

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
IX научно-технической конференции
21–23 мая 2024 г.

Под редакцией М.А. Иванова

Челябинск
Издательский центр ЮУрГУ
2024

УДК 629.782.05(063)

A91

*Одобрено
Советом Политехнического института*

Рецензенты:

*декан факультета машиностроения ФГАОУ ВО «Московский политехни-
ческий университет», канд. техн. наук Е.В. Сафонов;
заместитель главного конструктора, АО «Научно-исследовательский ин-
ститут машиностроения», канд. техн. наук В.Л. Салич*

Ответственные за выпуск:
А.Р. Воробьев, О.В. Бойко

Астероидная безопасность: материалы IX научно-технической
A91 конференции 21–23 мая 2024 г. / под ред. М.А. Иванова. – Челябинск:
Издательский центр ЮУрГУ, 2024. – 150 с.

ISBN

В сборнике представлены материалы конференции по шести 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 Политехни-
ческого института и Высшей школой электроники и компьютерных наук
Южно-Уральского государственного университета.

УДК 629.782.05(063)

ISBN

© Издательский центр ЮУрГУ, 2024

ВВЕДЕНИЕ*Р.А. Пешков*

С 21 по 23 мая 2024 года в ЮУрГУ прошла IX научно-техническая конференция «Астероидная безопасность». Основными темами конференции являются вопросы конструкции, системы управления, энергообеспечения, двигательных установок изделий ракетно-космической техники и беспилотных летательных аппаратов. На конференции выступают не только молодые ученые и студенты, но и школьники, которые принимали активное участие в других мероприятиях по тематике. Это прежде всего летние и зимние школы, в рамках которых школьники конструируют космические аппараты, разрабатывая технические решения для осуществления «мягкой посадки», проводят испытания на стенде и докладывают результаты, различные программы и конкурсы образовательного центра «Сириус», где представители ЮУрГУ, в основном студенты, являются кураторами и наставниками.

Для решения проблемы астероидно-кометной опасности в различных странах созданы экспертные рабочие группы, в том числе и в РАН – экспертная рабочая группа по космическим угрозам. Изучение астероидов и комет возможно путем проведения детальных физических исследований как вблизи, так и на поверхности тела малой массы при помощи космических аппаратов. Так, например, современные космические аппараты OSIRIS-REx и Hayabusa-2, фактически "касались" астероида с целью забора грунта, а не осуществляли мягкую посадку на его поверхность, ведь именно этот этап является достаточно сложным и приводил к аварийным ситуациям при выполнении подобных миссий. Дело в том, что посадка на астероид отличается от посадки, допустим, на Луну или Марс. В период с 2018 по 2022 год в МКБ «Астероид» Политехнического института ЮУрГУ реализован проект по разработке космического аппарата, предназначенного для посадки на космическое тело с малым гравитационным полем, который включал конструктивную проработку всех элементов основных систем. Конструкция космического аппарата предполагает модульное исполнение, корпус модуля служебных систем выполнен в виде сварной восьмигранной призмы, корпус модуля полезной нагрузки в виде ферменной конструкции. Оба корпуса и основные элементы оптимизированы по массе с точки зрения действующих нагрузок на всех стадиях эксплуатации изделия. Разработано посадочное устройство, в состав которого входят четыре опоры с размещаемым в них амортизирующим разрушаемым сотовым наполнителем, которые предназначены для поглощения кинетической энергии космического аппарата при посадке. Для обнаружения посадочной площадки разработан алгоритм и создана программа. Основным направлением применения космического аппарата является спектральный анализ грунта, исследование внутреннего

строения путём расположения космических аппаратов на полюсах, детальное исследование рельефа космических объектов малой массы, либо космический аппарат можно использовать в качестве ретранслятора и т.д. Отдельные конструктивные решения могут быть применены и для создания космических аппаратов другого назначения.

В дальнейшем тематика конференции расширилась, и вышла за пределы создания только лишь одного космического аппарата, ведь миссия по исследованию астероидов включает в себя и многие другие компоненты – ракета-носитель для его выведения на орбиту, универсальную космическую платформу, позволяющую создавать различные варианты не только космических аппаратов, но и спутников, помогающих обнаружить приближение опасного космического объекта, и т.д. [1, 2]. Так, например, начатая в 2021 году миссия DART – по сути первая в мире миссия, направленная на протво-астероидную защиту и на реализацию одного из сценариев, который связан не с разрушением астероида, а с его отклонением. Миссия имеет комплексный характер, в качестве средства выведения использовался частично много-разовый ракета-носитель Falcon, два космических аппарата: DART, который осуществил столкновение с астероидом в 2022 году, Негя, запущенный в 2024 году, и который должен провести детальную оценку последствий столкновения [3]. Перспективными научными направлениями являются: формирование цифровых двойников элементов конструкции, проведение виртуальных испытаний и изготовление прототипов с применением аддитивных технологий, разработка методов и алгоритмов управления динамическими системами в условиях неполной информации, высокоточных систем компьютерного зрения и т.д.

Библиографический список

1. Ваулин, С. Д. Порядок реализации миссии по исследованию астероидов / С. Д. Ваулин, Р. А. Пешков, В. Б. Федоров // Минералы: строение, свойства, методы исследования. – 2019. – № 10. – С. 45-46.
2. Ваганов, И. В. Использование транспортно-энергетического и посадочных модулей для исследования малых космических объектов / И. В. Ваганов, Р. А. Пешков, В. Б. Федоров // Молодой исследователь: Материалы 6-й научной выставки-конференции научно-технических и творческих работ студентов, Челябинск, 15–17 апреля 2019 года. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2019. – С. 460-469.
3. Капелюк, В. Д. Обзор космических миссий по защите земли от астероидов / В. Д. Капелюк // Астероидная безопасность: материалы VI студенческой научно-технической конференции, Челябинск, 07–09 декабря 2022 года / Мини-стерство науки и высшего образования Российской Федерации Южно-Уральский государственный университет Политехнический институт Высшая школа электроники и компьютерных наук. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. – С. 30-35.

СЕКЦИЯ 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 629.78

ПРОГРЕССИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Е.А. Сохарев, Ю.А. Барановская

В статье рассматривается перспективное производство космической техники из современных композиционных материалов. В нынешнее время они имеют большой спрос на изготовление из-за своего состава. В работе проведен анализ причин предпочтений исследовательских комплексов космического пространства в производстве многих узлов именно из композиционных материалов, а также дана сравнительная характеристика их преимуществ и различий.

Ключевые слова: композиционные материалы, прогрессивные технологии, ракетно-космическая техника, крупногабаритные конструкции, композиты, полимеры, корпус, материал, намотка.

