

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
X и XI научно-технических конференций

Под редакцией В.Б. Фёдорова

Челябинск
Издательский центр ЮУрГУ
2025

УДК 629.782.05(063)

A91

*Одобрено
Советом политехнического института*

Рецензенты:

*декан факультета машиностроения ФГАОУ ВО «Московский
политехнический университет», канд. техн. наук Е.В. Сафонов;
ведущий инженер отдела гидрогазодинамики и теплообмена инженер-
ного центра УрФУ, канд. техн. наук В.Л. Салич*

Ответственные за выпуск:

А.Р. Воробьев, О.В. Бойко

Астероидная безопасность: материалы X и XI научно-
A91 технических конференций / под ред. В.Б. Фёдорова – Челябинск:
Издательский центр ЮУрГУ, 2025. – 182 с.

ISBN

В сборнике представлены материалы конференции по секциям:
секция 1. Конструкции изделий ракетно-космической техники;
секция 2. Двигательные установки изделий ракетно-космической тех-
ники;

секция 3. Системы управления изделий ракетно-космической техники;
секция 4. Беспилотные летательные аппараты.

Все материалы изложены в авторской редакции.

Конференция организована Аэрокосмическим направлением Политех-
нического института и Высшей школой электроники и компьютерных
наук Южно-Уральского государственного университета. X научно-
техническая конференция проводилась в ЮУрГУ 17-18 декабря 2024 года,
XI научно-техническая – 9-11 апреля 2025 года.

УДК 629.782.05(063)

ISBN

© Издательский центр ЮУрГУ, 2025

Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 629.787

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА, СПОСОБНОГО ОТРАЖАТЬСЯ В АТМОСФЕРЕ МАРСА

А.П. Пьянков, А.В. Серебряков

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

В статье представлены результаты по определению геометрии спускаемого аппарата, способного отражаться в атмосфере Марса. Приведены результаты серии численных экспериментов, определение формы спускаемого аппарата, а также проверочный расчёт. Определены общие требования к массово-габаритным характеристикам изделия.

Ключевые слова: *спускаемый аппарат, численный эксперимент, анализ, математическая модель.*

Для программы расчёта траектории спуска в атмосфере Марса требуется численный эксперимент, чтобы выявить взаимосвязь между входными (скорость, угол входа, площадь мишени и др.) и выходными параметрами (перегрузка, время спуска и др.). Данные набираем через «строгий» эксперимент с заранее известными значениями или «случайный» с выбором из допустимого диапазона, включая возможные выбросы.

Цель работы – определить параметры геометрии спускаемого аппарата, при которых возможна допустимая перегрузка для экипажа. Текущая выборка состоит из 2228 экспериментов. Из них только 332 имеют правдоподобное значение скорости и перегрузки.

По международным нормам, предельная перегрузка для гражданских самолётов – 2,5, а при старте космического корабля на космонавта действуют нагрузки до 7. Космонавтов размещают так, чтобы перегрузки действовали горизонтально (от спины к груди), обеспечивая сохранение кровоснабжения мозга при перегрузках до 10.

Таким образом разделим все эксперименты на следующие категории: мягкие ($n \leq 3$), нормальные ($3 < n < 10$) и жесткие ($n \geq 10$). Для текущей задачи подходят первые две категории.

Для более детального анализа построим диаграммы рассеивания с разделением по категориям (рис. 1-3). Исходя из проведенного эксперимента можно сделать следующие выводы:

- увеличение скорости, уменьшение угла входа;
- увеличение массы m сопровождается увеличением площади мишеней S_m ;
- коэффициент лобового сопротивления C_{xa} меньше коэффициента аэродинамической подъемной силы C_{ya} .

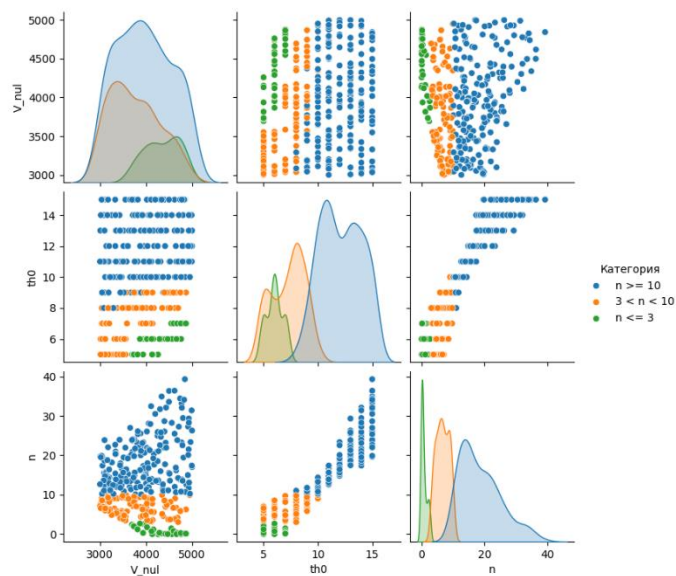


Рис. 1. Диаграмма рассеивания для начальной скорости, угла входа и перегрузки

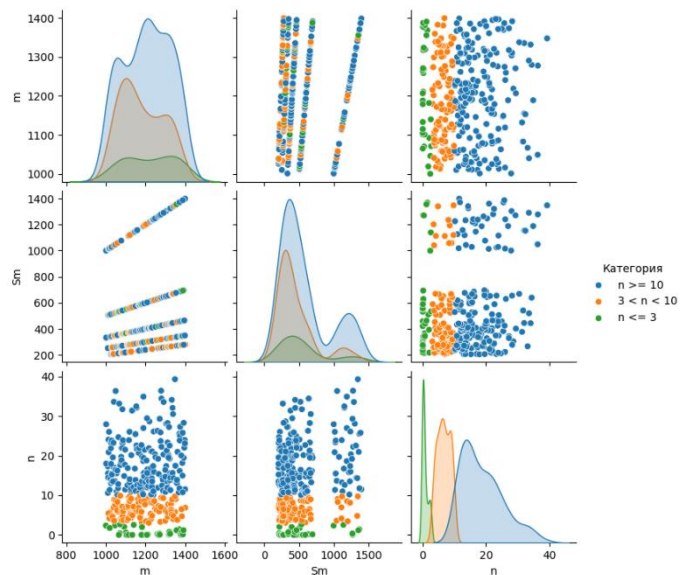


Рис. 2. Диаграмма рассеивания для начальной массы, площади мишеней и перегрузки

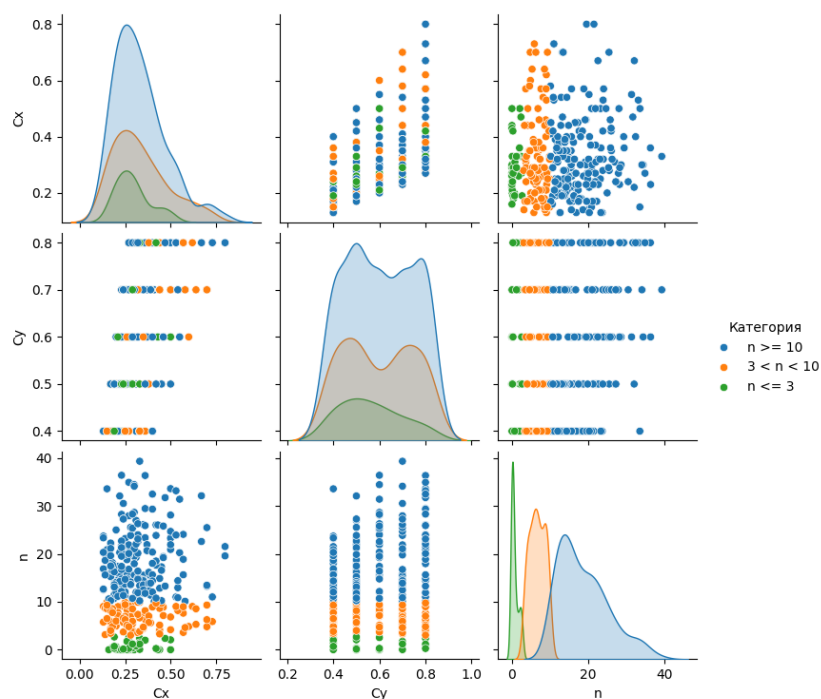


Рис. 3. Диаграмма рассеивания для коэффициента лобового сопротивления, коэффициента аэродинамической подъемной силы и перегрузки

Учитывая, что первая космическая скорость для атмосферы Марса составляет 3,55 км/с, начальная скорость должна быть минимум 3,55 км/с.

Сила лобового сопротивления должна быть меньше подъемной силы. Задача решается увеличением площади поверхности для большей проекции подъемной силы относительно сопротивления.

В предыдущей работе были определены необходимые параметры: $C_{xa} = 0,3$; $C_{ya} = 0,5$; $K = 1,67$.

Рассмотрим шар (рис. 4). Его подъемная сила равна нулю, поскольку верхняя и нижняя поверхности одинаковой площади.

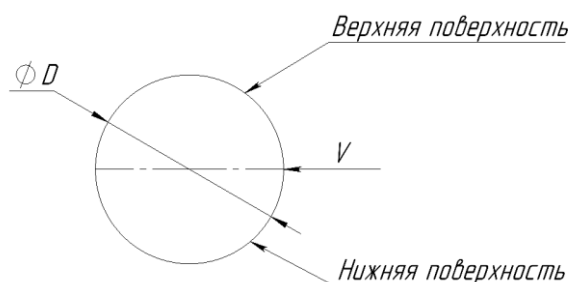


Рис. 4. СА формы шара

Необходимо уменьшить лобовое сопротивление, изменить соотношение нижней и верхней поверхностей и добавить скругление. Таким образом получается 3 характерных размера: диаметр шара D , угол заострения

α , радиус скругления кромок R , и схематичное очертание геометрии (рис. 5).

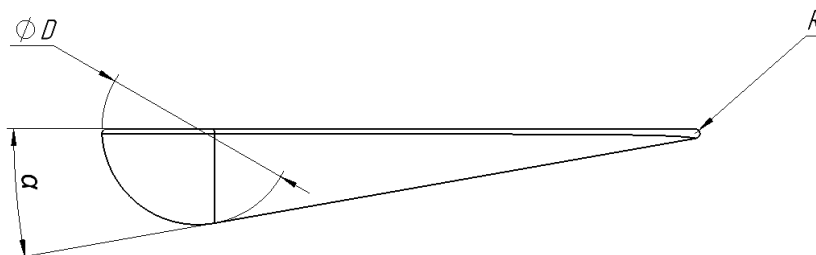


Рис. 5. Схема СА

Проведём полный факторный эксперимент (ПФЭ), оперируя этими тремя параметрами, чтобы определить взаимосвязь между ними и целевыми параметрами (коэффициентами лобового сопротивления C_{xa} , аэродинамической подъемной силы C_{ya} , аэродинамическое качество $K = C_{ya} / C_{xa}$ при нулевом угле атаки).

Аппроксимационная зависимость между входными факторами и выходными выражается полиномом следующего вида:

$$\bar{y} = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + \dots + b_{12}x_1x_2 + \dots + b_{123}x_1x_2x_3.$$

С помощью средств Excel определим таким входные параметры, при которых искомые параметры будут соответствовать требуемым. Была проведена серия вычислений, в результате получено, что нет таких параметров, при которых достигаются сразу все три требования. Принятые характерные размеры представлены в табл. 1:

- $C_{xa} = 0,2215$,
- $C_{ya} = 0,3692$,
- $K = 1,67$.

Таблица 1

Характерные размеры формы СА

Параметр	X1	X2	X3
Значение	1,000	-0,4286	1,000
Реальный размер	2000 мм	20 °	50 мм

Проведём расчет с полученными результатами и требованиями к спуску

$V = 3,6$ км/с – скорость входа в атмосферу;

- $C_{xa} = 0,222$;
- $C_{ya} = 0,370$;
- $S_m = 1.5696$ м² – площадь мидела ПА.

Геометрия СА представлена на рис. 6

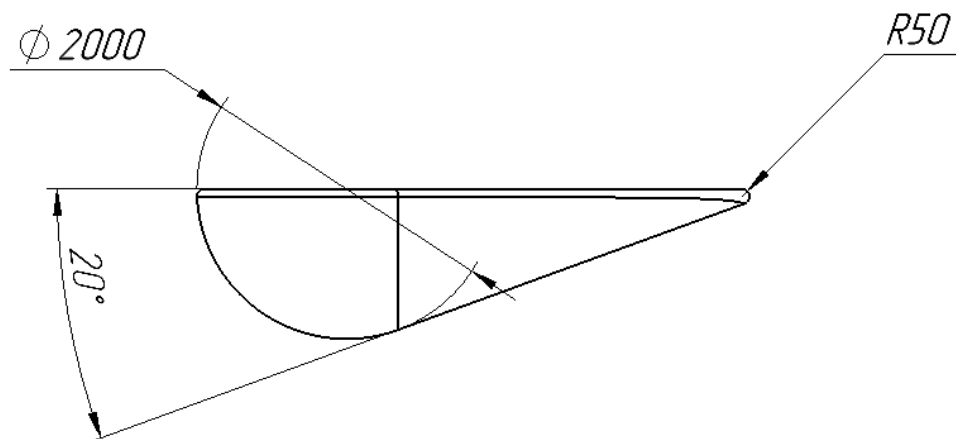


Рис. 6. Схема СА

Результаты расчёта в графиках приведены на рис. 7-9.

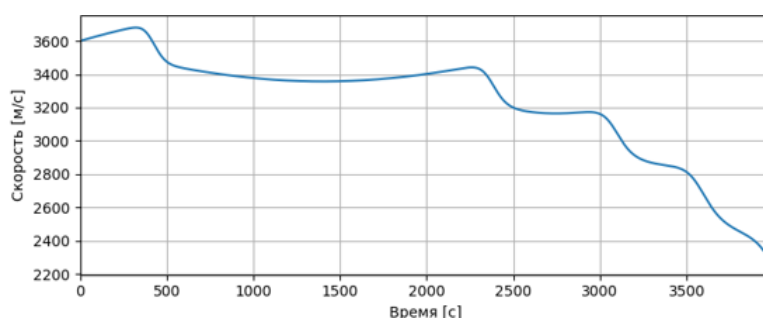


Рис. 7. График изменения скорости

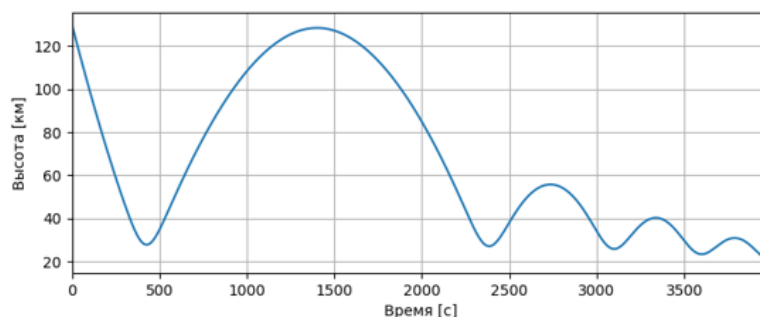


Рис. 8. График изменения высоты

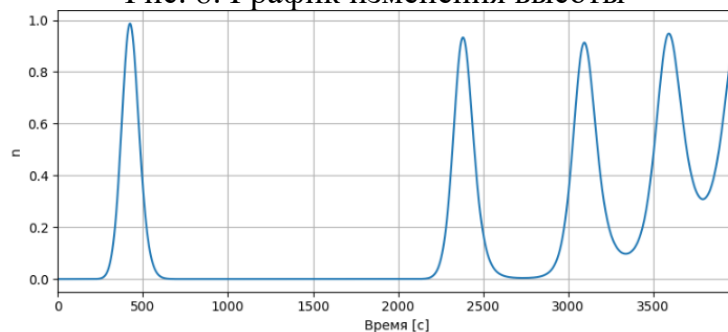


Рис. 9. График изменения перегрузки

Максимальная перегрузка, которая возникла во время полёта, составляет 1 единицу. Время спуска заняло 3989,18 с.

Определены коэффициенты сил и сформированы требования к спускаемому аппарату, который будет способен отражаться в атмосфере Марса. Определена оптимальная геометрия спускаемого аппарата, а также проведён расчёт для заданных входных данных. Максимальная перегрузка составила 1 единицу, а время полёта заняло 1 час 6 минут 30 секунд. За это время СА испытает колоссальную тепловую нагрузку, поэтому это время необходимо сократить.

Библиографический список

1. ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере: дата введения 1981. – Москва: Издательство стандартов, 1980. – 52 с.
2. Краснов, Н.Ф. Основы аэродинамического расчета / Н.Ф. Краснов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Кошевой. – Москва: Высшая школа, 1984. – 264 с.

УДК 629.78

АНАЛИЗ МЕР ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ ПРОДЛЕНИЯ СРОКОВ СЛУЖБЫ СПУТНИКОВ И ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

А.С. Ковалёва, М.А. Айзверт

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

В работе рассматриваются меры продления сроков службы спутников и орбитальных станций. Одним из видов продления сроков службы является использование обслуживающих спутников для ремонта, вывода на нужную орбиту и дозаправки. Также для продления сроков службы спутников и орбитальных станций используется анализ поломок и отказов комплектующих изделий для составления графика их ремонта или замены. В работе освещены положительные и отрицательные стороны продления сроков службы спутников и орбитальных станций.

Ключевые слова: комплектующие изделия, спутник, космический аппарат, орбитальная станция.

Для обеспечения ремонта, в мировой практике используются обслуживающие спутники, которые не действуют как самостоятельные спутники, а служат лишь для обеспечения работы основных аппаратов. Обслуживающий спутник может также выполнять и другие функции, например: осуществление дозаправки, перемещение основного спутника на нужную орбиту, помощь в раскрытии солнечных батарей и т.д. [1].

Для обеспечения таких услуг по поддержанию положения для основного аппарата, спутник может иметь корпус и механизм захвата (рис. 1). Ме-

ханизм захвата выполняется с возможностью прикрепления к стыковочному кольцу для образования соединения между основным спутником и обслуживающим спутником. Крепление захватывающего механизма к стыковочному кольцу образует соединенный блок, имеющий совместный центр масс. Обслуживающий спутник может иметь по меньшей мере два двигателя и по меньшей мере один контроллер. Этот контроллер поддерживает соединенный блок на стационарной орбите посредством выборочного ориентирования двух двигателей таким образом, чтобы векторы тяги двигателей не проходили через совместный центр масс, и каждый из них был смещен от совместного центра масс. Способ обеспечения услуг по поддержанию положения для основного спутника включает этапы перемещения и позиционирования основного спутника с помощью обслуживающего спутника [2].

Спутник на орбите подвергается воздействию сил притяжения Земли и Солнца, которые стремятся сместить спутник с требуемого положения. Спутник использует свою двигательную установку, чтобы предпринимать корректирующие меры для компенсации смещений. Маневрирование, требуемое для поддержания геостационарной орбиты спутника, иногда называется поддержанием положения. Когда спутник исчерпывает весь бортовой запас топлива, он больше не может использовать свою двигательную установку для поддержания своего положения на орбите и может потребовать замены.

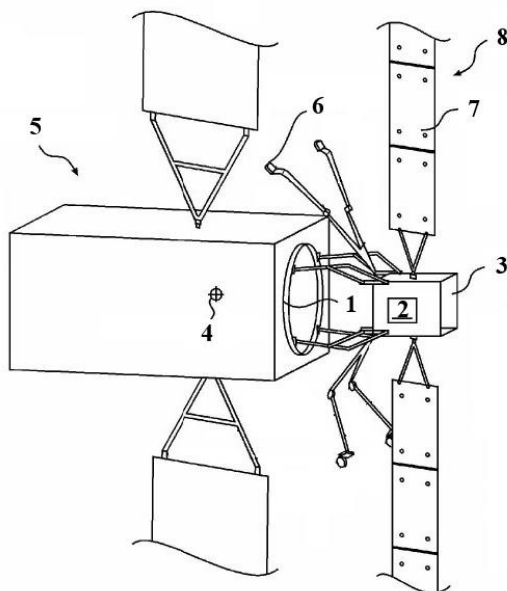


Рис. 1. Схема обслуживающего спутника: 1 – стыковочное кольцо; 2 – контроллер; 3 – корпус; 4 – совместный центр масс; 5 – основной спутник; 6 – захватывающий механизм; 7 – солнечные батареи; 8 – обслуживающий спутник

В некоторых случаях, ракета-носитель для запуска спутника может не полностью выполнить свои функции и может доставить спутник на непра-

вильную орбиту. Тогда спутник должен затратить свое бортовое топливо для перевода с неправильной орбиты на правильную. Порядок работы обслуживающего спутника показан на рис. 2. Таким образом, некоторая часть топлива, предназначенная для поддержания положения, может использоваться для начальной коррекции орбиты, что в свою очередь может привести к более короткому сроку службы спутника. В других случаях, спутнику может потребоваться изменить свое орбитальное положение, ориентацию в различных коммерческих или эксплуатационных целях. Вследствие больших затрат, связанных с заменой спутника в космосе, существует потребность в технологии, которая может помочь продлить срок службы спутника, уже находящегося на орбите.



Рис. 2. Схема работы обслуживающего спутника

Метод анализа отказов комплектующих изделий (КИ) и их ремонта или замены позволяет вычислить реальный срок службы КИ, предотвращать внезапные поломки, или быстрее их устранять. Для оценки динамики изменения количества отказов необходимо их классифицировать, подразделяя на несколько видов, такие как: конструктивные (отказы вследствие недостатков конструкторской документации или программного обеспечения), производственные (отказы из-за ошибок изготовления, в том числе из-за отказов комплектующих элементов), эксплуатационные (отказы вследствие ошибок космонавтов и наземных служб или несанкционированных внешних воздействий) [3].

Все отказы должны быть проанализированы и систематизированы согласно следующей методике. Во-первых, на долговечность Российского

сегмента Международной космической станции (РС МКС) влияют только те виды отказов, которые относятся к штатным бортовым системам: отказы оборудования научных экспериментов, отказы КИ для устранения которых проведена доработка конструкторской (в т. ч. эксплуатационной) документации и программного обеспечения. Отказы КИ, объективно связанные с введением нового оборудования в оценке долговечности РС МКС не учитываются. Во-вторых, не учитываются отказы КИ и неисправности из-за ошибок экипажа или группы управления. В-третьих, из статистики исключаются отказы, причиной которых являются установленные внешние воздействия на КИ, например ремонтно-восстановительные работы (РвР), которые на данный момент ещё не завершены.

В ходе мероприятий по устранению отказа проводится анализ возможности дальнейшей эксплуатации системы, в которой был выявлен отказ, с выпуском заключения о допуске этой системы (аппаратуры) к дальнейшей эксплуатации на предстоящий период и возможности продолжения полёта РС МКС [3]. По всем выявленным в течение года отказам проводится анализ причин и возможности устранения и на этой основе проводится оценка технического состояния и надёжности всего РС МКС, а также его систем и модулей. По результатам проведённого анализа, путём сравнения количества отказов и неисправностей в процессе полёта составляется отчёт о дальнейшей возможности продления полёта РС МКС.

Установленная система оценки отказов, а также устранение неисправных КИ систем РС МКС позволяет обеспечивать своевременное принятие мер по предотвращению увеличения количества отказов и неисправностей на РС МКС, проводить РвР отказавших приборов и агрегатов или выполнять их замену исправными в максимально короткие сроки. Плюсы продления сроков службы спутников и орбитальных станций: экономия бюджета, усовершенствование имеющихся технологий, сохранение ценных данных, повышение качества научных исследований (дополнительные годы наблюдения могут предоставить новые научные данные, которые не были бы доступны в течение первоначального срока службы космического аппарата (КА)), сокращение космического мусора, экологическая устойчивость (продление срока службы КА снижает выбросы, связанные с производством и запуском новых спутников, способствуя экологической устойчивости в космической сфере). Минусы продления сроков службы спутников и орбитальных станций: увеличение стоимости (продление срока службы КА требует значительных расходов на техническое обслуживание, ремонт и модернизацию), повышенный риск отказов (по мере старения спутников увеличивается вероятность отказов компонентов и систем), устаревшие технологии (КА, которые запускались несколько лет назад, могут быть основаны на устаревших

технологиях и конструкциях), чрезмерное продление жизни КА может тормозить прогресс в космической сфере.

Таким образом, изучены способы продления сроков эксплуатации КА а также проанализирована целесообразность ремонта имеющихся КА. Можно прийти к выводу, что продление сроков службы некоторых спутников и КА необходимо. Это позволяет сократить расходуемые средства, а так же обеспечить более стабильную работу различных КА. В то же время, чрезмерное использование мер продления сроков службы препятствуют развитию новых технологий.

Библиографический список

1. The concept of on-orbit-servicing for next generation space system development and its key technologies / Yu. N. Razoumny, A. A. Baranov, B. Agrawal [et al.] // RUDN Journal of Engineering Research. – 2022. – Vol. 23, No. 4. – P. 269–282. – DOI 10.22363/2312-8143-2022-23-4-269-282.

2. Патент № 2795894 С1 Российская Федерация, МПК В64G 1/10, В64G 1/64. Обслуживающий спутник для обеспечения орбитальных услуг, использующий переменное управление двигателями: № 2022113205: заявл. 17.05.2022: опубл. 12.05.2023 / М. Рэйтман, А. Спитцер, А. Халсбанд, О. Азриел; заявитель АСТРО СКЕЙЛ ИЗРАЭЛ ЛТД.

3. Милованов, В. А. Методы и результаты продления срока службы Российского сегмента Международной космической станции / В. А. Милованов, М. М. Агафонов, И. М. Филиппов // Космическая техника и технологии. – 2021. – № 3(34). – С. 14–23. – DOI 10.33950/spacetech-2308-7625-2021-3-14-23.

УДК 629.764

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ МНОГОРАЗОВЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЁТОМ И ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПОСАДКОЙ

М.В. Шерстобитов, Н.С. Бельтюков, Я.И. Невский
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

Проанализированы имеющиеся элементы многоразовых ракет-носителей с вертикальным взлётом и горизонтальной посадкой. Рассмотрены методы их возвращения на землю. Проведён анализ характеристик используемых двигательных установок. Исследованы параметры криогенных топливных баков, включая систему тепловой защиты, а также применяемые композитные материалы.

Ключевые слова: многоразовый, ракета-носитель, тепловая защита, вертикальный взлет, горизонтальная посадка.

В настоящее время основным способом для доставки груза и людей на космическую орбиту является использование многоступенчатой одноразовой ракеты-носителя (РН). С 1960 г. космические агентства пытались разработать полностью многоразовый аппарат, что позволило бы сократить расходы на производство и увеличить частоту запусков. Создание многоразовой РН может стать решением экономической проблемы космонавтики. Такие РН должны отличаться от других рядом конструктивных особенностей, обеспечивающих возможность возврата. Существует два основных способа возвращения РН обратно на землю при горизонтальной посадке. Первый – это использование захода на горизонтальную посадку, исходящей от космического челнока, с помощью атмосферного сопротивления. Замедление ступени достигается аэродинамическими средствами без использования тяги двигателей. Второй – РН ловят в воздухе при помощи захватывающего устройства на самолёте, далее буксируют её на аэродром. Следовательно, соответствующие ступени оснащены крыльями и аэродинамическими поверхностями управления, обеспечивающими достаточную подъемную силу и лобовое сопротивление для требуемых маневров по возвращению. В конце полета ступень многоразового использования приземляется горизонтально на взлетно-посадочную полосу (рис. 1) [1].

Многоразовые РН вертикального взлета и горизонтальной посадки (VTHL) используют различные типы ракетных двигателей, которые обеспечивают необходимую тягу для старта и маневрирования. В качестве топлива используют в основном жидкий водород (LH2) и жидкий кислород (LOX). Двигатель BE-3 компании Blue Origin имеет низкий уровень шума по сравнению с другими ракетными двигателями. Двигатель используется в суборбитальной ракете New Shepard, предназначенной для туристических полетов. Тяга двигателя составляет 489 кН. Двигатель используется не только для взлёта, но также и для посадки [2]. Метановый ракетный двигатель Raptor компании SpaceX с циклом полной регенерации имеет возможность масштабирования от одного до нескольких двигателей для различных миссий. Двигатели Raptor используются в многоразовой РН Starship, что позволит осуществлять как орбитальные, так и межпланетные полеты. Двигатель имеет удельный импульс 380 с. и тягу 220 т. [3].

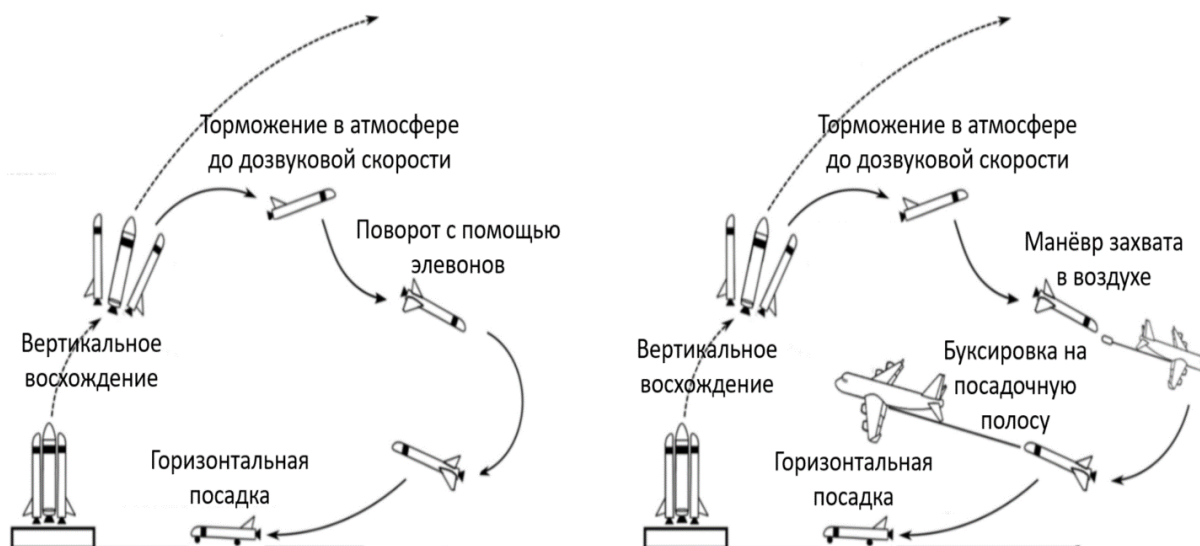


Рис. 1. Маршруты для возвращения РН на посадочную полосу

Большой проблемой является борьба за массу ракеты, баки с топливом могут составлять от 70% до 80% общего объёма ракеты. Разработка криогенных баков с использованием композитных материалов (КМ) имеет важное значение. Использование КМ позволит намного снизить массу РН и взять на борт больше полезной нагрузки.

В программе CCTD NASA принимали участие три компании при проектировании бака для запаса жидкого водорода [4]. Boeing при разработке своего бака предпочла использовать многослойную конструкцию, состоящую из внутреннего кокона и опорной цилиндрической оболочкой с гофрированным сердечником, с добавлением тонких слоёв углеволокна. При проведении исследований оказалось, что такая конструкция показывает себя лучше, чем монококковые варианты.

Lockheed-Martin при разработке своего крио бака использовали монококковую оболочку, укреплённую 110 внешними рёбрами жёсткости, в дальнейшем их количество удалось снизить до 76. Такой вариант бака сложен в производстве по сравнению с другими аналогами.

Третий вариант предложила Northrop Grumman. Крио бак состоит из многослойной стенки с перфорированным сотовым сердечником, дополнительно выполняющим теплоизоляционную функцию при выведении воздуха. Для укрепления конструкции планировалось добавить тонкие слои углеволокна. В сравнении с конкурентами бак показал меньшее значение массы [5].

Одновременно разрабатывались криогенные баки из КМ для жидкого кислорода. Для изготовления криогенных резервуаров чаще всего выбирают армированные волокном композиты, поскольку они позволяют оптимизировать конструкцию в зависимости от силового воздействия. При увеличении модуля упругости волокна прочность композита в направлении межслойного сдвига снижается. Использование углеродного волокна с

низким модулем упругости негативно сказывается на механических свойствах композита. Поэтому при производстве композитных криобаков чаще используются среднемодульные углеродные волокна. Например, углеродное волокно IM7 от компании Hexcel активно применяется в криогенных резервуарах NASA, а волокно IM600 от Toho – в японских проектах. Аналогом по свойствам является волокно T800H от Toray T (табл. 1).

Таблица 1

Основные характеристики углеродных волокон

Производитель	Тип волокна	Предел прочности при растяжении, МПа	Модуль упругости, ГПа	Плотность, кг/м ³
Toho	IM600	5790	285	1800
Hexcel	IM7	5300	275	1770
Toray	T800H	5490	294	1810

Как связующее хорошо зарекомендовали себя эпоксидные смолы с повышенной прочностью, разработанные для авиационной отрасли. Эти смолы обладают низкой газопроницаемостью даже при низких температурах. На сегодняшний день наиболее распространены смола 8552 от Hexcel и смолы марок 977-2 и 5320-1 от Imperial Chemical Industries (ICI) (табл. 2) [4].

Таблица 2

Основные характеристики монослоев

Параметры	IM7/8552	IM/977-2	IM7/5320-1
Производитель	Hexcel	ICI	ICI
Предел прочности при растяжении, МПа	2650	2690	2703
Модуль упругости, ГПа	168	165	156
Коэффициент Пуассона	–	–	0,34

Одной из проблем так же является наличие хорошей теплоизоляции баков. Внешняя стенка испытывает значительные перепады температур как от обледенения, так и от спуска с орбиты на землю. Решением проблемы является включение в конструкцию газового зазора (рис. 2) [6].

При спуске РН на землю, для совершения воздушных манёвров РН использует элевоны. Элевоны отклоняются для управления транспортным средством по тангажу и крену в различных условиях полета.

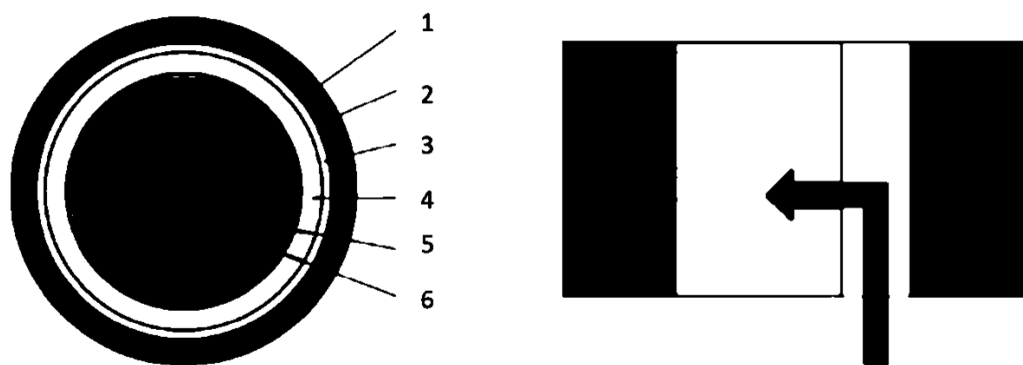


Рис. 2. Структура стенок РН с включением в конструкцию газового зазора:

1 – внешняя оболочка, 2 – тепловая изоляция, 3 – газовый зазор, 4 – криогенная изоляция, 5 – внутренняя оболочка, 6 – топливо

На сегодняшний день в мире мало технологий позволяющих совершать многоразовые полёты в космос. Особенности конструкций многоразовых РН сталкивают инженеров со сложными задачами решение которых позволит открыть новые возможности для ракетостроения.

Библиографический список

1. Stappert S., Dietlein I., Wilken J., Bussler L., Sippel M. Options for Future European Reusable Booster Stages: Evaluation and Comparison of VTHL and VTVL Return Methods / S. Stappert, I. Dietlein, J. Wilken, L. Bussler, M. Sippel // Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR). – Bremen, Germany: Institute of Space Systems, Space Launcher System Analysis (SART).
2. Пат. 10266282 Соединённые Штаты Америки, МПК В64G 1/00. Launch vehicles with ring-shaped external elements, and associated systems and methods / заявитель и патентообладатель Blue Origin, LLC; заявл. 03.11.2016; опубл. 16.11.2017. – URL: <https://patentscope.wipo.int/search/ru/detail.jsf?docId=US206489815> (дата обращения: 07.04.2025).
3. Пат. 20210047058 Соединённые Штаты Америки, МПК В64G 1/62. Utter system for multiply use of the space-rockets equipped with spreadable-arms and possibly more devices, and method of these space-rockets vertical landing by hanging on landing-station having movable gantries and more apparatus / заявитель и патентообладатель Роман Навойчик; заявл. 08.08.2020; опубл. 02.18.2021. – URL: <https://patents.justia.com/patent/20210047058> (дата обращения: 09.04.2025).
4. Zheng H. The Application of Carbon Fiber Composites in Cryotank / H. Zheng, X. Zeng, J. Zhang, H. Sun // Solidification – IntechOpen, 2018. – P. 111–128.
5. Johnson T.F. Structures and Design Phase I Summary for the NASA Composite Cryotank Technology Demonstration Project / T.F. Johnson, D.W. Sleight, R.A. Martin – Hampton: NASA Langley Research Center, 2013. – 11 p.
6. Sippel M. Focused research on RLV-technologies: the DLR project AKIRA / M. Sippel, S. Stappert, J. Wilken, N. Darkow [et al.] // 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS): conference proceedings. – Madrid: EUCASS, 2019. – 13 p.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СПУСКА ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА КЛАССА «НЕСУЩИЙ КОРПУС» С ПЛАНИРУЮЩЕЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМОЙ

О.А. Мельникова, А.В. Петров

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

Описаны преимущества возвращаемого аппарата класса «несущий корпус» с планирующей парашютной системой. Определены исходные данные и параметры спуска. Разработана математическая модель, которая валидирована по результатам расчета спуска космического корабля «Аполлон».

Ключевые слова: парашютная система, возвращаемый аппарат, планирующий парашют, спуск.

В зависимости от аэродинамического качества различают баллистический, скользящий и планирующий типы спуска. Планирующим спуском обладают крылатые возвращаемые аппараты (ВА) и аппараты класса «несущий корпус». ВА класса «несущий корпус» по простоте аэродинамических обводов близки к ВА скользящего спуска, при этом обладают многими преимуществами крылатых ВА [1].

Спуск ВА можно поделить на три этапа [2]:

- полет на внеатмосферном участке, где осуществляется выбор траектории перелета с исходной орбиты до верхней границы атмосферы, чтобы обеспечить требуемый угол входа в атмосферу;
- участок аэродинамического торможения, который является определяющим при выборе основных проектных параметров ВА и характеризуется интенсивным аэродинамическим торможением, большими тепловыми потоками и возрастающими перегрузками;
- предпосадочное торможение, которое происходит за счет парашютных систем (ПС), тормозных двигательных установок и специальных средств торможения.

В зависимости от способа посадки определяются требуемые аэродинамические характеристики. Для посадки на аэродром требуется обеспечить высокие несущие характеристики ВА, что приводит к увеличению удлинения корпуса, уменьшению коэффициента объемного заполнения и к крайне сложной силовой и компоновочной схеме космического корабля, частью которого является ВА. Отказ от посадки на аэродром может позволить получить оптимальный коэффициент объемного заполнения, а, следовательно, и более легкую конструкцию.

Таким образом, целесообразно разработать ВА класса «несущий корпус», который обеспечит требуемые аэродинамические характеристики на этапе спуска в атмосфере, с планирующей ПС, создающей аэродинамическое качество при посадке. Это позволит увеличить коэффициент объемного заполнения с сохранением преимуществ этого класса ВА.

Для оценки динамики спуска изделия с выбранными аэродинамическим качеством и ПС требуется провести математическое моделирование. Для моделирования использованы зависимости и допущения из источника [3].

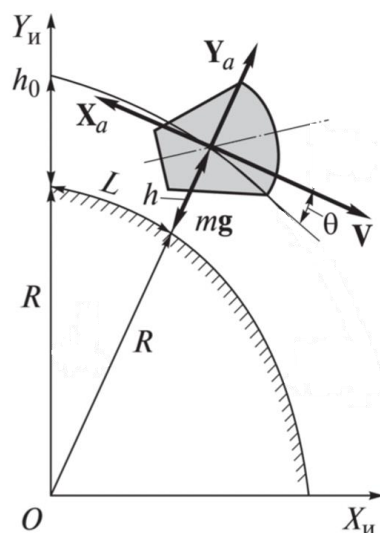


Рис. 1. Кинематические параметры, определяющие продольное движение ВА:

θ – угол наклона вектора скорости к плоскости местного горизонта; L – дальность по сферической поверхности Земли; R – радиус сферической поверхности Земли; $OX_{и}Y_{и}$ – инерциальная система координат; mg – сила притяжения возвращаемого аппарата к центру Земли; X_a – сила лобового сопротивления; Y_a – подъемная сила

При вводе ПС применяются те же уравнения, с условием изменения значения миделя и аэродинамических коэффициентов на соответствующие тормозным и планирующему основному парашютам. Уравнения записаны в скоростной системе координат (рис. 1) при допущениях:

- поле Земли является центральным;
- рассматривается плоское движение;
- вращение Земли не учитывается;
- широта и долгота входа в атмосферу не учитываются;
- время наполнения, рифление и управление планирующим парашютом не учитываются;
- из всех поверхностных сил, действующих на ВА, учитываются только сила лобового сопротивления и подъемная сила;
- весовые характеристики ВА являются постоянными.

Массовая плотность атмосферы определяется для ее изотермической модели в функции высоты h по формуле:

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot e^{\beta \cdot h}, \quad (1)$$

где ρ_0 – среднее значение плотности атмосферы у поверхности Земли, равное 1,3971 кг/м³;

β – значение градиента плотности, равный -0,00013483 м⁻¹;

h – высота, м.

Расчетные уравнения движения ВА в атмосфере с учетом введенных допущений имеют вид:

изменение траекторного угла:

$$m v \dot{\theta}_{mp} = -g(h) \cdot \cos(\theta_{mp}) + Y_a + \frac{m \cdot v^2 \cdot \cos(\theta_{mp})}{h + R_3}, \quad (2)$$

где θ_{mp} – угол вектора скорости к местному горизонту, траекторный угол, рад;

$g(h)$ – зависимость ускорения свободного падения от высоты, определяемая следующей формулой:

$$g(h) = g_0 \frac{R_3}{(h + R_3)^2}, \quad (3)$$

где g_0 – ускорение свободного падения на поверхности Земли, равное 9,8066 м/с²;

R_3 – радиус Земли, 6400·10³ м;

c_x – коэффициент силы лобового сопротивления;

S – площадь миделя ВА, м²;

m – масса ВА, кг;

K – аэродинамическое качество ВА:

$$K = \frac{c_y}{c_x}, \quad (4)$$

где c_y – коэффициент подъемной силы;

v – скорость, м/с;

изменение скорости ВА:

$$m \dot{v} = -q \cdot S \cdot c_x + g(h) \cdot \sin(\theta_{mp}), \quad (5)$$

где q – скоростной напор, кг/(м·с²):

$$q = \frac{\rho(h) \cdot v^2}{2}; \quad (6)$$

изменение высоты полета:

$$\dot{h} = -v \cdot \sin(\theta_{mp}); \quad (7)$$

изменение дальности полета:

$$\dot{L} = v \cdot \frac{R_3}{h + R_3} \cdot \cos(\theta_{mp}); \quad (8)$$

осевая перегрузка:

$$n_x = \frac{\sigma_x \cdot v^2 \cdot \rho(h)}{2 \cdot g_0}, \quad n_y = \frac{K \cdot \sigma_x \cdot v^2 \cdot \rho(h)}{2 \cdot g_0}, \quad (9)$$

где σ_x – баллистический параметр ВА, вычисляемый по формуле:

$$\sigma_x = \frac{c_x \cdot S}{m \cdot g(h)}. \quad (10)$$

В качестве исходных данных принимаются следующие параметры: ВА на экипаж из 6 человек и 1,5 т полезного груза, форма аппарата, аналогична ВА «Клиппер», ПС состоит из двух тормозных парашютов и одного основного планирующего парашюта. Начальная скорость принята максимальной при возвращении с орбиты Земли, без учета гашения её во время перелета с исходной орбиты до верхней границы атмосферы. Угол входа принят на основе обзора литературы для выбранной скорости и равен минус 0,57 [4].

На основе этих уравнений разработана математическая модель и получены результаты (рис. 2 – 4), согласно которым скорость при посадке равна 9,3 м/с (с вертикальной составляющей скорости 6,1 м/с и горизонтальной 7 м/с), перегрузка при спуске достигает 1,47g, а при вводе основного парашюта 1g.

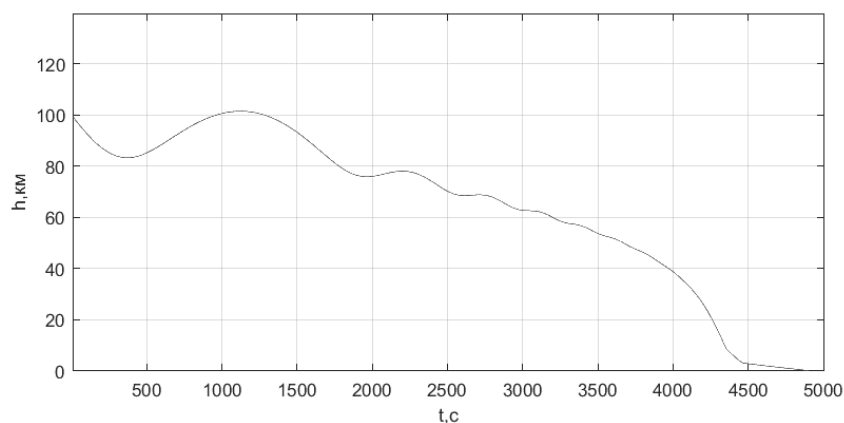


Рис. 2. График высоты от времени для ВА с планирующей ПС

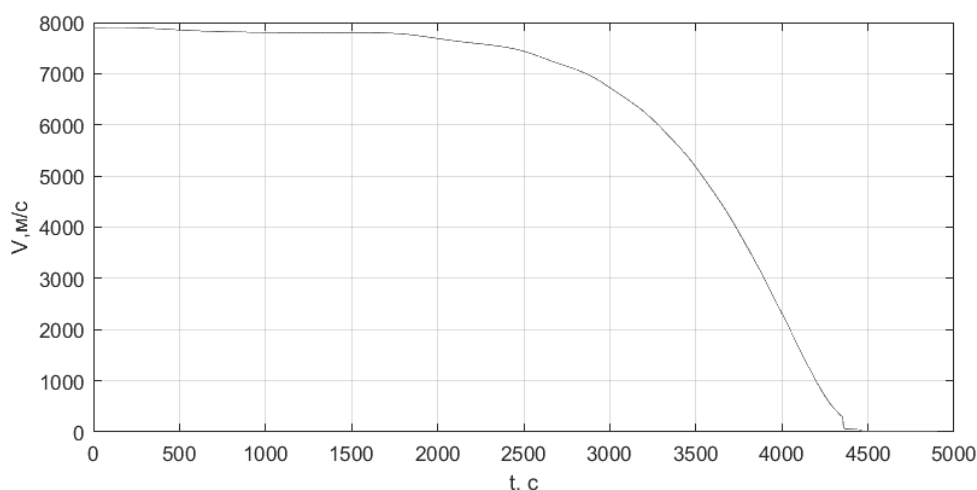


Рис. 3. График скорости от времени для ВА с планирующей ПС

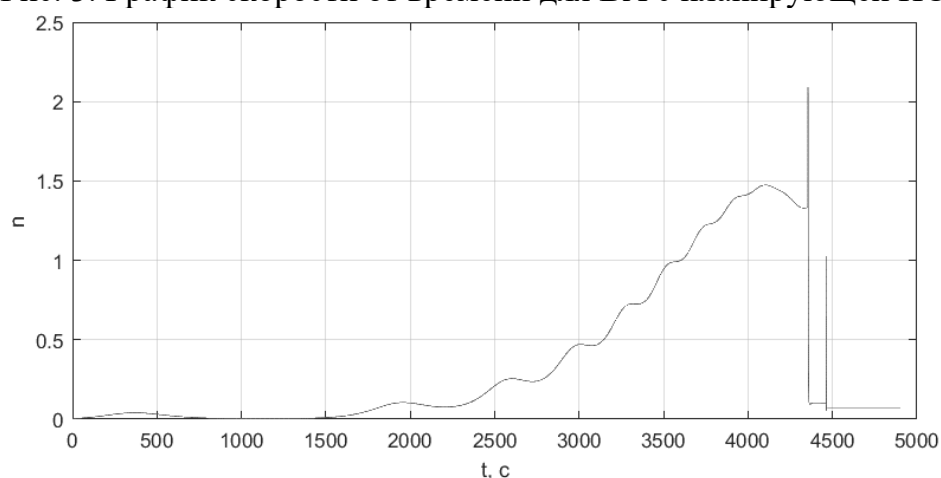


Рис. 4. График скорости от времени для ВА с планирующей ПС

Для валидации математической модели использованы исходные данные спускаемого аппарата «Аполлон», полетные и расчетные данные из источника [5]. По результатам моделирования движения спускаемого аппарата «Аполлон» (рис. 5 – 7) видно, что математическая модель позволяет получить значения, приближенные к расчетным, которые приведены в источнике для космического корабля «Аполлон».

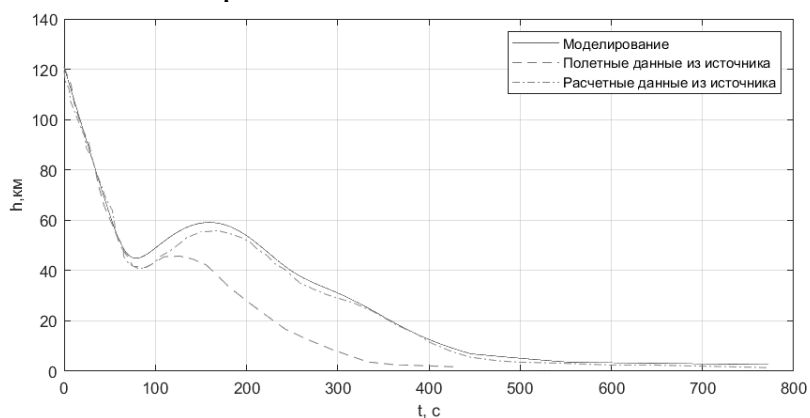


Рис. 5. Графики высоты от времени для космического корабля «Аполлон» и результаты моделирования

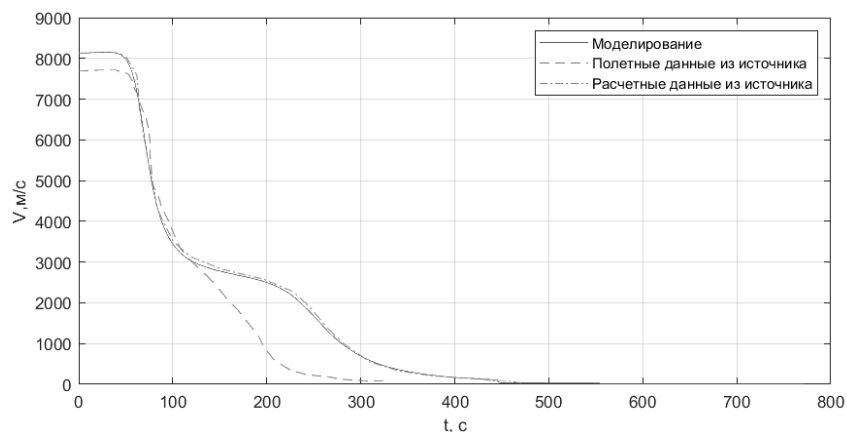


Рис. 6. Графики скорости от времени для космического корабля «Аполлон» и результаты моделирования

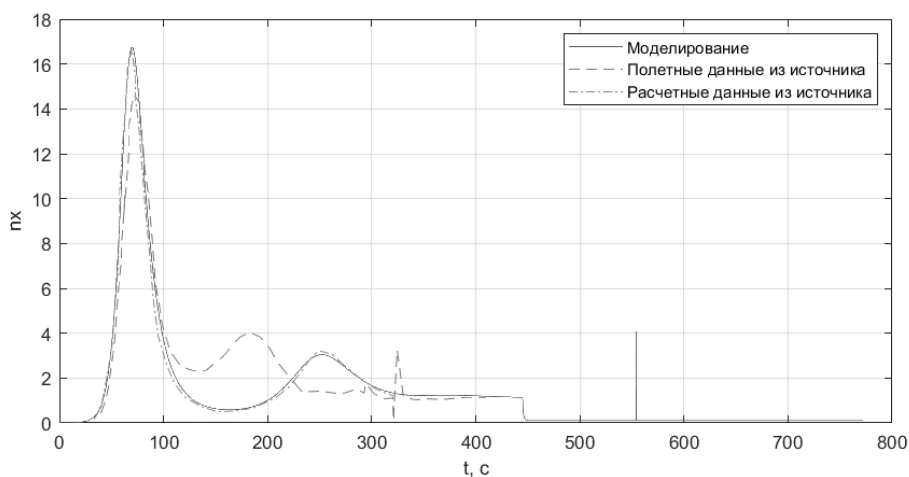


Рис. 7. Графики скорости от времени для космического корабля «Аполлон» и результаты моделирования

Максимальные отклонения значений, полученных при сравнении результатов моделирования и расчетных значений, приведенных в источнике для космического корабля «Аполлон», приведены в табл. 1. Отклонения связаны с принятыми допущениями и несовершенством инструмента оцифровки.

Таблица 1

Отклонения значений, полученных при моделировании и значений, приведенных в источнике для космического корабля «Аполлон»

Параметр	Максимальные отклонения, %
Скорость	2,85
Высота	10,5
Перегрузка	0,05

Таким образом, по результатам разработки математической модели получены значения параметров спуска ВА с планирующей ПС. В результате математического моделирования определено, что посадка с планирующим

парашютом для разрабатываемого ВА класса «несущий корпус» позволит произвести посадку со значениями, не превышающими допустимые, которые приведены в источнике [6].

Библиографический список

1. Миненко, В. Е. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса "несущий корпус" / В. Е. Миненко, А. Н. Семененко, Е. Н. Шиляева // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013. – № 7(19). – С. 31.
2. Спускаемые аппараты / Б. М. Панкратов. – Москва: Машиностроение, 1984. – 232 с.
3. Корянов В. В. Динамика движения спускаемых аппаратов в атмосфере планеты: учебное пособие / В. В. Корянов. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2021. – 107 с.
4. Микрин Е. А. Введение в механику полета и управление космическими аппаратами: учебник для вузов / Е. А. Микрин, Ф. В. Звягин. — Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2020. – 566 с.
5. "Postlaunch Report for Mission AS-201," MSC-A-R-66-4, May 6, 1966, NASA Manned Spacecraft Center, Houston.
6. Рабинович Б. А. Безопасность космонавта при посадочном ударе спускаемого аппарата о грунт //М.: Книга и бизнес. – 2014. – 278 с.

УДК 629.783

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ CUBESAT ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ КОСМОСА

М.А. Айзверт, Ю.А. Барановская, А.С., Ковалёва, В.А. Пястолова

В статье рассмотрена история разработки прототипа CubeSat. Приведены международные стандарты обозначения формата данного спутника, а также обозначены цели и задачи выведения спутника на орбиту. Рассмотрены не только важные особенности при использовании CubeSat, а именно: дешевизна в производстве, разнообразность выполнения задач, но и его недостатки, такие как: непродолжительность миссии, малый объем памяти.

Ключевые слова: спутники, наноспутники, CubeSat, малые космические аппараты, ракетно–космическая техника.

В течение многих лет в космической отрасли появилось большое количество видов спутников, которые различались как конструктивными особенностями, так и целями запуска на орбиту. Среди таких спутников выделяется система CubeSat своими определёнными размерами и способностью

к увеличению полезной нагрузки. Их недорогостоящее производство ускорило введение инноваций и поспособствовало развитию новаторских начал в конструкции «больших» спутников. Но такая система имеет ряд минусов, с которыми можно ознакомиться в данной статье.

На сегодняшний день актуальным становится краткое знакомство масс с таким понятием, как наноспутник, их размеры и цели выведения на орбиту. А также более углубленное изучение конструктивных особенностей компоновки систем CubeSat, история создания и задачи, выполняемые именно такой системой.

1. Наноспутник и цели выведения на орбиту

Изделия современной космической техники часто являются сложными и дорогостоящими в производстве устройствами. Именно поэтому заказчики стремятся найти способы удешевления разработки, изготовления, запуска и обеспечения длительной работы космических аппаратов, не жертвуя при этом надежностью.

Решение данной проблемы, способствует разработка малых космических аппаратов (МКА), в их число и входят наноспутники. На МКА целесообразней и экономически выгодно проводить проверку отдельных инновационных технических решений и иных объектов собственности в условиях космического полёта и выхода на орбиту прежде, чем использовать данное конструкторское решение в дорогостоящих проектах.

Период жизни (ПЖ) МКА принято считать с возникновения идеи создания до этапа его последующего списания и утилизации в плотных слоях атмосферы. При этом каждый этап ПЖ достаточно систематизирован и по своей природе единообразен, потому можно сказать, что цели и задачи научной миссии МКА является планомерным выполнением конкретных действий, с последующим получением результата, удовлетворяющего запросу потенциальных пользователей, и начальным этапом ПЖ МКА. Таким образом, наноспутник это подкласс малого космического аппарата с унифицированной внешней конструкцией и определенными внутренними системами, создание данного вида спутника – это налаженный процесс, отличающийся только целями использования самого заказчика [1].

