования, мы пришли к выводу, что наша гипотеза, верна: одному типу звезд соответствуют экзопланеты одинакового вида, поэтому экзопланеты, пригодные для жизни, необходимо искать у желтых звезд типа нашего Солнца.

Библиографический список

1. Бурба Г. «Оазисы экзопланет» / Г. Бурба //Вокруг света: науч.-попул. журн., – М.: – 2006, № 9, С. 38-45
2. Левин, А., Астрометрический метод поиска экзопланет принес первый результат / А. Левин // Наука и техника: науч.-попул. журн., – М.: – 2009, № 6, С. 23-24
3. Шарафиев, И., Составлена новая карта «жилой зоны» Галактики// И. Шарафиев //Вселенная. Пространство. Время: 2011 август.32-33с.
4. Ксанфомалити Л. Планетные системы звезд / Л. Ксанфомалити // Наука и жизнь: 2006, №11.

СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

<i>Куплевацкий Д.В., Горт М.В., Кадигроб Д.В., Счастливый Н.А.</i> Концепция электронасосной системы подачи компонентов топлива в жидкостный ракетный двигатель	3
<i>Батурин Е.А., Латынский Т.Э.</i> Оценка возможности создания ракетно-космического комплекса на базе ракеты-носителя сверхлёгкого класса	7
<i>Колмагоров И.Д., Скорых Е.С.</i> Определение предварительных массовых характеристик и выбор компонентов топлива ракеты-носителя	13
<i>Лазорак Р.А., Максименко А.Е., Шайнурова Д.Р., Кабанова М.В.</i> Оценка влияния параметров вращения остатков топлива на инерционные характеристики ракетных блоков	19
<i>Максименко А.Е., Лазорак Р.А., Шайнурова Д.Р., Третьяков П.А.</i> Анализ конструкций посадочных опор многоразовых ракет-носителей.	25
<i>Третьяков П.А., Бойко О.В.</i> Оценка применимости различных теплозащитных покрытий для частично многоразовых сверхлёгких систем выведения	30
<i>Шайнурова Д.Р., Максименко А.Е., Лазорак Р.А.</i> Анализ космических манипуляторов различного назначения	34

Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

<i>Бельчиков Д.А., Счастливый Н.А., Хажиахметов К.И.</i> Применение CFD-методов для определения рабочих характеристик центробежных форсунок	40
<i>Железняк М.А., Лапин А.Е., Счастливая В.И., Хажиахметов К.И.</i> Перспективы применения сверхпроводящих материалов в электронасосных системах подачи компонентов топлива ракетной техники	45
<i>Коньшев Д. К., Ильенко А. П., Реутов Л. С.</i> Проекты ракетно-космических систем морского базирования прошлого, настоящего и будущего	52

Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

<i>Абрамов В.В.</i> Фильтрация сигналов с датчиков системы навигации космического аппарата	58
<i>Абрамов В.В.</i> О синтезе автомата стабилизации	62

Баимов Р.И. Проектирование быстродействующей РЭА для беспилотных летательных аппаратов с учётом электромагнитной совместимости и целостности сигнала	68
Рассказов С.М., Герасимов А.С., Кондратенко В.В., Горт М.В. Технологии и технические средства обследования замкнутых пространств	74

Секция 4. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Шаталов Е.А. Исследование динамики датчика потенциометрического типа в условиях перегрузок.....	80
--	----

Секция 5. СИСТЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Ахмеров Д.Р., Пеганов С.С., Фомичёв И.А. Полупроводниковый коммутатор электродвигателя электронасосной системы подачи компонентов топлива	86
Филинков М.А., Артемихина Т.А. Система энергообеспечения космических аппаратов. Источники электроэнергии	89

Секция 6. ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Небогатов А. К. Шаровые звездные скопления	95
Соловьев К.Д. Обетованные земли космоса	100

Научное издание

АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы
пятой студенческой научно-технической конференции
11–13 мая 2022 г.

Под редакцией С.Д. Ваулина

Техн. редактор *А.В. Миних*
Дизайн обложки *А.С. Пановой*

Издательский центр Южно-Уральского государственного университета

Подписано в печать 18.05.2022. Формат 60×84 1/16. Печать цифровая.
Усл. печ. л. 6,28. Тираж 100 экз. Заказ 124/161.

Отпечатано с оригинал-макета заказчика
в типографии Издательского центра ЮУрГУ.
454080, г. Челябинск, проспект Ленина, 76.