В условиях космоса каждый грамм имеет особую ценность – это значит, что чем легче будут детали ракеты, тем лучше. Сегодня композитные материалы (КМ) стали популярными в высокотехнологичных изделиях.

Композиционным материалом называется искусственно созданный материал, состоящий из двух или более компонентов, и имеющий границу раздела между ними. Компонентами композитов является матрица, а также наполнитель. Матрица выполняет роль связующего элемента и защищает наполнитель от физико-химических воздействий тех или иных сред. Наполнитель же в свою очередь выступает армирующим элементом, часто изготавливаемым из углерода [1].

Для создания необходимых свойств базовые полимеры смешивают с другими веществами. При этом в композите может содержаться практически до 90% добавок.

В настоящее время растет количество исследований в области применения композитов в конструкциях изделий ракетно-космической техники (РКТ). В РКТ нашли широкое применение такие композиты как: бороалюминиевые, бораэпоксидные, углепластики, металлические органические. Поскольку исследования в области КМ продолжаются, не исключено возможное появление и других КМ, которые можно использовать в изделиях РКТ.

В начале технологического прогресса КМ применялись в конструкциях ракет во вторичной структуре, а именно: обтекатели, малонагруженные и небольшие участки фюзеляжа, и другие элементы. По мере развития армированных технологий, использование композиционных материалов для первичных структур, таких как: топливные баки, трубопроводы, сосуды давления, шпангоуты и т.д., увеличилось [2].

В современных проектах изделий РКТ топливные баки составляют наибольший вес, поэтому в данной среде использование более легких, по сравнению с традиционными материалами, КМ весьма актуально. В настоящее время композитные баки чаще всего изготавливают на основе тонкостенного лайнера, образующего прочный герметичный каркас, армирующийся углеродными волокнами. Также широко применяются легкие сосуды и емкости из КМ, предназначенные для работы под давлением. В производстве создаются и используются топливные баки, корпуса ракетных двигателей, силовые конструкции и другие компоненты.

Например, рассмотрим прототип корпуса ракеты [6] из органопластика (рис. 1 – 3), который содержит внутренние и внешние коконы, а между ними находятся плоские кабели, обмотанные термоэластопластом, соединенные на обоих концах кабеля с покрытием из термостойкой резины. Этот вариант гарантирует защиту от компонентов материала корпуса ракеты при его изготовлении, а также обеспечивает сплошность и продольную герметичность корпуса.

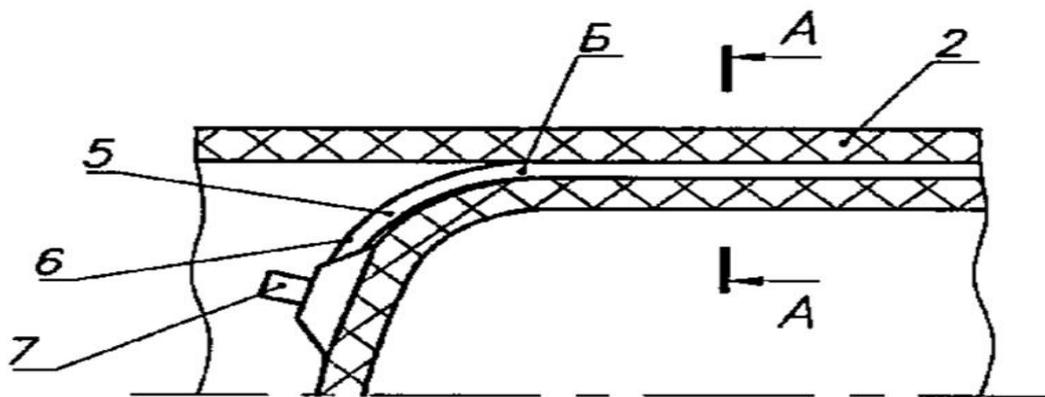


Рис. 1. Продольное сечение корпуса:
2 – наружный кокон, 5 – выходящий кабель, 6 – термостойкая резина,
7 – электросоединитель

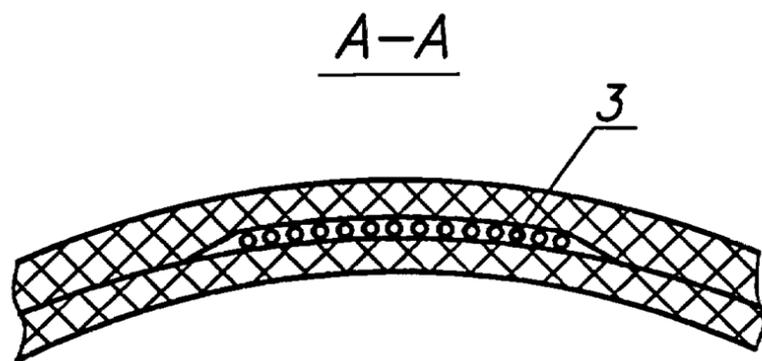


Рис. 2. Поперечное сечение корпуса:
3 – плоский кабель

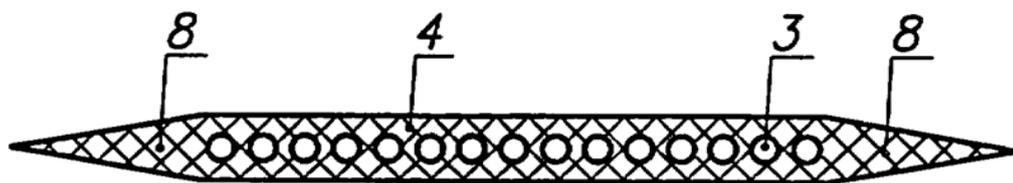


Рис. 3. Поперечное сечение замотанной части кабеля после первой вулканизации термоэластопласта:
3 – плоский кабель, 4 – термоэластопласт, 8 – клиновидные элементы из термопласта

Большой интерес к использованию композитов также проявляется и у специалистов НАСА, которые активно используют его в своих проектах в качестве материалов для обтекателя, баков для криогенных топлив, элементов двигателя и т.д. К примеру, ракета-носитель (РН) «Атлас» оснащена специальной монококовой оболочкой с наддувом и твердотопливными двигателями. Они были произведены посредством наматывания на оправку, имеющую форму твердотопливного заряда, стеклянной нити и пропитки намотанного слоя специальной смолой, которая затвердевает после процесса вулканизации, создавая несущую оболочку и сопло.

При сверхзвуковом полете, сопровождающимся высоким значением температуры, в РКТ используются КМ, армированные углеродом. Связующим в таких композитах выступают углепластики на основе эпоксидной матрицы и материалы на базе углеродных матриц, армированных волокнами углерода [3]. Композитные материалы позволяют улучшить эксплуатационные свойства, снизить массу и стоимость изделий РКТ, что видно из свойств, показанных в табл. 1.