2. Система CubeSat, система «Рой»

В 1999 году был дан старт проекту CubeSat совместными усилиями Калифорнийского Политехнического Университета и Стэнфордского Университета.[6] CubeSat в своём первом исполнении – это куб с ребрами 10x10x10 см, такой размер получил условную-субъективную единицу «ютиль» и обозначил буквой U. Но с развитием космической отрасли таких размеров стало не хватать, поэтому сейчас CubeSat представил собой несколько таких же кубов, соединенных вместе, и весом не более 10 кг. В данный момент принято всего три международных стандарта (рис. 1) для кубических платформ, которые используются для создания видов нано-

спутников: CubeSat 1U (10x10x10 см), CubeSat 2U (10x10x20 см), CubeSat 3U (10x10x30 см) [2].

Конструкция CubeSat берет в учет принцип сборки модульным способом. Что предусматривает специальный крепежный элемент, а также разработанные и произведенные под нужный размер некоторые комплектующие. На один тяжелый спутник массой несколько тонн уходит не один год тяжелой и трудоёмкой работы, система CubeSat таких проблем в реализации не имеет. Всё благодаря модульному принципу сборки, наноспутники могут быть произведены за гораздо малый промежуток времени, сроком не дольше нескольких месяцев [2].

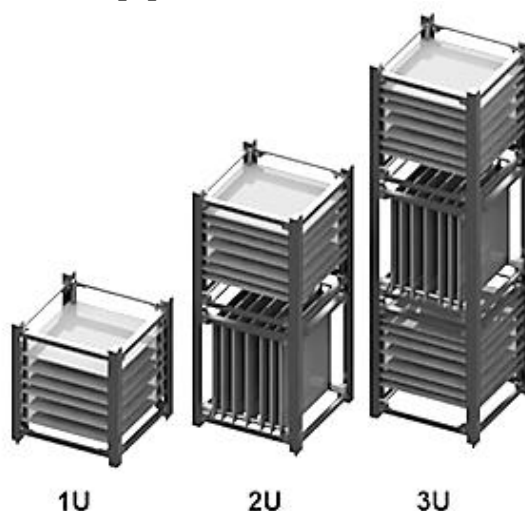


Рис. 1. Международные стандарты CubeSat

CubeSat активно используются для проведения исследования и зондирования Земли, отработки новых технологических решений в космических системах. Дальнейшие разработки обещают большее расширение их функциональности и мобильности, в перспективе целые группы спутников будут действовать по определенно заданному сценарию и выполнять те задачи, на которые раньше были рассчитаны лишь на крупномасштабные платформы.

CubeSat в системе «Рой» (рис. 2) распределяют задачи ещё на этапе проектирования, в этом случае один или сразу группа CubeSat разработана для выполнения одной определенной, простой цели, но при этом в составе сложной, организованной группы таких же наноспутников, выполняющих свою определенную задачу. К примеру, будет создан определенный «передающий» CubeSat способный отправлять на базу изображение с орбиты, но не способный сам её запечатлеть. Тогда в системе найдется «фотографирующий» CubeSat, спроектированный с целью делать качественное изображение, но имеющий недостаток в дальности передачи, тогда-то и проявляются преимущество «Роя» перед единичными спутниками. «Фотографи-

рующий» передаёт изображение на «передающий», который в свою очередь пересылает на базу чёткую картину [3].

3. Задачи выполняемые CubeSat, особенности CubeSat

Первым этапом формирования космической миссии является выявление цели создания CubeSat. От постановки цели проекта и зависят основные получившиеся результаты, поэтому цель определяют максимально широко и объемно. Достижение поставленной цели определяют как успешное выполнение миссии CubeSat.

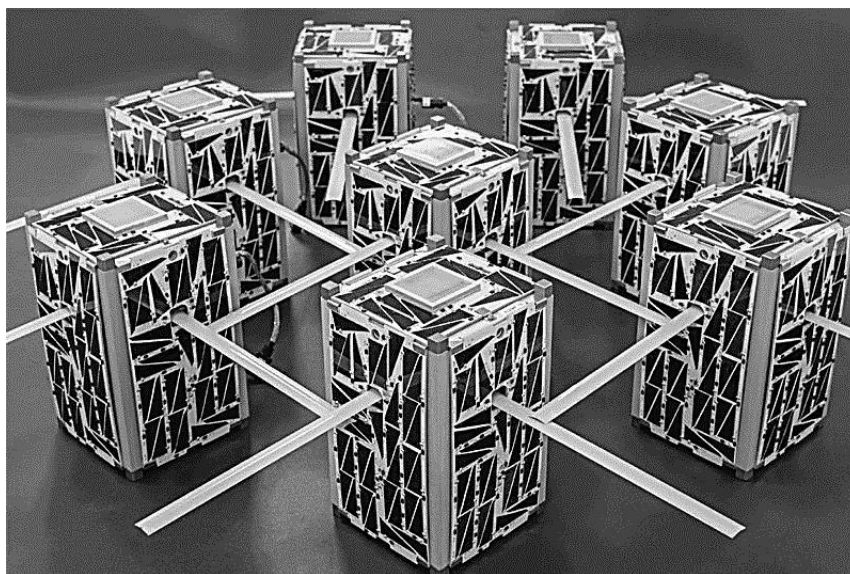


Рис. 2. CubeSat в системе «Рой»

Второй не менее важный этап – формулировка перечня выполняемых задач, с решением которых должен справиться CubeSat. Для каждой задачи обязателен определяющий порог успеха – что критически нужно выполнить CubeSat, чтобы его работа считалась успешной.

В техническом задании (ТЗ) детально описывают все задачи, требования и условия миссии CubeSat. Основой для формирования главных требований служат результаты предыдущих экспериментов, а также потребности заказчика, цели и задачи создаваемой системы, важные требования и ограничения к конструкции, сама концепция выполняемой спутником. На этапе формирования технического задания стоит учитывать также ранее реализованные и планируемые в будущем подобного рода миссии. Во время учета необходимо обозначить особенности проводимой миссии по сравнению с известными.

CubeSat может выполнять широкий спектр задач, как ранее уже было сказано, эти задачи зависят от оборудования и миссии. CubeSat может выполнять миссии научного характера, а именно мониторинг климата (измерение температуры, влажности, концентрации парниковых газов), изучение ледяных покровов, наблюдение за лесными пожарами, сельским хозяйством, городскими районами. Но не только Землёй ограничиваются

возможности CubeSat. В возможности также входит поиск экзопланет, наблюдение за солнечной активностью, изучение космической погоды, гамма-вспышки, сканирование ионосферных возмущений, исследование радиационного пояса Земли – измерение уровня радиации. Не стоит забывать и о выполнении коммерческих задач, CubeSat способен проводить наблюдение за инфраструктурой городов (ЛЭП, дороги, пригород), быть приёмопередатчиком радиосигнала, проводить разведку определённой местности ради спасения жизни людей [5]. Важно отметить, что это лишь примеры, и конкретные задачи CubeSat определяться его конструкцией, оборудованием и целями миссии. Многие CubeSat способны выполнять одновременно несколько задач.

В связи с развитием микро– и нанотехнологий стандартизация спутниковых систем вышла на новый уровень, на котором и выделяется система CubeSat своими определенными формами и широким применением. Обобщив полученный материал, выделяются определенные особенности CubeSat, а именно короткие сроки создания космических аппаратов по сравнению с традиционными типами спутниковых систем; утилизация с помощью торможения в плотных слоях атмосферы [4]; проверка возможных теорий связанных с разной комплектацией корпуса; возможность распределения полезной нагрузки между аппаратами, деля задачи миссии между несколькими спутниками; многократное снижение стоимости разработки, создания, выведения космического аппарата на орбиту.

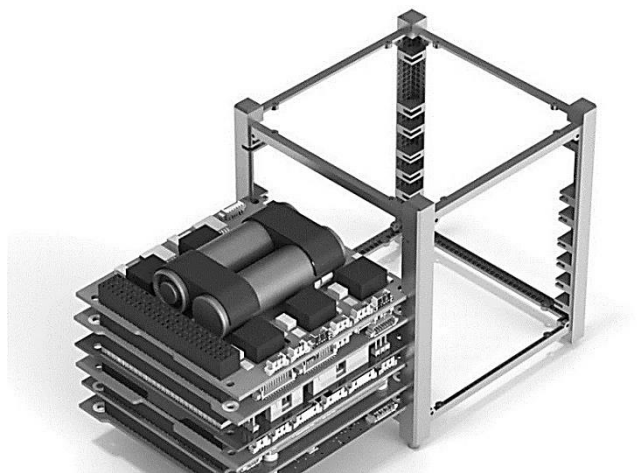


Рис. 3. Наглядные комплектующие, входящие в состав CubeSat

Но CubeSat так же и имеет ряд недостатков, которые с каждым годом стараются компенсировать или повышением количества выводимых спутников, или разработкой нового комплектующего оборудования для спутника (рис. 3).

Из–за определенной размерности, спутники имеют малый заряд батареи и не способны на выполнение длительных миссий дольше, чем на несколько месяцев, также, по этим же причинам, невозможна смена первоначальной

чально выполняемой задачи. Малый заряд батареи и небольшие размеры не способствуют для хранения больших объёмов получаемой информации, поэтому CubeSat чаще является приёмопередающим спутником.

Выводы

В результате выполненной исследовательской работы удалось обобщить полученную информацию о спутниках CubeSat. Была успешно найдена историческая справка по спутнику и рассмотрено использование спутника в системе «Рой», что способствует расширению целей и задач, выполняемых спутниками. Выявлены преимущества и недостатки при выводе CubeSat на орбиту. Наиболее перспективным вариантом в уменьшении недостатков является разработка новых комплектующих корпуса спутника. Развитие нано-космических аппаратов является перспективным направлением и в ближайшем будущем использование таких спутников как CubeSat, станет для ученых обыденностью.

Библиографический список

1. Системный анализ миссий малоразмерных космических аппаратов: учебное пособие / И. В. Белоконов, Д. П. Аваряскин, Е. В. Баринава [и др.]. – Самара: Самарский университет, 2022. – 112 с. – ISBN 978-5-7883-1843-1. [Электронный ресурс] – URL: <https://e.lanbook.com/book/336758> (дата обращения: 10.03.2025).
2. XXV Российская научная конференция профессорско–преподавательского состава, научных сотрудников и аспирантов 22-26 января 2018 г: материалы конференции. – Самара: ПГУТИ, 2018. – 314 с. [Электронный ресурс] URL: <https://e.lanbook.com/book/182290> (дата обращения: 10.03.2025).
3. Инновации и научно-техническое творчество молодежи. 22–23 апреля 2021 г.: материалы конференции / RU. – Новосибирск: СибГУТИ, 2021. – 831 с. – ISBN 978–5–91434–062–6. – URL: <https://e.lanbook.com/book/257174> (дата обращения: 19.03.2025).
4. Ближе к Марсу. Разработанный в Петербурге наноспутник выведут на орбиту / О. Сальникова. [Электронный ресурс] – URL: https://spb.aif.ru/society/science/blizhe_k_marsu_razrabotannye_v_peterburge_nanosputniki_vyvedut_na_orbitu. (дата обращения: 15.01.2025).
5. Космос, доступный студентам: что могут спутники CubeSat и сколько стоят / А. Ведерников. [Электронный ресурс] URL: – <https://trends.rbc.ru/trends/futurology/635954ba9a7947466adc13b7> (дата обращения: 15.01.2025).
6. Что это такое Cubesat и как его можно применять – конструкция и перспективы / С.В. Полунин. – <https://militaryarms.ru/novosti/cubesat/> (дата обращения: 15.01.2025).

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ ЛУНОХОДОВ

*Г.И. Валиев, Е.Е. Юрченя,
Научный руководитель Барановская Ю. А.*

Данная статья посвящена конструкциям луноходов, а также их развитию в течение последних 50 лет. Это поможет определить дальнейшее направление усовершенствования конструкций аппаратов для научных исследований на Луне. Проведен анализ конструкторских решений в конкретных образцах луноходов.

Ключевые слова: луноход, Луноход-1, Луна-17, LRV, lunar rover, Аполлон-17, Юйту-2, Чанъэ-4, Луна.

Первым роботом, покорившим поверхность другого небесного тела, является «Луноход-1» (рис. 1). Он был запущен с миссией «Луна-17» 10 ноября 1970 года. Несколько дней корректировал свою траекторию и 17 ноября того же года приземлился. Это была вторая попытка запуска миссии с луноходом, первая – «Е-8» закончилась неудачей из-за ошибки в расчетах прочности ракеты-носителя.

Шасси для лунохода было разработано в ОАО «ВНИИТрансмаш» в период с 1963 по 1969 года по заказу НПО им С.А. Лавочкина.

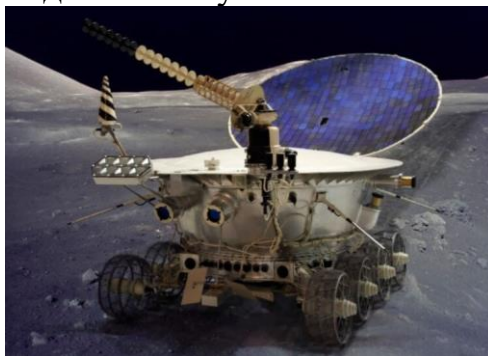


Рис. 1. Луноход-1

В состав самоходного шасси Лунохода-1 входят (табл. 1):

- четыре блока колес (один блок – это два колеса с ободом и электро-механическим приводом);
- система управления шасси;
- системы сбора и обработки информации о функционировании элементов аппарата, а также система аварийной защиты лунохода;
- прибор оценки проходимости (девятое колесо).

Таблица 1

Технические характеристики шасси аппарата «Луноход-1»

Отношение массы шасси к полной массе аппарата	1/9
Ширина лунохода	1700 мм
Ширина колеи	1600 мм
Диаметр колеса по грунтозацепам	510 мм
Скорость	0,5 и 1 км/ч
Энергопотребление шасси	320 Вт

Система управления реализовывала следующие команды:

- движение вперед и назад осуществлялось двумя передачами, аппарат мог совершать поворот на месте и в движении с фиксированным радиусом;
- старт-стопный режим (шасси автоматически проезжает несколько метров и останавливается);
- автоматическая остановка шасси при выходе из рамок допуска тока на двигателях колес, крену и дифференту шасси [1].

Командир экипажа, водитель, штурман и оператор входили в состав экипажа, управлявшего луноходом. Экипаж управлял аппаратом с помощью пары телекамер, расположенными в передней части лунохода.

Аппарат был рассчитан на передвижение даже в случае, когда ведущими останутся лишь два колеса с каждой из сторон.

Энергообеспечение обеспечивала солнечная батарея. Она собрана из кремниевых элементов, включённых в последовательно-параллельную цепь, обеспечивает до 1 кВт электрической мощности, этого вполне хватало для жизнеобеспечения аппарата. Солнечная батарея заряжала буферную аккумуляторную батарею.

Температура внутри поддерживалась радиоизотопным источником тепла ВЗ-Р70-4 весом 11 кг. Масса полония-210, который своим распадом выделял тепло, составляет 1,1-1,2 г. Период полураспада 138 дней.

Иллюминаторы двух телекамер (резервной и основной) установлены на передней части корпуса на высоте 950 мм от поверхности. Довольно низкое расположение телекамер способствовало трудностям управления, для избежание проблем в конструкцию «Луноход-2» (рис. 2) была внедрена выносная камера на высоте глаз стоячего человека. Телекамеры передавали картинку с периодичностью 20 секунд на кадр и с низким разрешением [2].

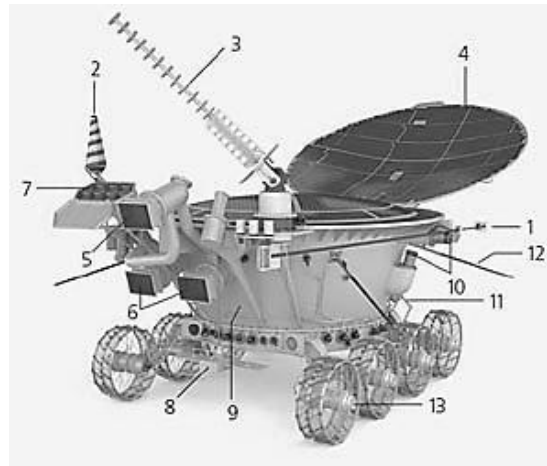


Рис. 2. Схема «Лунохода-2»:

1 – магнитометр, 2 – всенаправленная антенна, 3 – остронаправленная антенна, 4 – солнечная батарея, 5 – верхняя навигационная ТВ-камера, 6 – нижние навигационные ТВ-камеры, 7 – уголкового отражатель, 8 – выносной блок аппаратуры «РИФМА», 9 – герметический контейнер с научными приборами, 10 – панорамные ТВ-камеры, 11 – прибор оценки проходимости, 12 – штыревая антенна, 13 – мотор колеса

Но луноходами могут управлять не только дистанционно, а также и прямо на месте. Такие аппараты называются лунными автомобилями/лунными роверами (англ. lunar rover). В рамках программы «Аполлон» был запущен Lunar Roving Vehicle (далее LRV) (рис. 3).

Источник питания транспортного средства будет состоять из двух 36-вольтовых батарей. Используются серебрено-цинковые пластины, работающие в электролите гидроксида калия. Каждая батарея спроектирована на емкость 115 А*ч. Корпус изготовлен из магния. Каждая батарея весит 59 фунтов (26,8 кг).

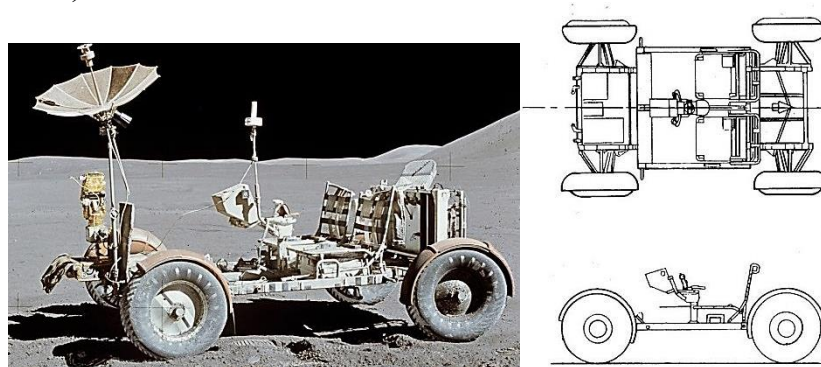


Рис. 3. Lunar Roving Vehicle

Транспортное средство перевозит двух астронавтов, научное оборудование и образцы лунного грунта, собранные во время лунной экспедиции. Командир миссии управляет транспортным средством так же, как автомобилем на Земле, используя Т-образный ручной контроллер. Аппарат может двигаться как вперед, так и назад с переменной скоростью (табл. 2).

LRV имеет общий вес 1,140 фунтов (517 кг) (земной вес), который включает двух астронавтов и их системы жизнеобеспечения (400 фунтов (181 кг) для каждого человека и его оборудования), и 340 фунтов (154 кг) научных экспериментов, инструментов астронавтов и образцов лунного грунта и камней. Это более чем в два раза превышает его собственный вес.

Таблица 2

Технические характеристики LRV

Масса аппарата (земная/лунная)	209 кг/35 кг
Общий вес с учетом оборудования	726 кг
Длина	3100 мм
Ширина (по центру колес)	1830 мм
Колесная база	2300 мм
Дорожный просвет	355 мм
Максимальная скорость	14 км/ч

Каждое колесо приводится в движение своим собственным отдельным узлом тягового привода, состоящим из редуктора гармонического привода, привода и тормозного узла. Каждый тяговый привод герметично запечатан для поддержания внутреннего давления газа азота в 0,5 атм. (50 кПа). Газ помогает передавать тепло на внешнюю оболочку привода. Четыре редуктора передают мощность на каждое колесо. Входной крутящий момент для приводов подается четырьмя электрическими моторами мощностью 0,5лс.

Первым луноходом, покорившим обратную сторону луны, стал китайский луноход «Юйту-2» (Юту-П) (рис. 4). Имеет массу 135 килограммов, что в свою очередь на 2 килограмма легче его предшественника – «Юйту». Основной причиной снижения веса стало то, что роботизированная рука, изначально несущая рентгеновский спектрометр с возбуждением частиц, была демонтирована и заменена детектором нейтральных атомов, разработанным шведскими учеными для обнаружения среды излучения частиц на поверхности Луны. такой делает его самым легким луноходом в истории на момент его создания, также он питается от солнечной энергии.

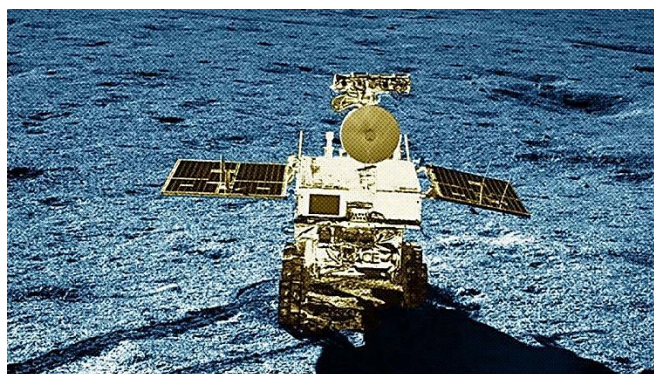


Рис. 4. Юйту-2

Он может выдерживать экстремальные условия, такие как вакуум на поверхности Луны, сильное излучение и экстремальные температуры от минус 180 градусов по Цельсию до плюс 150 градусов по Цельсию. Имеет 6 колес, его длина – 1,5 метра, ширина – один метр, высота – 1,1 метра. Луноход способен преодолевать подъемы крутизной 20 градусов и препятствия толщиной 20 сантиметров, а также оснащен научными исследовательскими приборами, такими как панорамная камера, инфракрасный спектрометр и детектор нейтральных атомов, также на днище установлен первый в мире сверхширокополосный лунный радар [4]. Аппарат был запущен в рамках экспедиции «Чанъэ–4» 3 января 2019 года и завершил свою работу в марте 2024 года, тем самым поставив мировой рекорд по самому длительному времени работы на луне – почти 5 лет, за это время он преодолел расстояние в 1613 метров по обратной стороне луны, попутно исследуя самый большой известный кратер в Солнечной системе, хотя изначальное время работы «Юйту–2» было рассчитано на 3 месяца.

Библиографический список

1. Проектирование шасси специальных транспортно–технологических машин : учебное пособие / В. В. Беляков, В. Е. Колотилин, В. С. Макаров [и др.] ; под редакцией В. В. Белякова. – Нижний Новгород: НГТУ им. Р. Е. Алексеева, 2019. – 431 с. – ISBN 978–5–502–01198–3. – Текст: электронный // Лань: электронно–библиотечная система. – URL: <https://e.lanbook.com/book/260204> (дата обращения: 22.03.2025). – Режим доступа: для авториз. пользователей.

2. Маров, М. Я. Советские роботы в Солнечной системе. Технологии и открытия / М. Я. Маров, У. Т. Хантресс. – 2–е изд. – Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2017. – 612 с. – ISBN 978–5–9221–1741–8. – Текст: электронный // Лань: электронно–библиотечная система. – URL: <https://e.lanbook.com/book/105018> (дата обращения: 22.03.2025). – Режим доступа: для авториз. пользователей.

3. Lunar Roving Vehicle / [Электронный ресурс] // Apollo 17 LRV Technical Information, Boeing, 1972: [сайт]. – URL: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/static/history/alsj/a17/A17_LunarRover2.pdf (дата обращения: 23.03.2025).

4. Yutu–2 замер на Луне: китайский луноход прекратил движение после пяти лет работы. – URL : [https : // e. Lan book . com / book / 105018](https://e.lanbook.com/book/105018) (дата обращения: 22.03.2025)

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМАТИКИ ВОЗВРАЩЕНИЯ МНОГОРАЗОВОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ТУРИЗМА

В.Д. Капелюк, А.А. Некрасова, М.С. Дредитов
Научный руководитель: Р.А. Пешков, доцент, к.т.н.

Определен тип космического аппарата для космического туризма. Выбрано теплозащитное покрытие. Проведен эксперимент по определению уноса теплозащитного покрытия при тепловом воздействии. Определена масса теплозащитного покрытия для выбранного космического аппарата.

Ключевые слова: космический аппарат, «Несущий корпус», космической туризм.

В последние десятилетия мы видим активное развитие технологий в области космических полётов. Люди стремятся в новую эпоху географических открытий. Ближний космос человек освоил уже давно. С 1986 года, с создания станции «Мир» человек постоянно находится за пределами Земли. Но пора открывать новые горизонты.

Для дальнейшей экспансии в космическое пространство требуется решить главную проблему космонавтики – дороговизну полётов в космос. Один из способов решения данной проблемы – это создание многоразовых космических кораблей, что позволит не только удешевить полеты в космос, но и сделать их доступными для масс. Основные проблемы, для возвращения космических кораблей возникают на этапе спуска, при входе в атмосферу.

В данном проекте будут рассмотрены основные проблемы, возникающие при посадке пилотируемых космических кораблей. Целью исследования является не только выявление основных рисков, но и поиск эффективных методов их минимизации. Это позволит не только повысить безопасность и надежность пилотируемых космических полетов, но и позволит создавать многоразовые космические корабли для космического туризма.

Для возвращения космических аппаратов на Землю необходимо уменьшить их скорость. Делать это с помощью ракетных двигателей не рационально, так как необходимо нести топливо для этого. Наиболее простым вариантом является применение аэродинамического торможения. В этом случае происходит торможение аппарата за счет сил трения об атмосферу Земли. Обычно выделяют два вида спуска: баллистический спуск и планирование.

На первых СА, таких как советские «Восход», «Восток» и американские «Меркурий», а также современных «Союз» и «Dragon 2» применяется баллистический спуск. При таком виде спуска аппарат за счёт размещения центра тяжести поворачивается к Земле днищем и трение об атмосферу, а следовательно, и тепловой нагрев, происходит с одной стороны. Плюсом баллистического спуска является простота его реализации, а также то, что космонавты воспринимают нагрузки в наиболее удобном положении – спиной вниз. Недостатком же являются возникающие большие перегрузки, достигающие 9–10g, из-за большой крутизны спуска.

При планирующем спуске аппараты имеют коническую форму с закругленным днищем. Хорошим примером таких аппаратов могут служить американский «Space Shuttle» и советский «Буран». Во время входа в атмосферу за счёт маневровых двигателей и газовых рулей аппарат поворачивается навстречу набегающему потоку с углом атаки примерно 40°. Благодаря этому происходит планирование аппарата в атмосфере и скорость снижается медленнее, что уменьшает перегрузки. Недостатком данного способа входа в атмосферу является большая стоимость и сложность аппаратов.

Аппараты типа «Несущий корпус» используют планирующий спуск, что значительно уменьшает перегрузки, оказываемые на человека. Также они позволяют размещать большее количество пассажиров, что важно для космического туризма.

При анализе основных характеристик различных типов спускаемых аппаратов [1] определено, что крылатые космические аппараты, такие как «Буран» имеют высокое аэродинамическое качество и обладают незначительными перегрузками в 1,5–2g при входе в атмосферу. Аппараты типа «Несущий корпус» уступают крылатым по аэродинамическим характеристикам, но значительно превосходят баллистические. Более низкая стоимость и простота изготовления «Несущего корпуса» позволяет рассматривать их как возможные аппараты для космического туризма.

Успех космической миссии определяется тем, удалось ли вернуть аппарат на Землю в целостности и сохранности. Кроме того, на борту могут находиться ценные грузы и люди. Если речь идёт о многоразовом космическом корабле, то он должен вернуться в том же состоянии, в котором отправился. Поэтому для каждой космической операции важно минимизировать риски при возвращении как корабля, так и экипажа.

На данный момент применяется два основных способа возвращения космических кораблей на Землю.

Парашютные системы. Они являются самым распространённым способом возвращения космических капсул, таких как «Союз» и «Dragon 2». Когда аппарат входит в атмосферу, он замедляет свою скорость благодаря аэродинамическому сопротивлению. А на последнем этапе спуска раскры-

ваются парашюты, которые позволяют обеспечить мягкую посадку. За несколько метров перед приземлением включаются реактивные двигатели, чтобы погасить оставшуюся скорость и сделать приземление более мягким.

Аэродинамические тормоза. Космические корабли, такие как «Шаттл» и «Буран», применяют аэродинамические поверхности для управления спуском и замедления, что позволяет им маневрировать в атмосфере. В зависимости от того, на какие поверхности приходится основная аэродинамическая нагрузка, корабли делятся на два класса: «несущее крыло» и «несущий корпус». Приземление происходит на взлётно-посадочную полосу (ВВП).

Для возвращения аппаратов типа «Несущий корпус» применяется аэродинамическое торможение с последующим приземлением ВВП. Основная проблема при таком виде спуска тепловой нагрев от атмосферы. Для защиты корабля используется теплозащитное покрытие (ТЗП).

Абляционная защита – один из самых распространенных способов защитить космические корабли от перегрева. Суть в том, чтобы покрыть корабль специальным материалом, который постепенно разрушается под воздействием высоких температур. Этот материал, называемый абляционным покрытием, не просто нагревается, а уносится потоком горячего газа. При этом он забирает с собой большое количество тепла, эффективно охлаждая корпус корабля. Благодаря этому принципу абляционная защита широко применяется в космической и ракетной технике для защиты наиболее уязвимых частей аппаратов.

Такая защита используется из-за своей практичности и легкости. Она используется на многих космических кораблях. Например, «Восток», «Восход», «Джемини», «Аполлон», «Союз» и других.

Другой тип ТЗП – керамические теплозащитные плитки. Они сделаны из тончайших, полых внутри кварцевых волокон. Благодаря большому количеству воздуха, содержащемуся в плитке, тепло плохо проходит через нее. Это позволяет защитить корпус корабля даже при температурах до 1250 градусов Цельсия.

Специально для космического корабля «Буран» они были впервые разработаны и изготовлены. Сейчас корабли SpaceX тоже активно используют эту технологию.

Такая защита является многоразовой, что является очень важным параметром при разработке многоразовых космических аппаратов. Поэтому для дальнейших исследований выбран теплозащитный материал – керамические плитки.

Во время выполнения исследований было необходимо определить, насколько защита с помощью керамических плиток является устойчивой к

теплу, повреждениям и главное, сколько раз такую защиту можно будет использовать без замены на новые плитки.

Для этого нужно было определить скорость уноса теплозащитного материала при тепловом воздействии.

Был взят образец керамической плитки, состоящий из карбида бора. Проведены измерения начальной массы и толщины. Для большей точности масса определена по пяти измерениям. Средняя масса образца составила 10,73 г. Систематическая погрешность измерений была принята равной половине единицы последнего разряда массы, указанной на весах, то есть 0,005 г.

Также с помощью микроскопа была зафиксирована начальная структура образца. После плитка была подвержена воздействию высокой температуры в течение 300 секунд, которую мы создали с помощью газовой горелки (рис. 1). Температура, создаваемая горелкой, составляла 1300 °С.

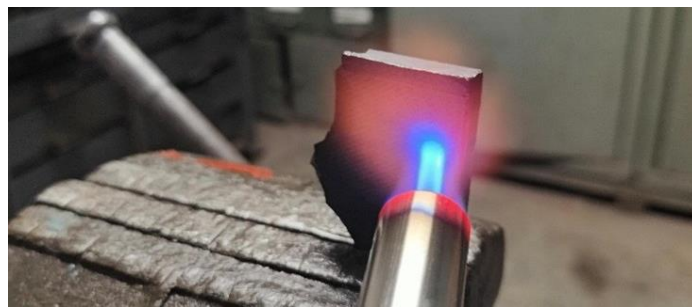


Рис. 1. Нагрев керамической плитки

После нагрева были проведены повторные измерения массы и толщины. Средняя масса образца уменьшилась на 0,02 г., а толщина осталась неизменной.

В качестве допущений не учитывалось изменение веса вследствие окисления металлов, входящих в состав.

По результатам измерений массы средняя скорость уноса массы составила $6,667 \cdot 10^{-5}$ г/с, что соответствует 0,00062 % в секунду.

Также во время выполнения был один неудачный эксперимент. Во время нагрева, на второй минуте, произошел раскол плитки. После просмотра исходных фото, были замечены микротрещины, которые послужили причиной раскола во время нагрева.

Вывод: в ходе эксперимента, было установлено, что при воздействии большой температуры наблюдается минимальный унос массы. Это явление можно объяснить несколькими факторами, связанными с термическими процессами, происходящими в материале плиток. Также стало понятно, что такие плитки являются очень хрупкими, и при их установке нужно быть внимательным к малейшим сколам, царапинам и трещинам.

Для определения массы ТЗП была взята 3д модель космического корабля типа «несущий корпус», представленная на рис. 2, на основе которой будет проведен анализ площади ТЗП.

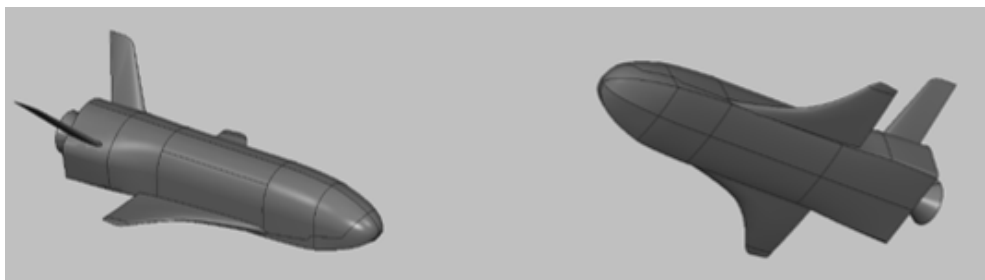


Рис. 2. 3Д модель космического корабля

С помощью программного комплекса SolidWorks была выбрана места нанесения ТЗП и определена его площадь. Место нанесения ТЗП представлено на рис. 3 и для наглядности выделено зеленым цветом.

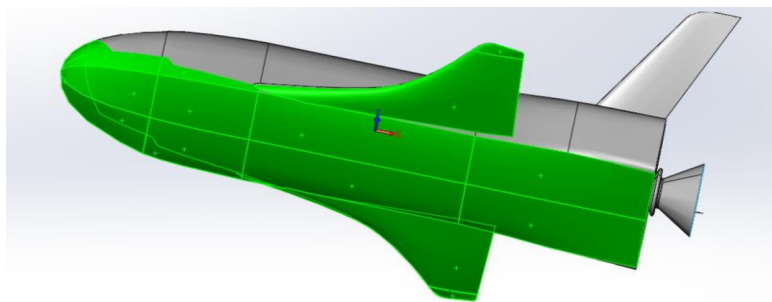


Рис. 3. Место нанесения ТЗП

Площадь нанесения составила 14248322,8 мм² или 14,25 м² при длине аппарата 7 метров.

Для определения толщины ТЗП рассмотрим аналог, космический корабль «Буран». На рис. 4 и 5 приведены значения толщины покрытия в мм.

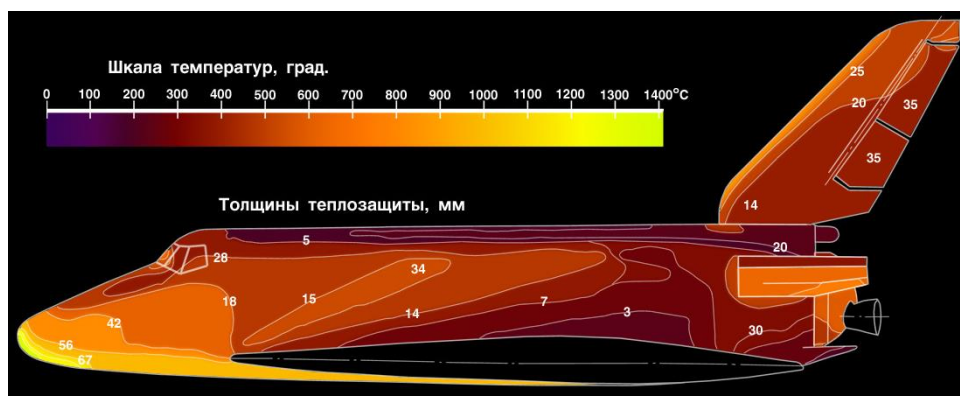


Рис. 4. Толщина покрытия ТЗП на разных участках

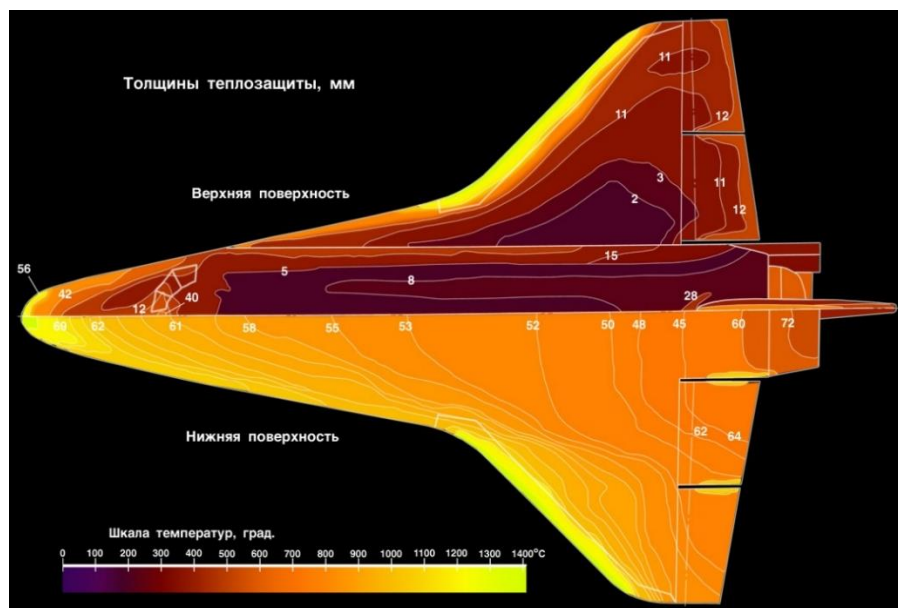


Рис. 5. Толщина ТЗП на верхней и нижней поверхности

Как видно на представленных изображениях самые теплонагруженные места находятся в нижней и передней частях космического аппарата. Средняя толщина на выбранном участке приблизительно равна 60 мм.

В качестве материала был выбран наиболее близкий аналог, углерод–углеродный композиционный материал «Гравимол» с плотностью 1,85 г/см³ [2].

Для расчета массы используем формулу:

$$m = V \cdot \rho, \quad (1)$$

где V – весь объем теплозащитного покрытия,

ρ – плотность теплозащитного материала.

Объем V найдем по формуле:

$$V = S \cdot h, \quad (2)$$

где S – площадь ТЗП, h – толщина плитки.

Из формул 1 и 2 получим общую формулу:

$$m = S \cdot h \cdot \rho, \quad (3)$$

где плотность плитки: $\rho = 1,85 \frac{\text{г}}{\text{см}^3} = 1850 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$.

Проведем расчет:

$$m = 14,25 \cdot 0,06 \cdot 1850 = 2436,75 \text{ кг.}$$

С помощью такого способа теплозащиты масса составила 2437 кг. Такая масса является нормальной для ТЗП, то есть керамические плитки – это хороший материал для защиты корпуса от воздействия высоких температур.

Библиографический список

1. Миненко, В.Е. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус» / В.Е. Миненко, А.Н. Семенов, Е.Н. Шиляева // Инженерный журнал: наука и авиация. – 2013. – №7.

2. Гуняев, Г.М. Углерод-углеродные композиционные материалы / Г.М. Гуняев, М.Я. Гофин // Авиационные материалы и технологии. – 2013. – №S1. – С. 62–90.

УДК 629.78

РОБОТОТЕХНИКА В КОСМИЧЕСКОЙ СФЕРЕ

П.В. Логинова, С.А. Зыльков

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

Робототехника в космосе – это область науки и технологии, которая изучает и разрабатывает роботов, автоматические системы для использования в космических миссиях. В работе анализируются ключевые достижения систем, таких как манипуляторы, роверы и антропоморфные роботы. Обсуждаются технические аспекты устройств, их способность выполнять поставленные задачи, а также произведён анализ перспектив развития таких систем.

Ключевые слова: робототехника, космос, манипулятор, антропоморфный робот, марсоход, космический аппарат.

Космическая робототехника является одним из приоритетных направлений развития космонавтики. Использование робототехнических систем обеспечивает повышение безопасности деятельности экипажей космических аппаратов (КА), сокращает сроки разработки и тестирования космической техники, увеличивает сроки эксплуатации космических объектов, существенно расширяет их функциональные возможности.

Особая роль в решении задач космической робототехники отводится космическим манипуляционным роботам (КМР). Они рассматриваются в качестве основных средств при обслуживании и ремонте орбитальных станций, в операциях по обеспечению работы космонавтов во время внекорабельной деятельности, а также при загрузке и разгрузке грузовых КА и перемещении грузов внутри станции.

Манипулятор Canadarm-2 (рис. 1) состоит из двух плеч, соединенных локтевым суставом, и двух захватов-эффекторов LEE (Latching End-Effectors) А и В. Манипулятор имеет семь шарниров: крена, рыскания и тангажа плеча, тангажа локтя, крена, рысканья и тангажа кисти. В любом шарнире возможен относительный поворот примыкающих звеньев на 270° в каждом направлении вращения. Плечевая и кистевая части SSRMS конструктивно подобны и оснащены одинаковыми концевыми эффекторами, при помощи которых можно захватить один из специальных узлов, разме-

щенных на станции, аналогичные грузовым захватам, но дополнительно предоставляющие интерфейсы для электрического питания, управления и передачи видеоданных [1]. Canadarm-2 спроектирован для длительного использования в космосе и с 2001 года успешно функционирует на МКС. Он является ключевым компонентом системы MSS, которая состоит из пяти элементов: манипулятора SSRMS, манипулятора Dextre, мобильного транспортера МТ, перемещающегося по рельсам вдоль МКС, мобильной базовой системы МБС, устанавливаемой на МТ для передвижения манипуляторов, и автоматизированного рабочего места RWS.

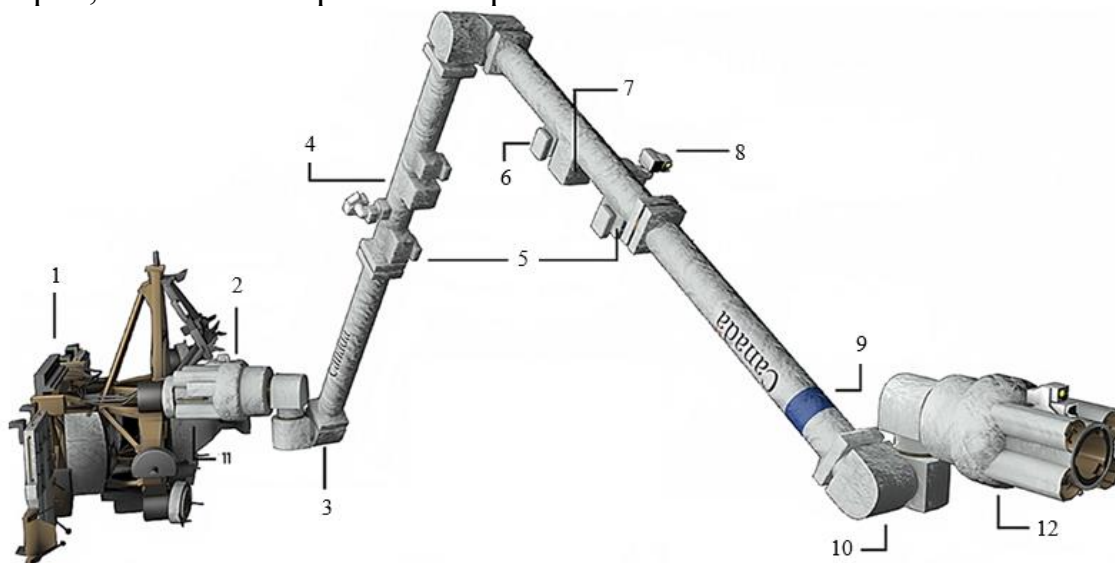


Рис. 1. Устройство манипулятора Canadarm-2 и MSS:

- 1 – мобильная система обслуживания; 2 – камера; 3 – лучезапястные соединения;
- 4 – стрела; 5 – блок распределения видеосигнала (VDU); 6 – резервный накопитель;
- 7 – компьютерный блок Arm (ACU); 8 – подсветка камеры, блок панорамирования/наклона (PTU); 9 – индикаторная полоса на конце В; 10 – объединённый электронный блок (JEU); 11 – LEE A; 12 – LEE B

Дополняющим элементом системы МБС и Canadarm-2 является Dextre (рис. 2) – двурукий манипулятор. Dextre оборудован набором из трёх инструментов, используемых для различных задач, а его корпус может закрепляться нижней частью как на мобильном базовом блоке (МБС), так и непосредственно на Canadarm-2, таким образом увеличивая длину манипулятора и позволяя проводить более сложные операции.

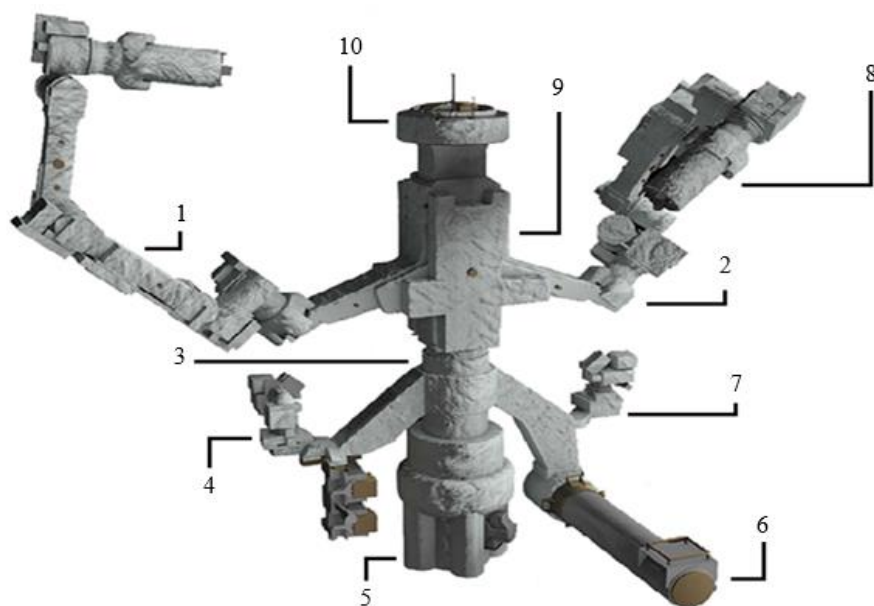


Рис. 2. Устройство манипулятора Dextre:

- 1 – рука; 2 – рука; 3 – шарнир поворота корпуса; 4 – держатель инструментов;
 5 – фиксирующий концевой эффектор; 6 – временная платформа (ОТР); 7 – камера,
 подсветка и блок панорамирования/наклона (CLPA); 8 – механизм смены инструмента;
 9 – платформа электроники; 10 – устройство сбора данных о мощности захвата

Функционирующие на данный момент КМР создавались для выполнения определенных функций (табл. 1). Перспективной задачей можно считать создание модульных устройств, способных автономно передвигаться в космическом пространстве и адаптированных для взаимодействия с другими космическими объектами. Для её реализации требуется разработка универсальных захватных устройств (вакуумные присоски, магнитные и механические захваты), а также создание функции разборки устройства на составные компоненты (захватные устройства, суставы и приводы) и добавление специализированных инструментов и адаптеров, что позволит расширить функциональность и универсальность КМР.

Комбинация MBS, Canadarm-2 и Dextre практически полностью покрывает нужды большей части станции – перемещение грузов различных размеров, стыковка модулей, помощь космонавтам, работающим в открытом космосе. Часто применяется метод совместной работы, когда один космонавт закрепляется на манипуляторе, а другой остается свободным для выполнения задач в рабочей зоне [2].

Таблица 1

Характеристики КМР

	Canadarm	Canadarm2	Canadarm3	ERA
Масса, кг	450	1640	< чем canadarm2	630
Нагрузка, кг	29.000–266 000	116.000	< чем canadarm2	8.000

Длина, м	15,2	17,6	~8,5	11,3
Управление	Дистанционно	Дистанционно / автомат. системы	Дистанционно / автомат. системы	Дистанцион- но
Примене- ние	Исключитель- но на шаттлах	Работа на МКС	Лунная про- грамма	Работа на МКС

Другим важным видом робототехнических устройств для исследования космоса являются марсоходы. Они были созданы для исследования поверхности Марса и поиска следов жизни. Curiosity (рис. 3) – один из наиболее знаменитых марсоходов, созданный в рамках программы NASA «Марсианская научная лаборатория». Марсоход оснащён трёхсуставным манипулятором длиной 2 м, на котором установлены 5 специальных приборов. Питание марсохода обеспечивается радиоизотопным термоэлектрическим генератором (РИТЭГ), вырабатывающим электроэнергию от естественного распада изотопа плутония-238.

На данный момент ровер Curiosity совершил множество значительных открытий и научных исследований на поверхности Марса, обнаружил остатки древнего озера и доказал, что на Марсе ранее существовала среда, подходящая для жизни [3].

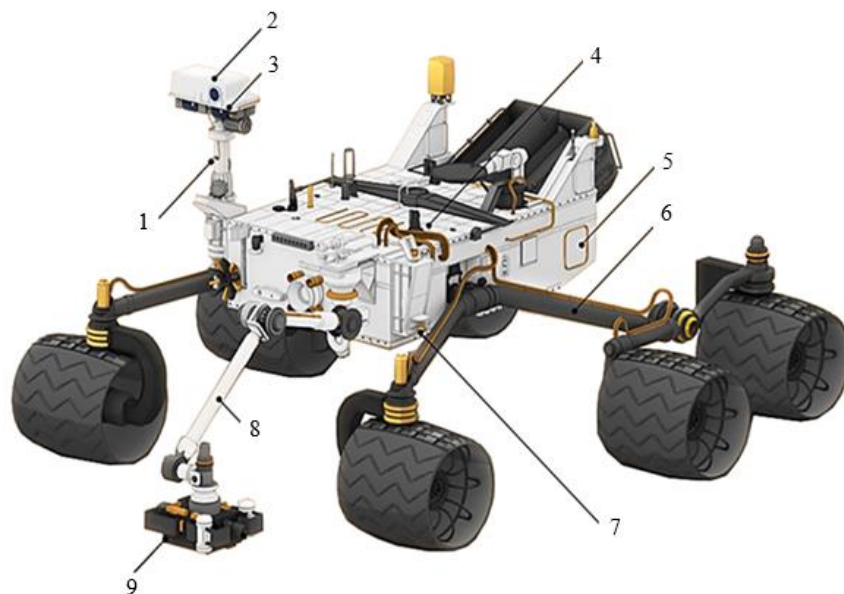


Рис. 3. Устройство марсохода Curiosity:

1 – метеорологический датчик; 2 – набор инструментов дистанционного зондирования пород; 3 – две мачтовые видеокамеры; 4 – инструмент для изучения радиации на поверхности Марса; 5 – импульсный излучатель и детектор нейтронов; 6 – подвеска Rocker Bogie; 7 – видеокамера для съёмки поверхности в процессе приземления марсохода; 8 – манипулятор и цветная камера; 9 – рентгеновский спектрометр альфа-частиц.

Практический опыт разработки марсоходов демонстрирует отсутствие изначальной ориентации на возможности адаптации и перестройки. Первые модели создавались исключительно под конкретные цели, актуальные на тот момент. Однако, для современных лунных и марсианских миссий критически важным становится внедрение механизмов быстрой реконфигурации, что существенно повышает гибкость и адаптируемость аппаратов к изменяющейся среде. Достичь уровня универсальности можно благодаря установке бортового сменного инструментального модуля и созданию манипуляторов, совместимых с различными инструментами. Это решение минимизирует потребность в индивидуальной настройке оборудования и программного обеспечения для каждой новой задачи, одновременно расширяя спектр выполняемых функций. Антропоморфные робототехнические системы (АРТС) специально сконструированы для обеспечения удобного и эффективного удалённого управления оператором и представляют собой передовое направление в области робототехники. Эти системы являются идеальным выбором для выполнения точных манипуляций малой амплитуды, которые максимально приближены к естественным движениям человеческих пальцев. В таких случаях особенно целесообразно применять АРТС с дистанционным копирующим управлением, реализуемое с помощью задающих устройств копирующего типа (ЗУКТ) (рис. 4).

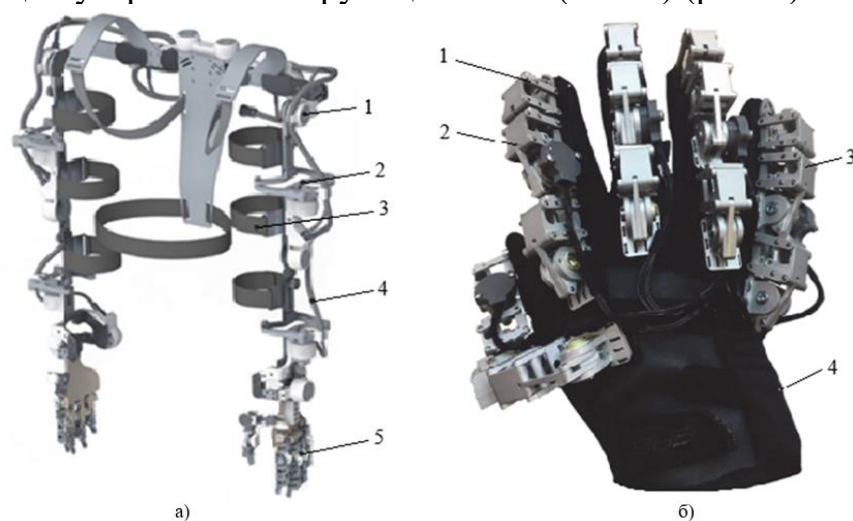


Рис. 4. Общий вид 3D-модели ЗУКТ

- а) Конструкция образца ЗУКТ: 1 – шарниры 3У рук оператора с датчиками углового положения; 2 – узлы ротации; 3 – ремни для фиксации ЗУКТ на операторе; 4 – кабель; 5 – перчатка ЗУКТ; б) Конструкция перчатки ЗУКТ: 1 – место расположения вибродатчиков; 2 – датчик углового положения; 3 – исполнительная группа звеньев (ИГЗ); 4 – основа перчатки.

Режим удалённого управления АРТС, с акцентом на копирующий режим, обеспечивает оператору возможность естественно взаимодействовать с роботом, используя интуитивно понятные движения. Это возможно благодаря интеграции задающего экзоскелета, который синхронизирует дей-

ствия человека с движениями робота. Такой подход значительно увеличивает уровень точности и отзывчивости.

Проект «Теледроид» направлен на апробацию технологий телеуправления копирующим антропоморфным роботом. В проекте решаются задачи защиты АРТС от внешних воздействующих факторов космического пространства, создания мехатроники и расширения функционала за счёт искусственного интеллекта (ИИ). Обеспечивается удалённое копирующее управление и супервизорное управление при решении нестандартных задач.

Перспективными задачами для улучшения функционирования АРТС являются: оснащение антропоморфных роботов современными датчиками, системами технического зрения и элементами ИИ. Благодаря интеграции этих технологий, роботы смогут эффективно выполнять операции в недетерминированной среде, предсказывая перемещение окружающих объектов или изменения условий. Системы технического зрения позволят роботам идентифицировать объекты, анализировать их характеристики и адаптироваться к изменяющимся обстоятельствам, в то время как элементы ИИ обеспечат возможность машинного обучения, что повысит уровень автономности и адаптивности [4].

Дальнейшее развитие робототехники следует сосредоточить на совершенствовании уже испытанных прототипов, что позволит значительно повысить их эффективность и надёжность. В этом контексте важно уделить внимание глубокой проработке операций в режимах телеуправления и полной автоматизации, которые ранее выполнялись в полуавтоматическом режиме под контролем оператора на борту. Это не только упростит управление роботами, но и повысит их функциональность в сложных и изменяющихся условиях. Эффективным решением станет создание комплекса таких модулей, каждый из которых будет эффективно выполнять определённые функции, обеспечивая универсальность и специализацию. Этот подход позволит оптимизировать выполнение задач в одном из возможных режимов эксплуатации и организовать взаимодействие между модулями, что обеспечит бесперебойное выполнение операций в условиях, требующих высокой степени автономности. Перспективным направлением представляется разработка класса монтажно-сервисных автономных роботизированных космических модулей, обладающих высокой гибкостью и адаптивностью к различным условиям работы. Такие модули могут быть использованы для выполнения сложных задач, включая сборку, обслуживание и ремонт космических объектов [5].

Библиографический список

1. Белоножко, П. П. Космическая робототехника. Современное состояние, перспективные задачи, тенденции развития. Аналитический обзор / П. П. Бело-

ножко // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2016. – № 12. – С. 110–153. – DOI 10.7463/1216.0853919.

2. Виноградов, П. В. Актуальные направления развития космической робототехники / П. В. Виноградов, А. Б. Железняков, Б. А. Спасский // Робототехника и техническая кибернетика. – 2015. – № 4(9). – С. 3–12.

3. Алексеев, В. И. Робототехника в космосе: история и перспективы развития / В. И. Алексеев // Вестник Российского нового университета. Серия: Сложные системы: модели, анализ и управление. – 2021. – № 3. – С. 40–52.

4. Дудоров, Е. А. Робототехнические системы космического назначения / Е. А. Дудоров // Космическая техника и технологии. – 2022. – № 3(38). – С. 66–81.

5. Белоножко, П. П. Космическая робототехника: опыт и перспективы развития / П. П. Белоножко // Воздушно-космическая сфера. – 2018. – № 1(94). – С. 84–93. – DOI 10.30981/2587-7992-2018-94-1-84-93.

УДК 629.7.02

АНАЛИЗ РАЗВИТИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

К.А. Телинко, В.Я. Киеши

Научный руководитель: Ю.А. Барановская

Статья посвящена истории развития баллистических ракет морского базирования и особенностям их строения. В условиях военной напряженности вопрос об использовании разного вида оружия стоит особенно остро. Проведен анализ конструкций ракет первого и последующих поколений, сложности в проектировании, специализирующегося на баллистических ракетах подводных лодок.

Ключевые слова: баллистические ракеты подводных лодок, боеприпасы, жидкостный ракетный двигатель, твердотопливный ракетный двигатель, компоненты ракетного топлива.

Баллистические ракеты подводных лодок условно можно распределить по «поколениям», учитывая год разработки, дальность полета, вид старта.

В **первом поколении** [1] были решены вопросы создания транспортабельных ядерных и термоядерных боеприпасов, а также их доставка дальними и межконтинентальными бомбардировщиками. Были созданы ЖРД на высококипящем топливе малой и средней дальности.

После Р-11ФМ была запущена ракета Р-13 межконтинентальной дальности.

Из особенностей Р-11ФМ можно отметить:

- применение проверенных технических решений;
- проблема старта с качающейся подводной лодки была решена организацией взаимодействия бортовой и корабельной систем управления с навигационной системой [2].

Ракета Р-13 – первая отечественная БРПЛ. Схема ракеты одноступенчатая, но был совершен переход от ядерного к термоядерному заряду, дальность стрельбы увеличена в 4 раза при увеличении стартового веса в 2,5 раз. Боевой блок размещался в переднем баке. Для этой ракеты впервые разработаны пневмогидравлические системы: аварийные, повседневного обслуживания и предстартового обеспечения. При создании ракет реализовались этапные решения, такие как использование несущих баков и высококипящих компонентов топлива, переход от газовых рулей к качающимся рулевым камерам сгорания и переход от газогенераторной вытеснительной к турбонасосной системе подачи топлива, применение связанных оболочек камер сгорания и отделяемой боеголовки. В то же время стрельба с качающегося основания и сопряжение ракетной системы управления с навигационным комплексом подводной лодки стали первым решением специфических задач морского ракетостроения. Примененная на Р-11ФМ боеголовка с ядерным зарядом не отделялась от ракеты в полете. Первым отделяемым боевым блоком корабельных баллистических ракет стал блок ракеты Р-13. Перед разработчиками встала задача вписать больших габаритов термоядерный заряд в малогабаритную БРПЛ, обеспечив при этом оптимальные эксплуатационные параметры и заданную дальность стрельбы [1].

Первая в СССР боевая БР с подводным стартом Р-21 стартовала при волнении моря до 5 баллов. Старт осуществлялся из затопленной шахты ПЛ (подводной лодки). Специфика подводного старта требовала герметичности отсеков ракеты, кабелей и разъемов. Для этого необходимо было обеспечить цельносварную конструкцию ракеты. Связь бортовой аппаратуры системы управления с корабельной испытательной и пусковой аппаратурой осуществляется через герметичные бортовые разъемы и кабели. Ракета рассчитана на боевое использование и хранение в условиях плавания подводной лодки при сотрясениях корабля.

Для увеличения дальности стрельбы ракеты Р-21 по сравнению с Р-13 были уменьшены вес и компоновочная длина боеголовки.

Итоги разработок первого поколения морских ракет:

1. Обеспечен пуск ракеты с качающегося основания, разработаны первые принципиальные решения морского ракетостроения;
2. Реализована межконтинентальная досягаемость целей при малом полетном времени.

При проектировании ракеты РТ-15М **второго поколения** конструкторы столкнулись с жёсткими ограничениями, продиктованными инфраструктурой: высота шахты наземного базирования колебалась в пределах 11,3–11,5 метров, а диаметр не превышал 2 метров. Ситуация осложнилась постановлением правительства, потребовавшим адаптировать разработку для размещения на подводных лодках нового поколения, где габариты шахт были ещё скромнее – всего 9,5 метров в высоту и 1,6–1,7 метров в диаметре.

РТ-15М представляла собой двухступенчатую ракету на твердом топливе, оснащённую инновационными раскладывающимися решетчатыми стабилизаторами. В условиях ограниченной длины, инженеры пошли на увеличение диаметра корпуса, чтобы компенсировать недостаток пространства. Пуск ракеты осуществлялся из затопленной шахты с использованием двигателя, работающего на низкотемпературном баллистическом топливе. Для изготовления корпусов двигателей применялась высокопрочная нагартованная нержавеющая сталь марки ЭП-210. Однако, процесс разработки РТ-15М оказался сопряжён с серьёзными техническими трудностями. В итоге, работы над проектом были временно приостановлены до достижения значимого прогресса в более перспективной разработке – ракете РТ-2. Такое решение позволило сосредоточить ресурсы на более приоритетном направлении и избежать распыления усилий [2].

Р-27 и Р-27К: Необходимость ликвидации отставания СССР от США являлась причиной начала разработки БР Р-27 (рис. 1). При этом предполагалась стандартизация размещения ракет по размещению на ПЛ, так и по другим техническим решениям. Невозможно было этого достичь традиционными техническими методами. Первые работы по малогабаритной противокорабельной двухступенчатой ракете дали результаты в виде создания одноступенчатой ракеты. Были заданы габариты ракеты (длина 8,7 м, диаметр 1,4 м), ракетной шахты (высота 9,5 м, диаметр 1,7 м) и дальность стрельбы 1800 км. При разработке Р-27 были использованы новые долгохранимые компоненты топлива и баковые конструкции из нагартованных алюминиевых сплавов. Был повышен уровень ядерных зарядов, бортовых систем управления и гироскопов. На этой основе предложена совокупность технических решений, позволивших решить проблемы роста боевых свойств морского стратегического оружия, снижения весогабаритных характеристик ракет и улучшения качества эксплуатации. Основной идеей было «утопление» двигателя в топливе: из двигателя были убраны резьбовые соединения, двигатель стал необслуживаемым в процессе эксплуатации, запускался от одного пиропатрона. «Утопленность» двигателя привела к переходу от ручной сварки к автоматической сварке, но при этом исчезло ограничение длины двигателя, и в ракете ограниченной длины поместился дополнительный запас топлива (около 15%). Отсек двигателя прак-

тически исчез, рулевой блок двигателя разместился на коническом днище бака.

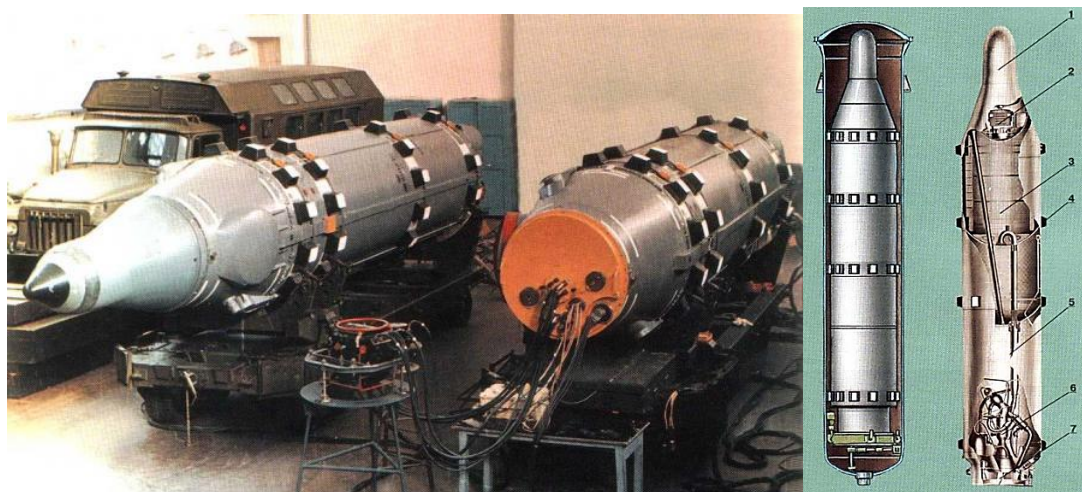


Рис. 1. Схема ракеты Р-27:

1 – головная часть, 2 – приборный отсек, 3 – бак окислителя, 4 – амортизаторы, 5 – бак горючего, 6 – "утопленный" маршевый ЖРД, 7 – переходник

При проектировании Р-27К предстояло решить задачу поражения надводных целей путем самонаведения, обеспечиваемого второй ступенью или управляемой ГЧ ракеты. Данные для самонаведения выдавала аппаратура, устанавливаемая на спутниках. В процессе полета аппаратура самонаведения производила поиск, захват, выбор, сопровождение цели и выдавала в систему управления информацию для коррекции ее траектории.

Итоги разработок второго поколения морских ракет:

1. Решена задача развертывания морской составляющей отечественных ядерных сил, обладающих качественными качествами для поддержания стратегической стабильности.

2. Переход на 30-тонные БРПЛ для обеспечения межконтинентальной дальности стрельбы. Боевое оснащение ракеты – моноблочное.

Во времена **третьего поколения** ракет задач, вставшей перед разработчиками МБР, было достижение паритета с зарубежными аналогами по совокупности боевых свойств.

В 70х годах началась разработка баллистической ракеты с ЖРД, которая должна была комплектоваться разделяющейся головной частью с боевыми блоками. За основу взяли конструкции Р-29.

Конструкция двухступенчатой ракеты Р-29Р претерпела значительные изменения. Одним из ключевых нововведений стало размещение двигательных установок непосредственно внутри топливных баков, а не снаружи. Бак горючего получил коническую верхнюю часть, предназначенную для интеграции боевой ступени. Важным технологическим этапом являлась заводская заправка топливных баков с последующей ампулизацией, обеспечивающей длительное хранение ракеты.

Пуск ракеты мог осуществляться как из подводного, так и из надводного положения [3]. Система инерциального управления была переработана, чтобы эффективно решать задачи разведения боеголовок, а также для улучшения характеристик электронных компонентов. Использование блока астрокоррекции позволило компенсировать ошибки навигации подводной лодки, что привело к повышению точности стрельбы [3]. В боевом отсеке ракеты могли размещаться три ядерных боевых блока мощностью по 200 кт или семь боевых блоков мощностью по 100 кг каждый, способных надежно поразить площадные цели на дальностях до 6500 км. В состав боевой ступени входят ЖРД, отсек боевой нагрузки и приборный отсек, в котором размещена аппаратура системы управления (рис. 2).

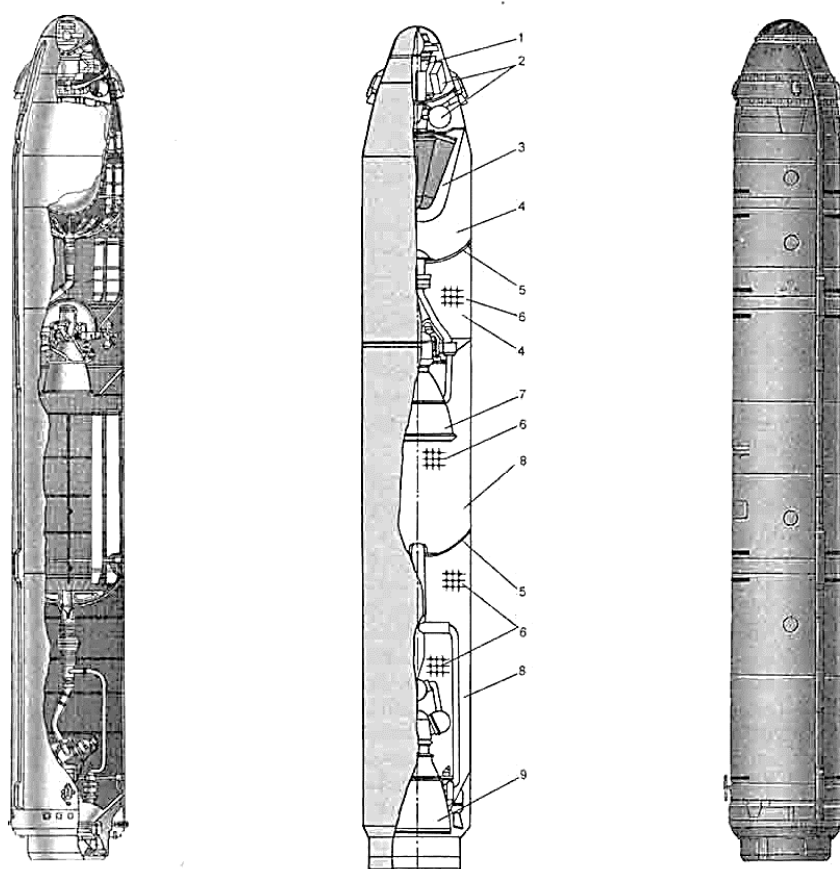


Рис. 2. Ракета Р-29Р:

1 – головная часть, 2 – приборный отсек, 3 – боевой блок, 4 – топливные баки второй ступени, 5 – двойное разделительное днище, 6 – вафельное оребрение, 7 – двигатель второй ступени, 8 – топливные баки первой ступени, 9 – двигатель первой ступени

В заключении можно сказать, что за полувековую историю создания и эксплуатации стратегических ядерных сил СССР накоплен уникальный опыт проектирования жидкостных баллистических ракет морского базиро-

вания. Этот опыт позволил создать лучшие в мире ЖРД и довести безопасную эксплуатацию и хранение ракет до 20-30 лет.

Библиографический список

1. Дегтярь, В. Г., Каверин, Ю. А., Канин, Р. Н. Баллистические ракеты морских стратегических ядерных сил СССР и России. – Москва: ЗАО ИД “Оружие и технологии”, 2012.
2. Кузин, В.П. Морские баллистические ракеты СССР / В.П. Кузин, В.И. Никольский [Электронный ресурс]. – Дата обращения: 04.03.2025. – URL: <https://topwar.ru/52497-morskie-ballisticheskie-rakety-sssr.html>
3. Баллистическая ракета подводных лодок Р-29р [Электронный ресурс]. – Дата доступа: 16.03.2025. – URL: [https://voennaya.academic.ru/1888/ Баллистическая_ракета_подводных_лодок__Р-29Р](https://voennaya.academic.ru/1888/Баллистическая_ракета_подводных_лодок__Р-29Р)

УДК 629.76

МЕТОДИКА АНАЛИЗА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

П.И. Усов, В.Я. Киесш

Научный руководитель: Ю.А. Барановская

В статье рассмотрены экономические модели оценки затрат, произведена оценка сайта государственной корпорации «Роскосмос» на предмет наличия всех необходимых данных для качественного составления сметы

Ключевые слова: оценка экономической эффективности, ракета-носитель, «Ангара-А5», «Союз-2.1б», методы расчета затрат, смета, «Роскосмос».

При запуске новой космической программы важно точно оценить затраты. Особенно это актуально для крупных и сложных международных программ в космическом секторе. Репрезентативная оценка затрат на ранних этапах программы может быть сложной, так как физические, технические и программные параметры, требования и спецификации могут быть недостаточными, недоступными или ещё разрабатываться. Именно поэтому важно выделить универсальную методику оценки экономической эффективности проектов в перспективе.

Существует несколько разных методов оценки затрат [1, 2].

Первый метод «**По аналогии**». Для начала расчетов необходимо изучить похожие проекты, которые были осуществлены в прошлом.

Данные о затратах на уже осуществленные проекты, используются для составления новых смет. Важно отметить, что данный метод является довольно субъективным. В зависимости от сложности проекта эксперты могут значительно увеличить или уменьшить смету расходов, в зависимости от интенсивности научно-исследовательской и опытно-конструкторской работы (НИОКР). Могут потребоваться корректирующие коэффициенты для учета зрелости технологии и инфляции. Данный метод больше подходит для проектов, в которых используются повторяющиеся технологии. Например, в сфере спутниковой телекоммуникации аналоговый метод расчета экономической эффективности отлично подходит, так как почти для каждого нового проекта в данной сфере можно найти аналог, который уже был реализован, на его основе составить смету расходов и провести оценку экономической эффективности.

Методика «Снизу-вверх». Данный метод расчета экономической эффективности ещё называют «низовым» или «инженерным наращиванием» затрат. В основе метода лежит детальное рассмотрение всех задач, которые нужно выполнить для реализации проекта, и суммирование всех необходимых элементов затрат, относящихся к каждой задаче в отдельности. Если взять во внимание все дополнительные расходы, такие как материалы и накладные расходы, можно получить довольно точную оценку стоимости реализации проекта.

Стоит отметить, что при изменении требований к проекту или корректировки поставленной задачи, а, следовательно, и соответствующих пакетов работ, необходимо скорректировать оценку затрат соответствующим образом.

Для повышения точности сметы расходов необходима высокая степень точности в отношении окончательного проекта. Хотя данное требование может быть реализовано в большей степени для наземных проектов, в то время как для космических миссий на ранних этапах разработки, это может оказаться просто невозможным. Это может быть обусловлено большим количеством уникальных технологий или большой степенью неопределённости по составу изделия и применяемым технологиям.

Следующий метод: **параметрический расчёт затрат**. Данный метод основывается на обширном математическом достаточно детальном анализе данных (но не таком детальном, как подход «снизу-вверх») затратах на предыдущие похожие проекты, с целью определения факторов, влияющих на стоимость проекта.

Связь между стоимостью совокупности составляющих системы и каждым составляющим устанавливается с помощью «соотношений оценки затрат». Например, потребляемая мощность подсистемы может использоваться в качестве довольно точного показателя её стоимости. Если энерго-

потребление увеличить, то возрастёт и стоимость. Другие показатели могут включать: массу, объём и различные показатели производительности.

Возможность относительно других методов довольно быстро определять изменения в стоимости в перспективе «что, если...». Ведь как только построена математическая модель системы и её составляющих, очень легко наблюдать влияние изменения различных факторов на конечную стоимость.

Для удачной оценки затрат необходима экономическая модель. Г.А. Бадиков – кандидат технических наук, доцент кафедры ИБМ-2 «Экономика и организация производства» МГТУ им. Н.Э. Баумана – представил экономическую модель затрат на запуск одноразовой ракеты-носителя при использовании системы воздушного старта [3,4].

Данная модель представляет из себя уравнение (1), в котором каждое слагаемое это сложная функция, оценивающая тот или иной параметр:

$$C_3 = C_p + C_{и} + C_{п} + C_{рем} + C_y + C_c \quad (1)$$

где C_3 – затраты на запуск одноразовой ракеты-носителя с самолёта; C_p – часть затрат на покупку, модернизацию самолёта и разработку ракеты-носителя, возвращаемых после запуска; $C_{и}$ – затраты на изготовление ракеты-носителя; $C_{п}$ – затраты на обеспечение подготовки и выполнение полёта; $C_{рем}$ – затраты на ремонт; C_y – затраты на утилизацию; C_c – затраты на страхование.

Использовать экономическую модель, предложенную Г.А. Бадиковым, будет нецелесообразно, поскольку выбранная для анализа ракета-носитель (РН) «Ангара-А5» (табл. 1) не запускается при помощи воздушного старта с модернизированного самолёта. Поэтому переработаем предложенную модель под расчет затрат на запуск одноразовой ракеты-носителя с космодрома (2):

$$C_3 = C_p + C_{и} + C_{п} + C_y + C_c, \quad (2)$$

где C_3 – затраты на запуск одноразовой РН с космодрома; C_p – затраты на разработку РН; $C_{и}$ – затраты на изготовление РН; $C_{п}$ – затраты на обеспечение подготовки и выполнение полёта; C_y – затраты на утилизацию отработанных ступеней РН; C_c – затраты на страхование РН (такие проекты, как правило, страхуются на полную стоимость РН и ПН).

Таблица 1

Параметры	Ангара-1.2	Ангара-А5
Стартовая масса, т	~171	~773
Количество ступеней	2	3

Двигатели: – первой ступени; – второй ступени; – третьей ступени.	РД 191 РД 0124А	РД 191 РД 191 РД 0124А
Используемые разгонные блоки	Отделяемый агрегатный модуль	Бриз М/ДМ/КВТК
Космодром	Плесецк (Восточный)	Плесецк (Восточный)
Масса полезной нагрузки, т	3,5	24,0
Топливо: – первой ступени – второй ступени – третьей ступени	Кислород-керосин Кислород-керосин –	Кислород-керосин Кислород-керосин Кислород-керосин

Сравнительные характеристики РН Ангара-1.2 и Ангара-А5

Используя аналоговый метод для составления оценки экономической эффективности необходимы данные о проекте, который был осуществлен ранее и не является предшественником рассматриваемой РН. Рассмотрим трехступенчатую ракету-носитель Союз-2.1б [5,6]. Данный РН использует разные разгонные блоки. Используя данные (табл. 2), приведенные на официальном сайте государственной корпорации «Роскосмос» и исходя из экономической модели, можно сделать вывод, что данные являются не достаточными для расчёта затрат на запуск одноразовой РН «Ангара-А5» [7].

Недостаточными опубликованные данные являются поскольку:

- 1) нет информации про утилизацию отработанных блоков РН. (слагаемое C_y – неопределённо);
- 2) нет информации габаритных характеристик РН и какие материалы использовались для её создания, а также какие затраты были необходимы для сборки (слагаемое C_n – неопределенно);
- 3) нет информации о двигателях, используемые РД (кроме используемого топлива) и про подготовку к запуску (слагаемое C_n – неопределенно).

Так как три из пяти слагаемых, на основе которых составляется оценка затрат неопределенны, то расчет невозможен, в полном объёме.

Таблица 2

Технические характеристики

Параметры	Союз-2.1а	Союз-2.1б	Союз-СТ-А	Союз-СТ-Б
Стартовая масса, т	306-313			
Количество ступеней	3			

Окончание таблицы 2

Компоненты топлива	Кислород-керосин			
Двигатели: 1 ступень	4*РД-107А	4*РД-107А	4*РД-107А	4*РД-107А

2 ступень	РД-108А	РД-108А	РД-108А	РД-108А
3 ступень	РД-0110	РД-0124	РД-0110	РД-0124
Разгонный блок	«Фрегат»			
Масса полезного груза*, т:				
Пуск с космодрома Плесецк:				
– на НОО	6,6–7,4	6,9–7,8	–	–
– на ССО	4,3–4,6	4,9	–	–
– на ГПО	–	–	–	–
Пуск с космодрома Восточный:				
– на НОО	7,4	8,7	–	–
– на ССО	4,0	5,0	–	–
– на ГПО	–	2,0	–	–

Вопросы, связанные с расчетом затрат на создание и эксплуатацию ракетных носителей, таких как РН «Ангара А5», методом «снизу-вверх» требуют доступа к детальной и хорошо структурированной информации, о том из каких именно материалов, какими именно способами, создавалась РН, а также чем она заправляется и в каких объёмах.

Основные проблемы, которые мешают проведению оценки затрат методом «снизу-вверх»:

1) отсутствие спецификаций: на сайте нет необходимой детализации технических характеристик;

2) ограниченные финансовые данные: информации о затратах компании на всех работников, которые связаны со сборкой и разработкой РН скрыты, также нет отчетов о затратах на транспортировку и подготовку РН.

Таким образом, для полноценного и точного анализа затрат на РН «Ангара-А5» с помощью метода «снизу-вверх» потребуются дополнительные источники информации, а официальный сайт государственной корпорации «Роскосмос» является недостаточно информативным для проведения оценки затрат.

Для составления оценки затрат при помощи параметрического расчёта, необходимы данные о двух ракетах-носителях (см. табл. 2). Но в отличие от аналогового метода, при параметрическом расчёте необходимы данные о РН из этого же семейства. Поскольку РН «Ангара-А5В» находится в проектной стадии проработки (по данным официального сайта государственной корпорации «Роскосмос»), пример параметрического расчёта будем составлять с помощью двухступенчатой ракеты-носителя «Ангара-1.2» [8].

Стоит отметить, что при составлении параметрического расчёта, очень часто используются коэффициенты. Они нужны для того, чтобы с

помощью данных, казалось бы, старого проекта, составить оценку затрат нового. В данном случае коэффициенты использовались бы для двигателей, (поскольку «Ангара-1.2» – двухступенчатая, а «Ангара-А5» – трёхступенчатая), для топлива (которого по причине наличия больших ступеней, необходимо больше). Также должен быть коэффициент для разгонных блоков (поскольку в РН «Ангара-1.2» используются отделяемые агрегатный модуль, а в «Ангаре-А5» разгонные блоки типа Бриз-М/ДМ/КВТК) [9], этот коэффициент должны определять эксперты в экономической оценке.

Анализируя представленные данные на официальном сайте государственной корпорации «Роскосмос», можно сделать вывод, что опубликованная информация является абсолютно недостаточной для составления параметрического расчета затрат, поскольку:

1. Нет информации про объём двигателя, и подготовку РН к запуску (Следовательно, слагаемое $C_{\text{п}}$ – неопределённо);
2. Нет информации про то из каких материалов состоит РН, какие затраты были необходимы на её сборку и монтаж и т. п. (следовательно, слагаемое $C_{\text{и}}$ – неопределенно);
3. Нет информации про утилизацию отработанных ступеней ракет-носителей (следовательно, $C_{\text{у}}$ – неопределенно).

Таким образом, из-за недостаточности информации, составление параметрического расчёта затрат на запуск РН «Ангара-1.2» является невозможным, без дополнительных источников информации.

В ходе работы была преобразована экономическая модель, предложенная Г.А. Бадиковым, в пригодную для подсчетов затрат на запуск одноразовых ракет-носителей с космодрома. Также были изучены диссертации и руководства, посвященные оценке затрат, и были приведены основные методики оценки затрат.

Итогом работы является заключение о недостаточной информативности сайта «Роскосмос» для составления оценки затрат, объединение нескольких методик оценки экономической эффективности в одной работе.

Библиографический список

1. Никитина Е. Б. Функционально-стоимостный анализ. //Пермский государственный национальный исследовательский университет. – 2021 – С. 13 – 30.
2. Зиновьева О. Г. Разработка моделей и методов относительных оценок эффективности создания ракет-носителей. // Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва – 2003
3. Рыжикова Т.Н., Агаларов З.С. Возможности и перспективы создания системы автоматизированной параметрической оценки затрат в космической индустрии // Russian journal of innovation economic – июль – сентябрь 2020. – С. 1369–1374
4. Бадиков Г.А., Орлов П.С., Кулеш К.В. Анализ чувствительности экономи-

ческой модели затрат жизненного цикла многоразовой системы воздушного старта// Гуманитарный вестник. – 2018. – С. 2–5.

5. Роскосмос – космическая деятельность – ракеты-носители – Союз-2.1б [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: <https://www.roscosmos.ru/36316/> (дата обращения 2024-12-22)

6. Роскосмос – космическая деятельность – ракеты-носители – Ангара-А5 [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: <https://www.roscosmos.ru/36320/> (дата обращения 2024-12-22)

7. Роскосмос – космическая деятельность – ракеты-носители – Ангара-1.2 [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: <https://www.roscosmos.ru/36319/> (дата обращения 2024-12-22)

8. Роскосмос – космическая деятельность – разгонные блоки – бриз [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: <https://www.roscosmos.ru/450/> (дата обращения 2024-12-22)

УДК 629.78

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБТЕКАНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА КОНИЧЕСКОГО ОБТЕКАТЕЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ЧИСЛАХ МАХА С УЧЕТОМ ИЗОБАРИЧЕСКОЙ ТЕПЛОЕМКОСТИ

Е.С. Несмеянов

Научный руководитель: Ю.Л. Сюськина

В работе рассмотрено влияние изобарической теплоемкости идеального газа на результаты математического моделирования процесса обтекания тела конической формы. Получены графики корреляции коэффициентов аэродинамического сопротивления от числа Маха. А также определили влияние изобарической теплоемкости на температуру среды вблизи поверхностей обтекателя.

Ключевые слова: *изобарическая теплоемкость, аэродинамическое сопротивление, моделирование обтекания, конический обтекатель, температура донной части.*

При проектировании летательных аппаратов используются обтекатели, имеющую коническую форму, при разработке которых важно учесть его аэродинамическое сопротивление от режима полета.

Целью данной работы является математическое моделирование процесса обтекания потоком воздуха тела конической формы, определение зависимости коэффициента волнового и донного сопротивления,

помещенного в сверхзвуковой поток, от числа Маха с учетом изобарической теплоемкости.

Для этого необходимо решить следующие задачи:

- 1) моделирование процесса обтекания тела конической формы сверхзвуковым потоком с постоянной и переменной теплоемкостями;
- 2) определение коэффициентов бокового, донного и полного аэродинамического сопротивления;
- 3) сравнение результатов математического моделирования с результатами аналитическим решением и известными экспериментальными данными.

При проведении исследования используется модель конического тела с полууглом при вершине 15 градусов для дальнейшего сравнения с экспериментальными результатами коэффициента бокового, полного и донного сопротивлений в работах [1], [2].

Для проведения моделирования используем расчетную схему, представленную на рис. 1.

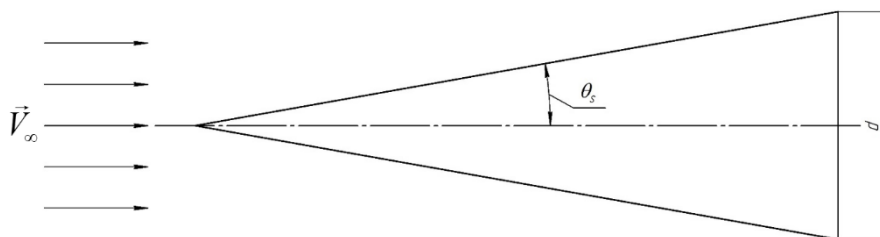


Рис. 1. Расчетная схема

В соответствии с расчетной моделью зададим параметры:

$V_\infty = 1 \dots 4$ М – скорость набегающего потока;

$\theta_s = 15^\circ$ – угол полураствора конуса;

d – диаметр донной части конуса.

Угол атаки – 0° .

Для проведения математического моделирования процесса обтекания конуса потоком воздуха в AnsysCFX, в пакете ICEM CFD построена тетраэдрическая конечно-элементная сетка (рис. 2). Всего элементов в сеточной модели 181440, а узлов – 31558

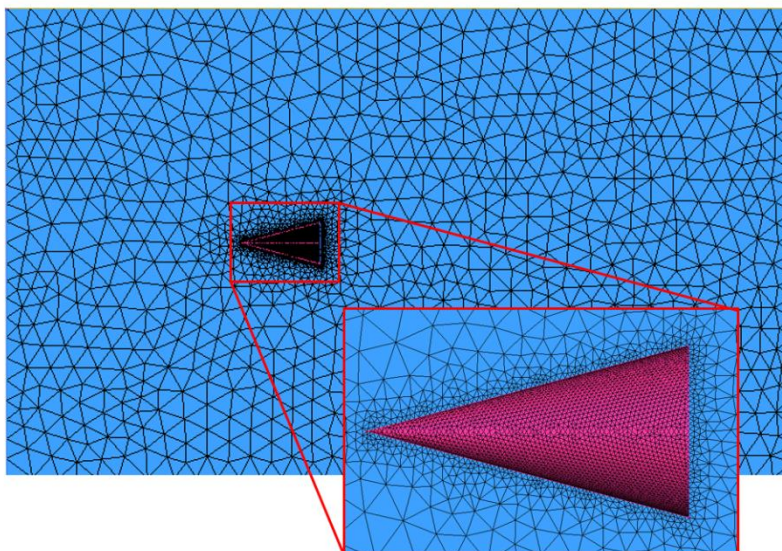
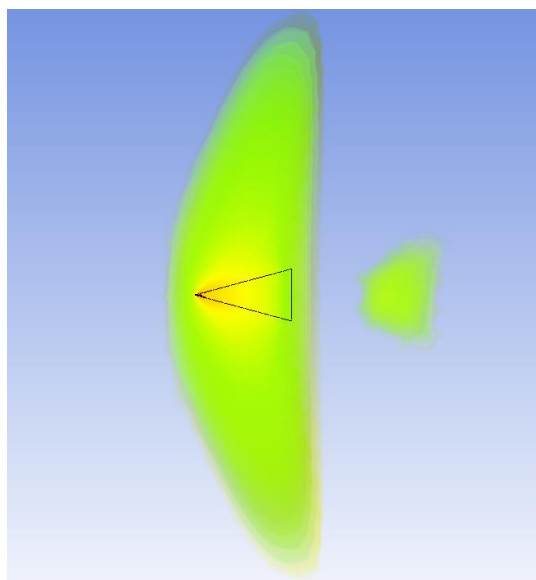
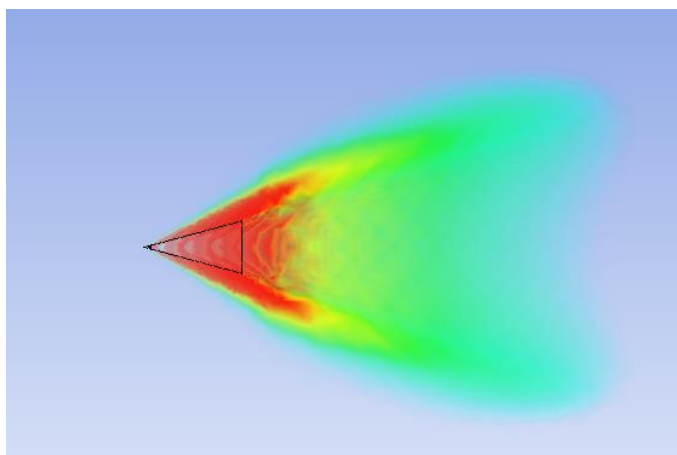


Рис. 2. Конечно-элементная сетка

При моделировании выявлено, что при разных скоростях наблюдаем различный характер уплотнения среды (рис. 3).



а)



б)

Рис. 3. Скачок уплотнения: а) при $M=1$; б) при $M=3$

Как представлено на рис. 4, наибольший нагрев происходит вблизи донной поверхности и при скоростях $M = 1$ наблюдается нагрев не только вблизи образующей конуса (рис. 4, а), но и в окружающем пространстве. Тогда как при $M=3$ наблюдается нагрев вблизи образующей конуса (рис. 4, б).

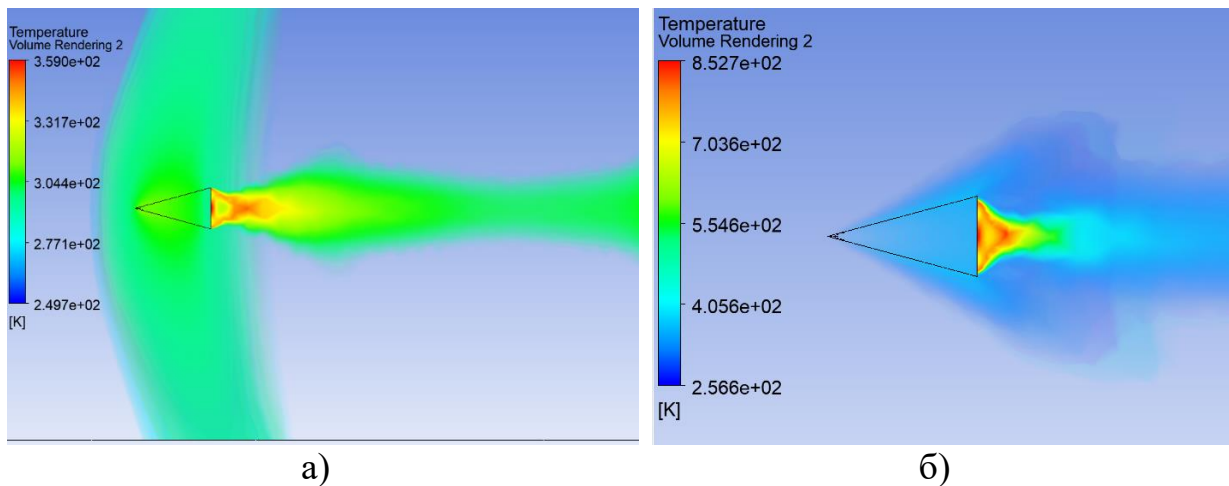


Рис. 4. Распределение температур: а) при $M=1$; б) при $M=3$

По результатам моделирования построен график зависимостей бокового $C_{x\phi}$, донного $C_{x\delta}$ и полного C_x коэффициентов сопротивления от числами Маха (рис. 5).

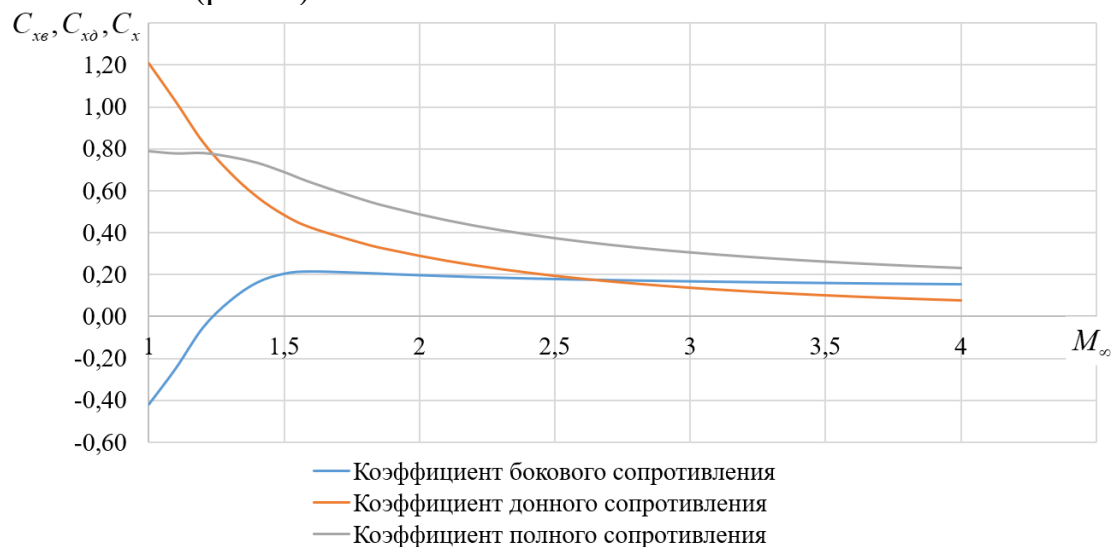


Рис. 5. Графики корреляции коэффициентов аэродинамического сопротивления от числа Маха

Для расчета приближенного значения коэффициента волнового сопротивления (коэффициента давления) воспользуемся формулой [3]:

$$C_{x\phi} = p_k = 2 \cdot 10^{-3} (0,8 + M_{\infty}^{-2}) \beta_k^{1,7}, \quad (1)$$

где β_k – угол полураствора конуса;

p_k – коэффициент давления;

M_{∞} – скорость набегающего потока.

Для сравнения результатов моделирования (см. рис. 5) с расчетными данными согласно уравнению (1) и экспериментальными данными [2] построен график (рис. 6, а).

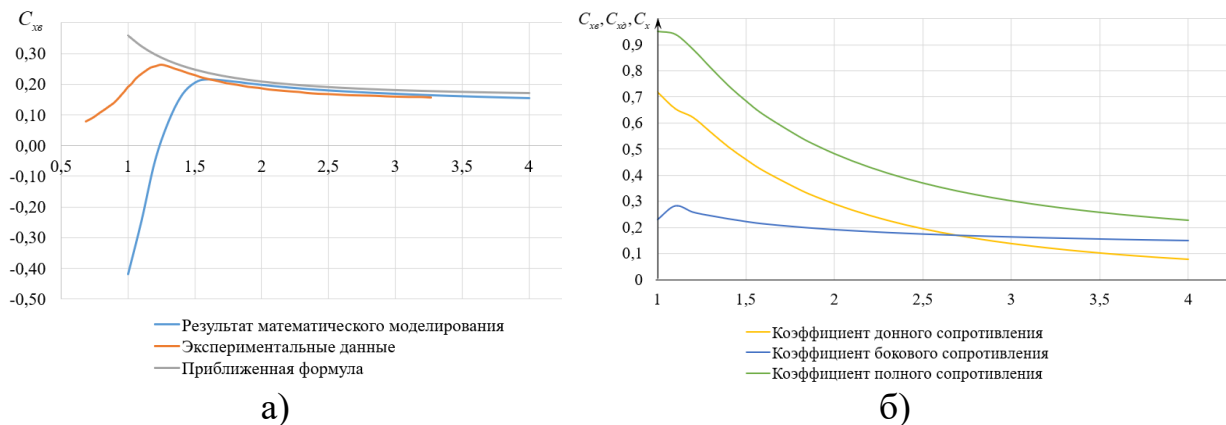


Рис. 6. Графики: а) сравнения математического и аналитического решения; б) результатов математического моделирования, $C_p \neq const$

При скоростях потока меньших 1,5 М наблюдается резкое падение коэффициента бокового сопротивления, однако при числах $M > 1,5$ характер изменения коэффициента бокового сопротивления схож.

В соответствии с рис. 6, а, среднее интегральное отклонение составляет:

- для результатов математического моделирования и экспериментальных данных ($M > 1,5$) – 2,16%;
- для результатов математического моделирования и приближенной формулы ($M > 1,5$) – 7,04%.

Модель идеального газа, предусмотренная ANSYS CFX, характеризуется постоянной изобарической теплоемкостью. Однако в [4] указывается – при прохождении идеального газа сквозь скачок уплотнения наблюдается необратимый переход механической энергии в тепловую, что обуславливается ростом температур, вследствие чего теплоемкость газа изменяется.

В [5] приводится уравнение для изобарической теплоемкости:

$$C_p = 0.97 + 0.00088T \left[\frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}} \right]. \quad (2)$$

Введём в модель идеального газа это уравнение и проведём моделирование процесса повторно.

Результаты моделирования представлены на рис. 6, б.

Для сравнения результатов моделирования (см. рис. 5) с постоянной теплоемкостью и с переменной теплоемкостью построен график (рис. 7, а).

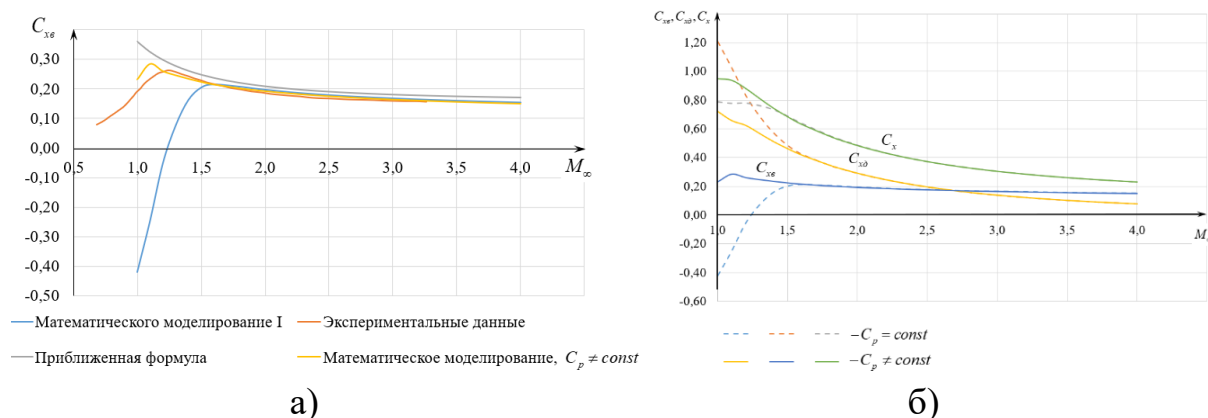


Рис. 7. Графики: а) сравнения решений; б) корреляции коэффициентов аэродинамического сопротивления от числа Маха

В соответствии с рис. 6, а наблюдаем изменение распределения коэффициента бокового сопротивления при числах Маха меньше 1,5. Результат математического моделирования в большей степени приблизился к эксперименту. Среднее интегральное отклонение в этом случае составляет 0,35% (для экспериментальных данных и математического моделирования).

На рис. 4 и 8 наблюдаем значительное изменение температуры вблизи донной части конуса:

- а) при $M=1$ изменение температуры составляет 12 °С;
- б) при $M=3$ изменение температуры составляет 158 °С.

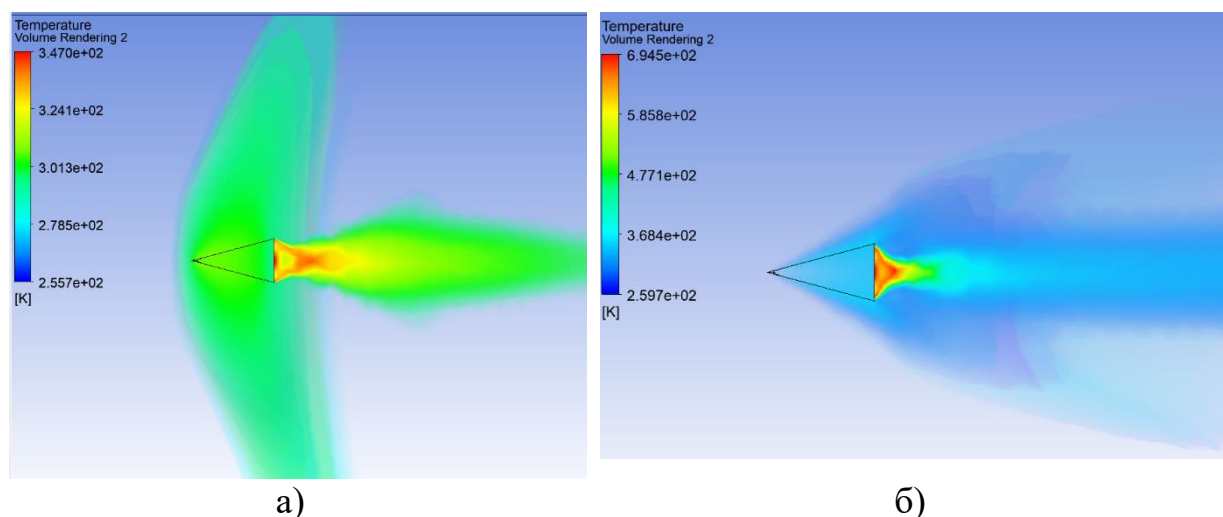


Рис. 8. Распределение температур: а) при $M=1$; б) при $M=3$

При сравнении коэффициентов аэродинамического сопротивления, полученных при моделировании с постоянной теплоемкостью и с переменной теплоемкостью (рис. 8, б) наблюдается:

- независимость получаемого решения при числах $M > 1,5$;

- повышение коэффициента бокового сопротивления при числах $M < 1,5$;
- понижение донного сопротивления при $M < 1,5$;
- повышение полного аэродинамического сопротивления при $M < 1,5$.

Таким образом, при числах Маха $M < 1,5$ теплоемкость газа в значительной степени влияет на коэффициенты аэродинамического сопротивления. Переменная теплоемкость уменьшает нагрев донной части, что важно при выборе теплозащитного покрытия. Зависимость между температурой донной части и коэффициентом донного сопротивления не выявлена.

Библиографический список

1. Михалёв А.Н. Аэродинамические характеристики и параметры донной области конуса при трансзвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика, том 15, – 2008. – №3. – С. 471–479.
2. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. – М: Факториал, 1998 – 432 с.
3. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч. 2. Методы аэродинамического расчета. – М.: Высшая школа, 1980 – 416 с.
4. Дадаев С.Г. Гидроаэромеханика: текст лекций. – Челябинск: Изд-во ЮУрГУ, 2006.– 171 с.
5. Сидельников Р.В. Аэрогидрогазодинамика: конспект лекций. – Челябинск: Изд-во ЮУрГУ, 2003. – 104 с.

УДК 533.17+534.2

ОБЗОР ЭМПИРИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛЕНИЯ АКУСТИЧЕСКОГО ШУМА

П.А. Третьяков

В статье представлен обзор эмпирических методов вычисления акустического шума, возникающего при работе ракетных и турбореактивных двигателей. Рассмотрены различные математические модели, основанные на экспериментальных данных, включая формулы для оценки акустической мощности струй в зависимости от скорости истечения. Особое внимание уделено методике «пяти организаций», которая позволяет прогнозировать уровни акустического давления и частоту колебаний с учетом масштабных коэффициентов. Также обсуждаются методы численного моделирования, такие как широкополосный шум и инте-

грал Керла, и их ограничения. В заключении отмечается, что для двигателей с центральным телом целесообразно использовать интегральные методы акустических аналогий, такие как FW–Н, для получения более точных спектральных характеристик.

Ключевые слова: акустический шум, эмпирические методы, ракетные двигатели

При наличии достаточного количества экспериментальных данных появляется возможность создания математических моделей оценки уровня шума, звуковой мощности или интенсивности в рамках границ применимости для различных объектов единой конструкции, принципа действия и т.д. Так в работе [1] предлагается эмпирическая модель вычисления мощности акустической струи одиночного ракетного или турбореактивного двигателей:

$$W = k \frac{\rho_c U_c^8 F_c}{c_0},$$

где ρ_c и U_c – плотность и скорость струи на срезе сопла, F_c – площадь среза сопла, c_0 – скорость звука в окружающей среде. Эмпирический коэффициент k варьируется от $1,5 \cdot 10^{-4}$ до $2,5 \cdot 10^{-4}$ в зависимости от режима работы двигателя.

В работе [2], предложена расширенная математическая модель, основанная на [1]. Уточнения заключаются в режимах работы объекта. Для струй, истекающих с дозвуковой скоростью, акустическая мощность вычисляется по формуле:

$$W = k'_0 \frac{\rho_c^2 U_c^8 D_c^2}{c_0^3 \rho_0}, \quad M < 0,5.$$

Для струй, истекающих со скоростями $0,5 < M < 2$:

$$W = k_0 \frac{\rho_c^2 U_c^8 D_c^2}{c_0^5 \rho_0}.$$

Для струй, истекающих с высокими числами Маха:

$$W = k''_0 \frac{\rho_c^2 U_c^3 D_c^2}{\rho_0}, \quad M > 2,$$

где ρ_0 – плотность газа, в окружающей среде; D_c – диаметр среза сопла, $k_0 = 10^{-5}$, $k'_0 = (3 \div 15) \cdot 10^{-5}$, $k''_0 = (0,5 \div 1) \cdot 10^{-2}$ – эмпирические константы моделей.

В части старта ракет – носителей, существует более обширная методика «пяти организаций» [3], апробация и результаты исследования, которой

освещались в работах [4-11]. Данная методика строится более чем на 3000 различных экспериментальных данных. Отличием от методик [1,2] является возможность прогнозирования частоты акустических колебаний. Согласно [3], для прогнозирования суммарных уровней акустических давлений и частоты колебаний используется следующая зависимость:

$$\Delta L = L_{sum_{nam}} - L_{sum_{mod}} = 20 \log \left(\frac{(c_a)_{nam}}{(c_a)_{mod}} \right)^{0,6}, \text{ дБ}$$

$$f_{nam} = f_{mod} / K_m,$$

где c_a – скорость звука на срезе сопла; K_m – коэффициент масштаба моделирования (индекс «нат» относится к натурным условиям, индекс «мод» – к модельным). В современных условиях, характеристики на срезе сопла можно получать даже без модельных и натурных испытаний, методами численного моделирования, с инженерной точностью.

В этой же методике появляется возможность учета сложных процессов взаимодействия струй двигательной установки со стартовым столом. Так мощность акустической системы «струя – стартовый стол» оценивается через связь с механической мощностью струи [4]:

$$W_{ak} = \eta_{ak} \frac{R^2}{2G},$$

где η_{ak} – «акустический» КПД системы, R – тяга двигателя, G – массовый расход компонентов. При описании акустических процессов, возникающих в система «струя – стартовый стол» и при наличии много-сопловой двигательной установки оперируют понятием эквивалентный диаметр сопла:

$$d_{экв} \cong \sqrt{i} \cdot d_i,$$

где i – количество сопел в компоновке; d_i – диаметр среза сопла. Такой подход удобен при оценке акустических процессов ДУ, в составе которых находятся двигатели с соплом Лавалля, однако в рамках исследования акустических процессов, вызванных работой ДУ с ЦТ, применимость подобных моделей остается под вопросом.

Для численных подходов прогнозирования шума струй ДУ может применяться метод широкополосного шума, основанный на эмпирических зависимостях общего машиностроения, в основе которого лежат значения спектров кинетической энергии (k) и диссипации (ε), полученных в ходе моделирования. Так, например одним из вариантов реализации подобного метода является определение акустической мощности на твердой поверхности по формуле Праудмана [12]:

$$P_A = \alpha_\varepsilon \rho_0 \varepsilon \left(\frac{\sqrt{2k}}{a_0} \right)^5,$$

где $\alpha_\varepsilon = 0,1$ – эмпирическая константа; ρ_0 – плотность газа; ε – скорость диссипации; k – энергия вихря; a_0 – скорость звука в среде.

Шум в пограничном слое определялся через интеграл Керла:

$$P_A = \int_S I(\bar{y}) dS(\bar{y}),$$

где $I(\bar{y}) \equiv \frac{A_c(\bar{y})}{12\rho_0\pi a_0^3} \left[\frac{\partial p}{\partial t} \right]^2$; $A_c(\bar{y})$ – площадь корреляции; $dS(\bar{y})$ – площадь интегрирования; $I(\bar{y})$ – интенсивность звука.

Существуют и другие эмпирические модели, основанные на источнике звука [13 – 15]. Неоспоримым преимуществом таких методов является возможность получения уровней акустического давления на поверхностях в стационарных постановках расчета, однако невозможность определения частотного спектра таким методом накладывает дополнительные ограничения на этапах проектирования РН.

Для прогнозирования акустического шума возникающего при работе двигательных установок с центральным телом и анализа влияния акустического шума на элементы конструкции ракет – носителей, при различных этапах полета, применение эмпирических методик, разработанных для ракетных двигателей с соплом Лаваля или турбо – реактивных двигателей может быть затруднено, в виду конструктивных отличий объектов, различий в ударно – волновой структуре факела струи, а также в возможном отличии температурных показателей и объема области смешения. На текущий момент применение интегральных методов акустических аналогий позволит получить как более полную спектральную акустическую картину, возникающую при работе таких двигателей, так и исключить ошибку, вызванную границами применимости эмпирических моделей.

Источник финансирования

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Челябинской области (соглашение №184/2 от 25 декабря 2024 г.)

Библиографический список

1. Беранек Л. *Акустические измерения* / Л. Беранек; пер. с англ. — Москва: Издательство иностранной литературы, 1952.
2. А. Г. Муни́н, В. Е. Квитка – *Авиационная акустика*. Москва Машиностроение 1973 г. 448с.
3. Липницкий, Ю. М. Наземная отработка акустики старта ракет-носителей / Ю. М. Липницкий, А. В. Сафронов // *Ученые записки ЦАГИ*. – 2014. – Т. 45, № 2. – С. 37-49. – EDN SCPUDB.
4. Губанов Б. И. *Триумф и трагедия «Энергии»*. — Ниж. Новгород: Изд. НИ-ЭР, 1998, 1020 с.

5. Сырчин А. Ф., Хотулев В. А. Акустическая среда при старте РН сложной компоновки // Ракетно-космическая техника. ЦНИИмаш. 1993. Сер. 2, вып. 2, с. 15 — 20.
6. Методы отработки научных и народнохозяйственных ракетно-космических комплексов / Под общей ред. В.Ф. Грибанова.— М.: Машиностроение, 1995, 347 с.
7. Белошенко Б. Г., Сафронов А. В., Хотулев В. А. Газодинамика старта: от «Гагаринской» ракеты до ракет космического назначения на космодроме «Восточный» // Космонавтика и ракетостроение. 2011. Т. 2, № 63, с. 168 — 175. 48
8. Лапыгин В. И., Хотулев В. А., Сафронов А. В. Методы математического моделирования в исследованиях проблем старта ракет-носителей // Космонавтика и ракетостроение. 1999, вып. 17, с. 74 — 86.
9. Белошенко Б. Г., Кудрявцев В. В., Сафронов А. В., Хотулев В. А., Шилов Л. А. Использование в новых экономических условиях опыта экспериментальной отработки газодинамики старта и ее дополнение элементами математического моделирования // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2002. № 8, с. 32 — 37.
10. Белошенко Б. Г., Кудрявцев О. Н., Паджев С. Н., Шилов Л. А., Хотулев В. А. Результаты экспериментальной отработки газодинамики старта ракет, создание отраслевой базы и системы экспериментальной отработки // Фундаментальные и прикладные проблемы космонавтики. 2002. № 8, с. 25 — 31.
11. Бирюков Г. П., Бут А. Б., Хотулев В. А., Шилов Л. А. Особенности отработки газодинамики старта ракетноносителя «Зенит» и использование полученных результатов в рамках проекта «Морской старт» и разрабатываемых перспективных проектах // Космонавтика и ракетостроение. 2004. № 2(35), с. 35 — 41.
12. Horváth C., Vad J. Broadband Noise Source Model Acoustical Investigation on Unskewed and Skewed Axial Flow Fan Rotor Cascades // Proc. of the 14th International Conference on Fluid Flow Technologies, Sept. 9–12, 2009, Budapest, Hungary. P. 682–689.
13. P.R. Gliebe, T.F. Balsa. Aeroacoustics of axisymmetric single- and dual-flow exhaust nozzles. Journal of Aircraft, 1978, v.15, №11, p.743-749.
14. A. Khavaran. Role of anisotropy in turbulent mixing noise. AIAA Journal, 1999, v.37, №7, p.832-841.
15. C.K.W. Tam, L. Auriault. Jet mixing noise from fine-scale turbulence. AIAA Journal, 1999, v.37, №2, p.145-153.