Таблица 1

Сравнительные свойства КМ и металлов, используемых в РКТ [5]

Материал	Предел прочности, $\sigma_{п}$, МПа	Плотность, ρ , кг/м ³	Удельная прочность, $\sigma_{п}/\rho \times 10^3$, м ² /с ²	Температура длительного использования, °С
Алюминиевый сплав АМг6	400	2640	0,152	от -196 до +70
Титановый сплав BT23	1600	4443	0,360	от -196 до +400
Нержавеющая сталь 12Х18Н10Т	650	7920	0,082	от -196 до +600
Органопластик	1500	1200	1,250	от -60 до +150
Стеклопластик	1700	1600	1,063	от -40 до +60
Углепластик	1700	1300	1,308	от +80 до +200

Из таблицы можно понять, что наиболее подходящим по удельной прочности КМ для изделий РКТ является углепластик, а в качестве лайнера можно использовать традиционные материалы с учетом необходимой толщины, обеспечивающей герметичность и формообразование.

Специалисты конструкторского бюро «Южное» имени М. К. Янгеля, при разработке корпуса крупногабаритного твердотопливного двигателя, применяли коконную конструкцию, изготовленную из органопластика методом «мокрой» намотки, которая позволяла уменьшить длину корпуса при заданной массе топлива примерно на 100–120 мм или при фиксированной длине увеличить рабочий запас топлива на 850 кг (для этого используются связующие ЭДТ-10 со 100 % концентрацией, УП 612 М, ЭХД-М, ЭЦМ, ЦАТ и т.п.). Помимо этого, были разработаны хвостовые отсеки ракет из углепластика, а также сопловой насадок из углерод-углеродного композиционного материала, который предусмотрен для комплектации двигателя третьей ступени РН «Циклон-4». В последние годы в «Южном» были изготовлены композитные несущие конструкции (рис. 4) приборов космического назначения (сканеров, телескопов, объективов), поскольку такие конструкции требуют высокую стабильность размеров при значительных перепадах температур [4].



Рис. 4. Изготовление корпуса РДТТ из полимерных композиционных материалов методом намотки в КБ «Южное»

В конструкторском бюро «Салют» были внедрены адаптеры, включающие сетчатые оболочки из углепластика, разработки центрального научно-исследовательского института специального машиностроения (ЦНИИ СМ) (рис. 5) [7].



Рис. 5. Сетчатая оболочка из полимерных композиционных материалов ЦНИИ СМ

Данные оболочки изготавливаются методом непрерывной намотки. Удельный модуль упругости сеток ориентировочно в 4 раза превосходит этот показатель для алюминиевых сплавов. Для стыковки с ракетным блоком (РБ) адаптеры имеют намотанные шпангоуты со специальной пространственной структурой, образованной кольцевыми углеродными и осевыми стеклянными волокнами. Структура обеспечивает сочетание высокой жесткости в кольцевом направлении с необходимой высокой прочностью на срез и смятие под стыковочными болтами.

Исходя из всего вышеизложенного, можно смело сказать, что внедрение композитов в конструкции изделий РКТ очень важно и актуально.

Новейшие композиты позволяют снизить вес на 15–30 %, увеличить прочность при неизменных силовых и тепловых нагрузках, а также увеличить грузоподъемность, что для летательных аппаратов космического назначения имеет решающее значение. Композитные материалы обладают огромным потенциалом в создании крупногабаритных конструкций в РКТ. Например, в космических кораблях многоразового использования Space Shuttle общая масса применяемых КМ составляет около 5 т. Проектные оценки показывают, что за счет применения прогрессивных КМ с улучшенными характеристиками можно снизить массу конструкций многоразового транспортного корабля примерно на 6,8 т.

Библиографический список

1. Екатерина Менделеева Композиционные материалы / Екатерина Менделеева. – <http://files.school-collection.edu.ru/dlrstore/4ee22d2b-8dcc-9308-877a-53118dc6979e/1012459A.htm> (дата обращения: 19.04.2024).
2. Любин Дж. Справочник по композиционным материалам / Дж. Любин // М. : Машиностроение, – 1988. – С. 547.
3. Конструкционные пластмассы и полимерные композиционные материалы: учеб. пособие / Ю. К. Машков и др.; ОмГТУ. Омск, – 2002. – С. 21.
4. Дегтярев А. В. Применение композиционных материалов при создании перспективных образцов ракетной техники / Дегтярев А. В., Коваленко В. А., Потапов А. В. // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 2. – С. 89.
5. Полимерные композиционные материалы с полимерными волокнами в качестве наполнителей (органопластики, кевларопластики). URL:www.issper.rssi.ru (дата обращения: 19.03.2024).
6. Пат. № 2230925 С1 Российская федерация, МПК F 02 К 9/34, 9/08, F 42 В 12/72. Органопластиковый корпус ракеты / В.П. Кривоспицкий, В. И. Кривцов и Р. Н. Шамсутдинов: заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие “Государственный ракетный центр “КБ им. акад. В.П.Макеева”. – № 2002120002/02; заявл. 22.07.2002; опубл. 20.06.2004
7. АО «ЦНИИ СМ». Основные конструкторские и технологические разработки. – https://www.tsniism.ru/production_1.htm (дата обращения: 16.04.2024).

УДК 629.783

МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ УДАРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

С.С. Ахметов

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

В последнее время актуализируется вопрос, связанный с созданием наиболее эффективного метода защиты КА от ударного воздействия КМ. Целью работы является исследование и представление различных подходов и инновационных технологий, которые позволят решить данный вопрос. Особое внимание уделено инновационным разработкам российских учёных, проведен их анализ и сделан вывод о наиболее эффективном решении.

Ключевые слова: космический аппарат, космический мусор, орбита, орбитальный маневр, микрочастица

В условиях растущего количества космического мусора и интенсивного использования космического пространства актуальность проблемы защиты космических аппаратов (КА) от ударного воздействия космического мусора (КМ) становится все более актуальной. С увеличением числа активных спутников и запусков КА возрастает вероятность столкновения с мусором, что может привести к серьезным повреждениям и угрозам для оборудования и космических миссий. Поэтому изучение и применение современных методов защиты КА является ключевым вопросом для обеспечения безопасности и эффективности работы в космосе.

Целью работы является исследование и представление различных подходов и инновационных технологий, направленных на защиту КА от столкновений с КМ для повышения безопасности космических полетов и обеспечения надежности и функциональности космического оборудования на околоземной орбите.

КМ представляет собой серьезные риски и угрозы для космических объектов и космических полетов. Одна из самых серьезных проблем – возможность столкновения КА с мусором, что может привести к их разрушению или серьезному повреждению. КМ также представляет опасность для космических станций, спутников, обсерваторий и других КА.

Возможные последствия столкновения с КМ включают в себя потерю связи с КА, повреждение солнечных батарей, антенн, оптических систем и других компонентов КА. Кроме того, разрушение существующих объектов повышает вероятность образования нового КМ [1].

Необходимо также учитывать экологические аспекты проблемы КМ. Скопление обломков в космосе может способствовать усилению процесса каскадного увеличения мусора, когда столкновения обломков порождают

новые обломки, увеличивая общее количество мусора на орбите. Это влечет за собой риск загрязнения космического пространства и затрудняет дальнейшее освоение космоса.

Необходимо создать эффективные стратегии для минимизации рисков и угроз от КМ, его отслеживания [2].

Для мониторинга и управления КМ применяются различные методы обнаружения обломков на орбите Земли: радиолокационное наблюдение, оптическое наблюдение, спутниковые системы, метеозонды.

Радиолокационные системы могут быть применены для мониторинга больших космических объектов, включая древние спутники или осколки, которые способны двигаться. Также можно объединить несколько радиолокационных установок для более точного определения положения и перемещения космических объектов.

Для наблюдения за КМ применяются оптические телескопы, установленные как на земле, так и на орбите. Такой способ позволяет наблюдать как крупные, так и мелкие обломки в космосе, а также оценивать их характеристики.

Существуют спутники, которые оборудованы специальными системами для обнаружения КМ, такими как системы лазерного обнаружения. Эти инновационные технологии помогают выявлять и отслеживать крупные обломки в космосе.

Некоторые метеозонды могут применяться для детекции и анализа КМ на орбите с целью определения его характеристик.

Разведка КМ является эффективным методом обеспечения безопасности, зная траекторию перемещения мусора можно избежать серьезных повреждений и непредсказуемых последствий при столкновении.

Системы наблюдения способны обнаруживать объекты размером более 10 см только на низкой околоземной орбите и 1 м на геостационарной орбите. Статистическое моделирование показывает, что в настоящее время в космосе находится более 100 миллионов неотслеживаемых космических обломков, преимущественно размером от 1 мм до 1 см. Они представляют различные уровни опасности в зависимости от скорости и размера. Защитные меры также соответствуют этим уровням угрозы: от орбитальных маневров с целью защиты от крупных объектов (10 см и выше, представляющих высокий уровень опасности) до применения противоударных экранов, способных абсорбировать удары от мелких объектов с низким уровнем угрозы (1 см и меньше) [3], [4].

Орбитальный маневр представляет собой изменение траектории полета спутника. Простейший способ осуществления этого – отключение ракетных ускорителей спутника, если они установлены. В случае Международной космической станции (МКС) вокруг нее создается пространственная сетка размером 50 км x 50 км.

Объекты, размер которых составляет 10 см и больше, отслеживаются, поэтому их траектории наносят на карту. Если в пространственную сетку МКС попадает объект, то предпринимают различные операции по защите МКС в зависимости от вероятности столкновения с объектом. Когда вероятность оказывается выше 10^{-5} ($>0,00001$), то уклонение начинается только в том случае, если это не угрожает целям миссии. Если вероятность больше 10^{-4} ($>0,0001$), к уклонению приступают только в том случае, если оно не увеличивает угрозу для экипажа.

Двигатели запускаются для придания космической станции достаточной кинетической энергии и уклонения от объектов в ближнем космосе. Когда объект пролетает, не повредив КА, то начинается возвращение на исходную орбиту.

Щит Уиппла назван в честь его изобретателя Фреда Уиппла. В открытой зоне находится бамперный щит из алюминиевого сплава толщиной 2,6 мм. Он способствует поглощению большей части импульса объекта и заставляет объект распадаться на мелкие кусочки. Вторая ступень – стенка космического корабля (КК), рассчитанная на удары гораздо более слабых частиц. Между буферным щитом и стенкой КК имеется зазор в 10,2 см, называемый расстоянием разделения.

Набивной щит Уиппла является модернизацией обычного щита Уиппла, которая добавляет слой прокладки между внешним слоем и внутренней стенкой КК. Бампер изготовлен из алюминиевого сплава и имеет толщину 1,5 мм. Между внешним бампером и наполнителем имеется расстояние 51 мм. Наполнитель состоит из двух слоев: керамического слоя, обращенного к внешнему бамперу, и полимера с высокой прочностью на разрыв, такого как кевлар. За слоем наполнителя находится стенка космического корабля, между которой и наполнителем также имеется расстояние 51 мм. Два слоя перед стенкой КА позволяют значительно снизить риск контакта с самим аппаратом, что является идеальным сценарием.

Сетчатый щит Уиппла имеет внешний слой конструкции, который состоит из алюминиевой сетки (очень тонкие переплетенные алюминиевые волокна), эта сетка поглощает импульс первоначального удара и разбивает обломки КМ на более мелкие частицы (микрочастицы), которые останавливаются в задней части слоем наполнителя [5, 6].

Ученые из Центрального института машиностроения, включенного в структуру государственной корпорации "Роскосмос", создали и утвердили патент на новую технологию для обеспечения защиты космических аппаратов от частиц КМ. Эта инновационная технология представляет собой комплексный экран, организованный в виде параллельных выступов из перфорированного алюминия. Верхние секции конических выступов подвергаются покрытию твердым сплавом, а промежутки между выступами заполняются материалом на основе углерода.

При установке таких панелей на КА рекомендуется выбирать наклон зубцов в том направлении, где вероятность приближения микрочастиц к аппарату наиболее высока, с учетом траектории движения аппарата. Это повышает защиту КА при столкновении с микрочастицами [7].

Ученые МГУ разработали новую концепцию низкоплотной защиты, состоящей из диссипативных материалов, представляющих собой сотовую структуру, состоящую из ряда емкостей, заполненных газожидкостной смесью. Эффект рассеивания энергии в сосудах, заполненных газом/жидкостью, при высокоскоростных ударах может быть успешно использован в защитных экранах, которые накапливают и преобразуют кинетическую энергию удара. Эффективность этой концепции подтверждается результатами прогностического вычислительного моделирования процесса высокоскоростного удара обломков о тонкостенный контейнер, заполненный жидкостью [8].

Качество защиты в основном определяется эффективностью дробления ударяющей частицы (характерным размером фрагментов разрушения) и размером угла рассеивания частицы (величина бокового импульса, полученного микрочастицей при ударе). При столкновении микрочастицы о плоский однородный барьер в состав (тело) микрочастицы практически не попадают в элементы барьера (способствующие ее разрушению).