УДК 629.788

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ И ПЛАНЕТОХОДОВ

Р.С. Хаиров, Ю.А. Барановская, М.В. Шерстобитов, Н.С. Бельтюков

В статье проанализированы конструкции межпланетных станций и планетоходов, в зависимости от места их использования, какие системы управления и исследовательское оборудование используются. Актуальность данной темы заключается в том, что сейчас ведется активное изучение планет, их спутников и астероидов. В результате данной работы были изучены миссии к таким планетам и спутникам как Марс, Луна, Венера, Титан, Европа, а также аппараты, запущенные в дальний космос.

Ключевые слова: планетоходы, межпланетные станции, «Луноход», Луна, Венера, Марс, телевизионное зрение, одометрия.

Космическая техника – это техника, аппаратура, и различные устройства, используемые в космическом пространстве [1]. Планетоходы – это аппараты, предназначенные для передвижения по поверхности другой планеты. Они же в свою очередь делятся на два типа:

1. Исследовательские. Предназначены для выполнения научных исследований поверхности исследуемой планеты. Могут быть дистанционно управляемыми, частично или полностью автономными;
2. Транспортные. Предназначены для перемещения космонавтов и грузов по сухой поверхности планеты. Могут управляться непосредственно экипажем, быть телеуправляемыми или частично или полностью автономными [2].

Основоположником исследовательских планетоходов является советский Луноход-1 [3] (рис. 1), который начал работу в 1970 году. На его борту были установлены телекамеры, которые по радио передавали изображение на экраны операторов на Земле. В пункте управления сидел полноценный экипаж лунохода: водитель отдавал команды движения с помощью кнопок, оператор наводил антенну точно на Землю, штурман прокладывал маршрут и сопоставлял его с видимым изображением, бортинженер анализировал показания приборов и делал вывод о техническом состоянии аппарата. Команды движения могут показаться простыми: «вперед» (быстро и медленно), «назад», «стоп», а также «поворот» в нужную сторону на определенный угол. Задача осложнялась невозможностью оценить расстояние до объекта и операторы не имели права на ошибку.

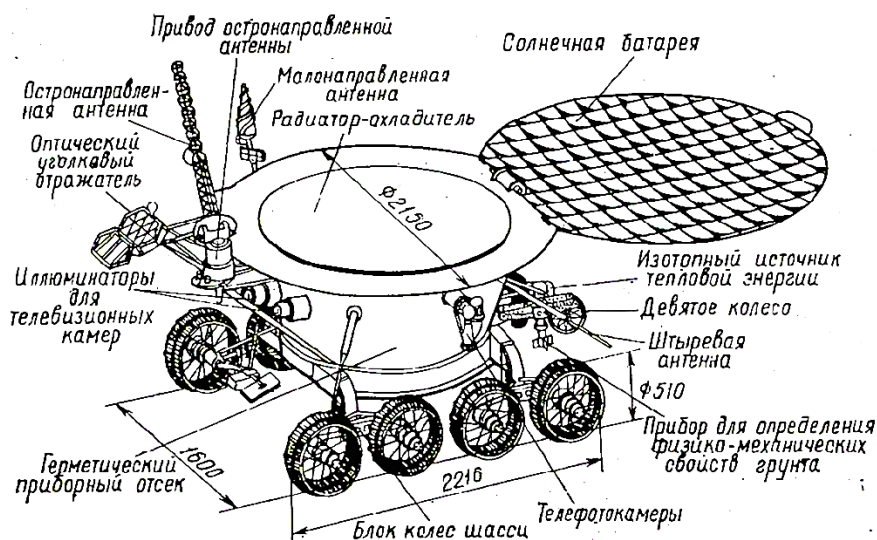


Рис. 1. Советский Луноход–1

Для изучения других планет солнечной системы основной проблемой было расстояние (табл. 1), сигнал всегда запаздывал в зависимости от положения планет.

Таблица 1

Планета	Время задержки сигнала	Среднее расстояние до планеты
Меркурий	5–12 минут	91 млн. Км.
Венера	3–14 минут	45 млн. Км.
Марс	4–20 минут	78 млн. Км.
Юпитер	35–52 минут	628 млн. Км.
Сатурн	71–88 минут	1 275 млн. Км.
Уран	152–168 минут	2 721 млн. Км.
Нептун	242–258 минут	4 348 млн. Км.

Управлять планетоходом в таких условиях крайне опасно, ведь он может упасть с обрыва, и вся программа будет провалена. Поэтому было решено записать некоторое количество команд движения и ждать ответа от планетохода. Такое управление тяжело назвать автономным, но лучше, чем управлять напрямую. Есть два варианта управления планетоходами и именно с этого момента начинается их самостоятельное управление: первый основывается на использование «телевизионного зрения». Опыт эксплуатации луноходов и исследования на экспериментальных наземных ходовых макетах планетоходов показали, что вождение на основе информации по телевизионному изображению местности вполне возможно [4]. Без человека анализировать телевизионное изображение позволяет стереоскопический триангуляционный метод с использованием ЭВМ. Второй способ управления – это визуальная одометрия (рис. 2).

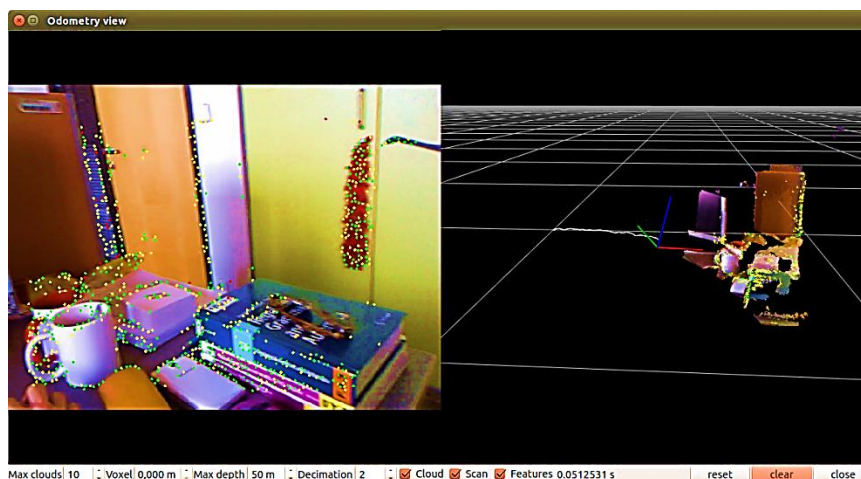


Рис. 2. Варианты управления

Планетоход продвигается вперед всего на метр, затем останавливается для фотосъемки грунта. Анализируя снимки, и сравнивая их с предыдущими, бортовой компьютер определяет изменения в окружающей среде и корректирует курс, чтобы планетоход следовал заданному маршруту. Если вариант с применением визуальной одометрии тупиковый и не имеет перспективного развития в связи с остановками для фотографирования ландшафта по пути движения и обработки этих фото, то использования телевизионного зрения дает больший простор для разработок. Таким образом, для автоматической навигации лучше основываться на телевизионном зрении и искусственном интеллекте. Две или более камер устанавливаются на планетоходе и стоят на фиксированном расстоянии друг от друга. Камеры видят изгиб рельефа и замеряют расстояние до него, а дальше полученный массив данных обрабатывает ЭВМ, которая считает, сколько планетоходу перемещаться до изгиба, возможно ли его проехать и если нет, ищут путь обхода. И все вычисления начинаются по-новому, в этом случае время на остановку не нужно так как вычислительных мощностей достаточно для непрерывного анализа данных с камер в виду небольшой скорости планетохода, которая не превышает 10 км/ч, а порой и ниже.

Венера. Первый аппарат, отправленный СССР на Венеру была станция Венера-1[5] (рис. 3), она должна была пролететь по орбите и собрать данные о второй планете солнечной системы, но связь была потеряна еще на стадии полета из-за отказа бортовой аппаратуры, но Венера-1 успела предоставить ценные навигационные данные, которые упростили расчет траекторий полетов следующих аппаратов. На аппарате было установлено следующее оборудование: 1) штыревая антенна; 2) солнечная батарея; 3) параболическая антенна; 4) сферическая камера с вымпелом советской символикой.

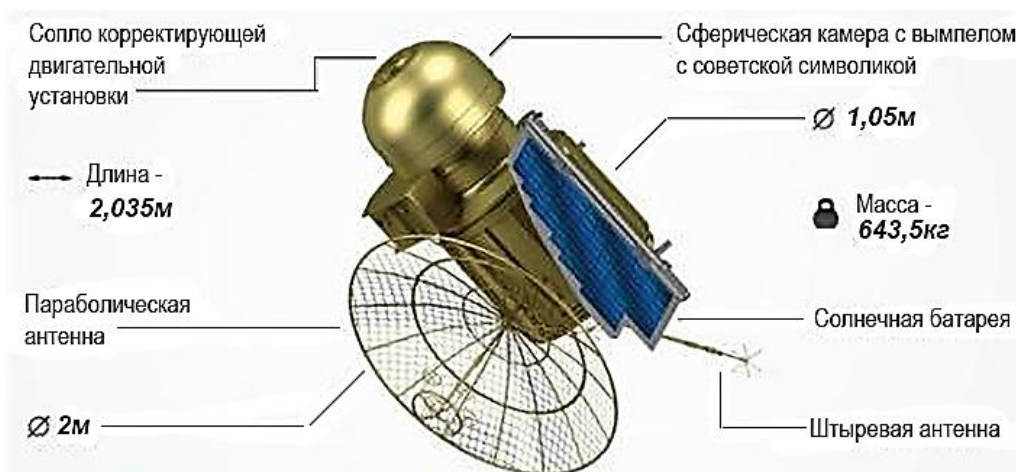


Рис. 3. Венера –1

Станцией были осуществлены и некоторые достижения: первый аппарат по изучению других планет, первый запуск космического аппарата с околоземной орбиты, первая система ориентации по солнцу и звезде Канопус, первая параболическая антенна для передачи телеметрии. Аппарат «Венера–3» [5] был запущен в ноябре 1965 года и ознаменовал собой важный шаг в освоении космоса: впервые аппарат достиг поверхности Венеры. Несмотря на сбой в системе управления этот запуск позволил собрать важные данные о космическом и околопланетном пространстве, а также значительно продвинуться в разработке траекторных алгоритмов. На аппарате было установлено оборудование: трёхкомпонентный феррозондовый магнитометр для измерения межпланетных магнитных полей (прибор для измерения характеристик магнитного поля и магнитных свойств материалов); газоразрядные счётчики и полупроводниковый детектор для исследования космических лучей (прибор для регистрации ионизирующих веществ); специальные датчики (ловушки) для измерения потоков заряженных частиц малых энергий и определения величин потоков солнечной плазмы и их энергетических спектров (используются для изучения параметров малоэнергетичной плазмы, имеющейся в солнечном ветре и переходной области); пьезоэлектрические датчики для исследования микрометеоров (устройство, которое использует пьезоэлектрический эффект для измерения изменений давления, ускорения, температуры, деформации или силы, преобразуя их в электрический заряд); радиоприёмник для измерения космического радиоизлучения в диапазонах длин волн 150 и 1500 метров и 15 километров (необходим для изучения небесных тел солнечной системы, галактике и метagalaktike).

«Венера 4–6» [5] не смогли коснуться поверхности планеты в основном из-за агрессивной среды и высокого давления (советские ученые предполагали, что давление будет составлять 25 атмосфер). «Венера–7» была спроектирована для работы в экстремальных условиях: атмосферное давление на Венере достигало 100 атмосфер. Чтобы станцию не смяло,

корпус из алюминийно–магниевого сплава был заменен на титановый, способный выдерживать до 150 атмосфер. Теплоизоляция нижней полусферы была сделана из стеклопластика, а верхней – из стекловаты в стеклосотах. Амортизационное устройство защищало аппаратуру при посадке. Из-за высокого давления удалось использовать однокаскадный парашют из стеклонитрона площадью 2,8 м², с воздухопроницаемостью, обеспечиваемой выгоранием нитрона. Автоматика и научная аппаратура также были изменены, добавлен радиовысотомер. Свинцово–цинковая батарея заменила никель–кадмиевую. Орбитальный отсек был максимально облегчен, масса аппарата составляла 1180 кг.

Луна. Первой автономной межпланетной станцией на Луне стала советская станция «Луна-9» [4], совершившая мягкую посадку на Луну 3 февраля 1966 года. Она состояла из перелётного блока и автоматической лунной станции. Лунная станция (диаметр 58 см, масса 100 кг) представляла собой герметичный контейнер под давлением 1,2 атм, в котором находились радиосистема, программно–временное устройство, аккумулятор и научные приборы. Четыре лепестковые антенны ориентировали станцию после посадки, а два надувных баллона–амортизатора смягчали удар. Перелётный блок включал корректирующую тормозную двигательную установку (КТДУ–5А), топливные баки, систему управления, систему астроориентации и радиовысотомер больших высот.

Марс. Из-за агрессивной атмосферы Венеры не удалось отправить на нее планетоходы, но это удалось сделать на Марсе. Марсоход Opportunity [6] проработал на красной планете целых 15 лет, но его конструкция стала прародителем для не менее известного Perseverance [7] (рис. 4). Он был отправлен 30 июля 2020 года и совершил посадку спустя семь месяцев, а именно 18 февраля 2021 года. Эксперимент по воссозданию кислорода на Марсе завершился успешно, так же планетоход наполнил все пробирки необходимыми образцами. Особенностью конструкции стоит отметить реактор на основе технологии РИТЭГ (радиоизотопный термоэлектрический генератор), который дает практически неограниченные энергетические ресурсы. Также на аппарате было установлено оборудование: рентгенофлуоресцентный спектрометр; георадар; панорамная стереоскопическая камера с функцией масштабирования; спектрометр.

Подвеска марсохода состоит из трех пар колес, где все они являются ведущими, так как все имеют электродвигатели, так же первые два левых и два задних правых колеса имеют возможность поворачиваться, что дает марсоходу удивительную манёвренность.

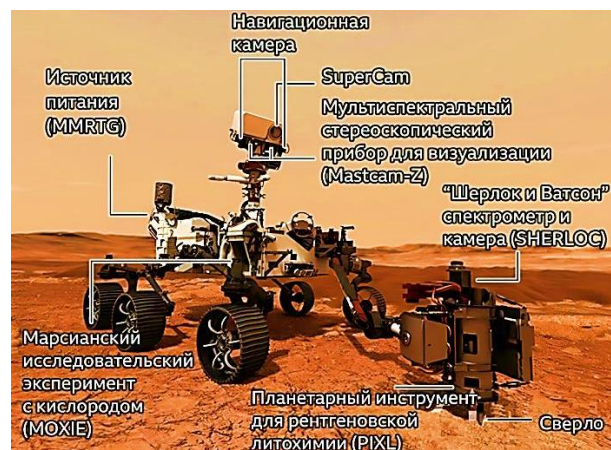


Рис. 4. Марсоход «Персеверанс»

Выводы. Изучив конструкции, как и планетоходов, так и межпланетных станций каждый из них обладает своими особенностями зависящие от исследуемого космического объекта. Ввиду сильного различия конструкций и габаритных размеров, нет возможности широко унифицировать составные части аппаратов. Использование записанных заранее команд, движения для аппаратов перестают быть актуальны ввиду широкого использования искусственного интеллекта. Техническое наполнение и методы исследования шагнули далеко вперед и продолжают двигаться вперед огромными шагами.

Библиографический список

1. Кларк Исследование мирового пространства / Кларк. – Москва: Государственное издательство физико-математической литературы, 1959. – 272 с.
2. Российский сегмент международной космической экспедиции ЭкзоМарс 2022 : в 2 т. / Роскосмос, АО "НПО Лавочкина"; авт.-сост. В. В. Ефанов ; под редакцией доктора технических наук, профессора В. В. Ефанова, кандидата экономических наук Х. Ж. Карчаева. Т. 1
3. А. Н. Пономарёв Годы космической эры. Изд. Мин. обороны СССР. Москва, 1974. – 289 с.
4. Минчин С.Н., Улубеков А.Т. Земля-космос-Луна. М.: Машиностроение, 1972 – 244 с.
5. Успехи Советского Союза в исследовании космического пространства / Н.Н. Лезнов. – Москва: Наука, 1978. – 751 с.
6. Российский сегмент международной космической экспедиции ЭкзоМарс 2022 : в 2 т. / Роскосмос, АО "НПО Лавочкина" ; авт.-сост. В. В. Ефанов ; под редакцией доктора технических наук, профессора В. В. Ефанова, кандидата экономических наук Х. Ж. Карчаева. Т. 2
7. Марсоход «Персеверанс» [Электронный ресурс] URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Персеверанс_\(марсоход\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Персеверанс_(марсоход))

РАЗРАБОТКА ОБЛИКА МНОГОРАЗОВОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ ТИПА НЕСУЩИЙ КОРПУС

Е.М. Прудникова, Л.А. Скрынников, Я.И. Невский
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

Проведен обзор истории развития космических аппаратов, проанализированы преимущества космического аппарата (КА) типа «несущий корпус», выбраны проектные параметры и разработан облик спускаемого аппарата (СА), проведен аэродинамический расчет аппарата.

Ключевые слова: многоразовый, спускаемый аппарат, несущий корпус.

В современном мире особое внимание уделяется вопросам модернизации как пилотируемых, так и беспилотных космических аппаратов (КА). После успешных запусков и испытаний отечественных КА, которые продемонстрировали возможность спуска в атмосфере с низким аэродинамическим качеством, активно ведутся исследования аппаратов с улучшенными аэродинамическими характеристиками. Такие разработки позволяют значительно повысить баллистические параметры, увеличить маневренность аэрокосмических систем, а в некоторых случаях – обеспечить более щадящий тепловой режим для работы силовых элементов и конструктивных систем. Благодаря этим преимуществам, КА с повышенным аэродинамическим качеством привлекают больше внимания по сравнению с баллистическими аппаратами и системами, использующими метод «скользящего» спуска. В результате усилия ученых сосредоточены на подробном изучении технических характеристик таких аппаратов на гиперзвуковых скоростях и на этапе приземления, особенно в контексте спускаемых аппаратов (СА) типа «несущий корпус».

Суть концепции "несущего корпуса" заключается в отказе от традиционных аэродинамических поверхностей и передаче их функций корпусу аппарата, выполненному в особой форме. Конструкция в виде полуконуса с изогнутым днищем способна генерировать необходимую подъемную силу и обеспечивать оптимальные аэродинамические параметры. В первую очередь, такая архитектура рассматривается для применения в спускаемых аппаратах, предназначенных для космических миссий. Благодаря уникальной форме корпуса, космический корабль может не только выполнять баллистический спуск, но и осуществлять маневры перед посадкой. Ключевой характеристикой спускаемого аппарата (СА) является его аэродинамическое качество, которое напрямую влияет на выбор типа спуска.

Космические аппараты «Восход», «Восток» и «Союз», представленные на (рис. 1), относятся к классу баллистических спускаемых аппаратов, использующих метод «скользящего» спуска. Они имеют простейшие аэродинамические формами, что делало маневры затруднительными на этапе спуска и невозможными [1].



Рис. 1. Спускаемые аппараты СССР Восток, Восход, Союз

Подобные разработки были реализованы в США в рамках космических программ, где были применены и баллистические спускаемые аппараты и аппараты «скользящего» спуска, (рис. 2). Затем было принято решение по спуску КА в атмосферу на второй космической скорости, поскольку даже небольшое аэродинамическое качество стало обязательным условием для обеспечения допустимых перегрузок и снижения уровня аэродинамического нагрева поверхности аппарата [2].



Рис. 2. Спускаемые аппараты США

Исследования возможности входа в атмосферу Земли на первой космической скорости, например, для СА лунных миссий и на гиперболических скоростях, продемонстрировали необходимость повышения аэродинами-

ческого качества СА. Для повышения аэродинамического качества, началась разработка более заостренных форм. Результаты исследований подтвердили целесообразность перехода к новому классу аппаратов – СА типа «несущий корпус». По простоте аэродинамических форм они схожи с аппаратами «скользящего» спуска, а по своим характеристикам на гиперзвуковых скоростях похожи на крылатые ракетопланы.

Основным преимуществом аппаратов типа «скользящий» спуск, является существенное увеличение диапазона входа в атмосферу, что позволяет уменьшить нагрузки и снизить интенсивность тепловых потоков. Кроме того, конструкции по принципу «несущего корпуса» отличаются меньшей массой по сравнению с крылатыми ракетопланами, что значительно сокращает затраты на их запуск. Благодаря своей эффективности, такие аппараты могут использоваться в широком спектре космических программ, включая возвращение с орбитальных станций, лунные экспедиции и межпланетные миссии.

Одним из главных параметров любого космического аппарата является его масса. В этом аспекте СА типа «несущий корпус» имеют явное преимущество перед ракетопланами, для вывода которых на орбиту требуются тяжелые и сверхтяжелые ракеты-носители, что значительно увеличивает стоимость таких миссий.

Развитие концепции «несущего корпуса» открывает новые горизонты для космической авиации. Улучшение аэродинамических характеристик, снижение массы за счет применения композитных, более усовершенствованных материалов, а также внедрение современных систем управления и тепловой защиты делают этот тип аппаратов крайне перспективным для использования в будущих космических исследованиях.

Воспользуемся методикой определения проектных параметров и массово-геометрических характеристик спускаемого аппарата представленная на (рис. 3) [3, 5].

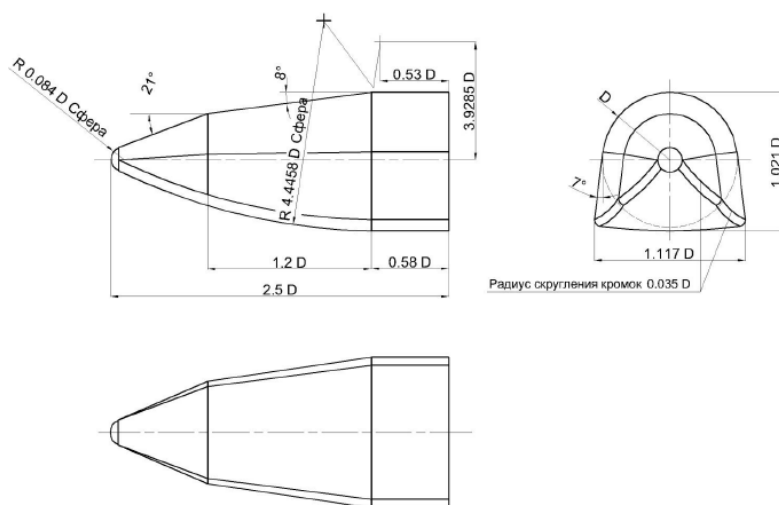


Рис. 3. Основные проектные соотношения геометрических размеров

При расчете воспользуемся данными имеющегося перспективного ракетного комплекса - ракетой-носителем «Ангара А5», представлен на (рис. 4), с диаметром мидаля 3600 мм. Далее рассчитаны основные геометрические параметры (СА) без кормового щитка [6] и приведены в табл. 1.



Рис. 4. «Ангара А5»

Таблица 1

Расчетные размеры СА

Наименование	Обозначение	Размеры
Диаметр, мм	D	3600
Длина, мм	L	9000
Удлинение	λ	2,5
Аэродинамическое качество	K	1
Координата ц.т. по оси X	Xm	5671
Координата ц.т. по оси Y	Ym	-200
Коэффициент нормальной силы	Cy	0,08923
Коэффициент тангенциальной силы	Cx	0,5973

Построим модель по рассчитанным размерам в программе SolidWorks (рис. 5).

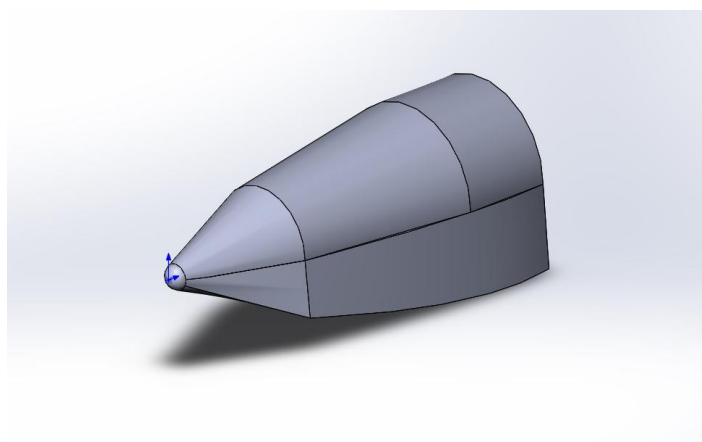


Рис. 5. 3D модель спускаемого аппарата

Проведем аэродинамический расчет данной модели в программе Ansys CFX на сверхзвуковом режиме обтекания при значении числа Маха 4 и 0 угле атаки, [4]. (рис. 6)

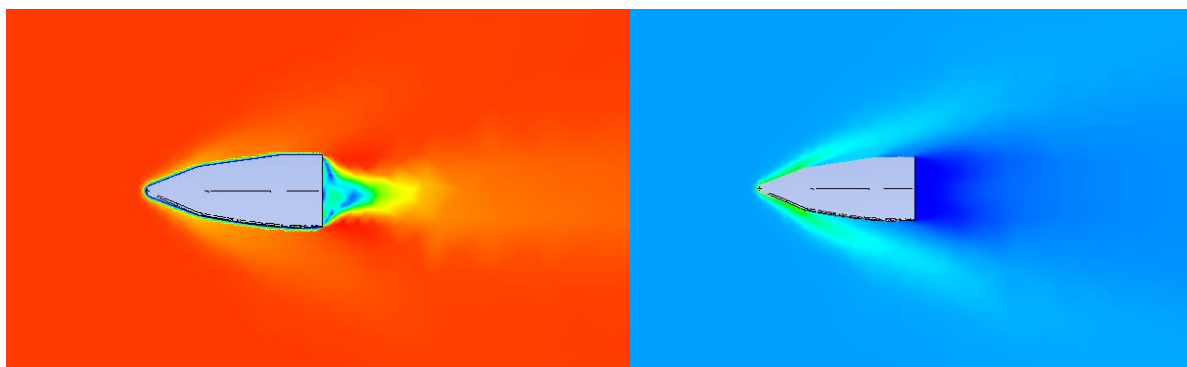


Рис. 6. Картина распределения обтекания скоростей и давления по поверхности ЛА

Получаем аэродинамические коэффициенты $C_x = 0,5973$, $C_y = 0,08923$, которые в дальнейшем могут быть использованы для построения модели траектории полета.

Выводы

Проведен обзор существующих в истории космических аппаратов. Произведен сравнительный анализ эффективности применения КА типа «несущий корпус», а также расчет геометрических характеристик космического корабля. Произведено численное моделирование аэродинамического обтекания при сверхзвуковом режиме течения и получены аэродинамические коэффициенты.

Библиографический список

1. Такие похожие и такие разные «Союз» и «Аполлон» [Электронный ресурс] – URL: <https://habr.com/ru/articles/381903/> (дата обращения 19.01.2025).
2. Летал ли на орбиту «Джемини»? [Электронный ресурс] – URL: <https://habr.com/ru/articles/392937/> (дата обращения 21.02.2025).
3. Миненко В.Е., Симонов М.П., Полякова Е.К., Решетин А.Г. и др. СА класса «несущий корпус»: а. с. 58545 СССР. 1969.
4. Аржанников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1983. 359 с.
5. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус» В. Е. Миненко, А.Н. Семенов, Е.Н. Шиляева МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия.
6. Ракета-носитель «Ангара-А5» [Электронный ресурс] – URL: <https://www.roscosmos.ru/36320/> (дата обращения 15.01.2025).

Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.45

ДВИГАТЕЛИ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.А. Пястолова, А.С. Ковалёва, М.Ю. Шидловский
Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

В статье рассматриваются двигательные установки на сверхмалых космических аппаратах, описан принцип работы и перспективы развития конструкций. На данный момент времени разработка сверхмалых космических аппаратов является актуальным направлением в истории ракетно-космической техники, поскольку данные аппараты способны выполнять широкий спектр задач.

Ключевые слова: сверхмалый космический аппарат, ракетный двигатель малой тяги, ракетный двигатель, двигательная установка

Сверхмалые космические аппараты (КА) могут быть адаптированы для выполнения широкого спектра задач: научные исследования, изучение Земли, навигация, обеспечение спутниковых сетей связи, исследование дальнего космоса, поиск полезных ископаемых и ряд других отраслей в областях науки, экономики и обороноспособности страны. Также с помощью сверхмалых КА в будущем может осуществляться проверка технического состояния космических станций, буксировка дорогостоящих устройств с целью продления их срока службы, решение проблем космического мусора. Преимуществами таких аппаратов являются небольшие сроки разработки, стоимость их изготовления и запуска, многофункциональность, высокая технологичность. Для создания управляющих усилий аппараты используют химические, ионные и термоэлектрические ракетные двигатели малой тяги (РДМТ) (табл. 1) [1]. РДМТ используются для корректировки траектории и орбиты, стабилизации, проведения манёвров по стыковке и отходе от станций.

Таблица 1

Классы КА		
Класс КА	Масса, кг	Примечание
Тяжелый класс	≥ 6000	Двигательные установки (ДУ) для данного класса не созданы и не испытаны
Средний класс	1500...6000	ДУ для данного класса не созданы и не испытаны
Малый класс	500...1500	

Класс КА	Масса, кг	Примечание
Класс «Мини»	100...500	
Класс «Микро»	10...100	
Класс «Нано»	1...10	
Класс «Пико»	<1,0	РДМТ для этого класса не созданы
Класс «Фемто»	<0,1	РДМТ для этого класса не созданы

Принцип работы термоэлектрического двигателя (рис. 1) заключается в испарении рабочего тела на нагревательном элементе и последующим его ускорением в сопле. Подача компонента регулируется электромагнитным клапаном. Испарение жидкости и разгон паров до нужной скорости происходят в капиллярной трубке, которая нагревается за счет пропускания тока через проволоку, намотанную на изолированную трубку. На конце трубки установлено сверхзвуковое сопло для ускорения потока.

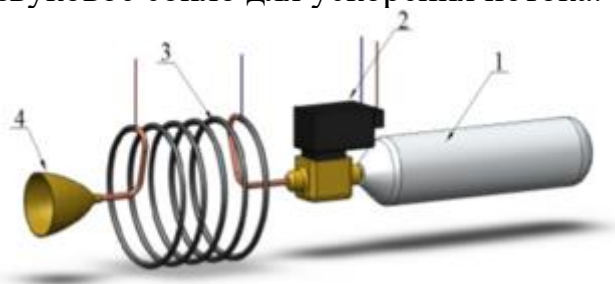


Рис. 1. Термоэлектрический двигатель [2]:

1 – бак с эластичным мешком; 2 – электромагнитный клапан; 3 – медная капиллярная трубка; 4 – сопло

В жидкостном РДМТ (рис. 2) топливо и окислитель смешиваются благодаря системе трубопроводов и форсунок, которые обеспечивают их равномерное смешивание. При смешивании двух компонентов горение начинается сразу же, в противном случае может быть использована дополнительная система зажигания. В результате горения образуются высокотемпературные газы, поступающие в сопло. Выходящая струя продуктов сгорания создает реактивную тягу [3].

Принцип работы твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) (рис. 3) [4] состоит в следующем. Начало реакции происходит запал, который создаёт высокую температуру и давление, необходимое для воспламенения твёрдого топлива. Топливо образует газ в результате химической реакции между горючим веществом и воспламенителем. Сопло формирует поток, а тяга РДТТ определяется количеством и скоростью выбрасываемых газов. Продолжительность работы РДТТ определяется размерами заряда, его формой и скоростью горения твёрдого топлива.

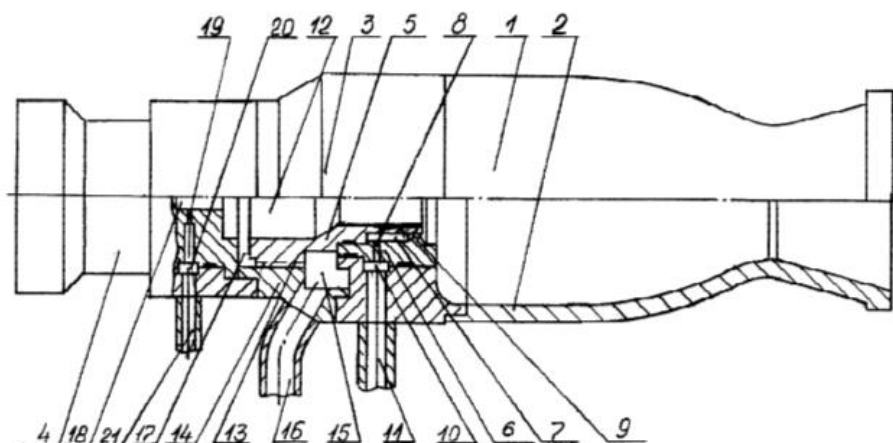


Рис. 2. Схема жидкостного РДМТ:

1 – основная камера сгорания; 2 – оболочка камеры сгорания; 3 – предкамера; 4 – воспламенительное устройство; 5 – смесительный элемент; 6 – втулка; 7 – полость закручивания горючего; 8 – тангенциальные отверстия; 9 – кольцевой выступ; 10 – коллектор; 11 – подводящий трубопровод; 12 – реакционная полость; 13 – шнек; 14 – корпус предкамеры; 15 – коллектор; 16 – подводящий трубопровод; 17 – зазор к смесительному элементу; 18 – полость подачи горючего; 19 – дозирующие отверстия горючего; 20 – коллектор; 21 – трубопровод

Стоит заметить, что КА оснащенные ЖРДМТ имеют невысокий КПД. Это связано с тем, что процесс преобразования тепловой энергии топлива в кинетическую энергию газовой струи в сопле занимает несколько миллисекунд, чего недостаточно для полного перехода энергий. Для повышения КПД необходимо преобразовывать исходную химическую энергию сразу в кинетическую, то есть следует отказаться от нагрева [5].

К двигателям с таким принципом действия относятся ионные двигатели (ИД) (рис. 3) – тип электрического двигателя, принцип работы которого основан ускорении ионизированного газа, разогнанного с помощью электрического поля. Принцип работы ИД заключается в ионизации рабочего тела (ксенон, аргон) и его ускорении электростатическим полем. В камере газ подвергается воздействию высокоэнергетических электронов, которые выбивают электроны из атомов газа, создавая положительно заряженные ионы и свободные электроны. Положительно заряженные ионы притягиваются к системе ускорения, состоящей из двух или более сеток (электродов) с высокой разницей электростатических потенциалов. Между сеткой создаётся электрическое поле, которое ускоряет ионы до больших скоростей, образуя реактивную тягу. ИД имеют КПД около 50–60 % и долгий срок эксплуатации, но отличаются крайне низкой тягой (20–250 мН). Такого коэффициента недостаточно для вывода КА на геостационарную орбиту. Чтобы повысить тягу ДУ необходимо создать дополнительную, для чего потребуется доработка двигателя [5].

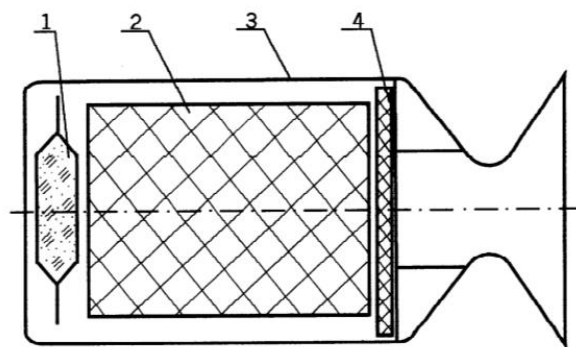


Рис. 3. Схема РДТТ:

1 – воспламенитель заряда; 2 – заряд; 3 – корпус (камера сгорания);
4 – мембрана перегородка

Было выяснено, что ИД имеет низкую тягу, поэтому перспективой развития является увеличение тяги. Решение было создать двигатель, работающий на эффекте Холла. Принцип работы заключается в поддержании электрического напряжения между анодом и катодом. Ионы разгоняются в осевом направлении. В радиальном направлении, согласно эффекту Холла, действует магнитная сила, приводящая к возникновению потока перпендикулярного основному.

Большим потенциалом обладают ядерные ракетные двигатели (ЯРД). В настоящее время как в нашей стране, так и за рубежом проводятся разработки и исследования опытных ядерных установок, получающих энергию от деления атомов урана-235, содержащихся в топливных элементах, составляющих основу ЯРД. Такие двигатели генерируют высокую тягу, более чем на 100 процентов большую тягу химических РД.

Таким образом, выбор типа двигателя является ключевым фактором, определяющим эффективность и функциональность аппаратов представленного класса. Сравнение различных технологий устройства показало, что каждый из типов имеет свои преимущества и недостатки, которые необходимо учитывать в зависимости от конкретных задач и условий эксплуатации КА. Наиболее перспективными ДУ являются ИД и ЯРД, поскольку их характеристики способствуют успешному развитию улучшения конструкций КА и повышению технологичности.

Библиографический список

1. Павлов, А. М. Термоэлектрический двигатель для малых и сверхмалых космических аппаратов / А. М. Павлов, А. С. Попов // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2012. – № 11. – С. 15.
2. Патент № 2183761 С2 Российская Федерация, МПК F02K 9/62, F02K 9/95. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги и способ запуска жидкостного ракетного двигателя малой тяги: № 2000111776/06: заявл. 11.05.2000: опубл. 20.06.2002 / А. Г. Весноватов, О. А. Барсуков; заявитель Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева".

3. Патент № 2183761 С2 Российская Федерация, МПК F02K 9/62, F02K 9/95. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги и способ запуска жидкостного ракетного двигателя малой тяги: № 2000111776/06: заявл. 11.05.2000: опубл. 20.06.2002 / А. Г. Весноватов, О. А. Барсуков; заявитель Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королева".

4. Патент № 2336430 С1 Российская Федерация, МПК F02K 9/10. твердотопливный ракетный двигатель: № 2007101446/06: заявл. 15.01.2007: опубл. 20.10.2008 / А. В. Козьяков, В. Ф. Молчанов, В. Т. Никитин, М. З. Александров; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт полимерных материалов".

5. Тимохович, А. С. ионные двигатели / А. С. Тимохович, А. Я. Савык // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2018. – Т. 1, № 14. – С. 506-508.

6. Чернов, А. А. Ионные ракетные двигатели / А. А. Чернов, М. В. Краев // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2010. – Т. 1, № 6. – С. 67.

УДК 621.453/.457+621.455

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРОНАСОСНОГО АГРЕГАТА В СИСТЕМЕ ПОДАЧИ ТОПЛИВА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

***С.А. Зыльков, Д.В. Куплевацкий, Д.Д. Баландина
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.***

В статье рассмотрены технические аспекты интеграции электронасосных агрегатов в конструкцию ракет-носителей, включая энергопотребление, массогабаритные характеристики и тепловые режимы работы. На основе проведенного анализа сделан вывод о перспективности использования электронасосных агрегатов в современных и перспективных ракетно-космических системах, особенно в условиях удовлетворения требований к многообразности и экологичности.

Ключевые слова: электронасос, аккумулятор большой ёмкости, ракета-носитель, система подачи топлива, разгонный блок

В настоящее время, в связи с успехами в создании энергоемких аккумуляторных батарей с высокой удельной емкостью, которые изначально разрабатывались для электромобилей, возможна оценка применимости таких источников энергии при решении более широкого круга задач в ракетно-космической технике. Литий-ионные и литий-полимерные батареи заменяют устаревшие никель-кадмиевые, обеспечивая более высокую эффективность и расширенный температурный диапазон работы [1]. Простые

электронасосные агрегаты (ЭНА) с электродвигателями становятся альтернативой турбинным приводам в космических аппаратах (КА).

Использование электродвигателя в качестве привода главного насоса подачи компонента ракетного топлива (КРТ) в камеру сгорания жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) имеет ряд преимуществ:

- простая схема регулирования давления на выходе;
- уменьшение количества топлива на борту;
- уменьшение массы летательного аппарата;
- увеличение надежности конструкции.

Однако применение ЭНА для подачи топлива в камеру сгорания на первой и второй ступенях тяжелых и средних ракет-носителей (РН) остается технически нецелесообразным из-за необходимости в турбонасосных агрегатах (ТНА) мощностью в десятки или сотни мегаватт [2]. В то же время ЭНА успешно используются в легких и сверхлегких РН. Например, ракета Electron оснащена двигателями «Rutherford» с двумя ЭНА для горючего и окислителя, а австралийский стартап Gilmor Space Technologies применяет компактные электродвигатели, адаптированные для работы в вакууме [3, 4].

Одним из наиболее перспективных направлений для применения ЭНА являются ЖРД разгонных блоков космических аппаратов. Тяговые характеристики таких двигателей сопоставимы с параметрами двигателя Резерфорда. Однако для оценки целесообразности разработки ЭНА для новых РН или их интеграции в существующие двигатели разгонных ступеней необходимо разработать методы расчета энергомассовых характеристик, которые позволят провести соответствующий анализ.

Также перспективным направлением является использование ЭНА в качестве вспомогательных (бустерных) насосов для основных двигателей жидкостных ракетных носителей. Конструкция и система подачи топлива в ЖРД могут изменяться в зависимости от различных факторов.

Упрощенная электрогидравлическая схема ЖРД и электронасосная система подачи топлива (ЭСПТ) представлена на рис.1.

Кроме схемы, показанной на рис. 1, а, возможен вариант с отдельным электроприводом насосов (рис. 1б). Схема с отдельным приводом проще и обеспечивает более гибкое управление параметрами ЖРД [5].

Повышение давления в камере сгорания ЖРД на первых ступенях РН увеличивает удельный импульс, что снижает расход топлива и может повысить массу полезной нагрузки. Однако при использовании ЖРД с ЭСПТ возникают сложности: рост давления требует увеличения мощности насосов и массы энергосистемы, что может нивелировать преимущества.

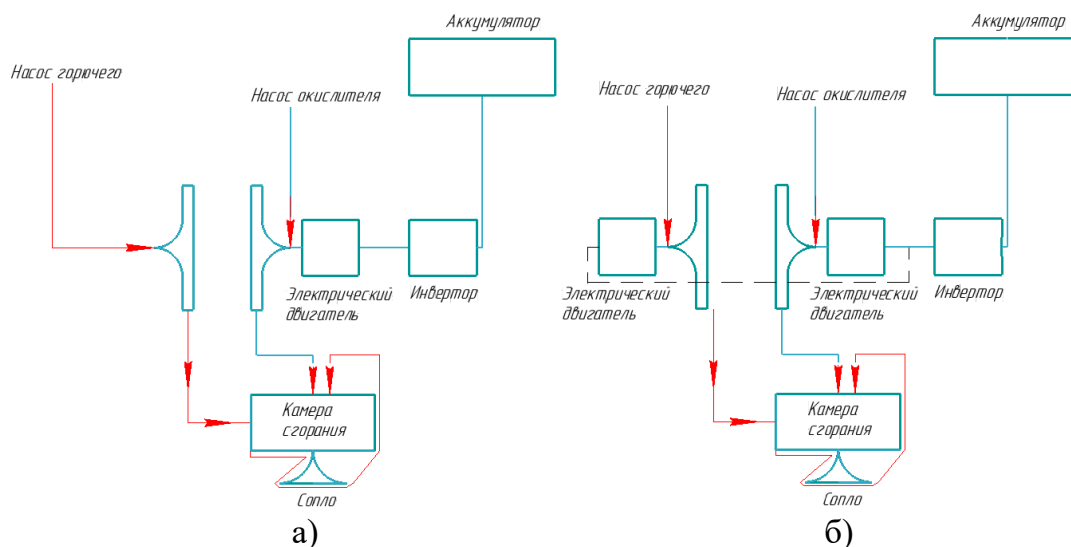


Рис. 1. Электрогидравлическая схема ЖРД с ЭСПТ: а) схема с одним электроприводом; б) раздельный электропривод

Повышение давления в камере сгорания требует значительного увеличения мощности насосов и электродвигателей, так как они должны обеспечивать подачу топлива и окислителя под более высоким давлением. Это увеличение мощности напрямую связано с ростом давления в камере. Кроме того, для обеспечения работы таких насосов и электродвигателей требуется более мощная и, следовательно, более тяжелая аккумуляторная батарея или другая система энергоснабжения.

В результате, несмотря на потенциальное увеличение удельного импульса, общая сухая масса первой ступени возрастает из-за увеличения массы энергетической системы, насосов и электродвигателей. Это, в свою очередь, может привести к снижению относительной массы полезной нагрузки, что частично или полностью нивелирует преимущества от повышения давления в камере сгорания. Таким образом, при проектировании ЖРД с ЭСПТ необходимо тщательно балансировать между повышением давления для увеличения удельного импульса и ограничениями, связанными с увеличением массы энергетической системы и других компонентов.

Общая схема влияния давления в камере на массовые характеристики ракетного блока представлена на рис. 2 [6].

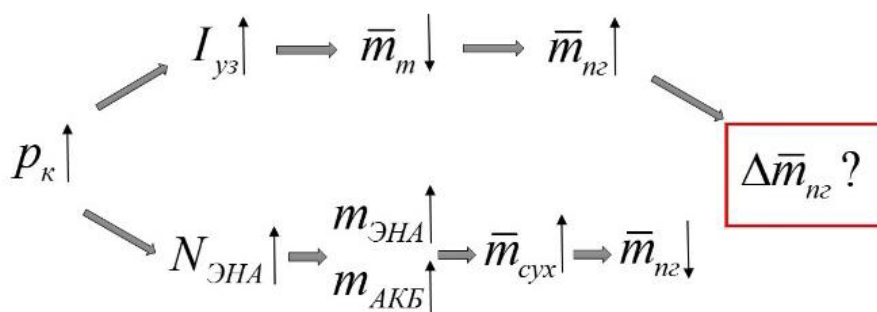


Рис. 2. Общая схема влияния давления в камере ЖРД с ЭСПТ на относительную массу полезного груза ракетного блока

Согласно данным, представленным на рис. 2, влияние давления в камере сгорания на ключевой показатель эффективности ракетного блока – относительную массу полезной нагрузки – носит неоднозначный характер. Исследования, основанные на анализе различных уравнений и моделей, демонстрируют, что наилучшее давление в камере сгорания для достижения минимальной массы системы, состоящей из ЖРД, аккумуляторной батареи и топлива, находится в районе 10 МПа. Данный вывод подтверждается результатами, представленными в работах [7–9], где также указывается, что давление в камере сгорания двигателя «Rutherford» от компании Rocket Lab приближено к этому значению. Это подтверждает практическую обоснованность подобных расчетов.

В рамках исследований также рассматривается вопрос выбора между ЭСПТ и традиционным ТНА для насосов ЖРД. Для оценки целесообразности использования того или иного типа привода проводится сравнительный анализ, включающий расчет массы топливных компонентов, расходуемых на работу ТНА, и массы системы электропривода с учетом энергетических элементов. При этом учитываются такие параметры, как продолжительность работы двигателя, требуемая мощность насосов, а также масса и эффективность энергетической системы.

В случае использования традиционного ТНА часть топлива расходуется на привод турбины, что увеличивает общий расход топлива и, как следствие, массу топливных компонентов. В то же время применение электропривода позволяет избежать расхода топлива на привод насосов, но требует установки аккумуляторных батарей или других источников энергии, что также увеличивает массу системы. Таким образом, выбор между этими двумя подходами зависит от конкретных параметров двигателя, таких как давление в камере сгорания, продолжительность работы и требования к массе системы.

Исследования показывают, что для двигателей с относительно низким давлением в камере сгорания электропривод может быть более выгодным решением, так как масса аккумуляторных батарей в этом случае остается приемлемой. Однако для двигателей с высоким давлением и длительным временем работы традиционный ТНА может оказаться более эффективным, поскольку увеличение массы аккумуляторных батарей для электропривода может перевесить преимущества от экономии топлива [10].

Масса ПС для привода турбины ТНА определяется по формуле:

$$m_{ps} = N_t \cdot (L \cdot \eta_t),$$

где η_t – КПД турбины, N_t – общая мощность, L – удельная плотность энергии:

$$L = \frac{k}{k-1} \cdot R_g \cdot T_0 \cdot \left(1 - \left(\frac{p_{t1}}{p_{t2}} \right)^{-\left(\frac{k}{k-1} \right)} \right).$$

Масса электропривода определяется согласно формуле:

$$M_{pr} = \frac{M_l}{\eta_s} + M_e,$$

где M_e – ориентировочная масса электродвигателя, M_l – масса аккумуляторной батареи, η_s – КПД системы электропривода.

Результатом работы является график зависимости массы продуктов сгорания и массы электропривода от времени работы, представленный на рис. 3.

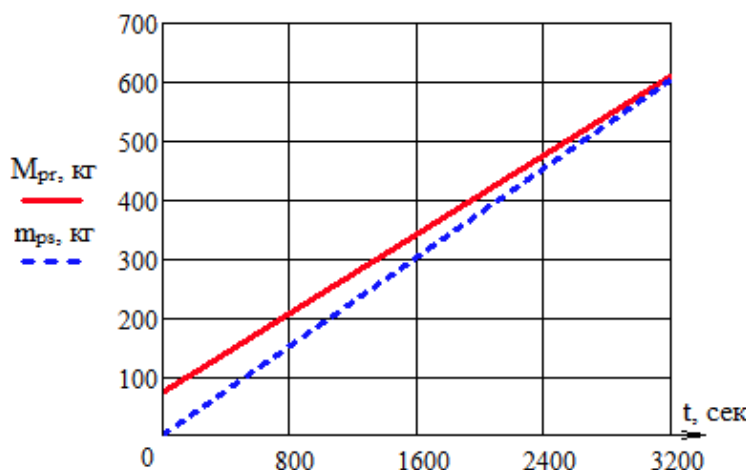


Рис. 3. Зависимость массы ПС и массы электропривода от времени работы

На рис. 4 показана принципиальная схема подачи компонентов топлива с использованием ТНА, оснащенного бустерными насосными агрегатами. В качестве привода этих насосов используются гидротурбины, а запуск системы осуществляется с помощью пусковой газовой турбины (рис. 4, а).

На схеме указаны бустерные насосы окислителя БНО и бустерные насосы горючего БНГ, турбинные бустерные насосы окислителя ТБНО и турбинные бустерные насосы окислителя ТБНГ, основные насосы окислителя НО и горючего НГ, газогенератор ГГ, бустерные насосы с электродвигателем линии окислителя ЭДО, и линии горючего ЭДГ.

Замена гидротурбинного привода на электродвигатель упрощает конструкцию двигательной установки, повышая её надежность и эффективность. Электропривод устраняет необходимость сложной системы подачи топлива для турбины, снижая расход топлива и увеличивая массу полезной нагрузки. На рис. 4, б показана схема с ТНА, где насосы приводятся в действие погружными электродвигателями, питаемыми от аккумуляторных батарей, которые также обеспечивают запуск и управление системой [11].

В диапазоне тяги от 0,4 до ~2 тс (например, двигатель «Rutherford» с тягой 1,83 тс) двигатели с электроприводом (ЭСПТ) конкурируют с традиционными ТНА благодаря:

- отсутствию потерь удельного импульса из-за выхлопа генераторного газа;
- исключению газогенератора и высокотемпературных элементов;
- упрощению системы за счет отсутствия агрегатов для раскрутки ТНА, регулирования тяги и расхода топлива.

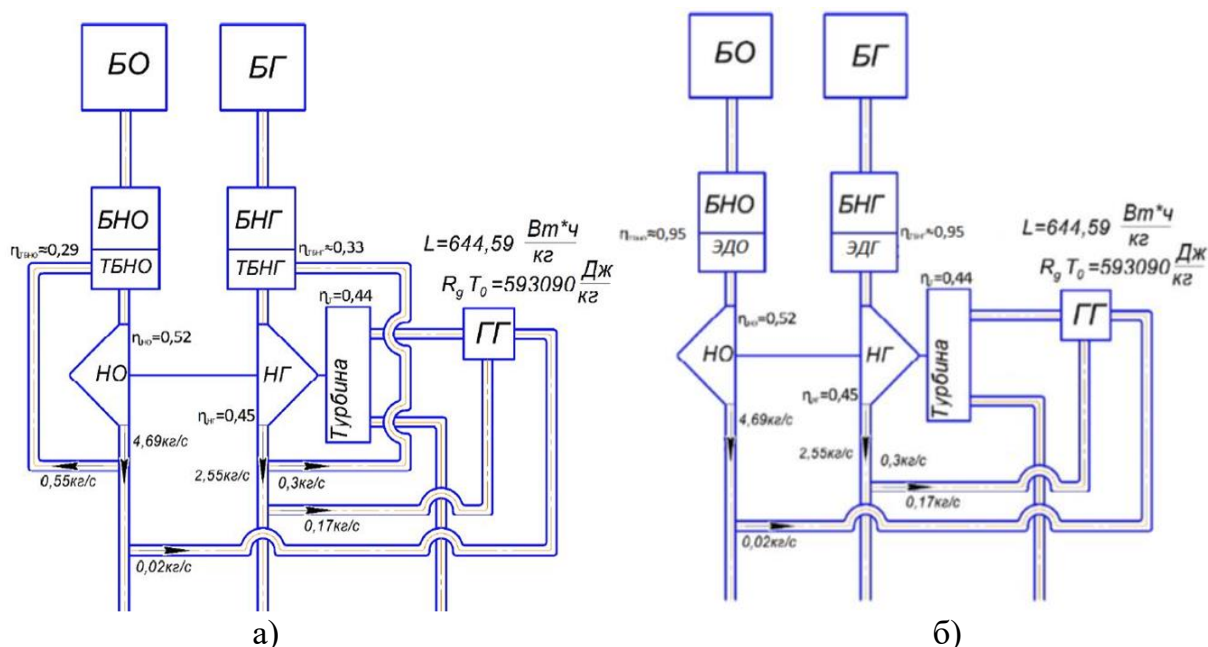


Рис. 4. Схема подачи компонентов топлива с использованием ТНА:
а) гидропривод; б) электропривод

Основной недостаток ЖРД, выполненного по такой схеме, заключается в значительном увеличении массы блока питания на основе аккумуляторных батарей при переходе к двигателям с большей тягой, выходящей за пределы диапазона 0,4–2 тс. Это особенно актуально при высоких давлениях в камере сгорания, необходимых для достижения приемлемого удельного импульса в атмосферных условиях.

Источник финансирования

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Челябинской области (соглашение №184/2 от 25 декабря 2024 г.)

Библиографический список

1. Дубынин, П. А. Обзор аккумуляторных батарей космического назначения / П. А. Дубынин, М. И. Толстомятов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики: Сборник материалов IX Международной научно-практической конференции, посвященной Дню космонавтики. В 3-х томах, Красноярск, 10–14 апреля 2023 года / под общей редакцией Ю.Ю. Логинова. Том 1. – Красноярск: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева", 2023. – С. 222–224.

2. К методу расчета основных характеристик перспективных бустерных электронасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей / П. А. Дубынин, М. И. Толстопятов, А. А. Зуев, В. В. Черненко // Сибирский аэрокосмический журнал. – 2023. – Т. 24, № 2. – С. 325–334. – DOI 10.31772/2712-8970-2023-24-2-325–334.

3. Новостной ресурс «Интерфакс» [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.interfax.ru/world/892739>. (дата обращения: 04.03.2025)

4. Автономная некоммерческая организация высшего образования «Университет Иннополис» [Электронный ресурс]. URL: <https://hightech.fm/2022/12/23/lightestelectricmotor>. (дата обращения 04.03.2025)

5. Дема, И. А. Энергомассовая модель ракетных блоков с электронасосной системой подачи топлива / И. А. Дема, С. Ю. Пирогов, В. И. Поспищенко // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. – 2022. – № 683. – С. 185–189.

6. Исследование вариантов схемно-технических решений для рн с жидкостными ракетными двигателями с электронасосной системой подачи топлива / С. Ю. Герасименко, А. Н. Степенко, С. Ю. Пирогов, В. И. Поспищенко // Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники: МАТЕРИАЛЫ V ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ, Санкт-Петербург, 09–10 декабря 2021 года. – Санкт-Петербург: Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 2022. – С. 310–314.

7. Булат П.Ю. Сверхлегкая ракета – двигатель на батарейках. [Электронный ресурс] – URL: <https://ntinews.ru/blog/publications/sverkhlegkaya-raketa-dvigatel-na-batareykakh.html>. (дата обращения 28.02.2025).

8. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. – 3-е изд., перераб. и доп. / М.: Машиностроение, – 1986. – 376 с.

9. Садовников А. В., Макачук В. В. Литий-ионные аккумуляторы // Молодой ученый. – 2016. – № 23 (127). – С. 84–89. [Электронный ресурс] – URL: <https://moluch.ru/archive/127/35051/>. (дата обращения 28.02.2025).

10. Шикарев, М. А. Особенности методики расчёта энергомассовых характеристик электронасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей / М. А. Шикарев, Э. С. Манохина // Решетневские чтения: материалы XXVI Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева, Красноярск, 09–11 ноября 2022 года. Том Часть 1. – Красноярск: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева", 2022. – С. 219–221.

11. К методу расчета основных характеристик перспективных бустерных электронасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей / П. А. Дубынин, М. И. Толстопятов, А. А. Зуев, В.В. Черненко // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 2. С. 325–334. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-325-334.

МАЛЫЙ КОСМОС: РАЗРАБОТКИ В ОБЛАСТИ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

В.В. Дернов, М.А. Айзверт
Научный руководитель: Е.А. Зарницына

В статье приведен обзор двигателей малой тяги, а именно рассмотрены особенности конструкции двигателей малой и микротяги.