В предложенной Роскосмосом конструкции ячеистого барьера он выполнен в виде алюминиевой конструкции с коническими элементами, верхний слой которой сделан более прочным и жестким (например, с покрытием из твердого сплава или композиционного материала на основе графита). В результате происходит боковое рассеивание, которое осуществляется сравнительно быстро за счет возможности проникновения элементов защитного барьера в микрочастицы мусора и передачи импульса от пробивающей конической вершины к стенкам канавок ударяющихся частиц.

В конструкции сотовой барьерной структуры, которая предложена в МГУ, передача импульсов обусловлена вязкостью газожидкостной смеси, то есть происходит очень медленно и неэффективно. Другими словами, большая часть энергии ударяющей микрочастицы тратится на прохождение через смесь, а не на разрушение защитного барьера и самой себя.

Исследование методов защиты КА от ударного воздействия КМ подчеркнуло необходимость постоянного совершенствования технологий и стратегий для обеспечения безопасности и долговечности космической техники. Несмотря на значительные достижения в этой области, вызовы, связанные с растущим объемом КМ и сложностью технических решений, остаются актуальными.

На основе анализа инновационных методов защиты КА сделан вывод, что разработка МГУ (сотовая структура, состоящая из ряда емкостей, заполненных газожидкостной смесью) является более эффективным вариантом

защиты КА, потому что данная конструкция снижает вероятность прямого контакта ударяющей частицы с корпусом КА.

Библиографический список

1. Вениаминов, С. С. Космический мусор – угроза человечеству / С. С. Вениаминов, А. М. Червонов // Механика, управление и информатика (см. в книгах). – 2012. – № 4(10). – С. 2–191.

2. Пикалов, Р. С. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора / Р. С. Пикалов, В. В. Юдинцев // Труды МАИ. – 2018. – № 100. – С. 2.

3. Зеленцов, В. В. Проблемы мелкого космического мусора / В. В. Зеленцов // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2015. – № 4. – С. 89–104. – DOI 10.7463/0415.0764904.

4. Методы и технические средства обнаружения и измерения параметров движения космического мусора / И. В. Тарасенко, В. С. Юрасов, А. О. Коноплев, К. Н. Михнев // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2014. – Т. 19, № 8. – С. 55–59.

5. Как МКС и другие спутники защищаются от космического мусора New-Science.ru // URL: <https://new-science.ru/kak-mks-i-drugie-sputniki-zashhishhajutsya-ot-kosmicheskogo-musora> (дата обращения 02.02.2024)

6. Добрица, Д. Б. Исследование эффективности сеточных гофрированных экранов для защиты космических аппаратов от воздействия метеорно-техногенных частиц / Д. Б. Добрица, С. В. Пашков, Ю. Ф. Христенко // Космические исследования. – 2020. – Т. 58, № 2. – С. 131–137. – DOI 10.31857/S0023420620020028.

7. Учёные Роскосмоса запатентовали новый способ защиты космических аппаратов от микрометеороидов и мелкого мусора // URL: <https://www.roscosmos.ru/37700/> (дата обращения: 02.05.2024).

8. Новая концепция защиты космических аппаратов от фрагментов космического мусора // URL: <https://msu.ru/news/novosti-nauki/novaya-kontseptsiya-zashchity-kosmicheskikh-apparatov-ot-fragmentov-kosmicheskogo-musora.html?tmpl=common> (дата обращения: 02.05.2024)

УДК 629.784

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ ГРУЗОВ И ЭКИПАЖА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Д.А. Еремейчук, П.В. Логинова, С.А. Зыльков, Ю.А. Барановская

В статье проводится анализ современных систем аварийного спасения грузов и экипажа ракета-носителей. Изучается история запусков ракета-носителей и аварий, показавших необходимость создания системы аварийного спасения. Рассматриваются различные методы и технологии, применяемые для обеспечения безопасности во время запуска и полёта ракета-носителя. Описываются принципы работы системы аварийного спасения, их эффективность и ограничения.

Ключевые слова: система аварийного спасения, двигательная установка, ракета-носитель, аварийная ситуация.

В начале развития ракетостроения появилась необходимость в создании системы для спасения грузов и экипажа в аварийных ситуациях. Реализация началась только после войны. Инженеры Николай Чернышёв и Михаил Тихонравов в 1945 году предложили изменить немецкую ракету А-4 (V-2) в управляемую ракету ВР-190 («Победа») [1]. По плану было необходимо создать герметичную кабину в форме «фары» для двух членов экипажа, которая сможет отделиться при помощи подрыва соединительных пироболтов в максимальной точке траектории и уйти на парашютах. Также обсуждалась возможность создания двигателей для безопасной посадки.

Проект под названием «ВР-190» не был завершен, но его концепция была использована позже, когда начались запуски баллистических ракет Р-1 на полигоне Капустин Яр. Эти ракеты созданы на основе прототипа А-4. Главный конструктор Сергей Королев предложил в мае 1947 года модернизировать Р-1 в вариант Р-1А, оснащенный отделяемым головным блоком. Эта идея была реализована через год, и первый испытательный пуск Р-1А состоялся 7 мая 1949 года. Ракета-носитель (РН) и ее модификации впоследствии использовались для запуска блоков физических приборов и контейнеров с собаками.

Система аварийного спасения (САС) космонавтов и грузов в космических ракетах разработана для обеспечения безопасности экипажа и сохранения груза во время полета. Она включает несколько взаимосвязанных подсистем, работающих совместно для достижения максимальной защиты. САС быстро отделяет космический корабль от РН и запускает его на безопасное расстояние от опасной зоны. Также есть система контроля груза, которая следит за состоянием и положением груза внутри РН. Если груз

начинает двигаться или происходит его непредвиденное повреждение, система автоматически принимает меры для его стабилизации и защиты. Запуск и полет РН сопряжены с большими рисками для экипажа и груза. Несчастные случаи и аварии могут привести к серьезным последствиям, как для людей, находящихся на борту РН, так и для окружающей среды.

Рассматриваются способы эвакуации экипажа в случае возникновения аварийных ситуаций: 1) при самом пуске РН; 2) в момент выведения на орбиту; 3) во время приземления экипажа или груза.

Важно рассмотреть какие именно ситуации показали необходимость САС: 28 июля 1960 года ракета с прототипом корабля 1К, на котором находились собаки Лисичка и Чайка, взорвалась спустя 24 секунды после запуска; 28 января 1986 года шаттл «Челленджер» взорвался через 73 секунды после старта. Погибли все семь членов экипажа; 1 февраля 2003 года НАСА потеряло связь с кораблём за 16 минут до предполагаемой посадки, «Колумбия» полностью разрушилась на высоте 63 километра.

Ситуации, в которых удалось спасти экипаж благодаря САС показаны в табл. 1 [2].

Таблица 1

Дата аварии	Корабль	Описание
22.12.1960	Прототип 1К	Произошла авария из-за неисправности третьей ступени РН
5.04.1975	«Союз-18-1»	Возникла аварийная ситуация на втором этапе полёта, на 294-й секунде полёта сработала команда «Авария»
26.09.1983	«Союз-Т»	Произошёл пожар двигателя ракеты перед стартом корабля
11.10.2018	«Союз МС-10»	На 123-й секунде полёта возникла нештатная ситуация, которая привела к аварийному отключению двигателей второй ступени

САС грузов в РН являются грузовые корабли «SpaceX», такие как «Dragon» и «Cargo Dragon» (рис. 1). Эти корабли предназначены для доставки грузов на Международную космическую станцию и возвращения обратно на Землю. Если во время полета РН происходит авария, то САС грузов способна отделить грузовой модуль от РН и произвести контролируемый спуск на Землю с использованием специальных парашютов. Это помогает свести к минимуму риск повреждения груза и сохранить его в целости. САС грузов также может быть задействована в случае возникновения аварийной ситуации после отделения грузового модуля от РН. В этом случае система может включать автономные системы стабилизации и навигации, которые

обеспечивают контролируемое приземление груза на предварительно определенной территории или на специальной платформе.

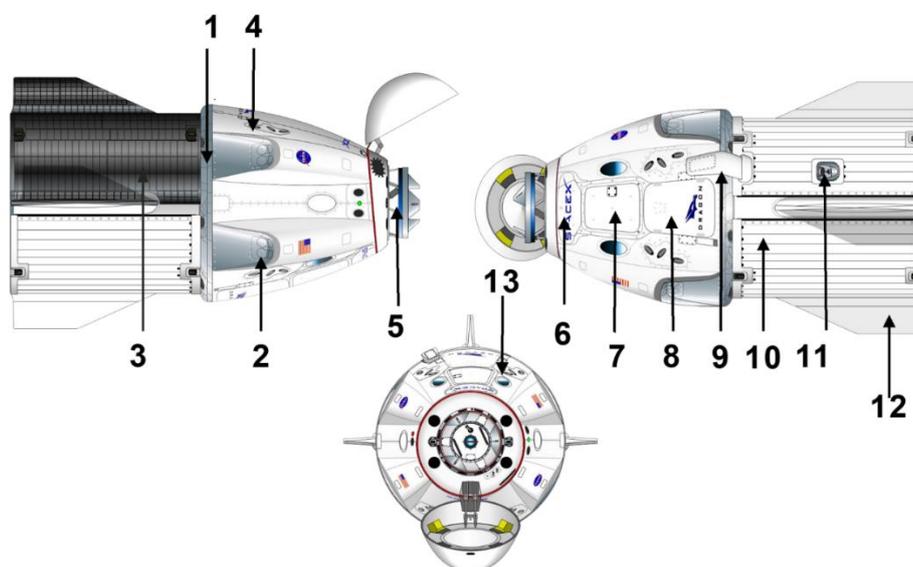


Рис. 1. Корабль Crew Dragon компании SpaceX:

1 – теплозащитный экран; 2 – сопла двигателей SuperDraco (4 x 2); 3 – солнечные панели; 4 – сопла двигателей Draco (4 x 3); 5 – носовой конус; 6 – люк вытяжных парашютов; 7 – люк для эвакуации экипажа; 8 – люк для 4-х основных парашютов; 9 – кожух труб и кабелей; 10 – радиаторы; 11 – разъём для соединения со стартовым комплексом; 12 – закрылки для стабилизации полёта; 13 – иллюминаторы

На базе МБР Р-7 и ее модификации Р-7А был разработан РН «Союз». САС РН «Союз» включает несколько компонентов (рис. 2). Один из них – центральный ракетный двигатель (ЦРД), который обеспечивает отделение и увод спускаемого аппарата (СА) и бытового отсека (БО) от аварийного РН. Он имеет две ступени тяги. Четыре управляющих ракетных двигателя (УРД) формируют траекторию увода отделяемого блока при работе ЦРД, а также уводят двигательную установку (ДУ) САС в сторону при её штатном сбросе. Ракетный двигатель разделения (РДР) необходим для увода ДУ САС и головного обтекателя (ГО) с бытовым отсеком от СА на восходящей траектории аварийного увода отделяемого головного блока. Этот двигатель также используется для увода ДУ САС в сторону в процессе её штатного сброса на участке вывода корабля на орбиту. Основным элементом данной системы – ракетный двигатель твердотельного топлива (РДТТ) специальной конструкции, который использует твёрдые ракетные топлива баллистического и смесового типов [1].

ГО обеспечивает аэродинамическую стабильность отделяемого головного блока и защищает отсеки экипажа от механических воздействий и

теплового излучения; обеспечивает жесткую механическую связь между отсеками экипажа и работающим ЦРД.

Ракетные двигатели ГО используются: при авариях в начальный период полёта (до 20 секунд); для выведения экипажа после запланированного сброса ДУ САС (115 секунд полёта) до момента сброса ГО (158 секунд полёта) (рис. 3) [3].

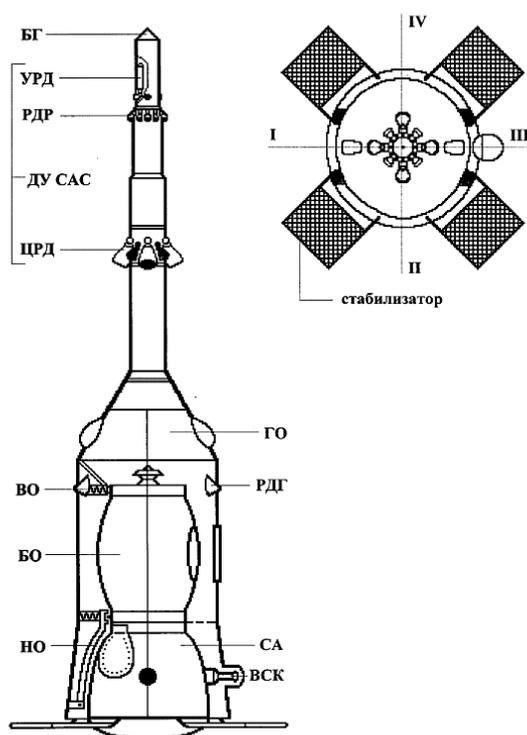


Рис. 2. Схема системы аварийного спасения:

I – III, II – IV – плоскости стабилизации; РДГ – ракетные двигатели головного обтекателя; БГ – балансировочный груз; ВО – верхняя опора; НО – нижняя опора; ВСК – визир специальный коллиматорный

Известно, что для космического корабля «Орел», который должен прийти на смену нынешним «Союзам», будет установлена обновленная САС. В САС для «Орла», как и в системе для кораблей «Союз», используются твердотопливные реактивные двигатели. В отличие от «Союза», на САС «Орла» не будет решётчатых рулей управления, система будет управляться только реактивными двигателями. В середине штанги САС размещаются основные тяговые двигатели, их сопла смотрят под углом вниз, на макушке – двигатели для управления. Между ними – два «кольца» еще более мелких двигателей разделения. При включении САС на старте, верхняя часть штанги отстреливается.