Ключевые слова: двигательная установка, жидкостный ракетный двигатель малой тяги.

На протяжении последних лет укрепилась тенденция по уменьшению размеров электроники и увеличению её производительности, что влечёт за собой и общее уменьшение космических аппаратов, а также снижение стоимости их выведения и эксплуатации. На сегодняшний день отработана возможность создания небольших типовых спутников с широким спектром выполняемых задач. Сохранение данной тенденции приведет в скором времени к большой востребованности ракетных двигателей малой тяги (РДМТ).

По определению РДМТ – это двигатель, тяга которого менее 1600 Н. Сегодня в ракетостроении в основном используются ЖРД, РДТТ и реже электрические и ядерные ракетные двигатели. РДТТ используется при создании разового импульса. ЖРД часто используется в операциях, когда заранее не известна продолжительность, а количество необходимых импульсов больше одного. Поэтому ЖРДМТ более предпочтительны для управления КЛА.

Области применения ЖРДМТ огромны: участие во всех штатных и нештатных процессах управления космическими летательными аппаратами (КЛА) (ориентация на объекты исследования или наблюдения, стабилизация аппарата в ходе полёта, стыковка – расстыковка с другими КЛА, коррекция орбиты или поддержание КЛА на заданной орбите).

РДМТ специального назначения используют для безопасного включения маршевых ДУ КА в условиях невесомости. Они создают небольшие начальные ускорения КА, за счет которого компоненты топлива смещаются к заборным устройствам топливных баков, и после этого маршевый двигатель можно запускать.

Также ЖРМДТ может использоваться в качестве маршевой или унифицированной ДУ для малых и микро-КА.

У ЖРДМТ увеличивается срок активного существования; требуются большие ресурсы по суммарным времени работы и количеству включений;

также необходима многорежимность двигателя, выраженная в его работе как в непрерывном, так и большом наборе разнообразных импульсных режимов с любым сочетанием времени включения и выключения; высокая точность, выражающаяся максимально точным по силе импульсом с минимальными задержками; повышение удельного импульса с одновременным обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателя [1].

Но ЖРДМТ не является просто уменьшенной копией ЖРД, а имеет ряд технических особенностей, отличающих его от классического ЖРД.

При уменьшении размеров и высоким требованиям к эффективности более эффективная система подачи топлива к камере сгорания начинает играть важную роль, поэтому её выбор должен быть обоснованным. По способу подачи компонентов топлива для ЖРДМТ выделяют две системы подачи топлива: насосную и вытеснительную. Каждая из систем имеет свои преимущества и недостатки.

Неоспоримым преимуществом вытеснительной системы подачи топлива является простота её конструкции, однако система требует большого давления в топливных баках, которое должно превышать давление в камере сгорания ЖРДМТ, вследствие чего бак КА должен иметь толстые стенки, что ведёт к значительному росту массы КА.

Достоинством турбонасосной системы является отсутствие необходимости к высокому давлению в баках, но установка турбонасосного агрегата в ЖРДМТ ведёт к значительному усложнению конструкции.

Наиболее эффективной системой подачи топлива для проектируемого ЖРДМТ считается та, которая при заданном суммарном импульсе и условиях эксплуатации ДУ КА обеспечит меньшую массу ДУ в заправленном состоянии (помимо экономических и иных факторов).

В условиях космического пространства и, как следствие низкого давления в камере сгорания ЖРДМТ наиболее оптимальными на сегодняшний день оказываются ЖРДУ с вытеснительной системой подачи. В космическом пространстве при низком давлении окружающей среды можно даже при невысоком давлении в камере сгорания получить достаточно высокий удельный импульс тяги за счет значительной степени расширения рабочего тела в сопле. Также чтобы топливо не перетекало в обратном направлении, при относительно низких давлениях в баке, в трубопроводах проектируется клапан Тесла (рис. 1).

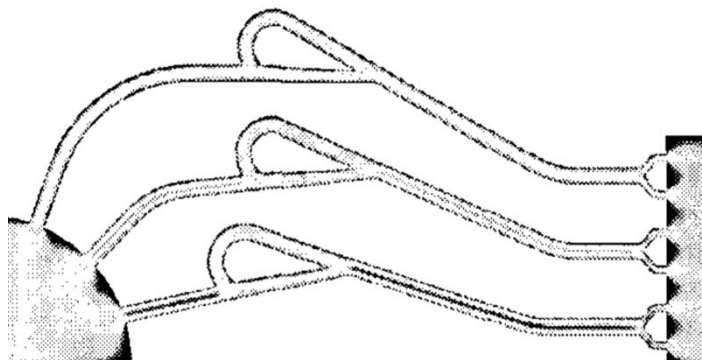


Рис. 1. Клапаны Тесла в системе подачи топлива

Высокие требования к топливной экономичности, а также импульсная работа ЖРДМТ создают трудности с охлаждением сопла этого двигателя. Активное охлаждение сопла у классического ЖРД осуществляется за счет регенеративного пропускания одного из компонентов топлива окислителя (О) или горючего (Г) по трубопроводу между внутренней и внешней стенками камеры сгорания. Однако сопло ЖРДМТ, изготовленное по подобной технологии, не обеспечит необходимое охлаждение, т.к. высокоэффективная ДУ ЖРДМТ при своей работе использует количество топлива, которого недостаточно для охлаждения сопла [2]. Поэтому т.к. ЖРДМТ имеют небольшой размер возникло решение сделать одну или несколько форсунок, которые в основном объеме камеры сгорания создают соотношение компонентов топлива, близкое к их стехиометрическому значению, а по периферии вдоль стенок сопла пускают избыток одного из компонентов топлива, что способствует уменьшению нагрева внутренней части сопла ракетного двигателя от продуктов горения, а следовательно повышает надёжность и долговременность ДУ.

Например, смесительный элемент ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой жидкофазного смешения самовоспламеняющихся компонентов АТ и НДМГ на внутренней стенке камеры сгорания, схема которого приведена на рис. 2, был разработан КБХМ им. А.М. Исаева [3].

При уменьшении размеров также встаёт вопрос на счёт конструкции системы воспламенения, особенно здесь важны факторы массы и времени воспламенения, так как общее время реакции ЖРДМТ не должно превышать нескольких сотых или десятых долей секунды. Чаще из этих требований выбирают самовоспламеняющиеся компоненты топлива или легко воспламеняющееся монотопливо, например, перекись водорода, которое ещё является экологически безвредным и может использоваться при снижении скорости перед посадкой КЛА.

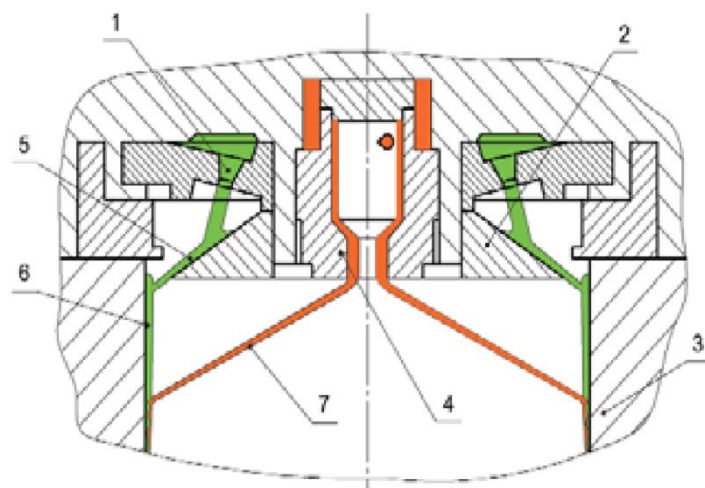


Рис. 2. Дефлекторно-центробежный смесительный элемент форсуночной головки: 1–струйная форсунка окислителя; 2–конический дефлектор; 3–стенка камеры сгорания; 4–центробежная форсунка; 5–первичная плёнка окислителя; 6–вторичная плёнка окислителя; 7–факел распыла центробежной форсунки

Обобщая вышесказанное можно сказать, что разработка ЖРДМТ требует комплексного подхода, который должен учитывать, как технические, так и эксплуатационные особенности данной группы двигателей. Должны и дальше проводиться исследования процессов и разработка более эффективных конструкций элементов и ЖРДМТ в целом.

В последнее время набирают популярность «КубСаты» – небольшие блочные КА выполняющие различные задачи, но пока не оснащённые двигателями СО. Но тенденции показывают, что в будущем «КубСатам» для выполнения задач понадобятся и ракетные двигатели с тягой менее 0,001 ньютона. Так как нано-спутники имеют достаточно маленькие размеры, то и маршевую ДУ и двигатели СО можно унифицировать, выполнив их на одном топливе, скорее монотопливе, т.к. смесительная головка для двух компонентов топлива сильно усложнит конструкцию ЖРДМТ СО КА. В настоящее время самым перспективным типом являются двигатели, основанные на использовании МЭМС-технологии (рис. 3) [4].

Благодаря аддитивным технологиям сегодня возможно создание унифицированного лёгкого блока-двигателя, который будет встраиваться в микро-КА. В работах определяется облик ЖРДМТ: на основе эксплуатационных условий и на основе максимальной надёжности ДУ, были выбраны системы РДМТ, наиболее подходящие под небольшой КА эксплуатирующийся на орбите. Также описан облик перспективной ДУ для CubeSat.

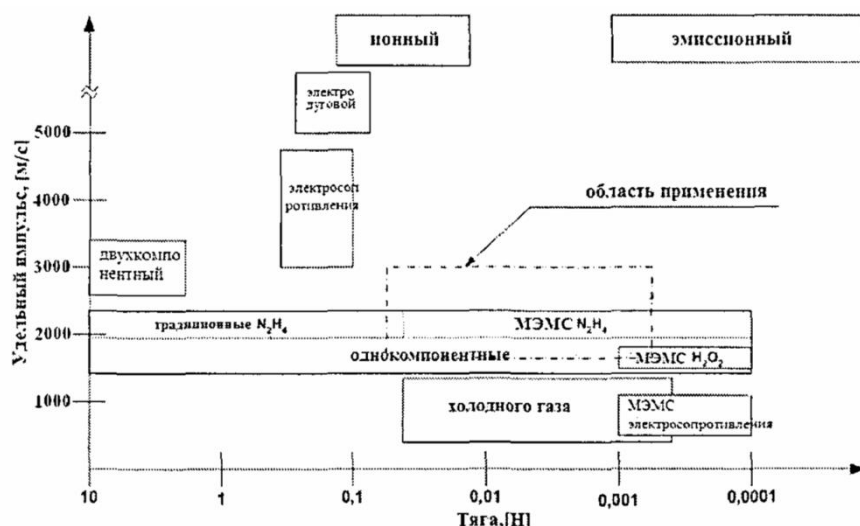


Рис. 3. Концепции реализации двигателей с тягой <10 Н

Библиографический список

1. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов / В. Рыжков, А. Сулинов. [Электронный ресурс] – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/dvigatelnye-ustanovki-i-raketnye-dvigateli-maloy-tyagi-na-razlichnyh-fizicheskikh-printsipah-dlya-sistem-upravleniya-malyh-i-sverhmalyh> (дата обращения: 11.03.2025).
2. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики / В. Егорычев, А. Сулинов. [Электронный ресурс] – URL: https://repo.ssau.ru/bitstream/Uchebnye_posobiya/Zhidkostnye_raketnye_dvigateli-maloi-tyagi-i-ih-harakteristiki_Elektronnyi_resurs_ucheb_posobie_54512/1/Егорычев%20В.С.%20Жидкостные.pdf (дата обращения: 12.03.2025).
3. Основные достижения в ракетных двигателях малой тяги разработки конструкторского бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева. [Электронный ресурс] – URL: <https://engine.aviaport.ru/issues/92/pics/pg24.pdf> (дата обращения: 19.03.2025).
4. Математическое моделирование и численный анализ рабочих процессов в микро-ЖРД на базе МЭМС-технологий / Якутин Александр Владимирович. [Электронный ресурс] URL: <https://mai.ru/upload/iblock/d1e/d1e95f7f8ca230d3c7d8ae30eb1b65df.pdf> (дата обращения: 21.03.2025).
5. Ракетные двигатели малой тяги. [Электронный ресурс] – URL: https://niimashspace.ru/files/2016/Raket_dvig_maloy_tyagi.pdf (дата обращения: 22.03.2025).

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЯДЕРНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА РАКЕТА-НОСИТЕЛЯХ ТЯЖЕЛОГО КЛАССА

С.А. Зыльков, П.В. Логинова, Д.Д. Баландина, Д.В. Куплевацкий
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

В статье исследуется возможность использования ядерного двигателя на верхних ступенях ракеты-носителя «Ангара-А5В» для увеличения массы выводимой полезной нагрузки и скорости ее доставки. Рассмотрены преимущества ядерного двигателя перед традиционными ракетными двигателями, а также технические и безопасностные аспекты его применения. Обозначены проблемы, с которыми можно столкнуться, используя ядерный двигатель на ракета-носителях и анализируется возможность использования ядерного двигателя для межпланетных миссий и исследований космоса. Рассчитаны возможные характеристики ядерной конфигурации Ангара-А5В, сделаны выводы о целесообразности использования ядерных двигателей и последствиях их использования.

Ключевые слова: ядерная энергодвигательная установка, космонавтика, проектирование, Ангара, ракета-носитель, тяжелый класс, жидкостный ракетный двигатель

В России существует несколько перспективных ракета-носителей (РН) тяжелого класса, среди них Ангара-А5 и Ангара-А5В. Улучшение энергетических характеристик возможностей средств выведения является одно из приоритетных задач при проектировании. Это может быть достигнуто использованием новых типов двигательных установок, в частности ядерной энергодвигательной установки (ЯЭДУ). Основой ЯЭДУ (рис. 1) является реактор на быстрых нейтронах с газовым охлаждением. Применение ЯЭДУ мегаваттного класса позволит в десять раз увеличить электрическую мощность на любых космических аппаратах [1]. РН с ядерными двигателями могут обладать впечатляющими характеристиками: удельный импульс до трех раз больше, чем у РН на химических компонентах топлива, со сравнимой по величине тягой, и могут быть спроектированы так, чтобы использовать различные виды топлива, от CO₂ до аммиака.

Идея использовать ядерную энергию для приведения в движение космических аппаратов возникла в 1944 году. Серьезные испытания были проведены на ядерных двигателях, с наземными испытаниями в 1955 году

и функциональными макетами гигаваттного класса, работающих в течение нескольких минут к 1970-м годам. Первоначальные усилия 1970-х годов были просты в стремлении к максимальной мощности и максимальной тяге [2].



Рис. 1. Внешний вид современной ЯЭДУ

Проект Rover (рис. 2) привел к созданию проекта реактора Phoebus-2A, который выдавал мощность 4000 МВт в течение 12 минут во время пробного запуска. Как полностью разработанный двигатель, он мог выдавать 5000 МВт с удельным импульсом 825 сек [3, 4]. Характеристики двигателей представлены в табл.1.



Рис. 2. Проект Rover и их образцы (альтернативное название NERVA)

Таблица 1

Название	Мощность, МВт	Тяга, кгс
Kiwi A	100	0
Kiwi B	1000	23000
Phoebus 1	1000-1500	23000-34000
Phoebus 2	5000	113000

Советский двигатель РД-0410 имеет похожую историю. Идея двигателя родилась в конце 40-х годов. Как и в проекте Rover первоначальной идеей

был атомный воздушно-реактивный двигатель для первой ступени баллистической ракеты, затем разработка перешла в космическую отрасль. Проект был начат в 1966 году и продолжался до середины 80-х годов. В качестве цели для двигателя называлась миссия «Марс-94» – пилотируемый полёт на Марс в 1994 году. Схема РД-0410 аналогична NERVA – водород проходит через сопло и отражатели, охлаждая их, подается в активную зону реактора, нагревается там и выбрасывается. По своим характеристикам РД-0410 (табл. 2) был лучше NERVA. Реактор прошёл значительную серию испытаний, но ни разу не испытывался на полную длительность работы [5].

Таблица 2

Характеристики РД-0410

Мощность, МВт	Удельный импульс, сек	Температура, °К	Полная масса, кг	Удельная мощность, кВт/кг
196	>900	3000	2000	98

Одним из аспектов разработки ядерных тепловых двигателей является выбор топлива для двигателя. Практически все испытания и разработки сосредоточены на использовании жидкого водорода, поскольку он может обеспечить самый высокий удельный импульс. Возможно также использование метана в качестве топлива. Он в шесть раз плотнее жидкого водорода, может храниться при температуре 100 К, и его можно производить с использованием воды и углекислого газа. При высоких температурах он распадается на водород и углерод, превращая молекулы 16 г/моль в плазму 3,25 г/моль. Таким образом достигается удельный импульс, лишь немного меньший, чем при использовании жидкого водорода.

В качестве объекта исследования выбрана РН Ангара-А5В с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) (рис. 3, а), характеристики которой приведены в табл. 3.

С целью увеличения массы полезной нагрузки (ПН) и скорости ее доставки возможно рассмотреть использование ядерного двигателя на второй и третьей ступенях Ангара А-5В. По материалам статьи [3], выбран двигатель мощностью 1000 кВт/кг, с метановым топливом, который подходит по массовым и геометрическим параметрам. На рис. 3, б показан внешний вид РН с ядерным двигателем. При использовании такой двигательной установки масса ПН увеличилась в 1,7 раз по сравнению с исходным вариантом РН и составила около 63 тонн. Несмотря на явное преимущество реализация такого варианта Ангара-А5В в ближайшем будущем будет затруднительным, так как сегодня не разрабатывается ни один большой ядерный тепловой двигатель, никогда не проводились испытания ядерных двигателей с метановым топливом, радиоактивность после запуска, после выключения продолжает высвобождаться до 1% максимальной выходной мощности – в рассматриваемом случае это несколько мегаватт.

Мощность быстро падает, но уровни радиации рядом с двигателем будут оставаться смертельными в течение нескольких дней и опасными в течение нескольких недель. По оценкам NASA, ядерный ракетный двигатель возвращается в «безопасное» состояние через месяц. Быстрое повторное использование двигателя усложняется, в том числе и в космосе, если его применять при взаимодействии с Международной Космической Станцией.

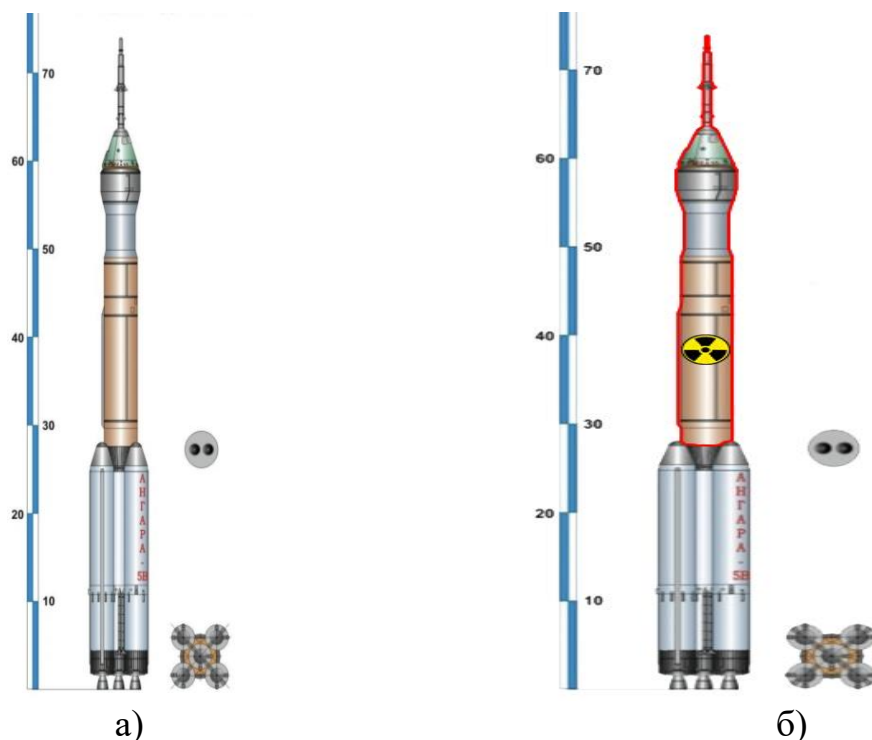


Рис. 3. Внешний вид РН (размеры в м.):
а) Ангара-А5В [6] б) с ЯЭДУ

Таблица 3

Характеристики различных вариантов РН

с ЖРД		с ЯЭДУ	
Стартовая масса ракеты космического назначения (РКН), т			
821		941,3	
Приведенная масса ПН, т			
37,5		63	
Компоненты топлива			
На ракетных блоках (РБ) 1 и 2 ступеней	Нафтил, кислород	На 1 ступени	Нафтил, кислород
На РБ 3 ступени	Водород, кислород	На 2 ступени	Метан
Сухая масса/заправляемый запас топлива, т			
РБ 1 ступени	37,8/521,012	1 ступень	37,8/521,012
РБ 2 ступени	10,555/130,193	2 ступень	36/346,5
РБ 3 ступени	9,00/70,588		
Маршевые двигатели			
РБ 1 ступени	РД-191М (4 шт.)	2 ступень	ЯЭДУ

Маршевые двигатели			
РБ 2 ступени	РД-191М (1 шт.)	Тяга 2 ступени	7828 кН
РБ 3 ступени	РД-0150 (2 шт.)		
Тяга двигателей РН	10787 кН		
Тяга РБ 3 ступени, тс	882 кН		

Для использования всех преимуществ ядерной двигательной установки, необходимо её устанавливать на космический корабль, который предназначен для использования этого типа двигательной установки, который никогда не приземляется, только перемещается с орбиты на орбиту, поэтому нет необходимости в тепловой защите, закрылках, двигателях большой тяги, толстой стальной конструкции или ограничений к аэродинамической форме. Таким образом он может использовать огромные резервуары для водорода и легкую конструкцию из алюминия или углеродных композитов. В России такой аппарат создается и тестируется – это ядерный электроракетный межорбитальный буксир «Геркулес».

Библиографический список

1. Синявский, В. В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру "Геркулес" / В. В. Синявский // Космическая техника и технологии. – 2013. – № 3(3). – С. 25–45.
2. usnc.com: ultra safe nuclear: официальный сайт. – Сиэтл. URL: <https://www.usnc.com/projects/> (дата обращения: 16.12.2024). Текст: электронный.
3. Toughsf: Научный блог: [сайт]. – Лондон. URL: <https://toughsf.blogspot.com/2021/10/nuclear-conversion-for-starship.html> (дата обращения: 16.02.2025). – Текст: электронный.
4. Пелевин, Ф. В. Моделирование тепловых процессов в ядерной энергодвигательной установке / Ф. В. Пелевин, В. В. Лозовецкий, А. В. Пономарев // труды Шестой Российской национальной конференции по теплообмену, Москва, 27–31 октября 2014 года. – Москва: Издательский дом МЭИ, 2014. – С. 134–137.
5. Ядерные ракетные двигатели / Ю. Г. Демянко, Г. В. Конюхов, А. С. Коротеев [и др.]. – Москва: Норма-Информ, 2001. – 416 с.
6. Ющенко, В. А. Семейства ракетоносителей России: "Ангара" и "Протон" / В. А. Ющенко // Наука и молодежь в XXI веке: материалы III Всероссийской студенческой научно-технической конференции, Омск, 30 ноября 2017 года. – Омск: Омскбланкиздат, 2017. – С. 208–211.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КАМЕРЫ ТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОЙ 200Н

В.А. Миля, В.А. Голышкина, М.П. Максимова, Е.С. Широкова

В работе описан процесс проектирования камеры ЖРДМТ на нетоксичном топливе. Проведен термодинамический расчет и построен газодинамический профиль сопла. Произведена форсуночная головка. Рассмотрены применяемые в РКТ материалы при производстве аддитивными методами.

Ключевые слова: ЖРДМТ, ТКРД, нетоксичное топливо, форсуночная головка, аддитивные технологии.

Введение

Космический аппарат (КА), предназначенный для выполнения длительной миссии, должен быть обеспечен двигательной установкой (ДУ) с возможностью многократного пуска двигателей и организацией автономной работы двигателей ДУ.

В состав ДУ КА могут входить двигатели различного назначения, такие как: маршевые, тормозные и коррекционные двигатели.

Последние предназначены для ориентации КА в пространстве и коррекции его орбиты. Ограниченность пространства для размещения двигателей в КА обуславливает конкретные границы вместимости топливных баков. В связи с этим усиливается внимание к применению каталитических жидкостных ракетных двигателей малой тяги в качестве коррекционных. Процесс образования рабочего тела в каталитическом двигателе происходит за счет диссоциации топлива, обтекающего пакет катализатора, расположенного внутри камеры сгорания (КС). Таким образом, при применении каталитического принципа образования рабочего тела, возникает необходимость в баке лишь одного компонента ракетного топлива, выступающего для этого двигателя монотопливом.

Выбор пары монотопливо-катализатор

В качестве монотоплива и соответствующего катализатора могут применяться различные химические вещества, как хорошо изученные и обладающие долгой историей эксплуатации, так и вновь разрабатываемые. Так, активно разрабатываются катализаторы традиционного гидразина N_2H_4 [1]. Вместе с тем в последние десятилетия ведутся работы по созданию монотоплив на основе динитрамида аммония (АДНА) $NH_4N(NO_2)_2$ [2].

Повышенный интерес к созданию новых монотоплив в последнее время обусловлен стремлением снизить токсичность применяемого топлива и

таким образом упростить нормы получения, хранения и эксплуатации топлива. Несмотря на высокий интерес к эксплуатационным характеристикам монотоплива, определенные условия выполнения миссии космическим аппаратом могут и сегодня обуславливать применение двигателей на токсичном монотопливе [3], в связи с чем остановка работ по развитию катализаторов гидразина не является оправданной.

Наиболее популярными нетоксичными монотопливами являются растворы АДНА и перекиси водорода (ПВ) H_2O_2 . В зависимости от концентрации разделяют топлива LMP-101X и LMP-102 на основе АДНА и растворы ПВ в концентрации 82...98%.

В рамках работы было принято решение использовать нетоксичное монотопливо. Применение монотоплива на основе АДНА позволяет получить удельный импульс, превосходящий удельный импульс двигателя на гидразине на 20...40% [2]. Вместе с тем продукты диссоциации АДНА имеют высокие температуры. Высококонцентрированная ПВ 98% позволяет получить удельный импульс, наибольший среди прочих концентраций ПВ, но меньший удельного импульса двигателя на гидразине на 20% [4].

Синтез АДНА изучался еще в 1970-е годы в СССР [5]. Существующие методы синтеза АДНА имеют различные стоимость и эффективность, в том числе существуют дешевые методы [6]. В настоящее время разрабатываются катализаторы монотоплив на основе АДНА [7].

ПВ безопасна в обращении: хранении и транспортировке, не коррозионно активна и обладает также замечательными экономическими характеристиками, имеет широкую производственную базу и может быть произведена на территории РФ. Большим достоинством каталитического двигателя на ПВ является возможность запуска её термokatалитического разложения без использования воспламенительных систем, что упрощает его конструкцию.

Основываясь на достоинствах ПВ как ракетного топлива, авторы приняли решение рассматривать пероксид-водородный термokatалитический ракетный двигатель (ТКРД).

В настоящее время в качестве эффективных катализаторов разложения ПВ рассматриваются Ag, Pt и оксиды марганца Mn_2O_3 и MnO_2 [8]. Наиболее доступными среди них являются оксиды марганца.

Термодинамический расчет двигателя

Термодинамический расчет двигателя проводился в программе Rocket Propulsion Analysis, предназначенной для определения основных характеристик продуктов диссоциации ПВ.

ДУ КА, обладающего ограниченным пространством для ее компоновки, обуславливает отказ в турбонасосном обеспечении питания ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) коррекционной системы управления. В

связи с этим разрабатываемый ТКРД обладает вытеснительной системой подачи ПВ и сравнительно небольшим давлением в камере P_k .

Термодинамический расчет проводился при выборе сравнительно невысокого для РД давления P_k 1,0 МПа, обеспечивающего прочность камеры двигателя малых размеров для ПВ концентрации 85%, 90% и 95%. Величина давления продуктов диссоциации на срезе сопла P_a принята равной 0,008 МПа. Соответственно, степень расширения по давлению $\varepsilon = 125$.

Использование ПВ большой концентрации приводит к подъему температуры в камере T_k . В связи с технологической сложностью такого двигателя авторы ограничились рассмотрением 85% концентрации ПВ.

Результаты проведенного расчета представлены в табл. 1. где R' – газовая постоянная продуктов сгорания в камере, i_t – удельная энтальпия топлива, k – показатель изэнтропы расширения.

Таблица 1

Термодинамический расчет

	P_k , МПа	T_k , К	R' , Дж/(кг*К)	i_t , кДж/моль; кДж/кг	k
ПВ 85%	1,00	892,65	380,88	-154,94; -7098,39	1,28
ПВ 90%	1,00	1019,32	376,14	-145,30; -6576,79	1,27
ПВ 95%	1,00	1146,80	371,40	-135,37; -6050,11	1,26

Теоретический удельный пустотный импульс двигателя определен по интерполяционной формуле [9]:

$$\ln J_{удп} = \ln J_{удп}^{(0)} + C_1 * 10^{-3} \Delta \ln P_k + C_2 * 10^{-3} * \Delta i_T + C_3 * 10^{-3} \Delta \ln \varepsilon \quad (1)$$

где $J_{удп}$ – теоретический удельный импульс в пустоте,

$J_{удп}^{(0)}$ – теоретический удельный импульс в пустоте в опорной точке [10],

$\Delta \ln P_k$ – разность логарифмов действительного давления в камере и давления в опорной точке [10],

Δi_T – разность энтальпий действительной и энтальпии, для которой приведены интерполяционные коэффициенты,

$\Delta \ln \varepsilon$ – разность величин натуральных логарифмов действительной степени расширения в камере и степени расширения в опорной точке [10],

C_1, C_2, C_3 - коэффициенты формулы, определенные по [10].

Интерполяционные коэффициенты подобраны для представленной в [10] концентрации ПВ, обладающей близкими плотностью и удельной энтальпией.

Удельный импульс составил $J_{удп} = 148,1$ с.

Профилирование сопла

На основании опыта проектирования РДМТ коэффициенты потерь удельного импульса в камере и сопле приняты $\varphi_k=0,94$ и $\varphi_c=0,97$ [11].

Расчет проводился для двигателя тягой 200 Н. Такой ЖРДМТ является стандартным в линейке разрабатываемых в настоящее время двигателей и выбран в качестве образца для расчетов. Последующие расчеты, проведенные по методике [11] позволили построить газодинамический профиль всей камеры, представленный на рис. 1.

Суммарный расход топлива для двигателя с тягой $P=200$ Н:

$$m_{\Sigma} = \frac{P_{п}}{(J_{удп} * \varphi_k * \varphi_c)}, \quad (2)$$

где $m_{\Sigma} = 0,1481$ кг/с.

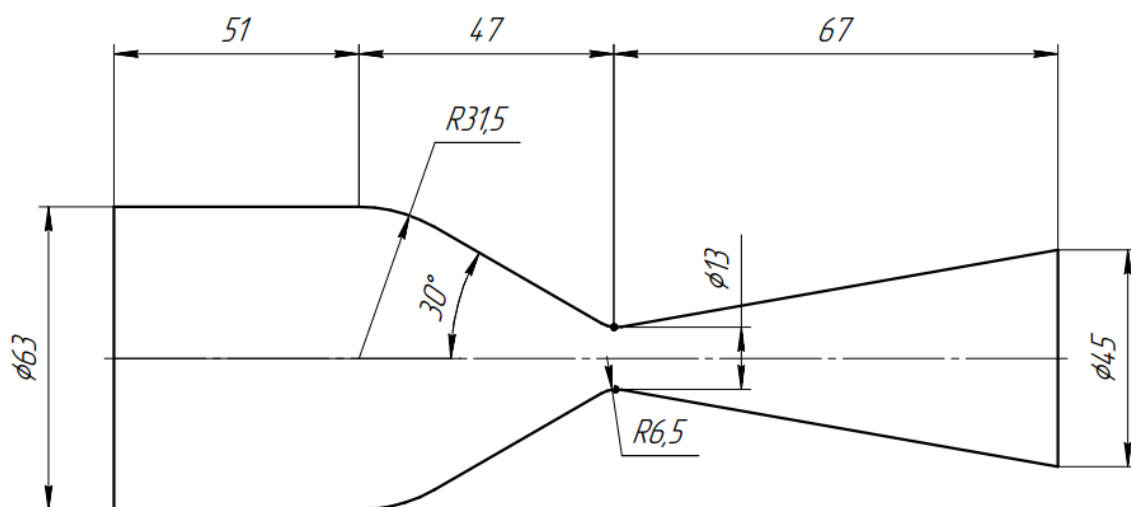


Рис. 1. Газодинамический профиль камеры

Конструкция камеры ТКРД

В состав камеры двигателя входят форсуночная головка и корпус камеры, представленные на рис. 2. Форсуночная головка и корпус камеры соединены соединительным кольцом.

Смесительная головка предназначена для организации эффективной подачи ПВ в КС и состоит из расположенных в определенном порядке форсунок и корпуса.

Цилиндрическая часть КС является трактом разложения ПВ на помещенном внутри КС каталитическом пакете.

Полнота разложения ПВ на катализаторе и соответствующая эффективность его работы зависят от температуры катализатора [12], в связи с чем вместе с каталитическим пакетом в КС помещен нагревательный элемент

Наиболее ответственной частью камеры ТКРД является форсуночная головка, конструкция которой определяет эффективность протекания реакции диссоциации ПВ и полноту разложения ПВ на катализаторе и время выхода двигателя на режим.

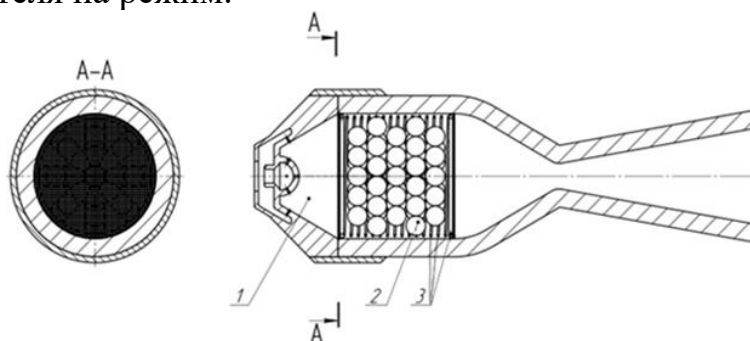


Рис. 2. Конструкция камеры ТКРД: 1 – камера двигателя; 2 – каталитический пакет; 3 – нагревательный элемент.

Проектирование форсуночной головки

Важным условием организации правильного распыления является параллельность направления распространения струи к оси камеры.

По методике [13] спроектирована форсуночная головка шатрового типа, представленная на рис. 3.

Для проведения эксперимента форсуночная головка, распечатанная на 3Д принтере, была помещена в испытательный проливочный стенд, рабочим телом которого является вода, после чего было проведено 5 экспериментов по проливке форсуночной головки.

Рассматриваемая в ходе эксперимента головка обладает коэффициентом головки $\varphi_r = 1,08$, равным отношению действительного и теоретического расходов.

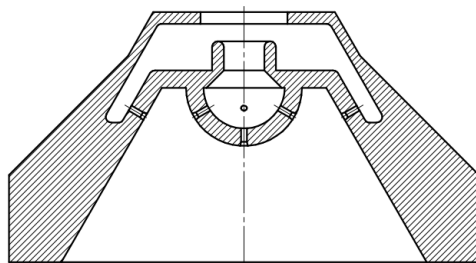


Рис. 3. Форсуночная головка

Производство камеры ТКРД

Малые размеры и сложная геометрия элементов камеры обуславливают применение аддитивных технологий (АТ).

Для производства изделий ракетной техники используются следующие группы материалов: титановые сплавы и чистый титан, инструментальная и коррозионностойкая сталь, алюминий и его сплавы, сплавы на основе никеля, медные сплавы и др. Применяемые порошки и их свойства приведены в табл. 2[14–16].

Таблица 2

Параметр	TiAl6V4	TiAl6Nb7	316L	AlSi10Mg	Inconel 625
Предел прочности, МПа	1286±57	> 972	654±49	397±11	961±41
Условный предел текучести, МПа	1116±61	> 865	550±39	227±11	707±41
Шероховатость по- верхности, мкм	36±4	36±4	40±11	—	-28

Из рассмотренных в табл. 2 материалов принят для возможного изготовления Inconel 625, как удовлетворяющий прочностным и термическим условиям, возникающим при работе двигателя.

Inconel 625 применяется в современных разработках в области ЖРД. Так, на базе Южно-Уральского Государственного Университета ведется проектирование ЖРД со штыревым соплом, сопло которого изготовлено при помощи методов АТ из этого материала [17].

Заключение

Применение ТКРД в качестве ЖРДМТ коррекции позволяет упростить ДУ, обеспечив КА баком монотоплива и упрощает её компоновку.

В работе рассмотрен ТКРД с относительно малым P_k , что также позволяет упростить ДУ, применяя вытеснительную систему подачи топлива в камеру.

Применение нетоксичного топлива позволяет использовать двигатель в составе ДУ управляемых КА.

Библиографический список

1. Богданова, Е. А. Катализаторы разложения гидразина и их получение / Е. А. Богданова, И. Ю. Пономарев, А. В. Наседкин // Кинетика и катализ. – 2022. – Т. 63, № 3. – С. 279-287. – DOI 10.31857/S0453881122030042. – EDN LXAUANA.
2. Нестеренко, А. Н. Перспективные монотопливные термokatалитические двигатели / А. Н. Нестеренко, С. В. Солодова // Вестник Российского государственного университета им. И. Канта. – 2008. – № 4. – С. 80–84. – EDN JKGHBV.

3. Баленков, Д. С. Технический анализ вариантов конструктивных схем ЖРД посадочной платформы космического аппарата "Экзомарс" / Д. С. Баленков, Я. Ю. Ледков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2017. – Т. 1, № 13. – С. 113–115. – EDN YLNHFX.
4. Козловский, Л. Н. Водные растворы перекиси водорода - экологически чистые пропелленты с 85-летней историей эксплуатации / Л. Н. Козловский, С. А. Барышев // Современная наука: актуальные вопросы, достижения и инновации: сборник статей XXIX Международной научно-практической конференции, Пенза, 10 февраля 2023 года. – Пенза: Наука и Просвещение (ИП Гуляев Г.Ю.), 2023. – С. 35–37. – EDN UQJLJP.
5. Лукьянов О.А., Горелик В.П., Тартаковский, В.А. Динитрамид и его соли. Изв. Акад. Наук, Серия химическая, 1994, №1, с. 94.
6. Fu-yao Chen, Chun-lei Xuan, Qiang-qiang Lu, Lei Xiao, Jun-qing Yang, Yu-bing Hu, Guang-Pu Zhang, Ying-lei Wang, Feng-qi Zhao, Ga-zi Hao, Wei Jiang, A review on the high energy oxidizer ammonium dinitramide: Its synthesis, thermal decomposition, hygroscopicity, and application in energetic materials, Defence Technology, Volume 19, 2023, P. 163–195, ISSN 2214-9147
7. C. Shamjitha, Anuj A. Vargeese, Development of bimetallic spinel catalysts for low-temperature decomposition of ammonium dinitramide monopropellants, Defence Technology, Volume 30, 2023, P. 47–54, ISSN 2214-9147
8. В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегаллин, А. П. Тишин и др.; Подгот. под науч. рук. В. П. Глушко; Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справ. Т. 1 Акад. наук СССР, ВИНТИ. - М.: Б. И, 1973. 267 с.
9. В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегаллин, А. П. Тишин и др.; Подгот. под науч. рук. В. П. Глушко; Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справ. Т. 6 Топлива на основе перекиси водорода. Акад. наук СССР, ВИНТИ. - М.: Б. И, 1973. – 748 с.
10. Козлов А.А., Абашев В.М. Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги / А.А. Козлов, В.М. Абашев.: Учебное пособие для дипломников и студентов старших курсов. – М.: Изд-во МАИ. 2004. – 34 с.: ил.
11. Катализаторы разложения пероксида водорода, используемые в ракетных двигателях (обзор) / Ш. Л. Гусейнов, С. Г. Федоров, В. А. Косых, П. А. Стороженко // Журнал прикладной химии. – 2020. – Т. 93, № 4. – С. 459–482. – DOI 10.31857/S0044461820040015. – EDN AAFAOK.
12. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов. 3-е изд., доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 460 с.
13. Технология селективного лазерного спекания в производстве изделий ракетно-космической техники / Ю. В. Баданина, А. Л. Галиновский, Е. С. Голубев, Н. В. Коберник. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. – 35 с.
14. Metal additive manufacturing in aerospace: A review. / Blakey-Milner B., Gradl / Elsevier. Materials & Design. 2021. / Vol. 209. No. 110008. P. 23–56.
15. Кулик В.И., Нилов А.С. Аддитивные технологии в производстве изделий авиационной и ракетно-космической техники. – СПб.: БГТУ "Военмех" им. Д.Ф. Устинова, 2018. – 160 с.

16. Экспериментальные исследования демонстратора двигательной установки с центральным телом / С. Д. Ваулин, В. Л. Салич, А. В. Ерпалов [и др.] // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2023. – № 12(765). – С. 113–123. – DOI 10.18698/0536-1044-2023-12-113-123. – EDN NGBJGG.

УДК 621.453/.457+621.455

ОСВОЕНИЕ КОСМОСА: РАЗРАБОТКИ В ОБЛАСТИ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

***Г.А. Недбайло, Е.А. Зарницына
Научный руководитель: К.И. Хажиахметов***

В статье приведен обзор перспективных разработок в ракетном двигателестроении, а именно рассмотрены двигатели с центральным телом и электроракетные двигатели, как на инженерные изобретения служащие для освоения ближнего и дальнего космоса. Приведены их достоинства и недостатки, на основании, которых сделан вывод об их перспективах для освоения ближнего и дальнего космоса.

Ключевые слова: двигательная установка, ЖРД с соплом Лавала, центральное тело, электроракетный двигатель, рабочее тело.

В настоящее время при освоении космоса одной из первоочередных задач является необходимость уменьшения стоимости космических запусков (к чему на сегодняшний момент стремится компания SpaceX), решению которой способствует применение перспективных разработок в области ракетного двигателестроения. Таковыми можно считать применение жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с центральным телом (ЦТ) и электроракетных двигателей.

На протяжении более полувека для вывода полезной нагрузки в космическое пространство используются химические ракетные двигатели, а именно, ЖРД. Но данные запуски обходятся дорого, что заставляет искать новые способы решения этой задачи. В настоящее время выявляются новые требования к двигателям ракет-носителей, а область применения ЖРД постоянно расширяется. Поэтому задачи, решаемые ЖРД с соплом Лавала, постоянно усложняются. Однако даже самые современные ЖРД не способны в полной мере соответствовать новейшим требованиям. Это обусловлено самой конструкцией, т.к. главным недостатком ЖРД с соплом Лавала является способность работать в расчетном режиме только на заданной высоте, что вынуждает искать способы решения данной проблемы.

В следствии всего этого появляются новые технические решения для усовершенствования существующих конструкций – ЖРД с ЦТ. Он позволяет решить главную проблему классического ЖРД, так как данный двигатель постоянно работает в режиме, соответствующем максимальному удельному импульсу [1].

Основная идея конструкции двигателя состоит в том, что на малой высоте атмосферное давление прижимает отработанный газ к выступающему ЦТ. Затем рециркуляция в основании ЦТ поднимает давление до значения окружающей среды. В силу этого тяга не достигает предельно возможных значений, но и не уменьшается, в отличие от конструкции традиционного сопла из-за частичного вакуума. По мере того как летательный аппарат достигает большей высоты, сдерживающее реактивную струю двигателя окружающее давление уменьшается, при этом падает давление на верхнюю часть двигателя, что сохраняет его эффективность неизменной, несмотря на то, что окружающее давление уменьшается, зона рециркуляции сохраняет давление на основании клина до величин сравнимых с давлением атмосферы у поверхности Земли, в то время как верхняя часть ЦТ находится практически в вакууме. Это компенсирует падение окружающего давления, создавая дополнительную тягу с ростом высоты. Эффект сравним с традиционным соплом, которое имеет способность расширяться с увеличением высоты.

В теории ЖРД с ЦТ – это двигатель несколько менее эффективный по сравнению с традиционным соплом, спроектированным для заданной высоты, но более эффективен для любой другой высоты [2-4]. Существует два вида конструкции ЖРД с ЦТ: многокамерная ДУ с ЦТ (кольцевая) (рис. 1) и линейная (клиновидная).

На сегодняшний момент существуют разработки по данным типам конструкций двигателей: кольцевой ЖРД с ЦТ, созданный в ФГАОУ ВО «ЮУрГУ (НИУ)» (рис. 1) (на сегодняшний момент есть испытательная модель данного двигателя, испытания которой прошли успешно) и линейный воздушно-реактивный двигатель компании Rocketdyne RS-2200 (рис. 2) (разрабатывался для ракеты-носителя NASA X-33, которая в перспективе должна была заменить многоразовую космическую систему «Space Shuttle», но проект был закрыт в 2001 году).

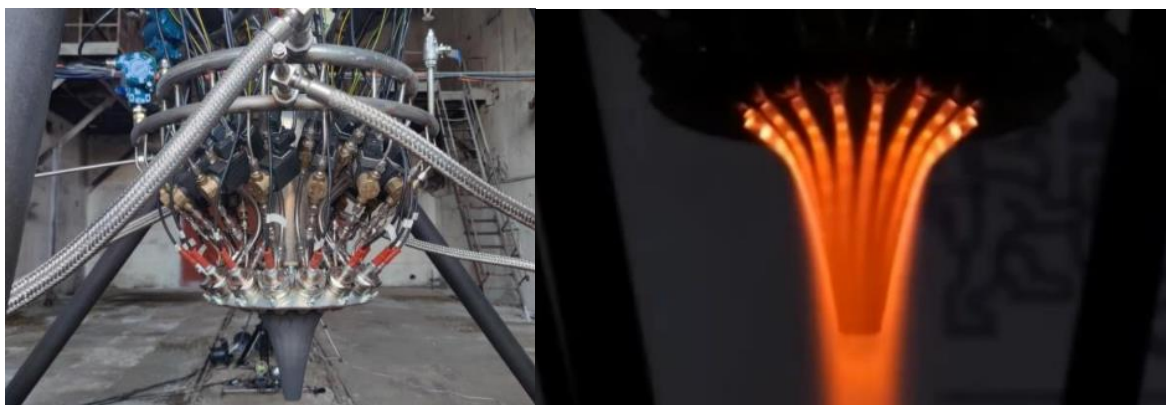


Рис. 1. Многокамерная двигательная установка с центральным телом

Как уже отмечалось выше, главным преимуществом ЖРД с ЦТ перед обычным ЖРД является его эффективность на широком диапазоне высот. ЖРД с ЦТ неплохо подходит для одноступенчатой системы выведения груза на низкую околоземную орбиту. Однако подобные двигатели сложны по конструкции, имеют большой вес, перегреваются и не имеют данных реальных полетов [5].



Рис. 2. Линейный воздушно-реактивный двигатель Rocketdyne RS-2200, двигатель Aerospike

На основании рассмотренных источников можно сделать вывод о перспективе использования ЖРД с ЦТ для освоения ближнего и дальнего космоса, т.к. ЖРД с ЦТ эффективнее ЖРД с соплом Лавала, работающего в расчетном режиме только на определенной высоте. Но вышеперечисленные двигатели имеют ограниченный запас топлива и пригодны для освоения околоземного пространства. Также при переходе к полетам в дальний космос использование химических двигателей становится затруднительным из-за роста требуемой для этого скорости, масса требуемого топлива увеличивается, что приводит к уменьшению массы выводимого груза на околоземную орбиту [6]. Поэтому для освоения дальнего космоса целесообразно использование электроракетных двигателей (ЭРД).

Существуют различные типы ЭРД, но основных схем две: ионная и плазменная. В обоих случаях для разгона рабочего тела в двигателе используются электрические и магнитные поля или их комбинации. В более

отдаленной перспективе без ЭРД практически невозможна организация будущих пилотируемых межпланетных экспедиций и широкомасштабного освоения Луны. Поэтому совершенствование ЭРД представляется одним из наиболее перспективных и актуальных направлений развития космического двигателестроения [7].

В ионных двигателях струя газа представляет собой поток заряженных частиц (ионов). Роль сопла выполняет электростатическое поле, где ионы разгоняются до больших скоростей. Ионный двигатель состоит из генератора, ускорителя заряженных частиц, электростанции и системы подачи рабочего тела. Схема ионного двигателя приведена на рис. 3.

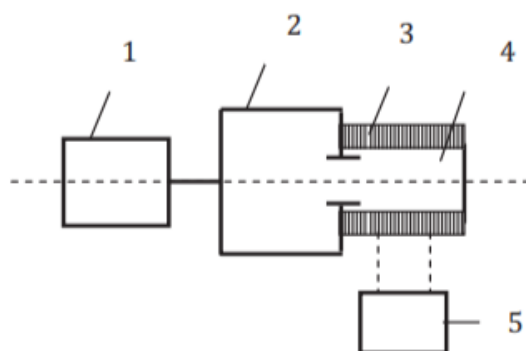


Рис. 3. Схема ионного ракетного двигателя:
1 – бак с запасом рабочего тела, 2 – генератор ионов,
3 – электрическая обмотка, 4 – ускоритель ионов,
5 – атомная электростанция

Заряженные частицы могут быть получены с помощью нагрева легкоионизирующегося вещества, например, цезия. При нагреве цезия до 1500 К происходит почти полная ионизация его атомов. Ионы поступают в ускоритель 4, где они ускоряются электромагнитным полем, создаваемым обмоткой 3. Ионные двигатели могут создавать удельную тягу до 20000 сек. Ионный двигатель наиболее выгоден для создания тяги до единиц килограмм. Здесь не существует температурных ограничений и возможны высокие скорости истечения газа. Однако слишком большие скорости истечения требуют огромной мощности электростанций на борту летательного аппарата, что влечет увеличение ДУ и исключение эффекта прироста тяги двигателя. Скорость истечения может достигать 50...1000 км/с.

Рабочее тело плазменного двигателя – газ, который разогревается электрической дугой до температуры 20000...30000 °К и переходит в состояние, называемое плазмой. В ней могут находиться электроны, ядра атомов ионы, а также незначительное количество нейтральных частиц. При помощи специальных форм магнитных полей удастся удержать плазму длительное время. Плазма изолируется от стенок камеры с помощью магнитного поля. Разгон производится за счет силы, возникающей при пропускании электрического тока через плазму, помещенную в магнитное поле.

Плазма приобретает скорость подобно проволочной рамке, помещенной в магнитное поле. Скорость истечения плазмы может достигать 200 км/с.

Разработки ЭРД идут по всему миру, что объясняется необходимостью улучшать характеристики космических летательных аппаратов, за счет снижения массы ДУ.

ЭРД можно использовать для обеспечения полетов к Луне и планетам солнечной системы, но при этом требуется ресурс работы до 5 лет, мощный источник энергии, а в качестве рабочего тела можно применить менее дефицитные вещества, например, литий, азот, аргон, натрий, криптон (в настоящее время используют ксенон).

На основании вышеперечисленного ДУ с ЖРД с ЦТ или с ЭРД пока не способны решить в полной мере задачи по освоению ближнего и дальнего космоса, но работы по их усовершенствованию ведутся уже не один год, а значит в перспективе есть возможность решить поставленные задачи.

Для освоения ближнего космоса целесообразнее использовать ЖРД с ЦТ, которые можно устанавливать на многоразовых ракета-носителях, что позволит значительно снизить стоимость запуска и вывода на околоземную орбиту.

Для освоения дальнего космоса ЖРД с ЦТ плохо подходят из-за особенностей своей конструкции и ограниченного запаса топлива. Этот недостаток может быть исправлен использованием ЭРД.

Библиографический список

1. Ваулин С. Д., Хажиахметов К. И. Жидкостные ракетные двигатели с центральным телом: состояние и перспективы // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2021. – №. 10 (739). – С. 74–83.
2. Бегишев А. М. и др. Перспективы использования клиновоздушного ракетного двигателя // Решетневские чтения. – 2016. – Т. 1. – №. 20. – С. 177–178.
3. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе: пер. с англ. М.: Мир, 1990 294 с.
4. Военное обозрение. Академия РВСН о создании комбинированного воздушно-ракетного двигателя [Электронный ресурс]. URL: https://topwar.ru/83830-akademijya_rvsn_obyavila_o_sozdani_kombiniro_vannogo_vozdushno_raketnogodvigatelya.html.
5. Афанасьев Р. В., Кравченко А. В. Клиновоздушные ракетные двигатели-перспективная технология для одноступенчатой системы выведения груза на орбиту // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2020. – Т. 1. – С. 108–110.
6. Астероидная безопасность: материалы II студенческой научно-технической конференции, Челябинск, 07–11 декабря 2020 года / Министерство науки и высшего образования Российской Федерации, Южно-Уральский государственный университет, Политехнический институт, Аэрокосмический факультет, Высшая школа электроники и компьютерных наук. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2020. – 135 с. – ISBN 978-5-696-05162-8. – EDN UEKTKJ.

7. Введение в ракетно-космическую технику, том 1 А.П.Аверьянов, Л.Г.Азаренко, Г.Г.Вокин, Н.А.Кашеев, Л.А.Мачнева, В.С.Чаплинский – 2-е изд. – Вологда: Инфра-Инженерия, 2021. – 380 с.

УДК 629.78

ОСОБЕННОСТИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

К.А. Ожиганов

Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

В статье описаны преимущества твердотопливных ракетных двигателей, их недостатки, приведены способы их решения, также приведен принцип работы и основные компоновки, сделаны выводы о дальнейшем развитии и перспективах РДТТ и устранения их недостатков.

Ключевые слова: твердотопливный ракетный двигатель, ракетный двигатель, тяга, сопло, заряд.

Двигательные установки (ДУ) с двигателями твердого топлива широко используются для космических миссий. Для их разработки требуется соблюдать строгие требования для минимизации рисков при эксплуатации и обеспечения безопасности. Среди всех типов ракетных двигателей ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ) первым получил воплощение в жизнь и положил начало практическому применению химических ракетных двигателей. На рис. 1 представлена классификация РДТТ.

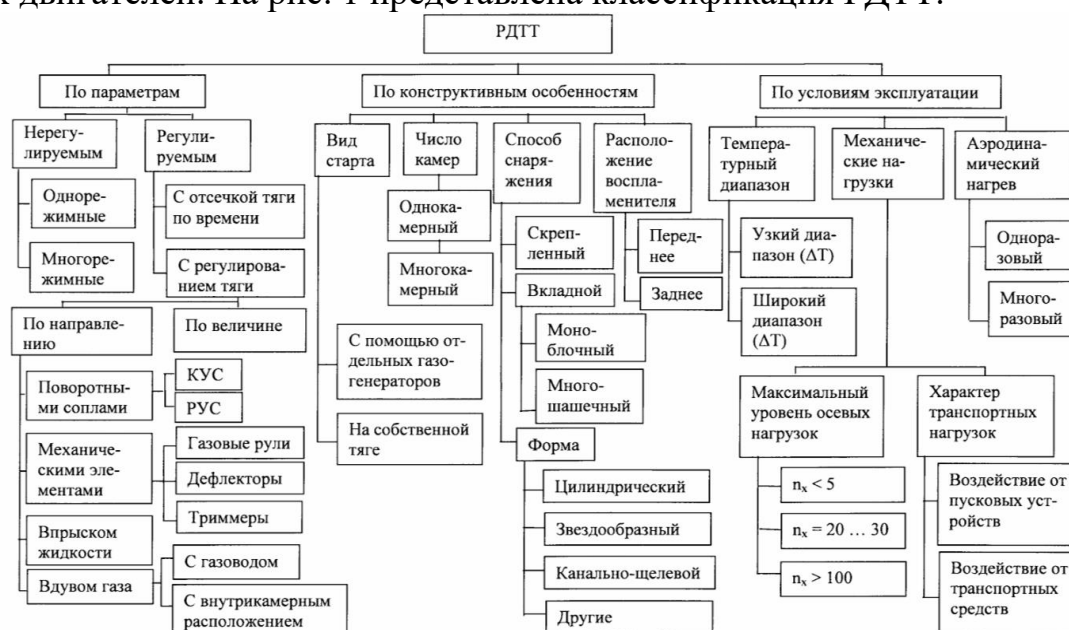


Рис. 1. Классификация РДТТ

Для независимой от внешней среды работы двигателя топливо, содержащееся на борту летательного аппарата, должно содержать два компонента: горючее и окислитель. В конструкции РД существует два основных агрегата: камера сгорания и сопло. Ввиду химического состава и тягучести твердого топлива (ТТ), его подача проблематична, поэтому в двигателях, где основным источником энергии является ТТ, зарядом заполняется весь объем камеры сгорания, который сгорает в течении работы двигателя. Соответственно, объем камеры определяет количество пороха, который можно разместить. Время работы РДТТ зависит не только от количества топлива, но и от скорости его горения. Часто РДТТ используют для старта перегруженного летательного аппарата и ускорения летательного аппарата на короткое время.

РДТТ (рис. 2) обычно состоит из следующих компонентов: камера сгорания, заряд, выхлопное сопло, исполнительные органы системы управления вектором тяги, системы запуска, включая воспламенитель, узлов отсечки тяги и узлов аварийного выключения.