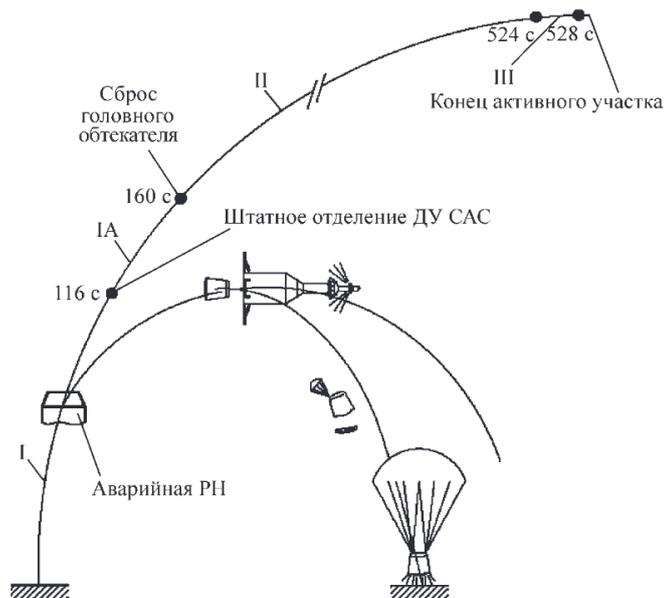


Рис. 3. Схема работы САС

В США САС применялась следующим образом: на кораблях «Mercury» отводится вся капсула целиком; на «Gemini» для эвакуации применяли кресла; на «Apollo» отделялась кабина с экипажем. САС должна была быть установлена и на «Space Shuttle», но из-за больших размеров конструкции было принято решение использовать катапультируемые кресла, от которых позже отказались.

19 января 2020 года испытывали САС корабля «Crew Dragon» без экипажа на борту. Основным компонентом системы аварийного спасения является устройство, известное как «SuperDraco». Эта система включает в себя восемь ракетных двигателей, размещенных на боковых стенках. После активации системы «SuperDraco», вступает в действие система посадки капсулы «Crew Dragon», которая включает в себя комплекс парашютов. Космический корабль спускается по курсу возвращения в атмосферу Земли и при помощи последовательного открытия и регулирования парашютов контролируется его скорость и точка попадания в водную поверхность.

Компания «Blue Origin» 18 июля 2018 года провела девятое испытание системы «New Shepard». САС экипажа представляет собой твердотопливный ускоритель. «Blue Origin» использует схему встроенного двигателя, поэтому «New Shepard» не отстреливает САС при взлете. В рамках испытаний через 45 секунд после старта ракеты возникнет условная «нештатная ситуация», которая приведет к срабатыванию системы аварийного спасения. Система активирует реактивный двигатель, после чего корабль «New Shepard» отсоединится от РН и должен будет штатно приземлиться с помощью парашютов.

САС нужна для безопасности экипажа и груза в случаях аварийных ситуаций во время запуска РН. Она спасает капсулу с экипажем и опускает её

на безопасном расстоянии от места аварии. Основными преимуществами применения САС являются безопасность экипажа, сохранение груза, снижение вредного воздействия на окружающую среду, повышение надёжности запусков. Таким образом, САС является необходимым элементом любой космической программы.

Библиографический список

1. Основы компоновки бортового оборудования пилотируемых космических аппаратов: учебное пособие / А. В. Туманов, В. В. Зеленцов, Н. Л. Павлов, Г. А. Щеглов; под редакцией Г. А. Щеглова. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. – 755 с.

2. «Быковская, Г.А. Исторические аспекты космонавтики: воронежские космические программы / Г. А. Быковская, В. Д. Черных // Bulletin Social-Economic and Humanitarian Research. – 2021. – № 12. – С. 14-26.

3. Наумова, О. А. Утилизация энергонасыщенных материалов и изделий. Применение порохов и твердых ракетных топлив в гражданских целях: учебное пособие / О. А. Наумова. – Красноярск: СибГУ им. академика М. Ф. Решетнёва, 2021. – 94 с.

УДК 621.039.5

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ В ИЗДЕЛИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

*С.А. Зыльков, Д.А. Еремейчук, П.В. Логинова, К.К. Дубынин
Научный руководитель: Ю.А. Барановская*

Данная статья рассматривает использование ядерной энергетики в космической отрасли. Также рассматриваются перспективы развития ядерной энергетики в космосе и возможные направления для дальнейших исследований. Статья предлагает обзор текущего состояния и перспектив развития ядерной энергетики в космической отрасли.

Ключевые слова: лунная база, ядерная энергетическая установка, радиоизотопный термоэлектрический генератор, ядерный реактор, орбитальный реактор.

Увеличение требований к электропитанию спутников является важным трендом в развитии ракетно-космической техники. Среди всех автоматических космических аппаратов (КА) наибольшая потребность в энергии наблюдается у геостационарных телекоммуникационных спутников. В настоящее время большинство из них используют солнечные батареи.

Однако низкая плотность солнечного излучения приводит к большим размерам батарей, а необходимость использования тяжелых аккумуляторов для периодов без солнечного света ограничивает увеличение мощности солнечных энергетических установок до сотен киловатт [1]. Эффективность космических миссий может быть повышена за счет внедрения ядерных источников энергии.

Рассмотрим радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ) (рис. 1). Это устройство принадлежит к категории радиоизотопных термоэлектрических генераторов и предназначено для обеспечения КА электроэнергией и обогревом, обеспечивающим продолжительную автономную работу без необходимости обслуживания. Средняя мощность таких генераторов не превышает 200 Вт, а их вес находится в диапазоне от 10 до 50 кг. Устройство включает в себя герметичный корпус, состоящий из обечайки, крышки и основания, теплового блока с радиоактивным источником энергии, устройства для их прижима, термоэлектрической батареи, размещенной между тепловым блоком и основанием корпуса, снабженной контактным переходом. Тепловой блок и термоэлектрическая батарея окружены теплоизоляцией, а внутреннее пространство корпуса заполнено инертным газом с низкой теплопроводностью. Тепловой блок устанавливается в теплосборник, а надежная крышка представляет собой стакан с фланцами, в котором расположено устройство для прижима, а контактный переход соединен с герметичным электрическим разъемом, расположенным на фланце крышки с внешней стороны [2]. Применение РИТЭГов было актуально до 2010 года, после чего они были выведены из эксплуатации по ряду причин.