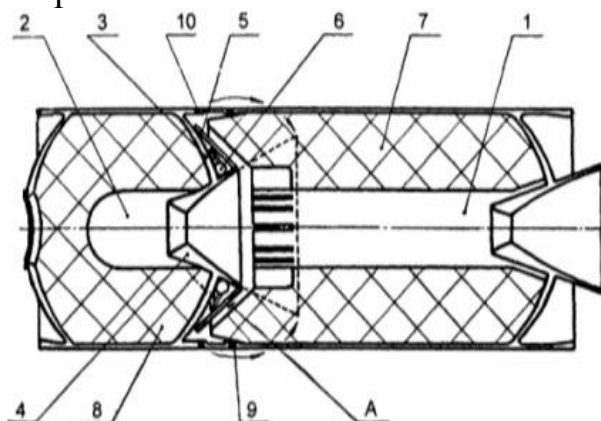


Рис. 2. Схема ДУ на твердом топливе:

- 1 – двигатель предыдущей ступени; 2 – двигатель последующей ступени;
3 – общее днище; 4 – камера сгорания; 5 – раструб в виде поворотных лепестков;
6 – привод; 7, 8 – заряды двигателя; 9 – узел стыковки; 10 – узел разделения

Одними из основных задач ракетостроения являются: уменьшение массы и размеров ракеты, увеличение полезной нагрузки, увеличение дальности и высоты полёта. При решении данных задач возникла острая необходимость разработки совмещенных (интегральных) схем двигательных установок (ДУ) – блока двигателя с общим днищем. Работа такого агрегата осуществляется следующим образом: после использования топлива 7 в текущей ступени подается команда на ее разделение и запуск следующей ступени, после чего поворотные элементы 5, управляемые приводом 6, приводятся в действие (см. рис. 2). После сгорания заряда 7 подается команда на разделение ступеней и запуск двигателя последующей ступени, после чего поворотные лепестки 5 с помощью привода 6 приводятся в рабочее положение. Во время работ по разработке заряда, нужно принимать

к сведению, что максимальная площадь горения топлива будет ограничена внутренними границами корпуса ракеты [1].

РДТТ имеет такие достоинства как относительно небольшой вес, простота, дешевизна и существенная тяга за короткий промежуток времени. Все эти свойства объясняются сферой применения: однократное выполнение действия с короткой временной продолжительностью.

Несмотря на все преимущества, РДТТ обладает рядом существенных недостатков, например, существуют проблемы, связанные с запуском: в РДТТ при поджигании топлива образуется начальный воспламенительный пик давления, что негативно сказывается на работе двигателя. Одно из решений данной проблемы приводится в патенте [2]. Также в качестве недостатка можно выделить потенциальный предел химических возможностей промышленности на настоящее время: производство ТТ с сложным составом становится дороже других топлив. Также важно отметить, что запуск РДТТ более одного раза очень затруднителен и требует высоких экономических и энергетических затрат.

Управление космическим аппаратом может осуществляться с помощью реактивной струи. В ЖРД существует несколько способов: поворотные сопла, впрыск жидкости, вдув газа и механическими элементами. Наиболее простым решением является поворотное сопло ДУ, которое меняет направление вектора тяги в определенную сторону. Такое решение позволяет управлять тягой в двух плоскостях (тангаж и рыскание).

В отличие от ЖРД, где существует очень большой диапазон регулирования тяги, РДТТ не имеет таких преимуществ. Во время работы такого двигателя трудно изменить тягу, т.к. она и скорость горения топлива, в большей части, зависит от начальной температуры заряда. Вдувание газа и механические элементы изменяют критическое сечение сопла, что в дальнейшем влияет на тягу двигателя. Критическим сечением называют минимальное сечение, в котором достигается скорость движения потока, равная местной скорости звука. При механическом способе в критическое сечение сопла вводятся дополнительные центральные тела. Вдувание газа называют также газодинамическим способом и при введении газа через специальные отверстия или щели, площадь критического сечения уменьшается, следовательно, тяга изменяется.

Другой способ изменения тяги заключается в впрыскивании химически активной жидкости в камеру сгорания, это приводит к большому изменению тяги, а также охлаждению сопла. Однако у данного способа имеется недостаток, ввиду необходимости присутствия данной жидкости на борту во время полетного задания, что ведет к увеличению массы и ухудшению баллистических свойств космического аппарата [3].

Размещение РДТТ в зависимости от количества ступеней может быть различным (рис. 3). У разных схем размещения есть свои преимущества и

недостатки. К примеру, в варианте размещения РДТТ сзади, по мере сгорания топлива происходит существенное смещение центра масс. Все совокупные факторы тем или иным образом влияют на облик твердотопливного ракетного двигателя, соответственно для каждой предназначенной задачи есть своя схема двигателя (рис. 4).

В настоящее время наибольшее распространение в аэрокосмической отрасли. Сопло расположено на заднем днище двигателя, а пороховой заряд устанавливается продольно камере сгорания. Такая схема служит основой для маршевых и стартовых двигателей. В конструкции (см. рис. 4, б) присутствует некоторое количество сопел и данное решение позволяет выполнять управляемый полёт. Из преимуществ данной схемы ТТРД можно отметить меньшую длину по сравнению с первым вариантом. Минусом является возможность появления эксцентриситета тяги.

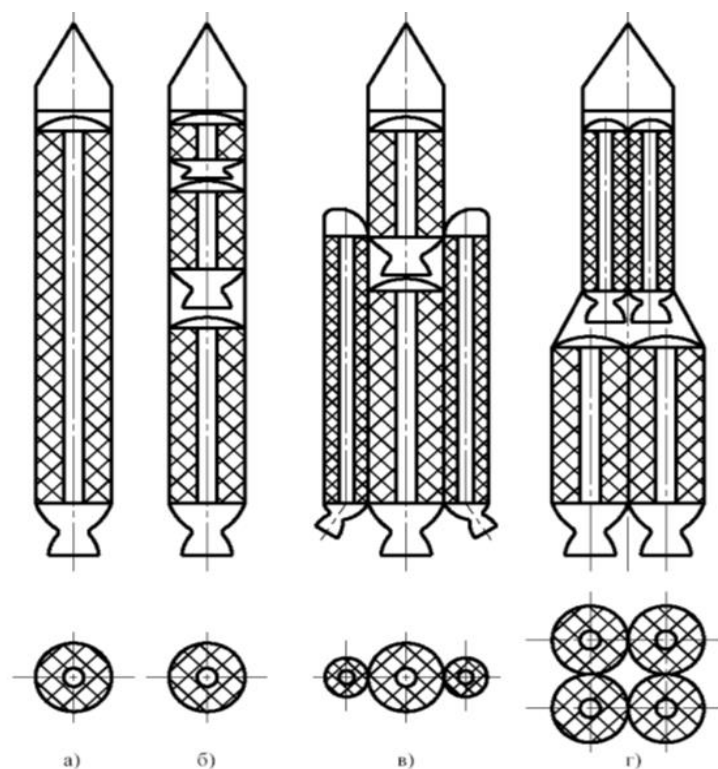


Рис. 3. Схемы размещения РДТТ на ракете:

а) одноступенчатая; б) многоступенчатая с последовательным расположением ступеней; в) многоступенчатая с параллельным расположением ступеней; г) комбинированное расположение ступеней

На последующих четырех схемах показаны двигатели, имеющие два режима работы, что позволяет на разных этапах полета космического аппарата выдавать разную тягу. В таких типах двигателей устанавливается два типа зарядов. Схемы «ж», «з», «и» применяются в летательных аппаратах для выравнивания давления и тяги двигателей. Схемы «и», «к», «л»

применяются при размещении РДТТ в средней части ракеты, что вызывается, как правило, условиями центровки. Схема «м», может применяться для создания газовой каверны вокруг ракеты, работающей под водой. Схема «н» применяются для создания управляющих усилий. Схема «о» является сферической формой схемы «н» [4].

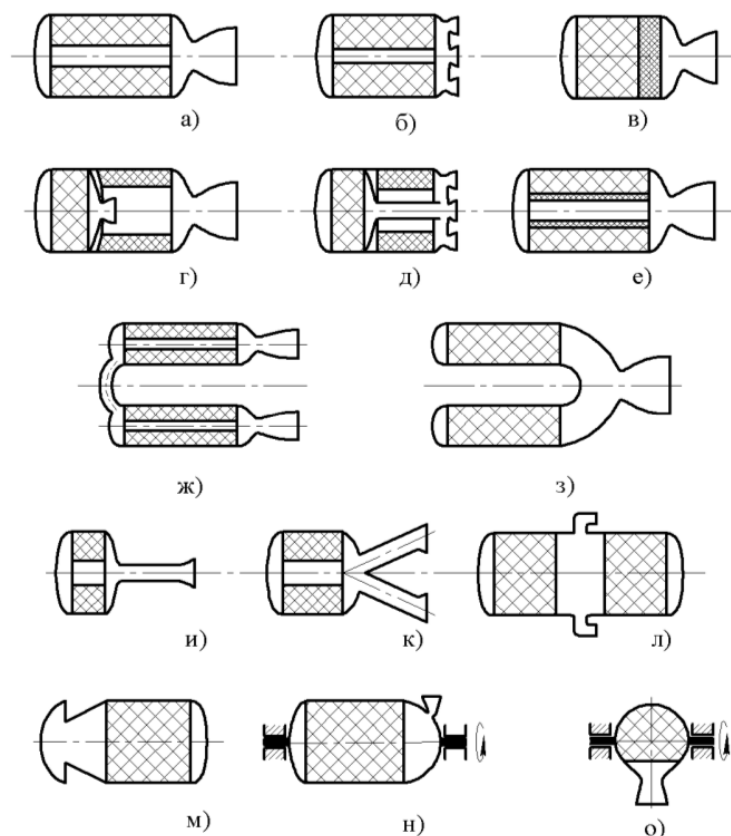


Рис. 4. Конструктивные схемы РДТТ:

а – односопловая; б – многосопловая; в, г, д, е – двухрежимные;
ж, з – с газовой смесью; и, к – с газоводами; л – с боковыми соплами;
м – с передним расположением сопла; н, о – поворотного двигателя

На основании вышеупомянутого можно сказать, что РДТТ по таким качествам как простота изготовления и экономическим затратам на производство превосходит другие типы химических РД. В настоящее время происходит устранение основного недостатка – регулирование тяги, который активно прорабатываются, изучаются способы решения ввиду широкой применимости данного типа РД в различных отраслях, определенно, твердотопливные ракетные двигатели имеют будущее.

Библиографический список

1. Туева, Е. А. Твердотопливные регулируемые двигательные установки / Е. А. Туева, Ф. А. Уразбахтин // Калашниковские чтения: материалы VII Всероссийской научно-практической online-конференции, в рамках III Молодежного форума студентов и курсантов оборонных специальностей вузов России "С име-

нем Калашникова", Ижевск, 10 ноября 2020 года. – Ижевск: Ижевский государственный технический университет имени М.Т. Калашникова, 2020. – С. 53–57. – EDN JXKKYX.

2. Патент RU 2538154 Российская Федерация, МПК F02K9/76, Ракетная двигательная установка на твердом топливе: №2012150045/06: заявл. 08.11.2013: опубл.: 10.01.2015 / Макаревич Ю.Л., Соколовский М.И., Шатров В.Б., Мозеров Б.Г., Зарицкий В.И., Митрофанов Н.А., Кузьмин А.Н.

3. Асеинов Н.И., Мурадимов Ж.Г. Способы управления вектором тяги РДТТ // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2013. – №9. – С. 45–46.

4. Ваулин С.Д., Зарницына Е.А., Сафонов Е.В. Ракетные Двигатели на твердом топливе: общие сведения. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2018. – 32 с.

УДК 621.454

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТОПЛИВА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

М.И. Черканов

Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

Топлива химических двигателей обладают характеристиками, такими как: скорость горения, теплота сгорания, вязкость, экологичность и другие. В настоящее время актуализируется вопрос, связанный с нахождением или созданием нового перспективного топлива, которое будет таким же, как и его предшественники при этом актуален вопрос об истощении традиционных источников энергии, например, нефти и угля или проблемах экологического масштаба, где появляется необходимость в смене источников энергии.

Ключевые слова: ракетное топливо, ракетный двигатель, химические ракетные двигатели, классификация топлива.

Ещё в 50-х годах СССР запустили первую в мире ракету-носитель, доставившую на орбиту Спутник-1, которая являлась жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) и работала на 2-компонентом топливе, состоящее из жидкого кислорода и керосина Т-1. В дальнейшем для запуска ракет-носителей с ЖРД запускали, используя и другие виды топлива, расширяя список известных нам компонентов. Но несмотря на положительную роль развития ракетно-космической деятельности (РКД), есть и другая сторона, включающая, в себя, например, рискованные экологически опасные сферы деятельности, затрагиваемые РКД. В глобальном масштабе это проблемы экологической сферы, которые затрагивают окружающую среду и здоро-

вые население, поэтому одним из способов считают нахождение или открытие нового, перспективного вида топлива, которое может иметь преимущества над текущими, например, более высокую эффективность и производительность, сниженный риск загрязнения окружающей среды, снижение затрат и т.д.

Классификация источника энергии для ракетного двигателя основывается на принадлежности самих двигателей: химический, электрические и т.д. На рис. 1 представлена классификация ракетных топлив для химических РД. Жидкие ракетные топлива могут быть однокомпонентными (унитарными), двухкомпонентными или многокомпонентными (трехкомпонентными), что делает их универсальными для отдельных случаев, когда нужно задействовать одно или несколько веществ для образования механической энергии.

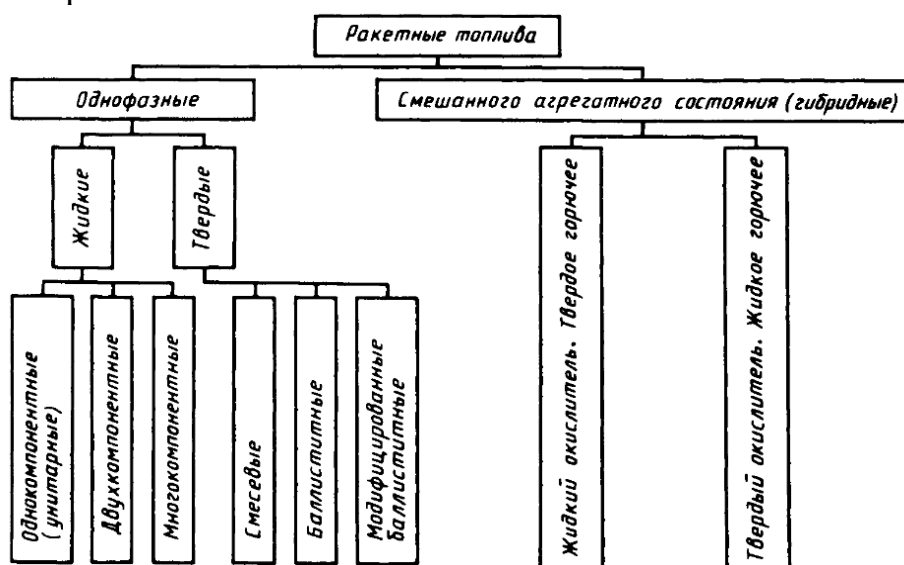


Рис. 1. Классификация ракетных топлив

Рассматривая перспективные ракетные топлива, можно выделить перекись водорода, жидкий метан, фтор.

Перекись водорода (ПВ) в качестве топлива для РД начали применять ещё в 30-х годах. Главными особенностями использования ПВ являлось изменение конструкции самого ракетного двигателя, так, например, была изменена конструкция смесительной головки – она была сделана съемной (рис. 2), а также в ней было учтено добавление регуляторов, которые распределяли компоненты топлива в форсунки на центральную зажигательную часть, а также обеспечивали охлаждения завесы.



Рис. 2. Смесительная головка

Основой системой зажигания внутри камеры сгорания двигателя основана на разложении ПВ на твердом катализаторе для дальнейшего добавления керосина в продукты сгорания для их разложения. При итоговых испытаниях была выявлены следующие преимущества ПВ как ракетного топлива:

- улучшенная/упрощенная конструкция РД;
- экологичность, т. к. при сгорании перекиси водорода образуются водяные пары и кислород;
- контролируемое количество расходов компонентов топлива, за счет добавленных регуляторов.

Использование метана, как ракетного топлива, обосновано многими факторами его использования и преимуществ:

- дешевизна, доступность, удобство в обращении;
- в жидком состоянии метан имеет гораздо более высокую температуру, чем кислород или водород, что позволяет упростить конструкцию двигателя;
- плотность метана в 6 раз плотнее водорода, что позволяет ему занимать меньший объем;
- экологичность;
- широкое использование метана в промышленной сфере, что позволяет использовать готовые хранилища и инфраструктуры.

Но метан имеет и недостатки, один из которых заключается в высокой взрывоопасности, что вынуждает повышать меры безопасности при его транспортировке и дальнейшем использовании.

О фторе, как о окислителе для ЖРД, упоминается ещё в 30-х годах XX века. Теоретические результаты использования говорят о фторе как о наиболее эффективном окислителе, имеющим такие преимущественные для ракетной техники свойства как:

- высокая плотность;
- низкая температура кипения и критическая температура кипения;

– высокое значение критического давления.

В качестве горючего для ЖРД на фторе можно использовать жидкий аммиак.

При работе с фтором необходимо выбрать материалы для агрегатов ЖРД, которые обладают стойкостью при множественных испытаниях. Также нельзя допускать загрязнений для предотвращения химических реакций с фтором. Применение фтора в качестве горючего считается эффективным по причине облегчения конструкции двигателя, но фтор очень опасен для окружающей среды.

В заключении можно сделать вывод, о том, что перспективные ракетные топлива действительно существуют, их изучают, и они действительно являются важным шагом для создания энергоэффективных ДУ, а также решить задачи увеличения эффективности уже устаревших традиционных способов заправки ракета-носителей, снизить затраты на запуски и минимизировать негативное влияние на экологию. Также при использовании всех вышеперечисленных топлив конструкции РД неоднократно изменялась в связи с уникальными особенностями топлив и достижения максимальной энергоэффективности для последующего использования.

Библиографический список

1. Ерохин, Б. Т. Теория и проектирование ракетных двигателей: учебник / Б. Т. Ерохин. – Санкт-Петербург: Лань, 2022. – 608 с.
2. Белов, В. П. Испытания ракетных двигателей на твердом топливе: учебное пособие / В. П. Белов. – Санкт-Петербург: БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, 2020. – 45 с.
3. Дорофеев, А. А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебное пособие / А. А. Дорофеев. – 3-е изд. – Москва: МГТУ им. Баумана, 2014. – 571 с.
4. Трегулов, В. В. Техническая термодинамика и теплотехника: учебное пособие / В. В. Трегулов, В. Р. Трегулов. – Рязань: РГРТУ, 2014. – 128с.
5. Ягодников, Д. А. Ракетные двигательные установки. Термины и определения: учебное пособие / Д. А. Ягодников, Н. Я. Ирьянов. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. – 84 с.
6. Белов, В. П. Внутрикамерные процессы в ракетных двигателях на твёрдом топливе: учебное пособие / В. П. Белов. – Санкт-Петербург: БГТУ "Военмех" им. Д.Ф. Устинова, 2018. – 56 с.
7. Применение топлива «кислород + метан» в жидкостных ракетных двигателях / Д. Т. Брегвадзе, О. В. Габидулин, А. А. Гуркин, И. А. Заболотько // Политехнический молодежный журнал. – 2017. – № 12(17). – С. 1.
8. Осико, С. М. Альтернативное ракетное топливо: жидкий метан как горючее и его преимущества / С. М. Осико // E-Scio. – 2022. – № 12(75). – С. 289–294. – EDN KOSXQJ.

9. Введение в ракетно-космическую технику: учебное пособие / А. П. Аверьянов, Л. Г. Азаренко, Г. Г. Вокин [и др.]. – 3-е изд. – Вологда: Инфра-Инженерия, 2024 – Том 1. – 2024. – 380 с.

10. Воробьев А. Г., Боровик И. Н., Ха Сон Уп. Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги, работающего на перекиси водорода и керосине // Сибирский аэрокосмический журнал. 2011. №4 (37).

11. Итоги освоения фтора как окислителя для ЖРД перспективных разгонных блоков космических ракет / И. В. Бугаев, В. М. Евграфов, И. А. Клепиков [и др.] // Труды НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко. – 2008. – № 26. – С. 149–166. – EDN KDYVAL.

УДК 629.78

СПОСОБЫ ЗАЩИТЫ КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

С.М. Чупин, Е.А. Зарницына
Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

В статье рассмотрены различные способы защиты конструкций двигательных установок космических аппаратов. Они имеют большой спрос из-за ускоренного темпа развития космических аппаратов, в ходе которого обеспечение их защитой от космического пространства является наиболее важной задачей для решения.

Ключевые слова: ракетный двигатель, угрозы, материалы, защитный экран, тепловая защита, ускоритель твёрдых тел.

На сегодняшний день для обеспечения длительной и безотказной работы космических аппаратов (КА) представляют различные способы защиты конструкций двигательных установок для стойкости к воздействиям космической окружающей среды. На КА в процессе полёта воздействует широкий комплекс факторов космического пространства (ФКП), в результате которого протекают различные физико-химические процессы, приводящие к ухудшению работы двигателя и оборудования КА. Именно поэтому требуется более точный анализ полёта КА по орбите, в ходе которого будут выявлены более жёсткие требования к надёжности, экономичности, массе двигательной установки и её энергопотреблению.

На КА при полете и наборе высоты воздействуют широкий комплекс ФКП: солнечная электромагнитное излучение, гравитационные силы, вакуум и внешние силы (аэродинамические или гравитационные). Именно поэтому следует обеспечить защитой КА используя особые материалы,

способные выдерживать неблагоприятные ФКП. Одним из основных способов защиты от космической пыли является использование защитных экранов, которые устанавливаются перед уязвимыми элементами двигателя. При столкновении с космическим мусором или пылью, защитный экран способен отклонить удар, предотвращая повреждение основной конструкции. Американскими специалистами было предложено использование многослойной противометеороидной защиты, состоящей из тканевых защитных экранов с межэкранными разделениями. В трансформируемом космическом модуле «ТрансХаб», разрабатываемом компанией НАСА, защита от микрометеороидов осуществляется с использованием пяти расположенных экранов из тканевых слоёв материала «Некстел», которые разделяются прокладками из пенопласта [1]. С развитием КА все больше начала стоять проблема стабилизации температуры двигательной установки (ДУ).

Охлаждение ДУ реализуется несколькими способами, которые можно разбить на две основные группы. К первой группе относится проточное охлаждение, реализуемое с помощью жидкости (или газа), протекающей по охлаждённой стенке. Во вторую группу относятся статические методы, к которым относятся емкостное и радиационное охлаждение. Емкостное охлаждение имеет две разновидности: независимое охлаждение, когда в качестве хладагента используется посторонняя жидкость (вода), и регенеративное, осуществление съёма тепла топливом, поступающим затем в камеру сгорания.

Патент [2] подразумевает развёртывание защитного экрана перед КА на минимально допустимом расстоянии. Недостатками данного способа являются низкая вероятность ликвидации угрозы, в ходе которого опасный объект способен все равно нанести урон защищаемому объекту из-за малого расстояния между экраном и КА, а также одноразовость данных экранов.

Наиболее близким по технической сущности является патент [3] заключающийся в направлении в сторону угрозы перед КА экрана. Экран выдувается газом из полимерного материала с малым временем затвердевания в условиях вне защищаемого КА. Полимерный материал или его смесь с указанным газом может детонировать при соударении с опасными объектами. Недостатком является его низкая эффективность при обеспечении защиты от объектов угрозы, в ходе их подрыва и деления на более мелкие части, которые могут обладать более высокой скоростью, чем исходное тело. При этом траектория их движения тяжело прогнозируема. Ещё один недостаток этого экрана обусловлен тем, что система защиты находится перед КА, что не позволяет ему осуществить противодействие сбоку или с тыла.

Ещё одним способом защиты ДУ космического аппарата является ускоритель твёрдых тел (УТТ) перспективный в направлении развития науки и техники. Целью данного изобретения является требуемая эффективная защита КА от опасных объектов в космосе за счёт снижения вероятности столкновения с ними. Указанная цель достигается тем, что установку с УТТ выводят на орбиту Земли с помощью ракетоносителя. УТТ оснащают собственной двигательной установкой, основная цель которой заключается в компенсации силы противодействия после выстрела, возникающей по третьему закону Ньютона и сохранения установки в заданном положении. При обнаружении системой установки потенциально опасных объектов рассчитывается траектория запуска специального снаряда, который после выстрела и столкновения с объектом, передаст ему свой импульс, в ходе которого объект поменяет первоначальное направление движения в противоположную сторону. В качестве основного компонента снаряда, способного предоставить неупругий удар, используют особый тип сухого двустороннего адгезивного материала, обладающего высокими показателями пластичности и липучести, которыми являются сухие клеи на основе углеродных нанотрубок с повышенной температурой склеивания в широком диапазоне температур [4]. Основой установки, способной предоставить необходимую скорость снаряда, является патент [5] с помощью которого допустимо получить скорость до 13-15 км/с метаемого снаряда при выходе из ствола.

Для реализации данного способа в состав установки предлагается внести:

1. Систему управления установкой, которая позволит определять подконтрольную зону защиты, обнаруживать опасные объекты и производить нацеливание на них.
2. Источники электропитания, представляющие собой солнечные батареи, являющиеся в качестве источника энергии, и батарею конденсаторов, которая создаёт короткий токовый импульс большой мощности и производит энергию для приводов системы наведения.
3. Коммутирующее устройство, представляющее собой систему кабелей, предназначенных для передачи накопленной энергии.
4. Пусковую установку, представляющую собой ствол с параллельными электродами, усиленный силовыми элементами для гарантирования стойкости конструкции к высоким нагрузкам.

При реагировании системой обнаружения установки УТТ (рис. 1) на приближение потенциально опасных объектов 4 к КА 1 система управления установки 2 рассчитывает нужные параметры для реализации выстрела снарядом 3. В рассчитанный момент времени производится выстрел. В момент выстрела выполняется запуск двигательной установки, которая уравнивает силу противодействия. При столкновении с потенциально

опасным объектом 4 снаряда 3 происходит их соединение и перераспределение механического импульса входе неупругого удара, что приводит к изменению траектории движения опасного объекта. Если система обнаружения установки отмечает, что опасный объект все ещё представляет угрозу защищаемому КА 1, то процесс повторяется до устранения опасности.

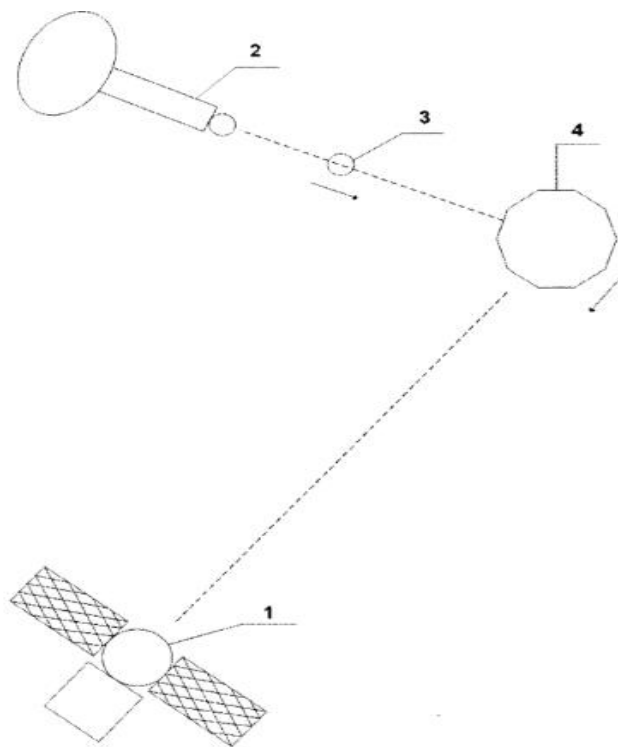


Рис. 1. Ускоритель твёрдых тел:
1 – защищаемый КА, 2 – установка, 3 – снаряд,
4 – потенциально опасные объекты

Ускорение метаемого снаряда представляется системой уравнений разряда LCR-цепи на индуктивную нагрузку, растущую во времени:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = \frac{I^2}{2} \frac{dL}{dx} - F_D \\ \frac{d(LI)}{dt} R I = \varphi_0 \frac{1}{c_0} \int_0^t I dt, \\ L(t) = L_0 + \int_0^t V \frac{dL}{dx} dt \end{cases}$$

где m , V – масса и скорость метаемого снаряда; φ_0 – начальное напряжение на источнике электроэнергии; L , L_0 – индуктивности канала ускорения и подводящих линий; R – сопротивление подводящих линий и плазменной перемычки; F_D – сопротивление трения снаряда, обусловленное его контактом с рельсами.

Система уравнений решается численно. Считая, что тело ускоряется равномерно, получается следующая оценка скорости снаряда на расстоя-

нии x от начала ствола предлагаемой электромагнитной метательной установки $V = \frac{x\lambda}{m}I$, где x – индуктивность на единицу длины; m – масса снаряда; I – сила тока.

На основе анализа имеющегося технического задела в области разработки ускорительных установок можно сделать вывод, что предлагаемый способ реализуем с помощью ускорителя твёрдых тел массой до 15 т, длиной до 10 м и диаметром мишени 4 м. Транспортировка УТТ на орбиту Земли возможна с использованием ракеты-носителя тяжёлого класса, например, семейства «Протон».

В виде снаряда рекомендуется использовать тело шарообразной формы из указанного ранее материала массой около 2...3 кг. Так при выстреле из УТТ со скоростью 8 км/с, снаряд будет иметь импульс до 24 (кг*км)/с.

Затем при соударении специального снаряда с массой равной m_2 с опасным объектом с массой равной m_1 (рис. 2), направление движения полученной системы тел в отличие от первоначального направления движения предполагаемой угрозы меняется в соответствии с изменением направления её вектора импульса, которое находится на основе правила векторного сложения импульсов тел.

Угол α характеризует угол отклонения объекта воздействия от первоначальной траектории.

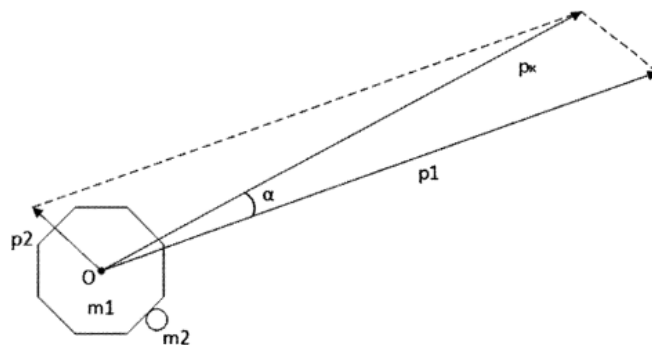


Рис. 2. Взаимодействие снаряда Ускорителя твёрдых тел с опасным объектом:
 p_1 и p_2 – импульсы потенциально опасного объекта и метаемого снаряда; P_k – конечный импульс системы после взаимодействия

Обеспечение защитой ДУ КА играет важную роль на этапе разработки. Наиболее применимым способом защиты являются защитные экраны разного типа и тепловая защита. Так же рассмотрен новый способ защиты ДУ КА, который в свою очередь показывает себя с хорошей стороны. Данный способ способен обеспечивать длительную защиту космических аппаратов. Высокая эффективность защиты достигается возможностью многократного применения способа до полного устранения опасности столкновения, а

также возможностью восполнения запаса топлива и материала метательных снарядов. Использование всех действующих и новых способов защиты позволит значительно увеличить срок службы ДУ.

Библиографический список

1. Kennedy, K. J., Rabotin, J., Spexarth, G., Valle, G. (2011). *Inflatable Habitats* Отчет № 20110000798. NASA Johnson Space Center, Houston, TX. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110000798/downloads/20110000798.pdf>
2. Патент № 2294866 С1 Российская Федерация, МПК В64G 1/52, В64G 1/56. способ защиты космических объектов: № 2005116764/11: заявл. 02.06.2005: опубл. 10.03.2007 / В. Ю. Анисимов, Э. В. Борисов, В. Д. Ролдугин, С. А. Пономарев; заявитель Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого. – EDN ZQFRLW.
3. Патент № 2374150 С1 Российская Федерация, МПК В64G 1/52, В64G 1/56. Способ защиты космических аппаратов: № 2008108324/11: заявл. 03.03.2008: опубл. 27.11.2009 / Д. А. Новосельцев. – EDN QVBAGM.
4. Xu, M. et al. Carbon nanotube dry adhesives with temperatureenhanced adhesion over a large temperature range. Nat. Commun. 7.
5. Патент № 2094934 С1 Российская Федерация, МПК H02K 41/00, F41F 7/00, H05H 15/00. рельсотрон: № 96101400/07: заявл. 23.01.1996: опубл. 27.10.1997 / А. П. Глинов; заявитель Троицкий институт инновационных и термоядерных исследований. – EDN WJHZTF.

Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.37

РАЗРАБОТКА И МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИОДАЛЬНОМЕРА

Е.Н. Прохорова, Н.В. Дударев

Представлена методика расчета приёмо-передающего модуля радиодальномера на основе микрополосковой антенной решётки. Определены основные электродинамические параметры антенной решётки, влияющие на точность измерений расстояний, включая коэффициент отражения и диаграмму направленности. Проведено моделирование параметров существующего аналога. Предложен вариант улучшения параметров антенной решётки. Анализ влияния параметров антенной решётки на эффективность работы радиодальномера подтверждает важность оптимизации конструкции для достижения высоких показателей точности и стабильности работы радиодальномера.

Ключевые слова: радиодальномер, антенна, радиоволны, микрополосковые излучатели, коэффициент отражения, диаграмма направленности.

Введение

Радииодальномеры (РД) в навигации обеспечивают точные измерения расстояний от подвижного объекта до цели. Их использование особенно актуально в задачах, связанных с навигацией летательных аппаратов, где высокая точность данных, критична для безопасного выполнения маневров. Аналогичные задачи можно решать с помощью лазерного дальномера, использующего когерентный луч светового диапазона.

В рамках данной статьи рассматривается широко представленный в продаже радиодальномер китайского производства [1]. Основная задача заключается в моделировании его электродинамических характеристик: диаграммы направленности и коэффициента отражения и доработка конструкции антенной решётки для улучшения этих характеристик.

Описание конструкции

Радииодальномер — это высокотехнологичное устройство, состоящее из ключевых компонентов, обеспечивающих его функциональность. В центре радиодальномера расположена антенна, являющаяся ключевым элементом для приема и передачи радиоволн. Антенна излучает радиосигналы, кото-

рые, отражаясь от различных объектов, возвращаются обратно, что позволяет точно определять расстояние до них.

Радиодальномер состоит из таких элементов как: приёмная и передающая антенная решётка (обозначено 1 и 2 рис. 1 а), выполненная на основе микрополосковых резонаторов.

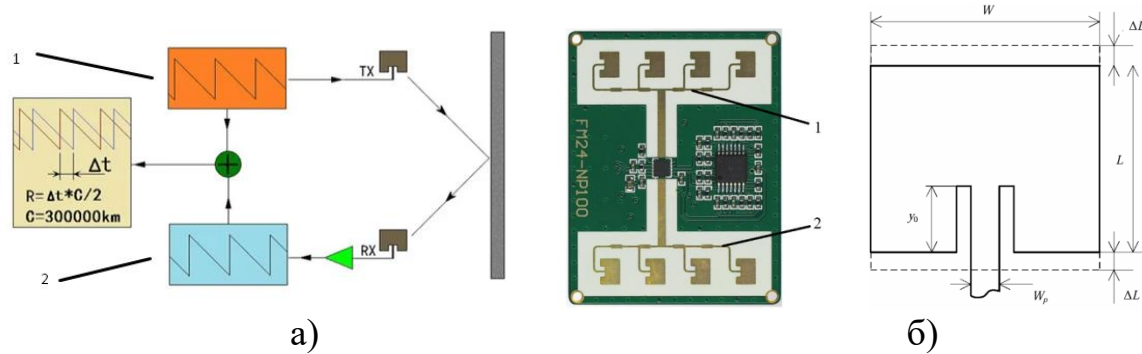


Рис.1. Структурная схема радиовысотомера:
а) передающая антенная решётка; б) микрополосковая антенна

В качестве элемента антенной решётки используется микрополосковая антенна (рис. 1, б). Рассмотрим методику расчёта геометрические размеры полоскового излучателя и основные его электродинамические характеристики [2]: коэффициента стоячей волны, входное сопротивление.

Расчёт ширины излучателя (рис. 1, б) можно осуществить по формуле [3]:

$$W = \frac{1}{2f \cdot \sqrt{\mu_0 \cdot \varepsilon_0}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\varepsilon + 1}}, \text{ м},$$

где W – ширина излучателя, м; f – рабочая (резонансная) частота, Гц; μ_0 – магнитная постоянная; ε_0 – диэлектрическая постоянная; ε – диэлектрическая проницаемость подложки.

Вычислим величину эквивалентного удлинения резонатора за счет реактивного накопления энергии на границах излучателя [3]:

$$\Delta L = h \cdot \left[0,412 \frac{(\varepsilon_3 + 0,3) \cdot \left(\frac{W}{h} + 0,264\right)}{(\varepsilon_3 - 0,258) \cdot \left(\frac{W}{h} + 0,8\right)} \right], \text{ м}.$$

Рассчитаем длину полоскового излучателя [3]

$$L = \frac{1}{2f \sqrt{\varepsilon_3} \sqrt{\mu_0 \varepsilon_0}} - 2\Delta L, \text{ м}.$$

Входное сопротивление излучателя резонаторного типа при питании его на краю резонатора составляет обычно несколько сотен Ом и уменьшается при перемещении точки питания к центру резонатора [4]. Вычислим длину выреза y_0 , необходимого для согласования элементарного излучателя с подводящей микрополосковой линией. Входное сопротивление резонатора на резонансной частоте носит чисто активный характер [3]:

$$R_{in} = \frac{1}{2 \cdot (G1 + G12)}$$

где $G1$ – проводимость одной из щелей (так как щели идентичны, то проводимости двух щелей равны); $G12$ – взаимная проводимость двух щелей; знак «+» используется для нечетного распределения поля между излучающими щелями в режиме TM_{010} . Находим проводимость щелей [3]:

$$G_1 = \frac{1}{120\pi^2} \cdot \int_0^\pi \left[\frac{\sin\left(\frac{k_0 W}{2} \cos \theta\right)}{\cos \theta} \right]^2 \cdot (\sin \theta)^3 d\theta,$$

где k_0 – волновое число; λ^0 – длина волны в свободном пространстве.

Найдем взаимную проводимость щелей [3]:

$$G12 = \frac{1}{120\pi^2} \cdot \int_0^\pi \left[\frac{\sin\left(\frac{k_0 \cdot W}{2} \cdot \cos \theta\right)}{\cos \theta} \right]^2 \cdot J_0 \cdot (k_0 \cdot L \cdot (\sin \theta)^3) d\theta, \text{ См},$$

где J_0 – функция Бесселя нулевого порядка первого типа. Из входного сопротивления в точке питания выразим длину зазора [3]:

$$R_{in}(y = y_0) = \frac{1}{2 \cdot (G1 + G12)} \cdot \cos\left(\frac{\pi}{L} y_0\right)^2,$$

$$y_0 = \frac{L}{\pi} \cdot \arccos\left(\sqrt{R_{in}(y = y_0) \cdot 2(G1 + G12)}\right)$$

где волновое сопротивление волновода принимаем равным $Z_0 = 50$ Ом; $R_{in}(y=y_0)=Z_0$ – входное сопротивление в точке питания. В искомой точке y_0 входное сопротивление излучателя должно быть равно волновому сопротивлению микрополосковой линии Z_0 . В рассматриваемом примере резонатор возбуждается с помощью отрезка копланарной микрополосковой линии (узкого выреза параллельного оси излучателя). Возбуждается в точке, где его входное сопротивление близко волновому сопротивлению линии. Ширину зазора примем равной 0,75 мм [1]. Проведем оценку полосы пропускания данного резонаторного излучателя. Из [4] возьмем приближенное выражение для рабочей полосы частот рассматриваемой антенны по заданному уровню $K_{стU}$:

$$2\Delta f = \frac{100 \cdot (K_{стU} - 1)}{\sqrt{K_{стU}}} \cdot \left[\left(\frac{W \cdot h}{\lambda_0^2} \right) \cdot \frac{1}{\sqrt{\varepsilon}} \cdot \frac{4 \cdot \pi^2}{5} + tg\delta + \frac{R}{h} \right], \%$$

где $K_{стU}$ – уровень оценки, коэффициент стоячей волны по напряжению [4]; λ_0 – длина волны в свободном пространстве [4]; ε – диэлектрическая проницаемость подложки антенны; $tg\delta$ – тангенс угла диэлектрических потерь материала подложки антенны; R – толщина скин-слоя для материала проводящего слоя антенны. Определим толщину скин-слоя по формуле:

$$R = \sqrt{\frac{2}{\omega \cdot f \cdot \mu_a \cdot \sigma}} \approx \sqrt{\frac{1}{\pi \cdot f \cdot \mu_0 \cdot \sigma'}}$$

где σ – удельная проводимость материала проводника.

Результаты моделирования

Рассмотрим результаты моделирования основных электродинамических характеристик антенной решётки, проводившихся с использованием численных методов. Ниже представлены результаты расчёта коэффициента отражения (рис. 2), а также диаграмма направленности антенны (рис. 3, 4).

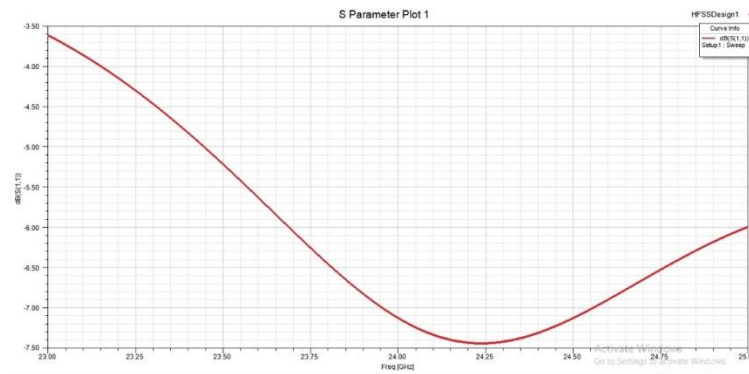


Рис. 2. График s-параметра первого варианта решетки

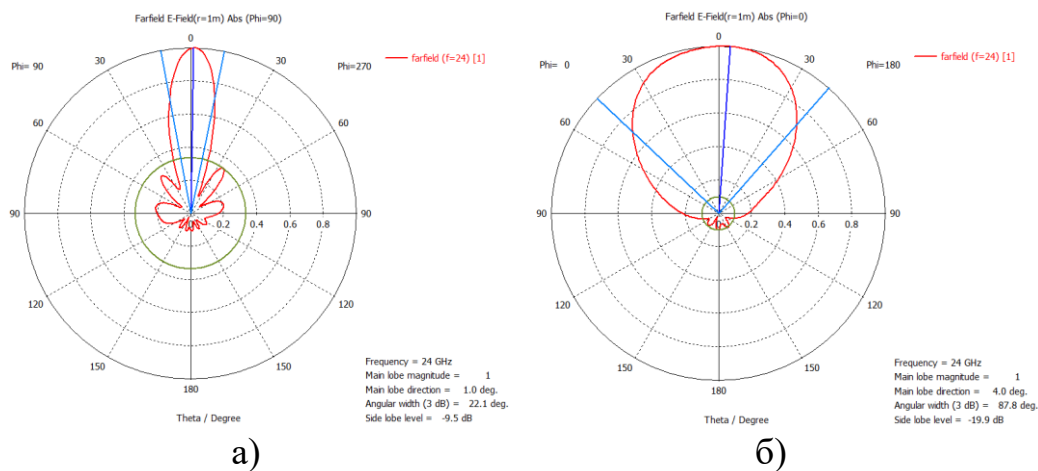


Рис. 3. а) Диаграмма направленности в плоскости YZ; б) в плоскости XZ.

Результаты моделирования диаграммы направленности антенной решётки (рис. 4) свидетельствуют о различной её ширине в разных плоскостях. Так в плоскости YZ ширина диаграммы направленности составляет 22° по уровню мощности -3 дБ (рис. 4). При этом в плоскости XZ ширина диаграммы направленности составляет $87,8^\circ$ по уровню мощности - 3 дБ (рис. 4)

Анализ результата моделирования КСВН антенной решетки (рис. 3) свидетельствует, что антенна имеет слабую согласованность (коэффициент отражения -7,4 дБ на частоте 24 ГГц). Проведём оптимизацию конструкции антенной решётки с целью повысить её согласование. Рассмотрим ре-

зультаты оптимизации геометрии следующих параметров антенной решётки: излучающие элементы, трансформирующие участки и согласующие отрезки на микрополосковых линиях.

Оптимизация ширины согласующего отрезка позволила улучшить величину согласования (рис. 4): коэффициент отражения уменьшился до уровня в -14,8 дБ, это больше чем при увеличении, поэтому попробуем уменьшить его до оптимально возможного значения, чтобы не задеть конструктивные параметры и не изменилась диаграмма направленности.

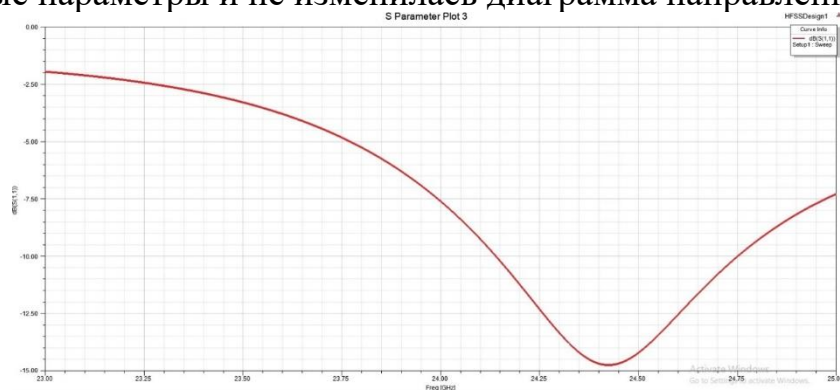


Рис. 4. График S-параметра при оптимальном уменьшении согласующего отрезка

На следующем этапе осуществляется оптимизация геометрии трансформирующих отрезков на микрополосковых линиях. При увеличении длины трансформаторов коэффициент отражения уменьшается до уровня -28 дБ (рис. 5 а).

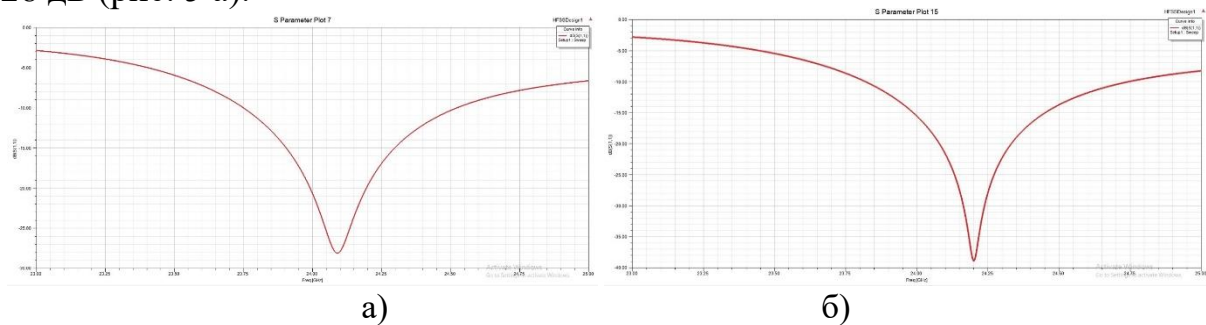


Рис. 5. а) График S-параметра при оптимальном увеличении трансформирующего отрезка; б) график S-параметра при оптимальном увеличении излучателей

Также мы изменим ширину излучателей антенны, при увеличении излучателей, коэффициент отражения уменьшился до уровня -38.9 дБ (рис. 5, б).

В результате оптимизации были изменены: ширина трансформаторов на микрополосковой линии, увеличена ширина излучателей и уменьшена длина согласующих отрезков. Оптимизация геометрии антенной решетки позволила увеличить уровень её согласования с -7,4 дБ до -38,9 дБ.

Выводы

В рамках статьи рассмотрен существующий радиодальномер китайского производства. Проведено моделирование его электромагнитных характеристик: коэффициента отражения и диаграммы направленности. Результаты моделирования дальномера-аналога показали слабую электродинамическую согласованность его антенной решётки: коэффициент отражения находится на уровне -7,4 дБ. В результате оптимизации геометрии элементов антенной решётки проведено улучшение согласования до уровня -38,9 дБ.

Библиографический список

1. Радар микроволнового диапазона FMK24 [Электронный ресурс] URL: https://imall.com/product/24GHz-Microwave-Ranging-Radar-FMK24-A_Series_Distance_Sensor_FMCW/Security_Protection/aliexpress.com/4000109249883/144-10938602/ru
2. Дмитриенко Г. В. Проектирование полосковых устройств СВЧ: учеб. пособие. Ульяновск: УлГТУ, 2001. 112 с.
3. Constantine A. Balanis. Antenna theory: analysis and design. 2nd ed. John Wiley & Sons, Inc., 1997.
4. Веселов Г. И., Егоров Е. Н., Алёхин Ю. Н. [и др.]. Микроэлектронные устройства СВЧ: учеб. пособие / под ред. Г. И. Веселова. М.: Высш. шк., 1988. 280 с.

УДК 629.7.05

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ MEMS-ДАТЧИКОВ НЕВЫСОКОЙ ТОЧНОСТИ ДЛЯ ОЦЕНКИ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

***И.А. Сисолятин, Е.С. Молдованов**
Научный руководитель: В.Б. Садов, к.т.н.*

В статье рассмотрен метод оценки углового положения летательного аппарата (ЛА) с использованием МЭМС-датчиков. Проведен анализ погрешностей, сделано заключение о возможности применения МЭМС-датчиков невысокой точности в системах управления ЛА.

Ключевые слова: летательные аппараты, навигация, MPU-6050, MEMS-датчики, углы Эйлера-Крылова, комплементарный фильтр, фильтрация сигнала.

Введение

В современном мире большое распространение получили беспилотные летательные аппараты (БПЛА) из-за возможности использования их во

многих сферах жизнедеятельности, начиная от коммерческих задач по транспортировке грузов, заканчивая широким применением таковых в военной сфере. Одним из необходимых компонентов БПЛА является система навигации, обеспечивающая определение положения аппарата в пространстве, состоящая из гироскопа, измеряющего угловые скорости аппарата, обеспечивающего определение углового положения в пространстве; акселерометра, измеряющего ускорения БПЛА, благодаря которому также возможно определять угловое положение объекта, а также скорость и перемещение. Также используются магнитометр, барометр; для оценки пространственного положения используют спутниковую навигацию в виде GPS-датчиков или датчиков ГЛОНАСС, определяющих положение объекта на Земле, датчики ультразвука и оптического потока.

Одним из широко используемых датчиков невысокой точности в сфере навигации и определения собственного положения в силу своей ценовой доступности является модуль MPU-6050, представляющий собой 3-х осевой гироскоп и 3-х осевой акселерометр. Данная работа направлена на исследование возможностей определения бюджетными МЭМС-датчиками (на примере MPU-6050) углового положения и угловых скоростей, а также возможности применения подобных модулей в сфере построения навигационной системы для БПЛА мультикоптерного типа.

Структура и методы обработки данных

Используется левосторонняя система координат, Земля принимается за инерциальную систему отсчета. Ось Z направлена вверх, перпендикулярно поверхности земли. Для определения угловых характеристик одновременно применяются гироскоп и акселерометр.

Структурная схема обработки данных показана на рис. 1.

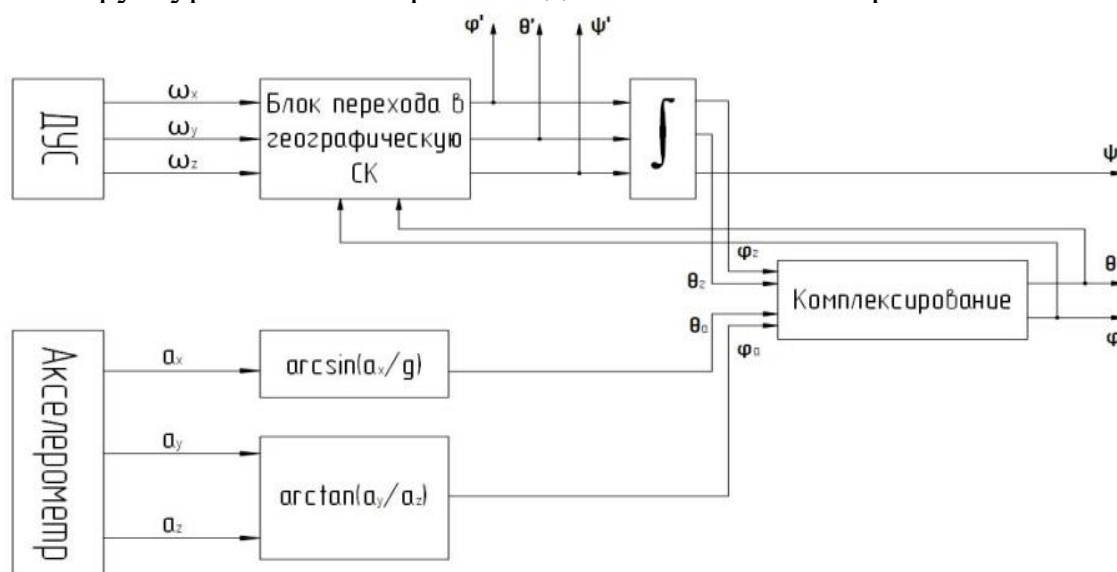


Рис. 1. Структурная схема обработки данных

Акселерометр в структуре используется как инклинометр. В случае отсутствия воздействия внешних неучтенных сил на тело можно определить углы тангажа θ и крена γ в промежутке от -90 до 90 градусов [1]:

$$\theta = \sin^{-1} \frac{a_x}{g} (1), \gamma = \tan^{-1} \left(-\frac{a_y}{a_z} \right) (2).$$

Перед нахождением угловых положений тела необходимо проверить релевантность использования получаемых ускорений. Для этого сравнивается модуль результирующего вектора ускорения (с учетом управляющих воздействий) с модулем ускорения свободного падения (3). Если модуль результирующего вектора находится в окрестности значения ускорения свободного падения, то проверка считается успешно пройденной:

$$g - \Delta \leq \sqrt{(\ddot{x})^2 + (\ddot{y})^2 + (\ddot{z})^2} \leq g + \Delta (3).$$

Допуск Δ подбирается вручную в зависимости от зашумленности сигналов акселерометра.

Из-за вибраций и шумов датчика точные значения, близкие к -90 и 90 градусам, получить проблематично в связи со специфической формой графиков обратных тригонометрических функций. Потому дополнительно накладывается ограничение на максимальный измеряемый угол. Данные ограничения выбираются произвольно, исходя из стабильности работы при данных угловых характеристиках:

$$\left| \frac{\ddot{x}}{g} \right| \leq 1 - \Delta (4), \left| \frac{\ddot{y}}{\ddot{z}} \right| \leq n (5),$$

где (4) для тангажа, (5) – для крена, n – предельное отношение ускорений.

Предельное отношение и допуск определяются вручную подбором и зависят от шумов и вибраций в системе.

В качестве ДУС-а в структуре используется МЭМС-гироскоп. Угловые скорости, принимаемые с датчика, получаем в связанной системе координат. Затем для перехода в географическую систему координат воспользуемся кинематическими уравнениями Эйлера-Крылова [1]:

$$\begin{cases} \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (\omega_z \cos \gamma - \omega_y \sin \gamma) \\ \dot{\theta} = (\omega_z \sin \gamma + \omega_y \cos \gamma) \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \tan \theta (\omega_z \cos \gamma - \omega_y \sin \gamma) \end{cases},$$

где θ, γ, ψ – углы тангажа, крена и рысканья соответственно.

Данные уравнения имеют углы вырождения при тангаже $-\pi/2$ и $\pi/2$. Для предотвращения деления на ноль вводится ограничение на измерение угла тангажа в окрестностях углов 90 и -90 :

$$\theta \in [0; \frac{\pi}{2} - \Delta) \cup (\frac{\pi}{2} + \Delta; \frac{3\pi}{2} - \Delta) \cup (\frac{3\pi}{2} + \Delta; 2\pi].$$

Для оценки угловых скоростей платы в географической системе координат применим простой линейный фильтр Калмана, используя математическую модель движения [2]:

$$\dot{\alpha} = \dot{\alpha}_0 + \delta \ddot{\alpha},$$

где $\delta \ddot{\alpha}$ – погрешность моделирования с нулевым математическим ожиданием и гауссовским распределением, α – угловое перемещение по одной из осей.

Решением данной системы дифференциальных уравнений является:

$$\begin{cases} \psi = \frac{1}{\cos \theta} (\omega_z \cos \gamma - \omega_y \sin \gamma) t + \psi_0 \\ \theta = (\omega_z \sin \gamma + \omega_y \cos \gamma) t + \theta_0 \\ \gamma = (\omega_x - \tan \theta_0 (\omega_z \cos \gamma - \omega_y \sin \gamma)) t + \gamma_0 \end{cases},$$

где уравнение относительно крена решено численным методом Эйлера.

В блоке комплексирования показания с акселерометра и гироскопа объединяются через комплементарный фильтр для уточнения угловых характеристик по формуле:

$$c = (1 - k) \cdot a + k \cdot b,$$

где k – коэффициент $k \in [0; 1]$, a и b – углы с ДУС–а и акселерометра соответственно, c – результирующее значение угла.

При помощи данного метода устраняется уход углов крена и тангажа и обеспечивается быстрый отклик системы на внешние воздействия, не применяя ёмкие и затратные по ресурсам микроконтроллера алгоритмы типа ЕKF, получая при этом приемлемую точность. Изначальную выставку угловых параметров возможно проводить по показаниям акселерометра [1].

Фильтрация сигнала

Принимаемые с датчика сигналы сильно зашумлены (рис. 2), а также подвержены дрейфу нуля, из-за чего данные значения нельзя напрямую использовать для определения углового положения, вследствие большой погрешности на выходе.

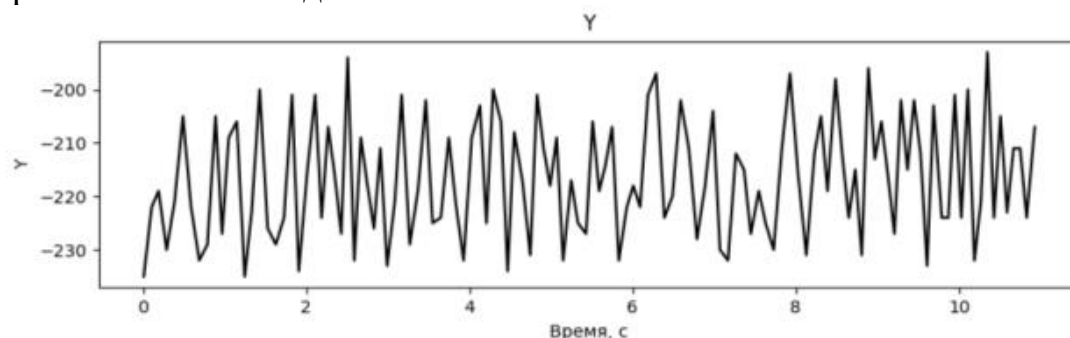


Рис. 2. График сигнала гироскопа по тангажу без фильтрации

Для минимизации воздействия шумов датчика на показания и устранения дрейфа нуля вводится блок фильтрации. В него включаются обработка сигнала фильтром низких частот (ФНЧ), медианным фильтром [3], а также компенсация дрейфа нуля.

После применения ФНЧ дисперсия шума уменьшается, но в сигнале всё ещё сохраняются определенные всплески. Заметим, что данный фильтр яв-

ляется встроенной функцией MPU-6050. Медианный фильтр необходим для устранения «пиковых» значений, сильно отличающихся от предыдущих данных [3], которые пропустил ФНЧ. Данный метод представляет собой буфер значений, включающий в себя n (в нашем случае 5) прошедших итераций, среди которых выбирается срединный результат (больше двух наименьших значений, но меньше двух наибольших) и подается на последующую обработку.

Видно, что данные методы фильтрации существенно снизили дисперсию шума (рис. 3). Для гироскопа удалось добиться уменьшения отклонений до нескольких единиц, что можно считать удовлетворительным результатом работы фильтрации сигнала.

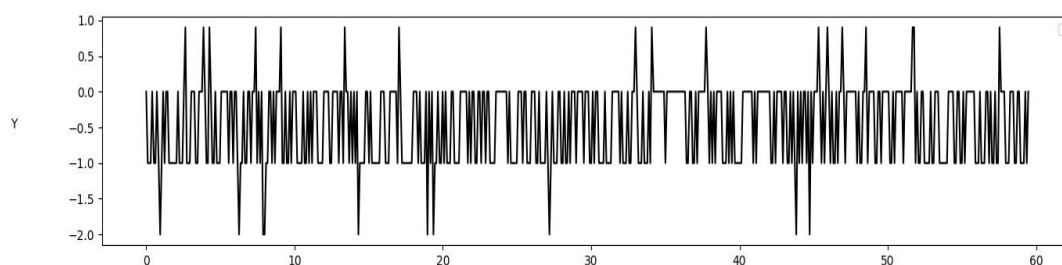


Рис. 3. График сигнала гироскопа по тангажу с ФНЧ и медианным фильтром

Необходимо учесть дрейф нуля датчиков (вывод датчиком в покое значений, отличных от фактических на определенное значение), поскольку используется интегрирование сигнала скорости. Дрейф состоит из константы и температурного отклонения, которое возникает вследствие изменения габаритов механических частей датчика, при изменении его температуры [4]. Предположим, что температура во время эксплуатации установки не изменяется, тогда уход нуля состоит только из константы. Устраним уход нуля, вычтя из получаемых значений среднее, выводимое датчиком в покое ЛА. Стоит заметить, что нуль гироскопа не стабилен, потому для гироскопа данная процедура совершается автоматически перед каждым запуском [1]. При этом перед вычислением нуля гироскопа необходимо подождать некоторое время (порядка 20–30 секунд), чтобы он установился на определенном уровне [4]. Для акселерометра необходимо единожды вручную на ровной поверхности, не имеющей наклона относительно горизонта, замерить среднее значение отклонения от нуля и внести поправку в программу.

Анализ результатов исследования

Метод определения угла только при помощи гироскопа имеет существенный изъян в виде ухода нуля и неточностей при решении дифференциальных уравнений численными методами, которые приводят к накоплению ошибок с течением времени.

При определении угла с помощью акселерометра, показания получают-ся зашумленными, что может негативно сказаться при попытке стабилизи-

ровать положение объекта в воздухе. Также данный метод измерения сильно подвержен воздействию вибраций и иных неучтенных сил, приложенных к ЛА, что может исказить истинный угол.

Использование комплементарного фильтра позволяет получать удовлетворительные результаты при незначительных вычислительных затратах. При использовании данного метода компенсируется уход нуля, а также сигнал не несет в себе значительного шума, что позволяет использовать его для решения задачи стабилизации в случаях, не требующих большой точности и при ограниченных вычислительных возможностях. Результаты измерений по крену представлены на рис. 4.

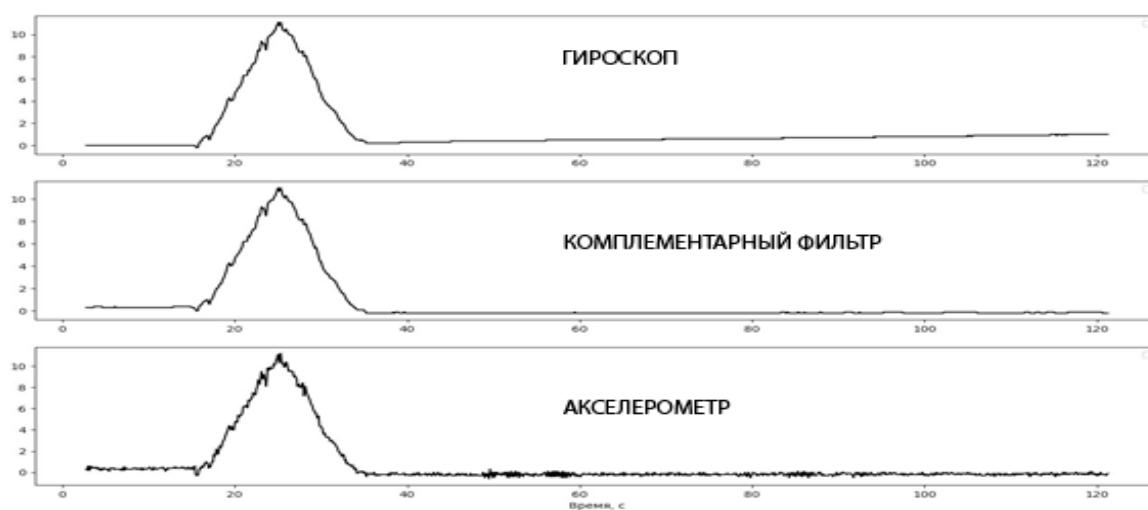


Рис. 4. Графики определения значения углов по углу крена

Выводы

Можно утверждать, что модуль MPU-6050 способен определять собственное угловое положение в пространстве с погрешностью в несколько десятых градуса при использовании в связке MEMS-гироскопа и MEMS-акселерометра.

Библиографический список

1. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009, 280 с.
2. Лемешко О. В. Фильтр Калмана. теоретические основы и практическое применение // Вестник магистратуры. 2014. №6 (33). Том 1. – С. 5–8.
3. Морозов Р. О., Девитт Д. В. Методы обработки навигационной информации в целях повышения точности // Инженерный вестник Дона. 2018. №2 (49).
4. Крылов А. А. Исследование нестабильности дрейфа нуля МЭМС-гироскопов и способов её учёта при калибровке // Известия ТулГУ. Технические науки. 2020. №1. – С. 64–69.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ДЛЯ ПОЛЕТА К ПОТЕНЦИАЛЬНО-ОПАСНЫМ АСТЕРОИДАМ

С.Ю. Уливанов

Научный руководитель: О.Л. Старинова, д.т.н., доцент

В работе описывается работа программного комплекса, моделирующего движение КА от Земли к потенциально-опасному астероиду. Движение рассматривается в рамках теории сфер действия, возмущения не учитываются. Проводится поиск даты старта и даты финиша для осуществления оптимального с точки зрения расхода рабочего тела перелёта к астероиду. Элементы траектории перелёта определяются по алгоритму Эйлера-Ламберта. Рассчитывается характеристическая скорость для реализации перелёта.

Ключевые слова: Алгоритм Эйлера-Ламберта, межпланетный перелёт, характеристическая скорость перелёта, уравнение движения, параметры переходной орбиты, некомпланарная орбита, космический аппарат.

Земля в Солнечной системе окружена большим количеством потенциально-опасных астероидов, которые могут принести значительные разрушения при столкновении с Землёй. Важно проводить мониторинг движения этих объектов, чтобы можно было заблаговременно провести миссию по изменению траектории движения потенциально-опасных астероидов. Кроме того, они являются привлекательными объектами для будущих исследований и освоения (добычи полезных ископаемых) так как находятся на небольшом расстоянии от Земли.

Целью данной работы является разработка программного комплекса, рассчитывающего оптимальный с точки зрения расхода рабочего тела перелёт от Земли до потенциально-опасного астероида. Это необходимо для того, чтобы доставить на астероид как можно большую массу полезной нагрузки, для возможности реализации исследовательской миссии. Кроме расчётов программный комплекс осуществляет отображение гелиоцентрических и геоцентрических траекторий КА, астероида и Земли.

Предполагается, что космический аппарат будет запускаться российской ракетой-носителем (РН) Ангара-А5, которая доставляет на низкую околоземную орбиту (высота 200 км) 24500 кг полезной нагрузки. Далее перелёт будет осуществляться в два этапа:

1. Вывод из сферы действия Земли с гиперболическим избытком, необходимым для достижения орбиты астероида. Выполняется с помощью разгонного блока КВТК с удельным импульсом двигателя $R_{уд} = 4540$ м/с и сухой массой 242 кг. После завершения работы разгонный блок отделяется и КА до пересечения с орбитой астероида осуществляет пассивное движение.

2. Выравнивание скоростей КА и астероида осуществляется собственным двигателем КА с удельным импульсом $R_{уд} = 2900$ м/с

Программный комплекс, описываемый в данной работе, позволяет рассчитать перелёт к потенциально-опасному астероиду 2024 YR4, учитывая наклонение его орбиты, то есть рассматривается пространственная задача.

Сначала задаются начальные условия (оскулирующие элементы орбиты Земли и астероида) из ресурса “Horizons System” [1]. На рис. 1 приведены результаты моделирования движения астероида 2024 YR4 в течении 4 лет начиная с 13.02.2025. Движение системы описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений (возмущения не учитываются) [2].

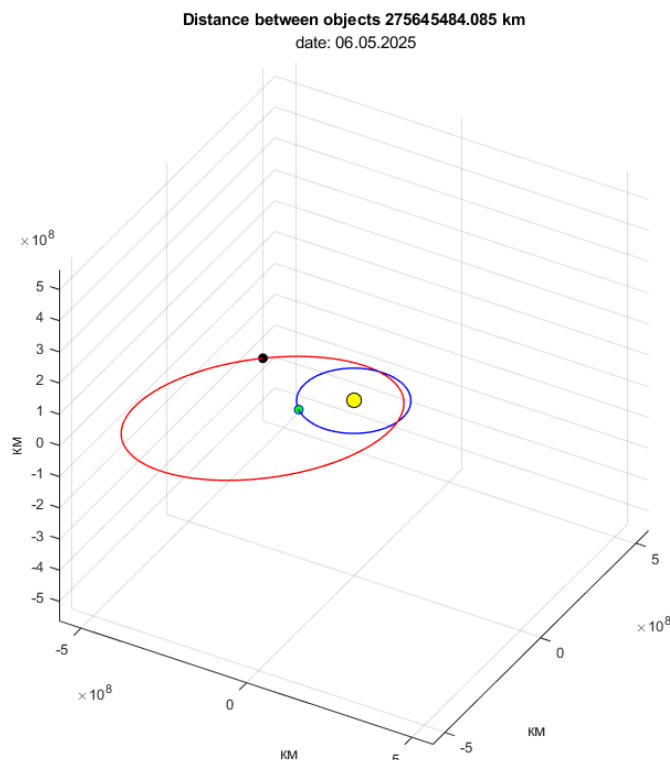


Рис. 1. Моделирование движения Земли и 2024 YR4
(зелёная точка – Земля, чёрная точка – 2024 YR4)

Далее программный комплекс начинает подбор орбит перелёта: для всех возможных дат финиша (положение КА совпадает с положением астероида), перебираются все возможные даты старта (положение КА совпадает с положением Земли). Рассчитываются характеристические скорости всех перелётов согласно алгоритму Эйлера-Ламберта для всех дат старта и финиша (рис. 2) в классе эллиптических орбит. Затем проводится

поиск глобального минимума характеристической скорости (рис. 3), необходимой КА для перелёта на 2024 YR4.

$$\begin{cases} \vec{V} = \frac{d\vec{r}}{dt} \\ \frac{d\vec{V}}{dt} = -\frac{\mu\vec{r}}{r^3} \end{cases}$$

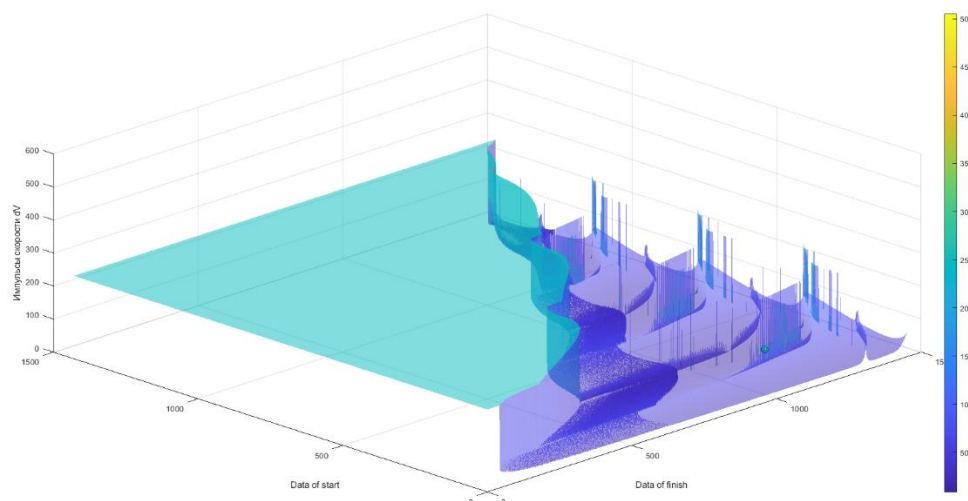


Рис. 2. Матрица характеристических скоростей перелёта

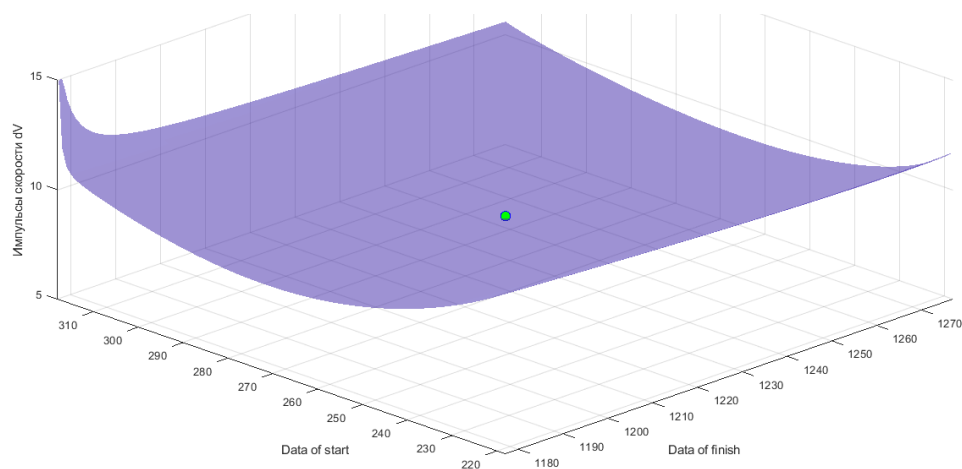


Рис. 3. Глобальный минимум матрицы характеристических скоростей перелёта

Для перелёта к 2024 YR4 оптимальной датой старта является 08.11.2025 (268 день с начала моделирования), а дата финиша 24.06.2028 (1227 день с начала моделирования). Траектория оптимального перелёта показана на рис. 4.

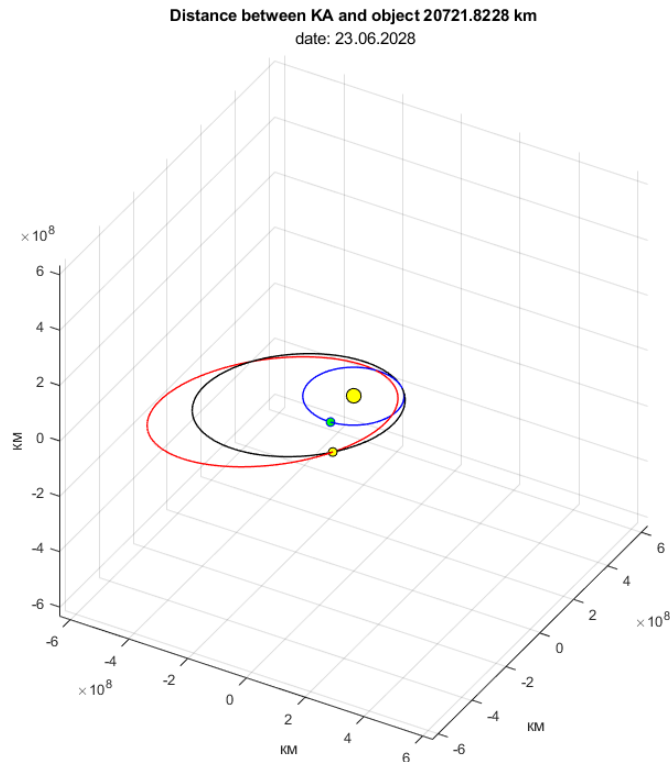


Рис. 4. Построение программой выгодной орбиты перелёта

Помимо оптимальных дат старта и финиша для перелёта были получены следующие результаты:

- Характеристическая скорость потребная для осуществления перелёта $dV = 8,795471$ км/с;
- Расстояние между астероидом и КА на дату финиша $D = 20721,82$ км;
- Конечная масса КА на орбите астероида $m_k = 2205,95$ кг.

При расчёте затрачиваемого топлива учитывался импульс $\Delta V_{\text{отл}}$, который необходим для выхода из сферы действия Земли и перехода на эллиптическую гелиоцентрическую траекторию перелёта [3].

$$\Delta V_{\text{отл}} = V_{\pi 0} - V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2\mu_z}{r_0} + V_{1\infty}^2} - \sqrt{\frac{\mu_z}{r_0}},$$

где μ_z – гравитационный параметр Земли; r_0 – радиус стартовой круговой орбиты в сфере действия Земли; $V_{1\infty}$ – скорость потребная для гелиоцентрического перелёта.

Проекции импульсов в моменты старта и финиша на инерциальную гелиоцентрическую систему координат (без учёта скорости покидания сферы действия Земли) для оптимальной траектории показаны в табл. 1.

Таблица 1

Проекции импульсов для оптимального перелёта

Проекции импульсов	Импульс в момент старта, км/с	Импульс в момент финиша, км/с
V_x	-4,937483	-1,677598
V_y	4,955096	2,991853
V_z	-0,717275	0,776835

Расчёты показали, что разгонный блок должен затратить 16840,05 кг, а КА 5212 кг топлива (удельный импульс двигателя 2900 м/с). Масса КА на орбите астероида составит 2205,95 кг

Библиографический список

1. On-line solar system data and ephemeris computation service [Электронный ресурс] – URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/>
2. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П. Е. Эльясберг. – 4-е. изд. – Москва: ЛЕНАНД, 2014. – 540 с.: ил.
3. Белоконов, В. М. Траектории полетов к Луне и межпланетные траектории: конспект лекций. – Текст: электронный / В. М. Белоконов ; М-во высш. и сред. спец. образования РСФСР, Куйбышев. авиац. ин-т им. С. П. Королева. – Куйбышев, 1989.

УДК 533.6

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ПО ТЕОРИИ ОБТЕКАНИЯ НЬЮТОНА

А.П. Пьянков, А.В. Серебряков

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

В статье представлены результаты по разработке универсальной математической модели обтекания Ньютона, позволяющей определять аэродинамические коэффициенты сил, необходимые для расчета входа спускаемых аппаратов в плотные слои различных небесных тел. Также полученная модель сравнивалась с аналитическим расчётом. Определены требования к модели и границы ее применения.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, аэродинамические коэффициенты, математическая модель, теория обтекания Ньютона.

Аэродинамические характеристики спускаемого аппарата определяются безразмерными коэффициентами, зависящими от угла атаки и числа

Маха. Их расчет выполнен численным методом по теории Ньютона, применимой для любых форм тел и углов атаки при $M > 5$.

Согласно теории Ньютона, среда моделируется как поток не взаимодействующих частиц. При обтекании тел газом со скоростью $M > 5$ реальная картина течения близка к модели неупругого столкновения: скачок уплотнения приближен к поверхности, нормальная составляющая скорости за скачком мала, тангенциальная не меняется, а в зонах разрежения давление стремится к нулю, образуя "аэродинамическую тень" [1–3].

Приближенная схема обтекания тела потоком при $M > 5$ представлена на рис. 1, где $\vec{V}_\infty$ – вектор скорости набегающего невозмущенного потока, α – угол атаки, $\bar{p}$ – коэффициент давления.



Рис. 1. Приближенная схема обтекания тела потоком при $M > 5$

Рассмотрим элемент поверхности аппарата элементарной площади dS и элементарным объемом ΔW (рис. 2). Проекции вектора скорости набегающего невозмущенного потока $\vec{V}_\infty$ на нормаль $\vec{n}$ и касательную $\vec{\tau}$ к поверхности представляются в виде зависимости от угла η между вектором набегающего потока и нормалью:

$$\begin{aligned} V_n &= V_\infty \cos \eta, \\ V_\tau &= V_\infty \sin \eta. \end{aligned} \quad (1)$$

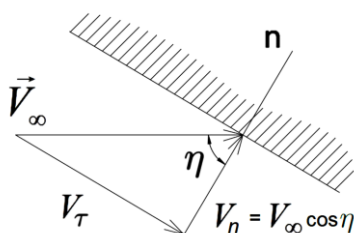


Рис. 2. Схема обтекания элементарного участка

За единицу времени в элементарный объем поступает масса газа, которую можно определить по соотношению:

$$\dot{m} = \rho_{\infty} V_n dS. \quad (2)$$

Имея начальную скорость V_n , газ по мере движения в элементарном объеме теряет всю скорость. Изменение импульса массы может быть записано в виде:

$$\Delta(\dot{m} V_n) = \rho_{\infty} V_n dS \cdot (0 - V_n) = -\rho_{\infty} V_n^2 dS. \quad (3)$$

Это изменение импульса происходит за счет действия на элементарный объем силы

$$F_n = (p_{\infty} - p) dS \quad (4)$$

Используя теорему об изменении количества движения системы, согласно которой изменение импульса системы равно действующей на систему силе, приравняем (3) и (4):

$$p_{\infty} - p = -\rho_{\infty} V_n^2.$$

Используя (4) и избавившись от знака, получим:

$$p - p_{\infty} = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cos^2 \eta.$$

Тогда коэффициент давления в точке тела определяется по формуле [4]:

$$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{(\rho_{\infty} V_{\infty}^2) / 2} = \frac{p - p_{\infty}}{q_{\infty}} = 2 \cdot \cos^2 \eta, \quad (5)$$

где p – давление на поверхность тела, p_{∞} – статическое давление набегающего потока, q_{∞} – скоростной напор набегающего потока, η – угол между вектором скорости невозмущенного потока и единичным вектором внутренней нормали к поверхности тела. Значения давлений в Па.

Получившаяся формула (5) носит имя Ньютона и показывает, что давление на элемент зависит только от ориентации данного элемента по отношению к набегающему потоку.

Суть метода: поверхность аппарата разбивается на элементы, для каждого из которых рассчитываются коэффициенты давления с учетом «аэродинамической тени» при фиксированном угле атаки. Суммируя коэффициенты по всем элементам, определяются значения C_x и C_y для данного угла

атаки. Процедура повторяется для углов от 0° до 180° , что позволяет получить аэродинамические характеристики аппарата в полном диапазоне углов атаки [5, 6].

Разберем данную теорию на примере спускаемого аппарата «Аполлон». Важно отметить, что ось симметрии геометрии должна совпадать с осью X начальной системы координат. Эскиз и полученная сеточная модель представлены на рис. 3 и 4.

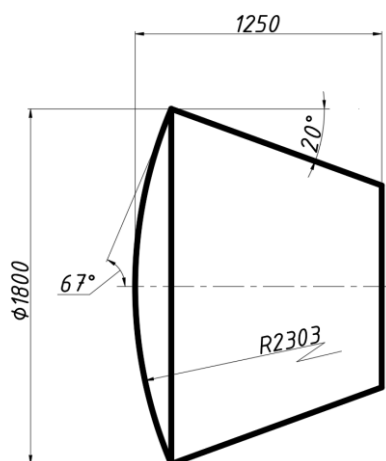


Рис. 3. Эскиз СА

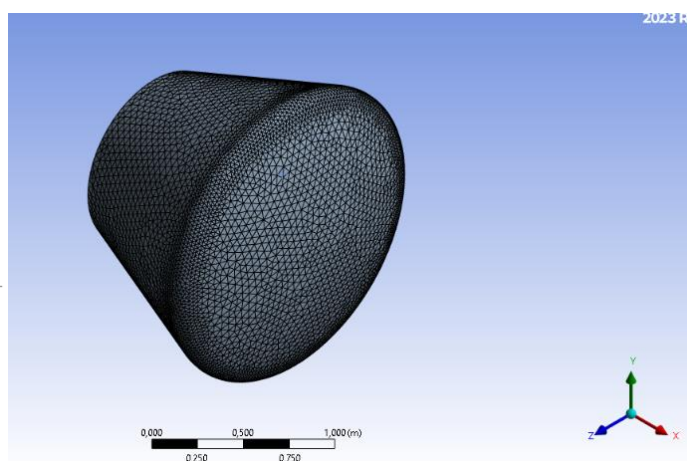


Рис. 4. Сеточная модель

Для каждого угла рассчитывается суммарный коэффициент сопротивления и выводим график (рис. 5).

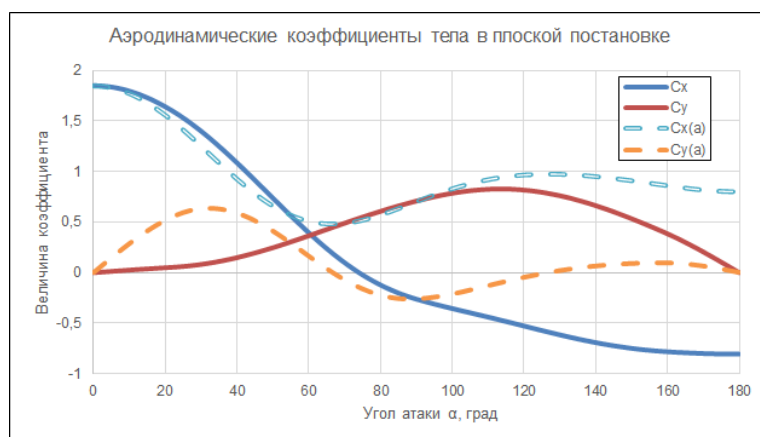


Рис. 5. Графики зависимостей АДК от углов атаки

Для приведенного спускаемого аппарата, выполненного в виде сложной геометрической фигуры с коническим, сферическим и донным участками, имеются известные аналитические зависимости аэродинамических коэффициентов, что позволяет определить их суммарное значение. Посредством сложения результатов на каждом участке получаем результат, отраженный на рис. 6.

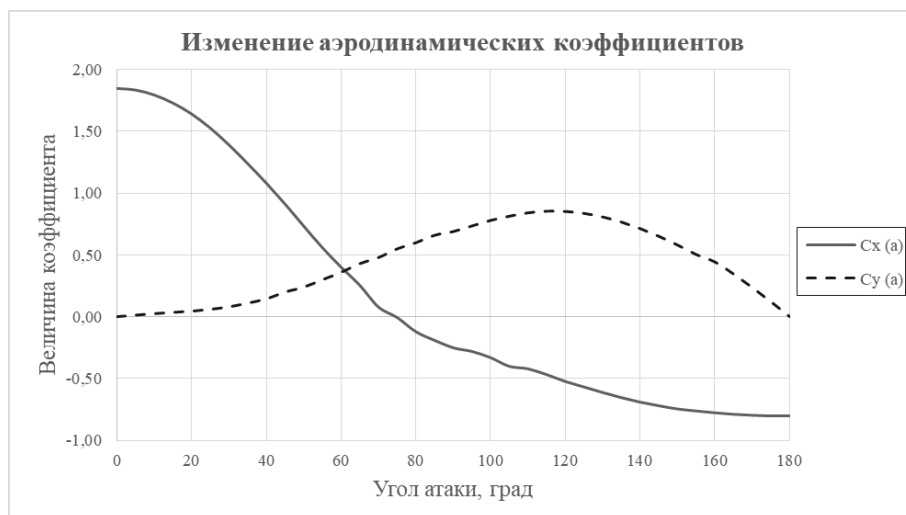


Рис. 6. Итоговое изменение коэффициентов сил

Средняя интегральная погрешность составляет 9,42% для C_x и 3,74% для C_y . Она минимальна при малых углах атаки, увеличиваясь с их ростом из-за неструктурированной сетки и срыва потока в донной области.

Рассмотрим случай с вращением объекта исследования вокруг OX . Для того, чтобы вращать плоскость вокруг оси, необходимо использовать матрицу вращения вокруг оси x : умножить матрицу вращения на вектор набегающего потока

$$V'_\infty = M(\gamma)V_\infty = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & -\sin \gamma \\ 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \alpha \\ \sin \alpha \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha \\ \sin \alpha \cos \gamma \\ \sin \alpha \sin \gamma \end{pmatrix}$$

Если провести этот расчет для ПА типа «Аполлон», то получатся, что величины коэффициентов не меняются от угла крена. Это логично, поскольку рассчитываемый ПА осесимметричен. Для проверки следует «отсечь» кусок ПА сверху, таким образом симметрия пропадет (рис. 7).

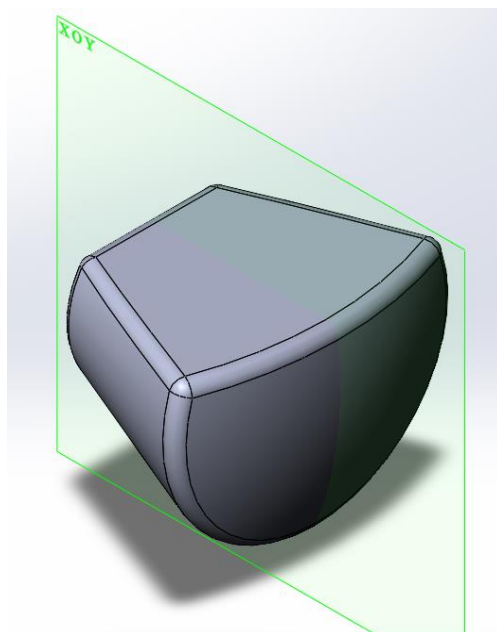


Рис. 7. Внешний облик «Усеченного» ПА типа «Аполлон»

По результатам расчетов формированы следующие графики на рис. 8 и 9 для различных диапазонов углов крена.

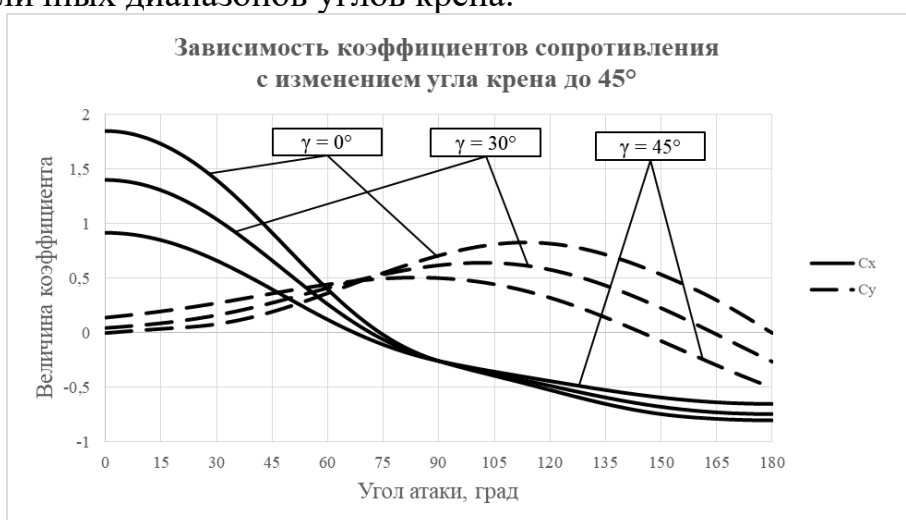


Рис. 8. Результаты расчета для углов крена до 45°

Расчёт коэффициентов был реализован численным методом по теории обтекания Ньютона как для двумерного, так и для трехмерного случая. Цель работы достигнута. По сравнению с аналогичным расчётом в ANSYS Fluent потребуется в разы меньше времени – это главное преимущество приведенного метода.

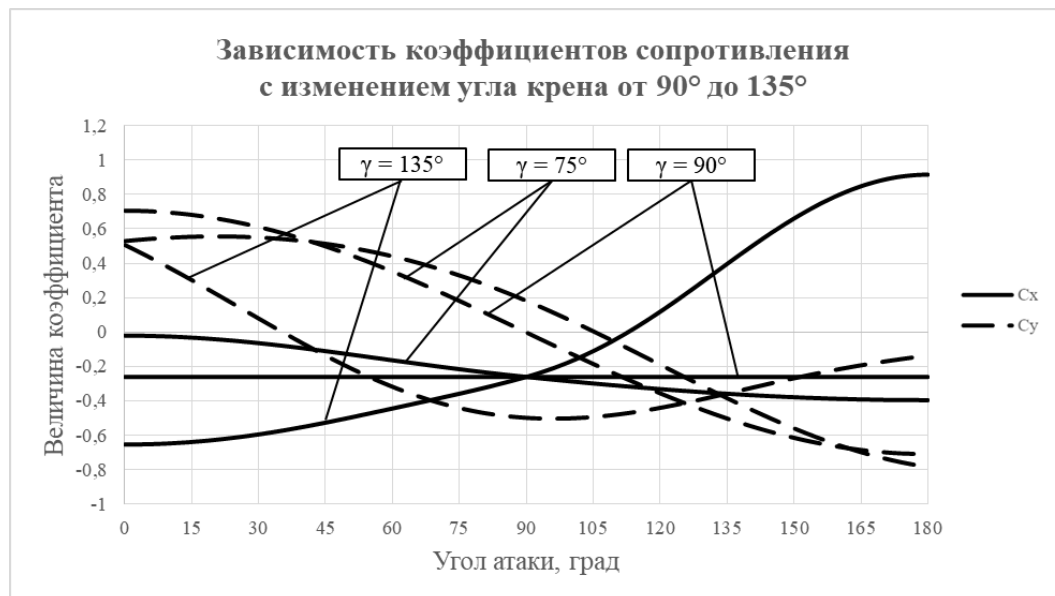


Рис. 9. Результаты расчета для углов крена от 90° до 135°

Библиографический список

1. Лунев, В.В. Гиперзвуковая аэродинамика / В.В. Лунев. – Москва: Машиностроение, 1975. – 328 с. – Текст: непосредственный.
2. Краснов, Н. Ф. Основы аэродинамического расчета / Н.Ф. Краснов, В.Ф. Захарченко, В.Н. Кошевой. – Москва: Высшая школа, 1984. – 264 с. – Текст: непосредственный.
3. Калугин, В.Т. Моделирование процессов обтекания и управления аэродинамическими характеристиками летательными аппаратами / В.Т. Калугин, Г.Г. Мордвинцев, В.М. Попов – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. – 527 с. – Текст: непосредственный.
4. Аржанников, Н.С. Аэродинамика летательных аппаратов / Н.С. Аржанников, Г.С. Садекова. – Москва: Высшая школа, 1983. – 359 с.
5. Исследование аэродинамических характеристик альтернативных форм посадочного аппарата для изучения Венеры / А.В. Косенкова, В.Е. Миненко, С.Б. Быковский, А.Г. Якушев. – Текст: непосредственный // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2018. – вып. 11. – С. 1–14.
6. Kosenkova, A.V. Investigation of the possibilities of aerodynamic forms of a lander capable of maneuverable descent in the Venus atmosphere / A.V. Kosenkova. – Text: direct // AIP Conference Proceedings. – 2019. – Vol. 2171. – Issue 1.

СТРУКТУРА КОМПЛЕКСНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ПОСТРОЕННОЙ ПО СЛАБОСВЯЗАННОЙ СХЕМЕ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ

И.А. Сисолятин, Е.С. Молдованов
Научный руководитель: В.Б. Садов, к.т.н.

В статье представлено описание варианта структурной схемы комплексной навигационной системы для беспилотного летательного аппарата (БПЛА) мультикоптерного типа.

Ключевые слова: навигационная система, фильтр Калмана, комплексирование, слабосвязанная схема комплексирования.

Введение

Неотъемлемая часть структуры управления летательного аппарата (ЛА) – навигационная система (НС), точная работа которой является необходимым критерием качественного расчёта управляющего воздействия, требуемого для совершения заданного манёвра. Рассматривая задачу определения навигационных параметров и параметров ориентации для БПЛА мультикоптерного типа, как правило, используют бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), построенную на акселерометрах и датчиках угловых скоростей (ДУС). Данный тип НС обеспечивает автономность и быстродействие системы, но имеет существенный недостаток в виде накопления погрешностей с течением времени, из-за чего необходимо проводить процедуру коррекции данных [1]. Для мультикоптера предлагается использовать комплексную навигационную систему (КНС), дополнительно включающую в себя магнитометр, барометр, инклинометр, а также спутниковую навигационную систему (СНС), привлечение информации с которых позволит компенсировать уход параметров БИНС. Комплексирование данных целесообразно проводить по слабосвязанной схеме, так как этот метод позволяет исключить навигационные параметры и анализировать погрешности датчиков, не прибегая к построению громоздких физических моделей, что делает алгоритм менее затратным в использовании вычислительных мощностей [1]. В данной статье приводится описание варианта реализации КНС, построенной по слабосвязанной схеме комплексирования, использующей данные БИНС, СНС, магнитометра, барометра и инклинометра.

Общее описание структуры

Вариант структуры НС, приведенный в общем виде на рис. 1, построен для дискретной функции времени, потому для нахождения некоторых параметров используются разностные уравнения. Применяется принцип сла-

босвязанной схемы комплексирования. НС состоит из блока идеальной работы БИНС, блока внешних дополнительных датчиков, блока разностных измерений, интегрального фильтра Калмана (ФК), оценивающего погрешности параметров НС, а также дополнительный блок преобразования выходных данных. Далее приводится описание каждой части системы в отдельности.

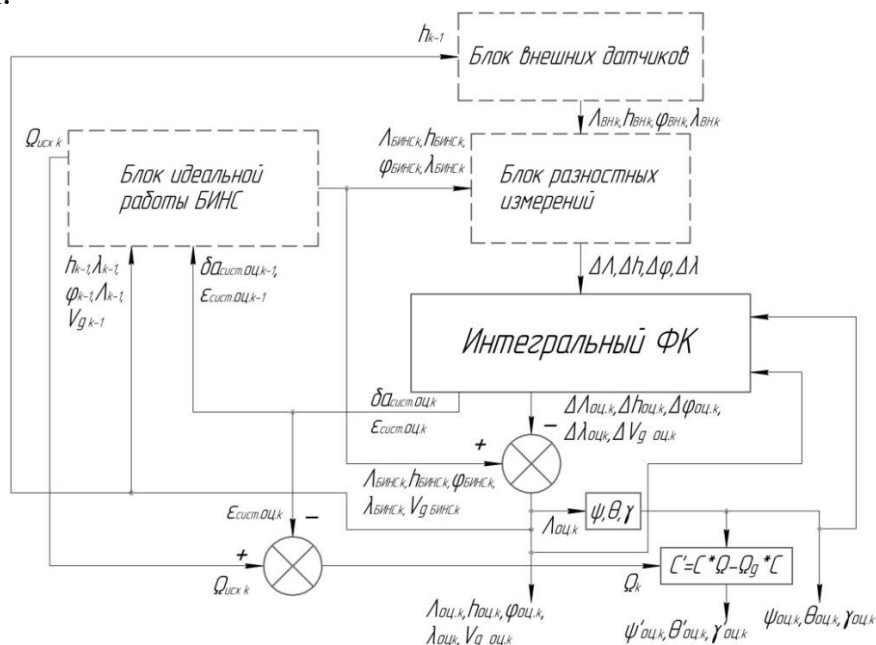


Рис. 1. Структурная схема КНС для дискретной функции времени
 Ω – угловые скорости тела в связанной системе координат (СК), Ω_g – угловые скорости Земли, ε – дрейфы ДУС, Λ – кватернион вращения, h – высота над уровнем моря, φ – широта, λ – долгота, V_g – скорости тела в географической СК, δa – дрейф акселерометров, ψ – рысканье, θ – тангаж, γ – крен, $\Delta(*)$ – разность

Блок идеальной работы БИНС

В блок идеальной работы БИНС, приведенный на рис. 2, входят акселерометры и ДУС. При запуске k -ой итерации на вход поступают данные о широте, долготе, высоте, кватернионе, описывающем положение объекта, и скоростях $k-1$ итерации. С ДУС и акселерометров поступают необработанные угловые скорости и ускорения с задержкой на один шаг. Затем производится коррекция систематических погрешностей датчиков, оцененных на предыдущем шаге. После, зная значения скоростей и широтное положение объекта $k-1$ итерации, можно выработать информацию о переносных угловых скоростях ($k-1$), вызванных вращением Земли, и информацию о вредных ускорениях ($k-1$), вызванных ускорением Кориолиса. Используя рассчитанные данные об угловом вращении Земли ($k-1$), угловых скоростях объекта ($k-1$) и его кватернионе вращения ($k-1$) решается разностное кинематическое уравнение вращательного движения в кватернионах, из которого получают кватернион для k -го шага. Кинематическое

уравнение вращательного движения в кватернионах выглядит следующим образом [1]:

$$2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \Omega - \Omega_g \circ \Lambda.$$

Параллельно этому, преобразуем исходные ускорения из связанной СК в географическую СК [1]:

$$N_g = \Lambda \circ N \circ \bar{\Lambda},$$

где N_g – кажущиеся ускорения в географической СК, N – кажущиеся ускорения в связанной СК, $(*)$ – сопряжённое число.

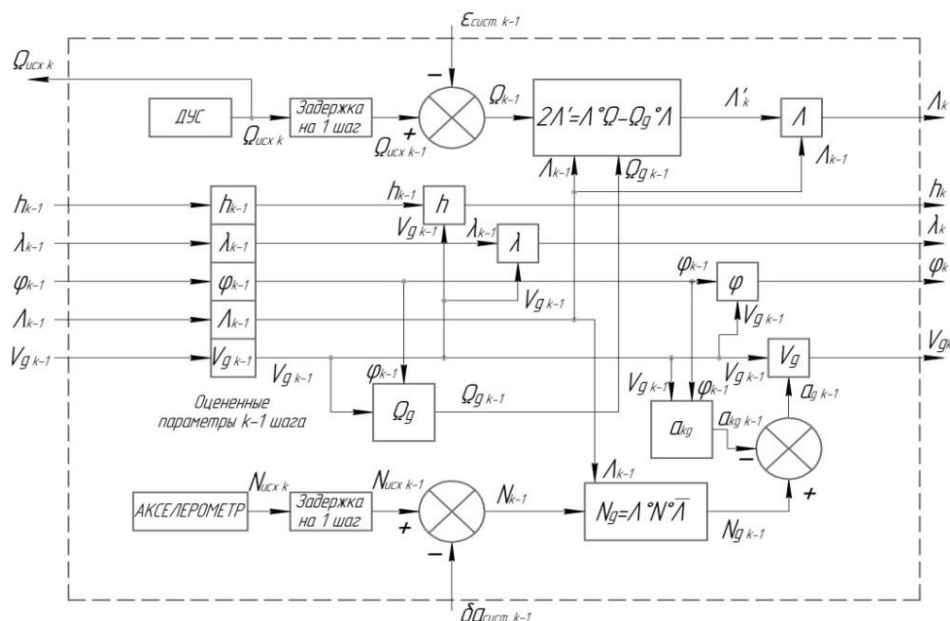


Рис. 2. Блок идеальной работы БИНС:

a_{kg} – ускорения Кориолиса, a_g – ускорения в географической СК,
 $(*)'$ – производная параметра

Затем вычитая вредные ускорения (k-1) и решая разностное уравнение, получают скорость объекта на k-ом шаге. Используя исходные скорость тела (k-1) и положение в пространстве (k-1), определяется широта, долгота и высота на k-ом шаге. Вычисленные значения кватерниона вращения, скоростей в географической СК, положения в пространстве k-го шага отправляют в блок разностных измерений.

Блок выработки сигналов внешних датчиков

В блок внешних датчиков, представленный на рис. 3, входят: фиктивный инклинометр, функционирующий на основе акселерометров, магнитометр, барометр с бортовым термометром и СНС. Далее приведено описание каждого датчика в отдельности:

Через инклинометр определяются значения тангажа и крена по проекциям вектора ускорения свободного падения. При этом на тело не должны действовать внешние неучтенные силы. В блоке инклинометра используются значения ускорений k-го шага с акселерометров. При этом ускорения

предварительно не корректируются. Систематический дрейф учитывается в интегральном ФК, вредными ускорениями пренебрегаем в счёт малых скоростей аппарата. Полученные углы тангажа и крена преобразуются в параметры Родриго-Гамильтона. Затем выработанные характеристики отправляют в блок разностных измерений.

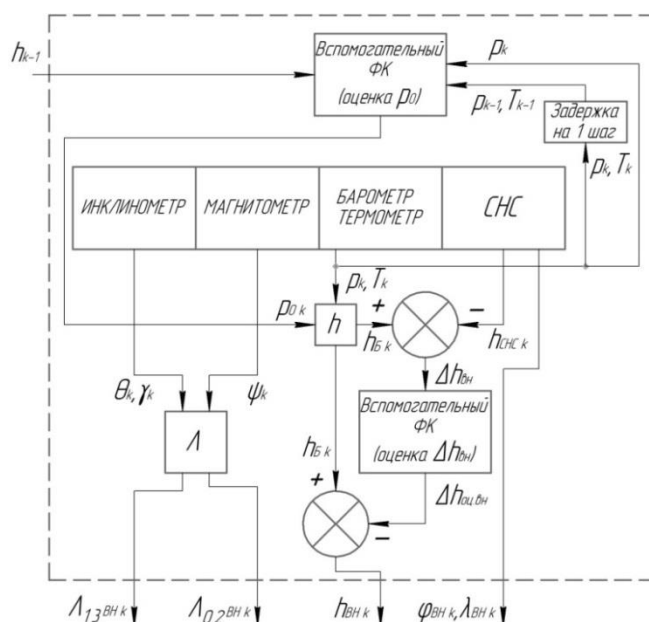


Рис. 3. Блок выработки сигналов внешних датчиков:

Λ_i – параметры Родриго-Гамильтона, p – атмосферное давление, p_0 – атмосферное давление на уровне моря, T – температура

Использование инклинометра применимо лишь при малых углах тангажа и крена, так как в модели погрешностей используется линеаризация тригонометрических функций через разложение в ряд Тейлора.

Применяя магнитометр, можно определить угол рысканья, ориентируясь по магнитному полю Земли. Характеристики магнитного склонения на разных участках Земли различны, потому необходимо заранее настраивать данный параметр. Измерения курса (систематические погрешности учтены заранее) преобразуются в параметры Родриго-Гамильтона.

Перевод углов Эйлера в кватернионы можно осуществлять по данным с инклинометра и магнитометра. Такой подход позволит не привлекать информацию с БИНС, тем самым это «распараллелит» потоки данных, что положительно скажется на этапе фильтрации, но уменьшит надёжность системы, так как в случае отказа одного из датчиков, второй также придётся вывести из эксплуатации.

Барометр можно использовать для определения высоты. Для этого необходимо учитывать температуру воздуха и изменяющееся из-за движения воздушных масс «нулевое» давление (давление на уровне моря). Если температуру можно определять по бортовому термометру, то проводить коррекцию «нулевого» давления необходимо по дополнительным данным.

Предлагается проводить оценку «нулевого» давления перед основным алгоритмом работы блока внешних датчиков по данным о высоте и температуре $k-1$ итерации. Ошибками определения высоты и температуры пренебрегаем в силу незначительного влияния на результат. На основе данных с барометра и простой модели изменения «нулевого» давления (изменение атмосферного давления представлено в виде белого шума) формируется ФК и получают оцененное значение атмосферного давления на уровне моря. На основе выработанных данных вычисляется значение высоты и отправляется во вспомогательный ФК, вырабатывающий оценку высоты по данным барометра и СНС.

СНС позволяет уточнить навигационные характеристики (долгота, широта, высота над уровнем моря), что даёт возможность проводить существенную коррекцию параметров навигации, получаемых с БИНС [2]. Частота работы модуля СНС отличается от частоты работы остальных блоков схемы, также в процессе эксплуатации возможна потеря сигнала модулем, потому в случае отсутствия данных с СНС предлагается увеличивать дисперсию ошибок в ФК, выводя данные по линии СНС из алгоритма.

Применяется вспомогательный ФК для оценки высоты на основе разностных измерений барометра и СНС (инвариантный алгоритм фильтрации). В него закладывается модель погрешностей датчиков, на выходе получают оценку погрешности в определении высоты. Далее вычитая её из значений высоты, определенной барометром, отправляют результат в блок разностных измерений.

Блок разностных измерений

Данный блок, изображённый на рис. 4, представляет собой совокупность вычислителей, формирующих разностные измерения между блоком идеальной работы БИНС и блоком выработки данных внешних датчиков. Полученный вектор измерений состоит из параметров Родриго-Гамильтона, высоты, широты, долготы и отправляется в интегральный ФК.

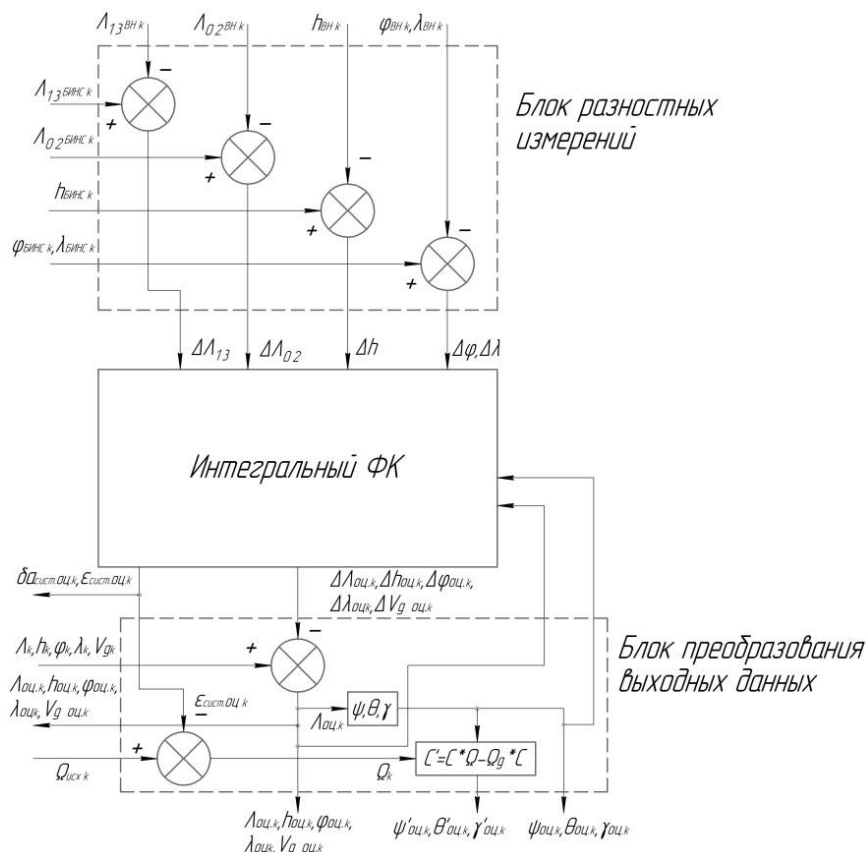


Рис. 4. Блок разностных измерений, интегральный ФК, блок преобразования выходных данных и обратные связи

Интегральный ФК

На вход интегрального ФК поступают сигналы с блока разностных измерений и данные с $k-1$ итерации, необходимые для заполнения переходных матриц (угловые характеристики, скорости и т.д.). В фильтре сформированы модели погрешностей БИНС и погрешностей данных с внешних датчиков [1]. Суть фильтра состоит в интерполяции данных модели погрешностей БИНС с $k-1$ на k -ый шаг и сравнении их с измеренной разностью, полученной на k -ом шаге [3]. Выработка коэффициента усиления Калмана происходит по заданным характеристикам случайных процессов [3]. На выходе получают оценку параметров вектора состояния k -го шага, включающего ошибки построения вертикали, определения скоростей, определения положения, систематический дрейф ДУС и акселерометров, ошибки определения параметров Родриго-Гамильтона.

Блок преобразования выходных данных и обратные связи

Оценки параметров НС и данные из блока идеального режима работы БИНС поступают в вычислитель, выдающего оцененные значения [2]. После, полученный кватернион преобразуется в углы Эйлера. Используя данные с ДУС k -го шага и полученные углы, рассчитываются угловые скорости тела в географической СК. Для этого проводят коррекцию систематического дрейфа ДУС и применяется уравнение Пуассона [1]:

$$\dot{C} = C \times \Omega - \Omega_g \times C,$$

где C – матрица направляющих косинусов.

Далее замыкают обратные связи: в блок идеальной работы БИНС поступают данные о скоростях, положении, кватернионе, систематических дрейфах датчиков. В блок интегрального ФК – данные о скоростях, положении, углах, кватернионе. Во вспомогательный ФК – значение высоты.

Выводы

Представленную в статье структурную схему возможно использовать при разработке НС средней точности для малогабаритных БПЛА мультикоптерного типа.

Библиографический список

1. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009, 280 с.
2. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Г. И. Емельянцева, А. П. Степанов / Под общей ред. акад. РАН В. Г. Пешехонова – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. – 394 с.
3. Мелешко В. В., Нестеренко О. И. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы: учебное пособие. – Кировоград: ПОЛИМЕД – Сервис, 2011. – 164 с.

УДК 531.5+629.7.015

ДИНАМИКА ОТДЕЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОГО КОНТЕЙНЕРА КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ ОТ ВОЗДУШНОЙ ПЛАТФОРМЫ

Р.М. Усманов

Научный руководитель: А.А. Терехин, к.т.н.

В статье представлен анализ динамики отделения транспортно-пускового контейнера крылатой ракеты. Для этого решен ряд задач: определена расчетная схема движения и математическая модель движения; выполнено решение системы дифференциальных уравнений движения с помощью метода ломанных и предсказывающе-исправляющего метода (РЕС); проведено сравнение полученных результатов с аналитическим решением.

Ключевые слова: транспортно-пусковой контейнер, уравнения движения, численные методы, метод дискретизации ломанных, предсказывающе-исправляющий метод дискретизации.

Объект исследования. Транспортно-пусковой контейнер предназначен для транспортирования, хранения, защиты и обеспечения начальных условий старта ракеты.

Рассмотрено использование 3М-14Э на авиационном носителе [1]. Данная крылатая ракета проектировалась для морского базирования. Для эксплуатации на воздушной платформе КР используется специальный ТПК (рис. 1).

Данный ТПК имеет различные конструктивные особенности, отличающие его от ТПК для морских кораблей, подводных лодок и наземного транспорта. На контейнер установлены стабилизаторы, которые создают аэродинамическую стабилизацию изделия после отделения от ракетоносителя. КР освобождается от ТПК только после достижения безопасного расстояния от ракетоносителя, так как воздушное судно создает возмущенный воздушный поток вокруг себя. Старт крылатой ракеты из ТПК происходит по минометной схеме. Для этого в хвостовой части контейнера, за ракетой, установлен пороховой аккумулятор давления. Защита двигательной установки КР от теплового и силового воздействия горячих газов ПАД осуществляется при помощи поддона. Также поддон служит для раскрытия хвостового оперения КР после освобождения от ТПК.

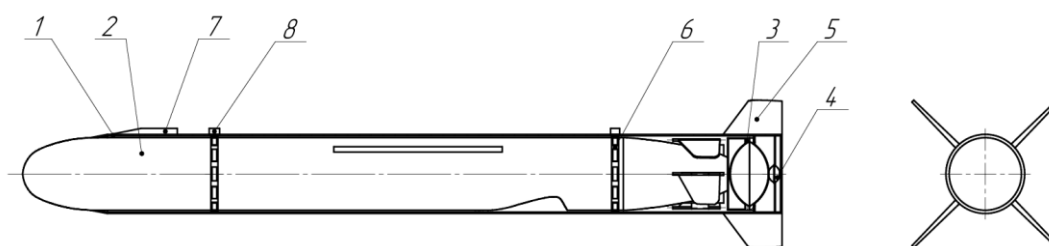


Рис. 1. Схема устройства транспортно-пускового контейнера крылатой ракеты 3М-14Э:

1 – крылатая ракета; 2 – корпус ТПК; 3 – поддон; 4 – пороховой аккумулятор давления; 5 – стабилизатор ТПК; 6 – поперечная кольцевая опора; 7 – контактный разъем ТПК с воздушной платформой; 8 – узлы подвески

Динамика движения ТПК. Модель движения контейнера крылатой ракеты 3М-14АЭ представляет собой свободное падение с начальной горизонтальной скоростью полета V_0 , заданной воздушной платформой, с которой был произведен сброс данного контейнера.

На рис. 2 представлена расчетная схема движения контейнера 3М-14АЭ, как материальная точка, в декартовой системе координат [2].

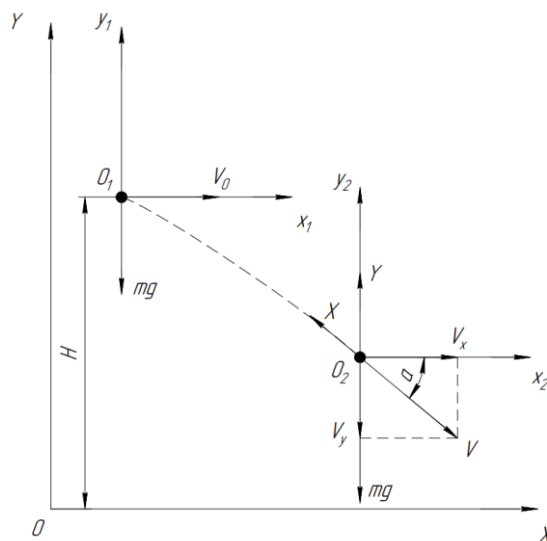


Рис. 2. Расчетная схема движения контейнера

Расчетной схеме (рис. 2) соответствует система дифференциальных уравнений движения контейнера:

$$\begin{cases} \frac{dV_x}{dt} = A \cdot V_x^2; \\ \frac{dV_y}{dt} = B \cdot V_y^2 - C. \end{cases} \quad (1)$$

где $A = -\frac{C_x \rho S_m}{2m \cos(\alpha)}$;

$$B = \frac{\rho S_m}{2m \sin(\alpha)} \left(C_x + \frac{C_y}{\sin(\alpha)} \right);$$

$$C = g;$$

α – угол атаки;

V – скорость движения контейнера;

V_x, V_y – проекции скорости на оси Ox и Oy ;

C_x, C_y – коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы соответственно;

ρ – плотность воздуха на расчетной высоте;

S_m – площадь миделя;

m – масса всего изделия.

Численное решение уравнений движения. Метод ломаных. Для решения системы дифференциальных уравнений (1) воспользуемся методом ломаных (модифицированный метод Эйлера) второго порядка [3]:

$$\begin{cases} y_{1(n+1)} = y_{1n} + \Delta t_n f(t_{1n}, y_{1n}); \\ y_{2(n+1)} = y_{2n} + \frac{1}{2} \Delta t_n (f(t_{2n}, y_{2n}) + f(t_{2(n+1)}, y_{2(n+1)})); \end{cases} \quad (2)$$

где $\Delta t_n = t_{n+1} - t_n$.

Предсказывающе-исправляющий метод (РЕС). Для сравнения с методом ломаных использовался предсказывающе-исправляющий метод четвертого порядка [4].

Метод РЕС расшифровывается следующим образом: Р означает применение предсказывающей формулы, С – однократное применение исправляющей формулы и Е – вычисление функции f :

$$\begin{cases} P: y_{n+1}^{(0)} = y_n^{(1)} + \frac{\Delta t}{2} (3f_n^{(0)} - f_{n-1}^{(0)}); \\ E: f_{n+1}^{(0)} = f(t_{n+1}, y_{n+1}^{(0)}); \\ C: y_{n+1}^{(1)} = y_n^{(1)} + \frac{\Delta t}{2} (f_n^{(0)} - f_{n+1}^{(0)}). \end{cases} \quad (3)$$

Аналитическое решение системы дифференциальных уравнений. Проинтегрируем систему дифференциальных уравнений (1) с использованием метода разделения переменных [5]:

$$\begin{cases} V_x = \frac{1}{\left(\frac{1}{V_0} - At\right)}; \\ \left\{ \begin{aligned} V_y &= \frac{K(e^{-2KBt} - 1)}{(1 + e^{-2KBt})}, \text{ при } V_y < |K|; \\ V_y &= \frac{K(e^{-2KBt} + 1)}{(e^{-2KBt} - 1)}, \text{ при } V_y > |K|. \end{aligned} \right. \end{cases} \quad (4)$$

где $K = \sqrt{\frac{B}{C}}$.

Анализ полученных результатов. В результате решения системы уравнений (1) численным и аналитическим методом определены параметры движения контейнера с ракетой. В зависимости от использованного ме-

тогда дискретизации отклонения полученных результатов от аналитического решения составляют:

- метод ломаных: у проекции скорости на ось Ox – 0,14%, у проекции скорости на ось Oy – 4,72%;
- метод РЕС: у проекции скорости на ось Ox – 0,06%, у проекции скорости на ось Oy – 2,37%.

Сравнение результатов вычисления представлены на рис. 3.

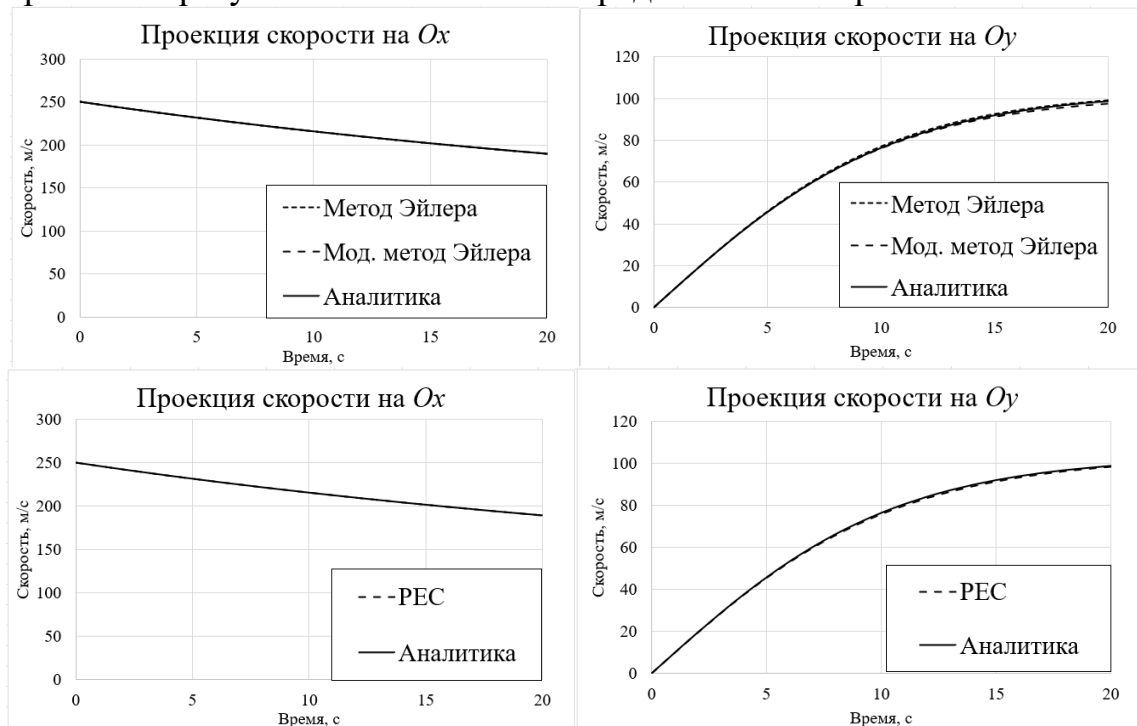


Рис. 3. Сравнение результатов вычисления проекций скорости

Сравним отклонения погрешности численных решений 1-го порядка (метод Эйлера) и 2-го порядка (модифицированный метод Эйлера) (рис. 4).

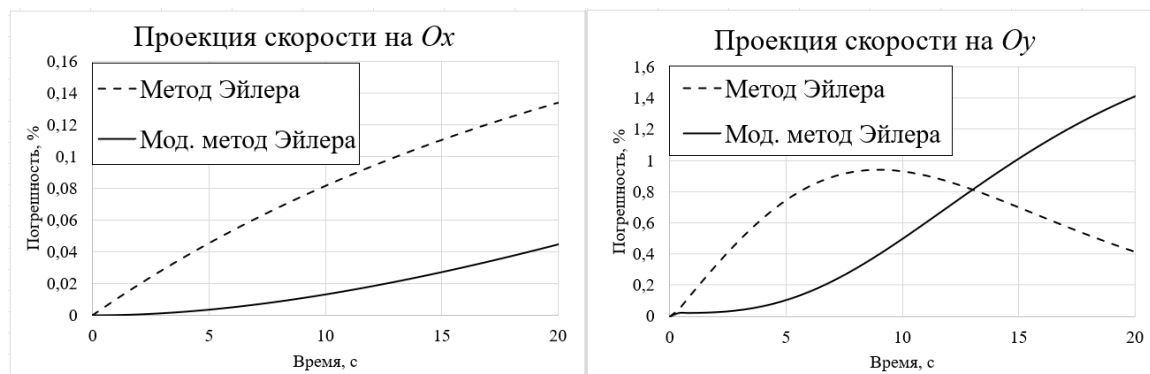


Рис. 4. Сравнение погрешностей численного решения проекций скорости

Проведено определение оптимального шага интегрирования для численных методов, при котором отклонения от аналитического метода не превышали 5%. Для методов выбраны следующие шаги интегрирования:

- метод ломаных – 0,4 с;
- метод РЕС – 2 с.

На рис. 5 представлены зависимости значения погрешности от шага интегрирования.

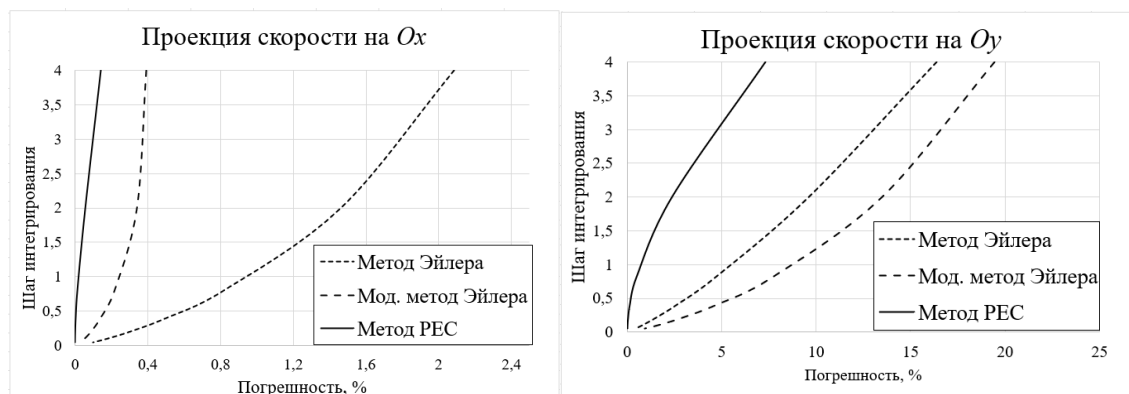


Рис. 5. Зависимость значения погрешности от шага интегрирования для проекции скорости на ось Ox

Вычислена траектория сброса ТПК до старта КР (рис. 6).

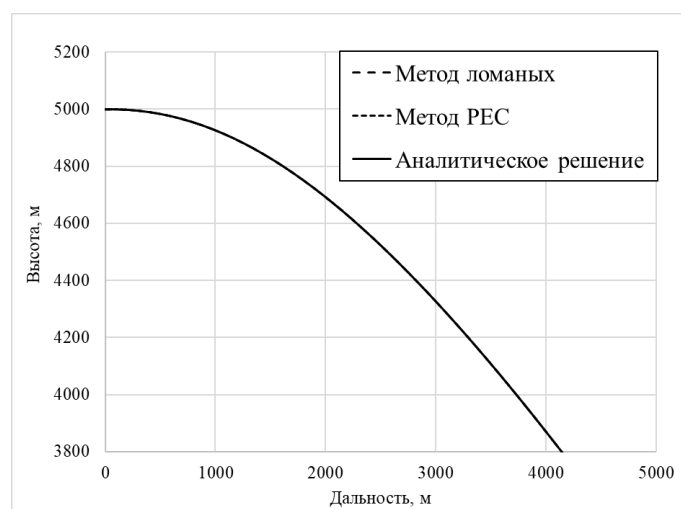


Рис. 6. Траектория сброса ТПК

Метод ломаных и предсказывающий исправляющий метод (РЕС) представляют собой два подхода к численному решению обыкновенных дифференциальных уравнений, каждый из которых имеет свои особенности. Метод ломаных обеспечивает умеренную точность (второй порядок) при низких трудозатратах и простой реализации, что делает его подходящим для большинства задач с требованиями к точности. В то же время, РЕС сочетает предсказание с явным методом и корректировку с неявным, что позволяет достигать более высокой точности (четвертый порядок), но тре-

бует высоких временных затрат и сложной реализации из-за необходимости решения уравнений на каждом шаге.

Для расчета движения ТПК предпочтительнее использовать метод ломаных, так как сброс контейнера происходит в коротком временном интервале. Однако для задач с более длительными временными рамками и (или) быстроизменяющимися процессами целесообразно применять предсказывающе-исправляющий метод РЕС, который обеспечивает устойчивый вычислительный процесс с большим шагом интегрирования.

Таким образом, выбор метода зависит от рассматриваемого интервала времени и шага интегрирования, который может быть определяющим фактором успешно решенной задачи.

Библиографический список

1. Высокоточная крылатая ракета 3М-14Э // URL: <https://missilery.info/missile/3m14e> (дата обращения: 08.05.2024).
2. Математические модели динамики движения летательных аппаратов: учебное пособие / Т.Ю. Лемешонок [и др.]; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2020. – 122 с.
3. Калиткин Н.Н. / Численные методы / Н.Н. Калиткин – М.: Наука, 1978. – 512 с.
4. Холл, Дж. / Современные численные методы решения обыкновенных дифференциальных уравнений / Дж. Холл, Дж. Уатт. – М.: Мир, 1979. – 312 с.
5. Бронштейн И.Л. / Справочник по математике / И.Л. Бронштейн, К.А. Сендяев – М.: Наука, 1964. – 608 с.

Секция 4. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

УДК 623.45

ТРАНСФОРМАЦИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В БАРРАЖИРУЮЩИЙ БОЕПРИПАС

Е.А. Лежникова, А.С. Нечаева, С.В. Фирстова

В статье рассматривается процесс трансформации беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) от разведывательных и наблюдательных платформ до эффективных ударных средств, известных как барражирующие боеприпасы (ББ). В качестве примеров рассматриваются два типа БПЛА, такие как: многоцелевой дрон – разведчик «Орлан-10» и дрон-камикадзе «Ланцет-3». Анализируются их технические характеристики и особенности применения.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, барражирующие боеприпасы.

Введение

Современные вооруженные конфликты демонстрируют неуклонный рост роли беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в различных сферах применения, от разведки и наблюдения до целеуказания и непосредственного нанесения ударов.

Изначально беспилотные летательные аппараты были лишь детской игрушкой, но сейчас это средства для разведки и наблюдения. Однако с развитием технологий и усложнением задач возникла потребность в создании автономных ударных средств, способных оперативно реагировать на изменение обстановки и поражать цели с высокой точностью.

Одним из ключевых направлений этой эволюции является создание барражирующих боеприпасов, также известных как дроны-камикадзе.

Барражирующий боеприпас – это дистанционно управляемый боеприпас, доставляемый по воздуху в район цели с помощью микродвигателя и аэродинамических приспособлений, способный определенное время барражировать в этом районе по заданной программе или командам оператора на оптимальной для бортовых сенсоров высоте, передавая ему изображение подстилающей поверхности по каналу оптико-электронной связи, или наводящийся на источник радиоизлучения [1].

В данной работе исследуются критерии, по которым БПЛА может классифицироваться как барражирующий боеприпас и наоборот. В качестве примеров для сравнения и выявления критериев приведем одни из самых

известных и эффективных типов беспилотных летательных аппаратов «Орлан-10» и «Ланцет-3».

БПЛА «Орлан-10»

Одним из ярких примеров разведывательного дрона является «Орлан-10», разработанный компанией «Специальный технологический центр». Изначально проектировался как разведывательный комплекс, предназначенный для ведения наблюдения за протяжёнными и локальными объектами в труднодоступной местности, в том числе при проведении поисковых и ремонтных работ (рис. 1) [2].



Рис. 1. БПЛА «Орлан-10»

Однако в ходе модернизации «Орлан-10» получил возможность нести лёгкие ударные средства, такие как осколочные гранаты и малогабаритные ракеты, тем самым расширив свой функционал [3].

Основные характеристики БПЛА «Орлан-10» указаны в табл. 1.

Таблица 1

ТТХ БПЛА «Орлан-10»

Взлетная масса	До 18 кг
Масса полезной нагрузки	До 5 кг
Тип двигателя	ДВС
Способ старта	С разборной катапульты
Радиус действия	От 50 до 120 км
Мощность	1 л. с.
Крейсерская скорость	От 100 до 150 км/ч
Максимальная продолжительность полёта	до 16 часов
Максимальная дальность применения комплекса	до 120 км от наземной станции управления (до 600 км в автономном режиме)
Диапазон рабочих температур у поверхности земли	от –30 до +40 °С

Основные особенности применения:

1. Автономность. БПЛА может выполнять задачи в автоматическом режиме, управляемый по заранее заданному маршруту.
2. Простота эксплуатации. Комплекс БПЛА относительно прост в эксплуатации и не требует сложной инфраструктуры для развертывания.
3. Устойчивость к помехам. «Орлан-10» обладает устойчивостью к воздействию средств радиоэлектронной борьбы.
4. Модульная конструкция, которая позволяет быстро менять полезную нагрузку (камеры, датчики, передатчики) в зависимости от поставленной задачи.
5. Низкая заметность. БПЛА имеет относительно небольшие размеры и низкий уровень шума, что затрудняет их обнаружение.

Барражирующий боеприпас «Ланцет-3»

«Ланцет-3» – это модернизированный дрон-камикадзе из семейства «Ланцет» отечественного производства. «Ланцет-3» объединяет в себе функции разведки и поражения, позволяя оперативно реагировать на обнаруженные цели [4].

Основная задача барражирующего боеприпаса «Ланцет-3» – уничтожение наземных целей и техники на передовой и в ближнем тылу противника.

Особенностью «Ланцет-3» является то, что он выполнен по аэродинамической схеме продольного биплана с Х-образными плоскостями (рис. 2) [5].

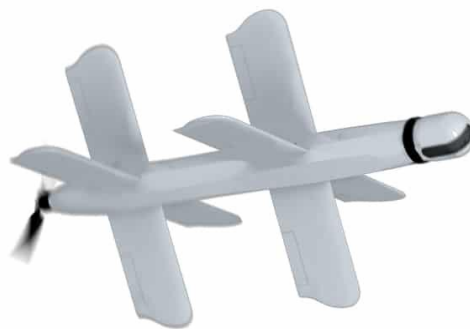


Рис. 2. ББ «Ланцет-3»

Основные характеристики ББ «Ланцет-3» указаны в табл. 2.

Таблица 2

ТТХ ББ «Ланцет-3»

Запас хода	40 минут
Дальность полета	40—70 км
Полезная нагрузка или боевая часть	3 кг

Взлетная масса	12 кг
Крейсерская скорость	от 80 до 110 км/ч
Максимальная скорость в режиме «воздушного минирования»	300 км/ч
Тип боеприпаса	Осколочно-фугасный, кумулятивно-фугасный
Максимальный вес боевой части	До 5 кг
Максимальная взлетная масса	12 кг
Температура	От +2 до +30 °С

Особенности применения:

1. Высокая точность поражения. «Ланцет-3» оснащён оптико-электронной системой наведения, которая обеспечивает высокую точность поражения целей. Это позволяет поражать даже небольшие и движущиеся цели с высокой вероятностью.

2. Низкая заметность. «Ланцет-3» имеет небольшие размеры и изготовлен с использованием материалов, снижающих его радиолокационную заметность. Это затрудняет его обнаружение и перехват системами ПВО противника.

3. Различные типы боевых частей. «Ланцет-3» может оснащаться различными типами боевых частей (осколочно-фугасными, кумулятивно-фугасными) в зависимости от типа цели, которую необходимо поразить.

4. Простота эксплуатации. Комплекс «Ланцет-3» относительно прост в эксплуатации и не требует сложной инфраструктуры для развёртывания. Это позволяет использовать «Ланцет-3» в полевых условиях, вблизи линии фронта.

Условия превращения БПЛА в барражирующий боеприпас

В ходе исследования двух типов БПЛА можно обозначить условия превращения:

1. Наличие боевой части. Летательный аппарат становится боеприпасом, когда он оснащён боевой частью (взрывчаткой, поражающими элементами).

2. Использование оператора. Намерение использования БПЛА оператора для уничтожения конкретной цели, применяя взрыв или кинетическую энергию при столкновении.

3. Самоликвидация. БПЛА должен быть спроектирован для поражения цели посредством самоликвидации, реализуемой через столкновение с ней и последующий взрыв.

4. Система управления и наведения. Для эффективного поражения цели необходимы системы управления и наведения, позволяющие оператору или автоматизированным системам точно направлять БПЛА к намеченному объекту.

5. Цель использования. Оператор должен использовать летательный аппарат с целью нанесения урона или уничтожения конкретной цели.

6. Способность барражировать (патрулировать) в районе цели по заданной программе или командам оператора.

7. Возможность атаковать не только статичный, но и движущийся объект.

Заключение

«Орлан-10» и «Ланцет-3» представляют собой два этапа эволюции БПЛА в современном военном деле. Следуя из вышеперечисленной информации, можно сказать, что «Орлан-10» и «Ланцет-3» не являются взаимозаменяемыми системами. Данные БПЛА дополняют друг друга, создавая эффективную разведывательно-ударную систему. «Орлан-10» обнаруживает цели и передает их координаты операторам «Ланцета-3», которые оперативно уничтожают эти цели.

Резонным можно считать, что модификация БПЛА, заключающаяся в его превращении в барражирующий боеприпас, может быть очень нужной в современных военных конфликтах. Объединение возможности разведки и нахождения цели вместе с дальнейшим ее уничтожением демонстрирует возможность быстро и эффективно работать в боевой обстановке и является приоритетом в развитии современного вооружения.

Библиографический список

1. Барражирующий боеприпас [Электронный ресурс] // Википедия: свободная энциклопедия. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Барражирующий_боеприпас (дата обращения: 27.02.2025).

2. Российский беспилотник «Орлан» [Электронный ресурс] // UAV-BPLA.com. – URL: <https://uav-bpla.com/rossiyskiy-bespilotnik/orlan/> (дата обращения: 28.02.2025).

3. СТИЦ «Орлан-10» – многоцелевой БПЛА [Электронный ресурс] // Avia.pro. – URL: <https://avia.pro/blog/stc-orlan-10-многоцелевой-бпла> (дата обращения: 02.03.2025).

4. Фетисов, В. С. Беспилотные авиационные системы: терминология, классификация, структура: учебное пособие для вузов / В. С. Фетисов, Л. М. Неугодинова. – 2-е изд., стер. – Санкт-Петербург: Лань, 2025. – 132 с.: ил. – Текст: непосредственный.

5. Наука. Промышленность. Оборона: труды XXV Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией А. В. Гуськова. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2024.

ДВУХОСНЫЙ ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ СТЕНД ДЛЯ КОПТЕРА

Б.Р. Гайнулин, Т.А. Пашина
Научный руководитель: С.В. Пашнин

Предложена конструкция стенда для измерения суммарной тяговой характеристики коптера и каждого из двигателей в отдельности. Приведена 3Д-модель стенда. Выполнено моделирование работы тензодатчика при различных значениях нагрузок в среде ANSYS. Разработано программное обеспечение для измерения тяговых характеристик.

Ключевые слова: коптер, тяговая характеристика, моделирование, ANSYS, исследование нагрузок, программное обеспечение.

В последнее время активно развиваются технологии коптеров, которые называют беспилотными летательными аппаратами. Коптеры используются в различных областях для исследования окружающей среды, логистики, в спасательных операциях, в исследовании поверхности планет, например, Марса.

Перед запуском в производство новой конструкции беспилотного летательного аппарата, необходимо проверить его параметры, такие как сила тяги двигателей, развиваемые моменты коррекции. Для этого требуется специализированное испытательное оборудование.

Известен испытательный стенд для тестирования БПЛА мультироторного типа Gimbal-Drone TestBench [1]. Наличие в стенде тензорезистивного датчика силы дает возможность измерять силу тяги, развиваемую винтами БПЛА на раме DJI 450. В конструкцию стенда входит двухосный наружный карданов подвес, внутри которого располагается БПЛА мультироторного типа. Габаритные размеры стенда существенно превышают размеры БПЛА.

В экспериментальном стенде КОМЕКС-1 [2] также применен двухосный наружный карданов подвес, имитирующий свободное угловое движение квадрокоптера. Стенд предназначен для отработки алгоритмического и программного управления для угловой стабилизации квадрокоптера, однако в нем отсутствует измерительная система силы тяги двигателей.

В патенте на полезную модель [3] защищена конструкция двухосного стенда для испытаний квадрокоптеров. Одна ось стенда располагается по

вертикали места, другая по оси тангажа. С помощью стенда можно измерять суммарное тяговое усилие квадрокоптера при различных углах наклона по тангажу вектора тяги его винтов. Измерительная система построена без тензодатчика по принципу уравнивающей обратной связи относительно вертикальной оси. При этом измеряется только часть силы тяги в виде ее проекции на окружное направление в горизонтальной плоскости.

У перечисленных стендов выявлен следующий недостаток: большие габаритные размеры, отсутствие измерительной системы тяговой характеристики двигателей в отдельности. В предлагаемом решении применен малогабаритный двухосный карданный подвес, причем испытуемый коптер вынесен на стойке за пределы платформы.

Кинематическая схема стенда представлена на рис. 1. В состав стенда входит тензометрический датчик 1, на котором закреплен переходный кронштейн 2 с двухосным карданным подвесом. Наружная рама 3 карданного подвеса установлена в опорах вращения на переходном кронштейне. Ось вращения наружной рамы располагается в горизонтальной плоскости. Угловое положение наружной рамы относительно кронштейна задается углом θ . Внутренняя рама 4 карданного подвеса представляет собой платформу для установки испытуемого коптера. Угловое положение платформы относительно наружной рамы задается углом ψ . Оси вращения внутренней и наружной рам карданного подвеса взаимно ортогональны. На платформе установлены стойки 5, на которых закрепляется коптер 6. Вектор силы тяги F_T коптера создается винтами 7.

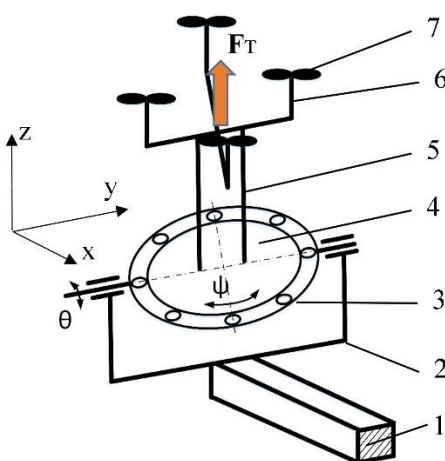


Рис. 1. Кинематическая схема стенда для испытания коптера

Ось чувствительности тензометрического датчика расположена по вертикальной оси z . Вертикальному положению вектора силы тяги соответствует нулевое значение угла θ .

Стенд (рис. 2) позволяет решить задачу измерения величины силы тяги при различных положениях коптера относительно оси чувствительности тензометрического датчика. Обозначения элементов на рис. 2 совпадает с их обозначениями на рис. 1. По результатам точечных измерений силы тяги при различных скоростях вращения винтов можно построить механическую характеристику коптера, которая необходима для формирования закона управления движением коптера. В процессе этих измерений вектор силы тяги должен располагаться по вертикали места. Для этого перед началом измерений выполняется процедура начальной выставки вектора силы тяги по вертикали места. Выставка осуществляется по максимальному значению силы тяги путем варьирования углового положения коптера по осям карданного подвеса.

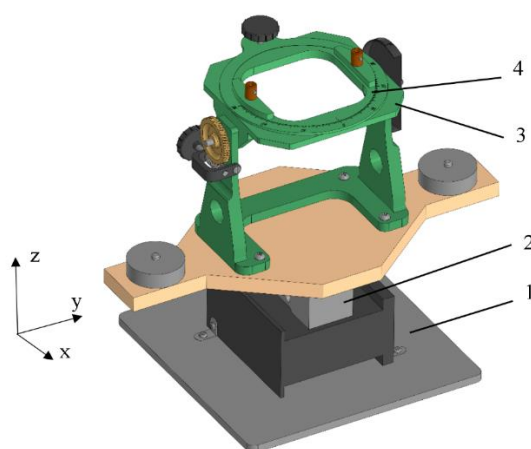


Рис. 2. Модель стенда для испытания коптера

Разворот платформы на угол θ позволяет оценить угловое смещение суммарного вектора тяги относительно осей вращения винтов.

Коптер установлен с отклонением от СК платформы на углы θ_k и ψ_k , которые являются погрешностями установки коптера. В результате на ось чувствительности тензодатчика будет попадать только часть значения вектора силы тяги, определяемая выражением:

$$F_T = F_{T0} \cdot \cos(\theta_k) \cdot \cos(\psi_k).$$

Наличие двухосного карданного подвеса позволяет измерить радиальное смещение вектора тяги относительно геометрического центра коптера. Для оценки смещения необходимо провести измерения силы тяги коптера при различных значениях угла поворота платформы на угол ψ_k . При этом минимальное и максимальное значения выходного сигнала тензодатчика покажут направление радиального смещения вектора тяги относительно геометрического центра коптера, причем максимальное значение покажет на смещение в сторону от места закрепления тензодатчика.

На стенде можно проверить тяговые характеристики коптера при его наклоне относительно плоскости горизонта.

Был произведён расчет тензодатчика на деформацию в приложении «Компас-3D» с помощью приложения «APM FEM» [4]. Схема закрепления тензометрического датчика представлена на рис. 3.

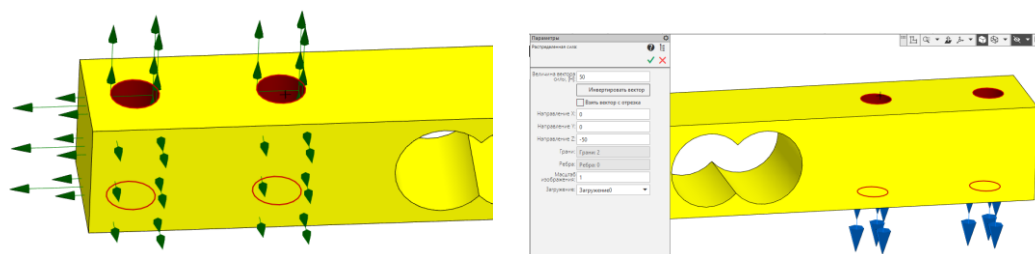


Рис. 3. Закрепление элементов детали

На рис. 4 в карте результатов показана эпюра деформаций тензометрического датчика при нагрузке 50 Н,

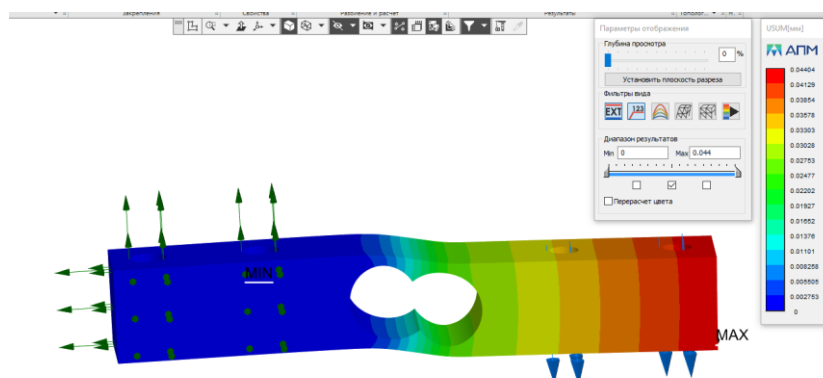


Рис. 4. Эпюра деформаций тензобалки

Цветовая шкала показывает максимальное смещение в правой части балки и минимальное – в зоне закрепления, что соответствует ожидаемому распределению перемещений.

Зная перемещение тензобалки, можно рассчитать её упругий момент. На рис. 5 представлен эскиз деформированной тензобалки. Момент упругости рассчитывается по формуле:

$$M_{\text{упр}} = c \cdot \alpha = F \cdot l,$$

где c – угловая жесткость тензобалки; α – угол наклона тензобалки; F – модуль приложенной силы; Δ – прогиб свободного конца балки.

Из выражения для момента упругости находится угол наклона:

$$\alpha = \frac{F \cdot l}{c},$$

по которому можно оценить величину прогиба свободного конца балки:

$$\Delta = l \cdot \alpha$$

где l – длина смещённой части тензобалки.

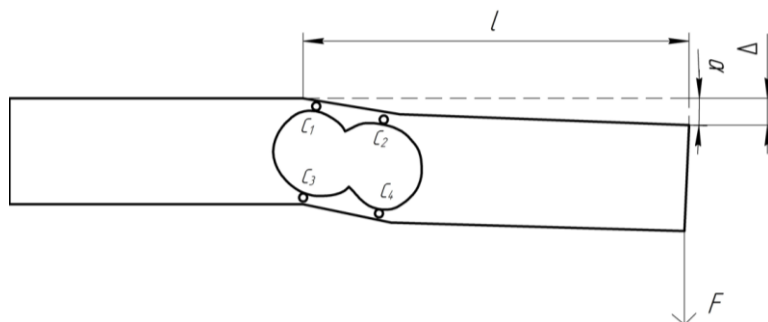


Рис. 5. Эскиз тензобалки

Для стенда реализовано программное обеспечение, позволяющее настроить параметры испытаний, отображать измеренные значения как в числовом виде, так и на графике. Также с помощью ПО можно управлять испытуемым мотором (рис. 6).

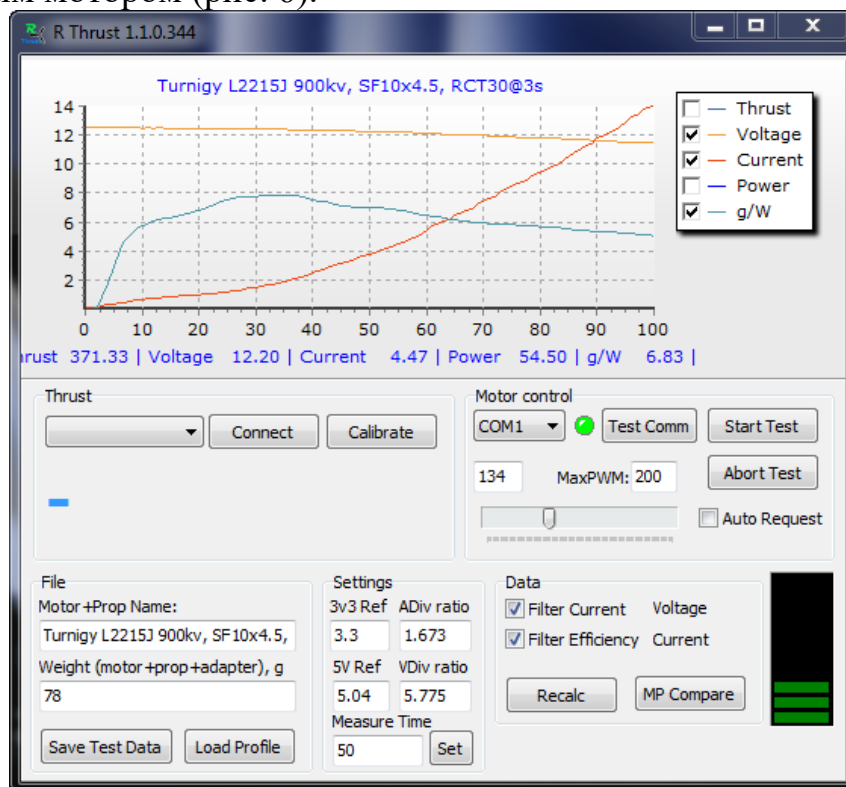


Рис. 6. Окно тестирования и управления мотором

Измеряемые параметры (грузоподъемность, напряжение, ток, мощность, удельная грузоподъемность) снимаются для каждого значения управляющего сигнала для регулятора скорости винта с шагом в 1%. Графики строятся по полученным данным: по горизонтали – положение регулятора скорости винта (в %), по вертикали – замеренные и вычисленные значения для данного положения регулятора.

Функционал программы: ручное управление мотором; фильтрация шумов для измеряемого тока и эффективности; настройка опорных напряжений и коэффициентов делителя для более точных измерений; автоматическое сохранение настроек в *.ini-файл; остановка теста в любой момент нажатием клавиши ESC; отображение значений под графиком при наведении на него; выбор отдельных графиков (тяга, напряжение, ток, мощность, эффективность); сравнение параметров винтомоторной группы.

Разработанное программное обеспечение совместно со стендом позволяет выполнять измерения тяговых характеристик отдельных винтов коптера и их суммарное значение при различных положениях коптера относительно плоскости горизонта.

Предложенная на рис.1 стойка 5 позволяет вынести конструкцию коптера за пределы карданного подвеса, расширить диапазон испытываемых коптеров с различными габаритными размерами.

На стенде можно проводить исследования по развиваемым моментам коррекции, реализуемым за счет индивидуальных управлений двигателями с винтами в сочетании с варьированием курсового угла ψ платформы относительно основания стенда.

Библиографический список

1. Испытательный стенд для тестирования БПЛА мультироторного типа Gimbal-Drone TestBench: офиц. сайт. – URL: <https://pl-llc.ru/catalog/aviatsiya-i-kosmonavtika/bpla/ispytatelnyy-stend-testirovanie-bpla-multirotnogo-tipa-gimbal-drone-testbench/?ysclid=m7lvdmh54244837052> (дата обращения 20.09.2024).
2. Экспериментальный стенд КОМЕКС-1. [Электронный ресурс] URL: <https://www.ipme.ru/ipme/ru/infrastr/labmes/KOMES.html>. (дата обращения 25.11.2024).
3. Патент на полезную модель № 163054 U1 Российская Федерация, МПК В64С 27/12, G01М 9/06. Стенд для испытаний квадрокоптеров: № 2015114614/11: заявл. 20.04.2015: опубл. 10.07.2016 / С. Ф. Яцун, В. Я. Мищенко, Е. В. Коршунов, С. В. Ефимов; заявитель Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Юго-Западный государственный университет" (ЮЗГУ). – EDN ZHRIJF.
4. АРМ FEM 17: [Электронный ресурс] – URL: https://kompas.ru/source/info-materials/2018/APM_FEM_17 (дата обращения: 15.02.2025).

РАЗРАБОТКА СИЛОИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ МБПЛА

А.Р. Воробьев, В.В. Варкентин

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

В статье рассматривается проектирование силоизмерительной системы испытательного стенда двигательных установок малых беспилотных летательных аппаратов. Была разработана математическая модель силоизмерительного устройства стенда, выбраны основные узлы системы, проведена их настройка и сборка.

Ключевые слова: испытательный стенд, преобразование сигналов, винтомоторная группа

Испытательный стенд винтомоторной группы малого беспилотного летательного аппарата (МБПЛА) представляет собой систему элементов и устройств, необходимых для регистрации, архивирования и презентации выходных данных объекта исследования. Для реализации функции измерителя сил и моментов предлагается применять шестикомпонентное силоизмерительное устройство, представленное на рис. 1 и спроектированное по методике, рассмотренной в [1].

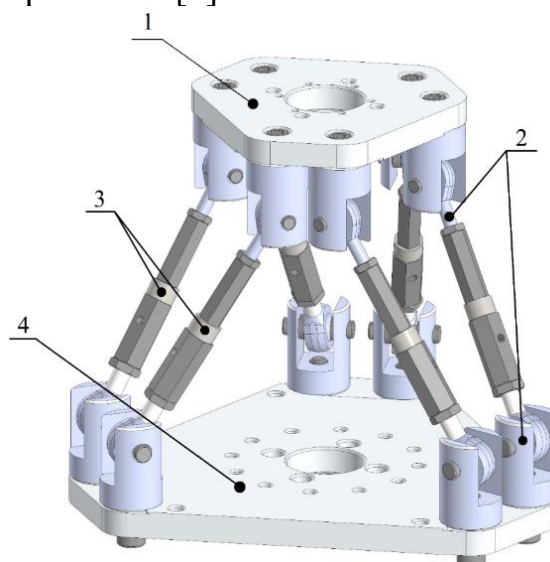


Рис. 1. Трёхмерная модель силоизмерительного устройства
Трёхмерная модель силоизмерительного устройства: 1 – пластина опорная;
2 – опоры шарнирные; 3 – датчики тензометрические; 4 – основание

Выбор узлов обработки и преобразования сигналов силоизмерительного устройства

Для обработки и преобразования сигналов использовались четырёхканальные модули аналогового ввода MB110-4ТД компании ОВЕН (рис. 2). Четырёхканальный модуль ввода обеспечивает необходимую компактность испытательного стенда, простоту подключения и настройки с меньшими потерями в точности получаемых результатов по сравнению с использованием индивидуальных модулей ввода MB110 для каждого тензодатчика [2].



Рис. 2. Внешний вид модуля аналогового ввода MB110-4ТД

В качестве чувствительных элементов шестикомпонентного силоизмерительного оборудования используются миниатюрные тензодатчики компании ТОКВЕС, модель MLT. Максимальной нагрузки для данной модели, равной 100 кг и класса точности С3 является достаточным для измерения сил и моментов.

К одному модулю одновременно подключалось 3 тензодатчика по шестипроводной схеме подключения в первые 3 канала соответственно. Данное решение было принято в целях обеспечения равномерного распределения нагрузки между ними. После их подключения проводилась юстировка чувствительных элементов, входящих в состав измерительной системы по методике, указанной в [3].

Настройка программируемого логического контроллера

Программируемый логический контроллер (рис. 3) для средних систем ПЛК-160 M02 [4], был выбран исходя из предъявленных требований к точности вычисления проекций сил тяги и моментов ДУ МБПЛА в процессе его экспериментальной отработки и требуемых функциональных возможностей.

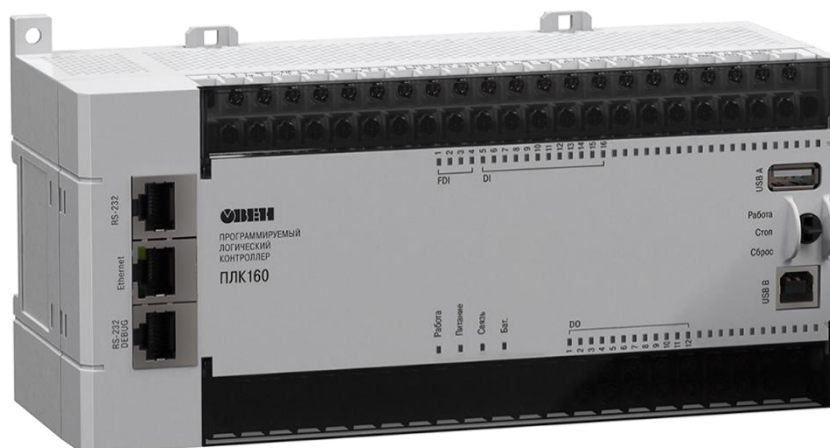


Рис. 3. Внешний вид программируемого логического контроллера ПЛК160 [M02]

Программирование ПЛК проводилось в среде Codesys v2.3 [5]. Рассчитанные тарифовочные коэффициенты системы уравнений, описывающей изменения проекций продольных и боковых сил и моментов, вносятся в соответствующий раздел программного кода загрузочного проекта для ПЛК. Реализованная в Codesys система уравнений, рассчитанная по методике [1] представлена на рис. 4.

```

0018 RT1:=A3_4TD_AI1; (* тензодатчик 1 *)
0019 RT2:=A3_4TD_AI2; (* тензодатчик 2 *)
0020 RT3:=A4_4TD_AI4; (* тензодатчик 3 *)
0021 RT4:=A3_4TD_AI4; (* тензодатчик 4 *)
0022 RT5:=A4_4TD_AI1; (* тензодатчик 5 *)
0023 RT6:=A4_4TD_AI2; (* тензодатчик 6 *)
0024 RT7:=A4_4TD_AI3; (* тензодатчик 7 *)
0025 RT8:=A3_4TD_AI3; (* тензодатчик 8 *)
0026
0027
0028 P_X:=(0.3812*RT1-0.1296*RT2+0.1296*RT3-0.3812*RT4-0.5108*RT5+0.5108*RT6); (*Тяга*)
0029 P_Y:=(0.3697*RT1-0.5150*RT2-0.5150*RT3-0.3697*RT4+0.1453*RT5+0.1453*RT6);
0030 P_Z:=0.8473*RT1+0.8473*RT2+0.8473*RT3+0.8473*RT4+0.8473*RT5+0.8473*RT6;
0031
0032 M_X:=0.0133*RT1+0.0396*RT2+0.0396*RT3+0.0133*RT4-0.0529*RT5-0.0529*RT6; (*Момент*)
0033 M_Y:=0.0534*RT1+0.0383*RT2-0.0383*RT3-0.0534*RT4-0.0152*RT5+0.0152*RT6;
0034 M_Z:=0.0293*RT1-0.0293*RT2+0.0293*RT3-0.0293*RT4+0.0293*RT5-0.0293*RT6;

```

Рис.4. Код загрузочного проекта с системой уравнений

Далее, разработанная программа компилируется и проверяется на работоспособность. Для сохранения программы в энергонезависимой памяти контроллера необходимо убедиться, что переключатель на передней панели прибора переведён в положение «Работа» перед созданием загрузочного проекта. По завершению проверки, ПЛК 160 M02 подключается к ПК по интерфейсу Ethernet локальной сетью для обеспечения стабильного и высокоскоростного обмена данными.

Для получения данных с тензодатчиков ПЛК подключен по протоколу ModBus в режиме устройства «Master». К нему модули аналогового ввода MB110 добавляются как «Universal Modbus device».

Затем, в параметрах модуля указываются его сетевые настройки, полученные во время юстировки тензодатчиков. Пересчёт полученных значений тензодатчиков проводится так же по протоколу ModBus, однако для данного случая устройство уже выступает в роли «Slave». Показания датчиков записываются с именем RT-1...RT-8 в виде «REAL» переменной с плавающей точкой формата «Float».

Настройка сенсорной панели СП315

Для наглядного отображения значений параметров и управления в удобной оператору форме используется сенсорная панель СП315 компании ОВЕН (рис. 5). Данная модель была выбрана по причине удобства подключения благодаря большому ассортименту входных разъёмов, функции архивирования данных и достаточной производительности системы [6].



Рис. 5. Внешний вид сенсорной панели оператора СП315

Связь сенсорной панели с логическим контроллером устанавливаем через кабель Ethernet для обеспечения высокой скорости обмена и надёжности соединения.

Проект сенсорной панели

С целью корректного отображения выходных данных силоизмерительной системы был разработан визуальный проект для данной сенсорной панели по методике, указанной в [7]. На главном экране отображаются показания тензодатчиков силоизмерительного устройства (ТД1-ТД6), проекции векторов сил тяги (P_X , P_Y , P_Z) и моментов (M_X , M_Y , M_Z) (рис. 6).

Проект сенсорной панели должен имеет возможность наглядно оценивать изменения регистрируемых данных благодаря графики в виде трендов, обладает широким потенциалом для совершенствования функционала и кастомизации.

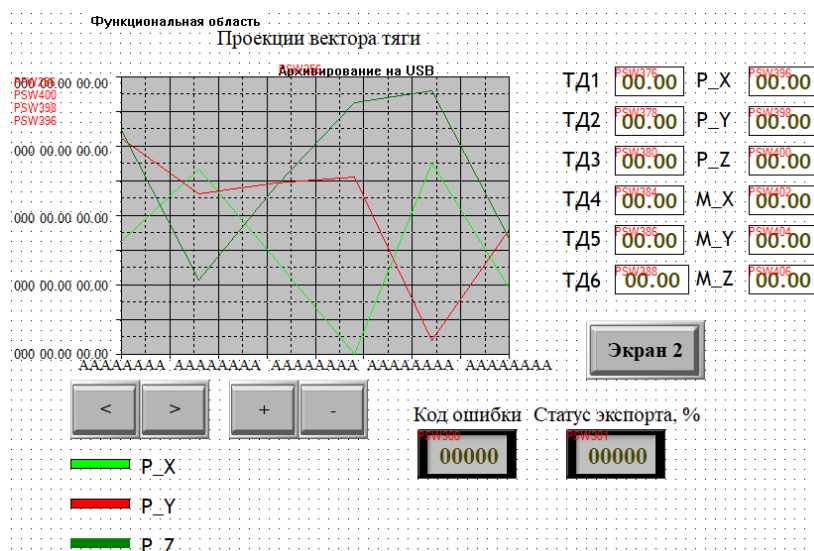


Рис. 6. Отображаемые элементы на экране сенсорной панели и их внутренние регистры

Обеспечение наибольшей информативности графиков было реализовано масштабированием графиков использованием функциональных кнопок, расположенных под графиком. Для обеспечения комфортного восприятия динамики экспериментальных данных, получаемых в процессе отработки, график изменения проекций вектора моментов был вынесен на отдельный экран. Также в проекте сенсорной панели реализована возможность ведения цифрового архивирования на USB накопитель. Принятый период записи архива на USB накопитель – 1 секунда.

Результаты

В ходе проделанной работы была разработана силоизмерительная система для испытательного стенда двигательной установки БПЛА вертикального взлёта. Функционал стенда позволяет архивировать и анализировать данные в реальном времени с оптимальным периодом записи данных. В дальнейшем планируется проведение наземных испытаний ДУ БПЛА на комплексном испытательном стенде с разработанной системой измерения проекций векторов тяги и моментов.

Источник финансирования

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Челябинской области (соглашение №184/2 от 25 декабря 2024 г.)

Библиографический список

1. Vorob'ev A.R., Mikhailov E.A., Fedorov V.B. The concept of a Force-Measuring Device for Ground testing of Propulsion System Demonstrators, ISSN 1068-7998, Russian Aeronautics, 2023, Vol.66, No.2, P. 409–414.

2. MB110 - хТД модули аналогового ввода сигналов тензодатчиков URL: https://owen.ru/product/moduli_analogovogo_vvoda_signalov_tenzodatchikov (дата обращения 16.01.2025).

3. Руководство пользователя программой «Конфигуратор M110» URL : https://www.owen.ru/uploads/rp_konfigurator_m110.pdf (дата обращения 18.01.2025).

4. Программируемый логический контроллер ОВЕН для средних систем ПЛК-160 M02. URL:<https://owen.ru/product/plk160/specifications> (дата обращения 23.01.2025).

5. Руководство пользователя по программированию ПЛК в CODESYS V2.3.// Smart Software Solutions, 2008 г. (дата обращения 03.02.2025).

6. ОВЕН СПЗхх сенсорные панели оператора 7-15” с Modbus. URL: <https://owen.ru/product/sp3xx> (дата обращения 03.02.2025).

7. Панели оператора СПЗхх. Руководство пользователя, ОВЕН, версия 2.2, 2023 г. (дата обращения 05.02.2025).

СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	3
<i>Пьянков А.П., Серебряков А.В.</i> Определение геометрии спускаемого аппарата, способного отражаться в атмосфере марса	3
<i>Ковалёва А.С., Айзверт М.А.</i> Анализ мер по обеспечению продления сроков службы спутников и орбитальных станций.....	8
<i>Шерстобитов М.В., Бельтюков Н.С., Невский Я.И.</i> Особенности конструкции многоразовых ракет-носителей с вертикальным взлётом и горизонтальной посадкой	12
<i>Мельникова О.А., Петров А.В.</i> Определение параметров спуска возвращаемого аппарата класса «несущий корпус» с планирующей парашютной системой	17
<i>Айзверт М.А., Барановская Ю.А., Ковалёва А.С., Пястолова В.А.</i> Использование системы CubeSat для исследования космоса.....	23
<i>Валиев Г.И., Юрченя Е.Е.</i> Анализ конструкций луноходов	29
<i>Капелюк В.Д., Некрасова А.А., Дредитов М.С.</i> Анализ проблематики возвращения многоразового пилотируемого космического корабля для космического туризма.....	34
<i>Логинова П.В., Зыльков С.А.</i> Робототехника в космической сфере	40
<i>Телипко К.А., Киесин В.Я.</i> Анализ развития баллистических ракет морского базирования.....	46
<i>Усов П.И., Киесин В.Я.</i> Методика анализа технико-экономической эффективности ракетно-космических систем	51
<i>Несмеянов Е.С.</i> Исследование процесса обтекания сверхзвуковым потоком воздуха конического обтекателя летательного аппарата при различных числах маха с учетом изобарической теплоемкости.....	57
Третьяков, П.А. ОБЗОР ЭМПИРИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛЕНИЯ АКУСТИЧЕСКОГО ШУМА	63
<i>Хаиров Р.С., Барановская Ю.А., Шерстобитов М.В., Бельтюков Н.С.</i> Анализ конструкций межпланетных станций и планетоходов	67
<i>Прудникова Е.М., Скрынников Л.А., Невский Я.И.</i> Разработка облика многоразового пилотируемого космического корабля типа несущий корпус	74
Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	79

Пястолова В.А., Ковалёва А.С., Шидловский М.Ю. Двигатели сверхмалых космических аппаратов	79
Зыльков С.А., Куплевацкий Д.В., Баландина Д.Д. Анализ возможности использования электронасосного агрегата в системе подачи топлива ракет-носителей.....	83
Дернов В.В., Айзверт М.А. Малый космос: разработки в области двигателестроения.....	90
Зыльков С.А., Логинова П.В., Баландина Д.Д., Куплевацкий Д.В. Оценка возможности использования ядерной двигательной установки на ракетаносителей тяжелого класса.....	95
Миля В.А., Голышкина В.А., Максимова М.П., Широкова Е.С. Проектирование камеры термokatалитического ракетного двигателя тягой 200Н	100
Недбайло Г.А., Зарницына Е.А. Освоение космоса: разработки в области двигателестроения.....	107
Ожиганов К.А. Особенности ракетных двигателей на твердом топливе	112
Черканов М.И. Перспективные топлива жидкостных ракетных двигателей	117
Чупин С.М., Зарницына Е.А. Способы защиты конструкции двигательных установок космических аппаратов	121
Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	127
Прохорова Е.Н., Дударев Н.В. Разработка и моделирование радиодальномера	127
Сисолятин И.А., Молдованов Е.С. Использование MEMS-датчиков невысокой точности для оценки углового положения летательного аппарата	132
Уливанов С.Ю. Разработка программного комплекса для полета к потенциально-опасным астероидам	138
Пьянков А.П., Серебряков А.В. Расчет аэродинамических коэффициентов по теории обтекания Ньютона	142
Сисолятин И.А., Молдованов Е.С. Структура комплексной навигационной системы беспилотного летательного аппарата, построенной по слабосвязанной схеме комплексирования.....	149
Усманов Р.М. Динамика отделения транспортно-пускового контейнера крылатой ракеты от воздушной платформы	155
Секция 4. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ	162

<i>Лежникова Е.А., Нечаева А.С., Фирстова С.В.</i> Трансформация беспилотного летательного аппарата в барражирующий боеприпас	162
<i>Гайнулин Б.Р., Пашина Т.А.</i> Двухосный испытательный стенд для коптера.....	167
<i>Воробьев А.Р., Варкентин В.В.</i> Разработка силоизмерительной системы испытательного стенда винтомоторной группы МБПЛА.....	173

Научное издание

АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы
XI научно-технической конференции
9–11 апреля 2025 г.

Под редакцией В.Б. Фёдорова

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

Издательский центр Южно-Уральского государственного университета

Подписано в печать 22.11.2024. Формат 60×84 1/16. Печать цифровая.
Усл. печ. л. 8,37. Тираж 100 экз. Заказ 332/459.

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