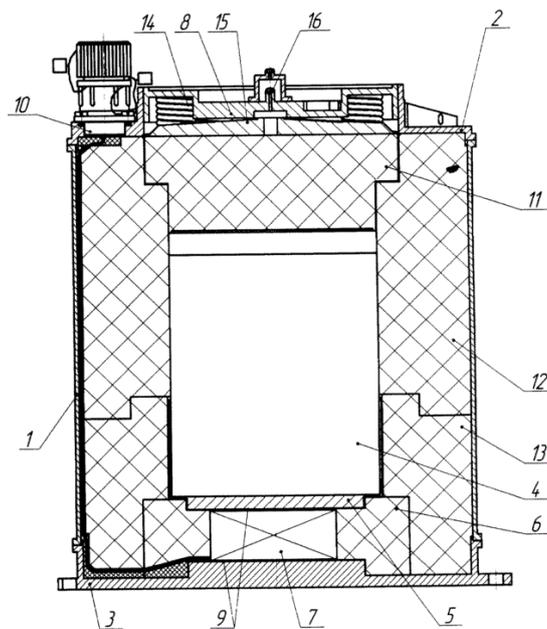




Рис. 1. Устройство РИТЭГ:

1 – обечайка, 2 – крышка, 3 – днище, 4 – тепловой блок, 5 – теплосборник, 7 – термоэлектрическая батарея, 6, 11, 12, 13 – теплоизоляция, 8 – крышка, 9 – пластины слюды, 10 – электроразъем, 14 – пружины, 15 – сепаратор, 16 – штуцер

Отказались от «ядерных батареек» по нескольким причинам: использование дорогостоящих изотопов в качестве топлива, сложный и медленный процесс производства топлива, ограничение мощности сотнями ватт, низкая эффективность.

Кроме того, создание РИТЭГ больших мощностей нецелесообразно из-за высокой стоимости и большого веса таких установок. По внешнему виду они больше будут напоминать полноценный ядерный реактор.

Орбитальный ядерный реактор (рис. 2) имел активную зону размерами 0,24 м в диаметре и 0,67 м в длину, весил 53 кг и содержал обогащенный уран. Общий вес реактора составлял 385 кг. Урановое топливо обогащено на 90% ^{235}U и генерировало 3 кВт электроэнергии путем термоэлектрического преобразования 100 кВт тепловой мощности. Этот тип реактора был разработан в СССР и использовался в КА США до 1990 [3]. Несмотря на свою эффективность, орбитальные ядерные реакторы были оставлены в прошлом из-за большого веса, радиации, низкого КПД. В ноябре 2017, снова были предприняты попытки по внедрению их в КА. Результаты современных исследований пока неизвестны.



Рис. 2. Реактор космического назначения SNAP

Лунная база (ЛБ) с ядерным реактором (рис. 3) представляет собой инновационный проект, который открывает новые перспективы для космических исследований. Строительство обитаемой лунной базы имеет огромное значение для научного изучения Луны, разработки ее ресурсов, поддержки земной экономики и поддержания стабильности экосистемы нашей планеты. Одним из главных преимуществ использования ядерного реактора для энергоснабжения ЛБ является его независимость от освещенности лунной поверхности и отсутствие необходимости в громоздких накопителях энергии для ночного времени. Также небольшие размеры и возможность генерации высокопотенциальной тепловой энергии делают ядерный реактор привлекательным вариантом в составе системы энергоснабжения ЛБ.

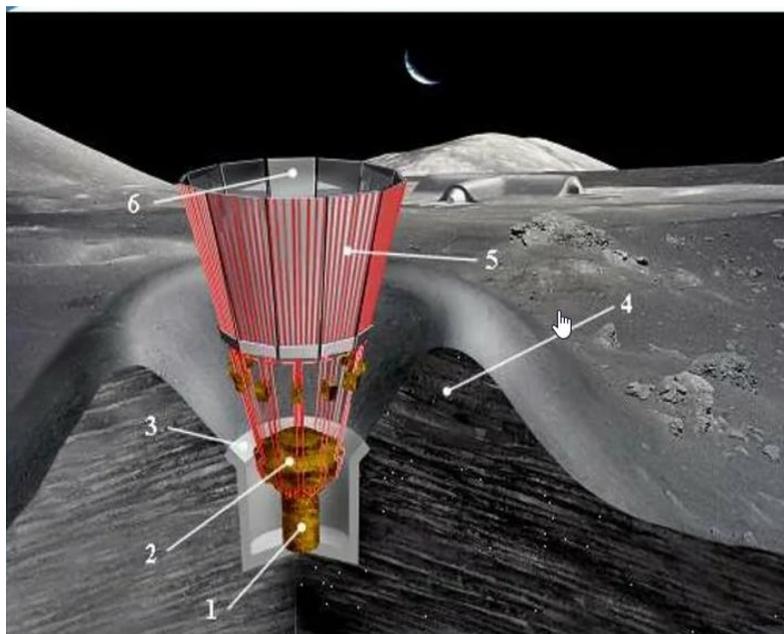


Рис. 3. Примерный вид лунной атомной электростанции (ЛАЭС) [5]:
 1 – термоэмиссионный реактор-преобразователь в предохранительном кожухе;
 2 – теньевая радиационная защита оборудования ядерной энергетической установки; 3 – опорное кольцо; 4 – вал радиационной защиты из лунного грунта; 5 – холодильник-излучатель на основе тепловых труб; 6 – отражающие панели

Варианты энергоблоков лунной ядерной энергостанции представлены в табл. 1.

Таблица 1

Основные технические характеристики энергоблоков ЛАЭС

Характеристики	Электрическая мощность энергоблока ЛАЭС, кВт		
	50	100	600
Масса установки, кг	3500	5300	8000
Масса энергоблока ЛАЭС, кг	5000	7000	10000
Длина, м	5-6	7	14,6
Максимальный диаметр, м	2	3,7	3,8

Отводимая тепловая мощность, кВт	650	1350	5400
Ресурс, год	10	10	5 и 10

Альтернативный вариант – солнечные панели, получают такие данные. Суммарно для обеспечения производства топлива для лунной инфраструктуры ЛБ с постоянным экипажем из трех человек потребуется около 5500 кВт электроэнергии в сутки, в среднем, или ~11000 кВт при функционировании добывающе-перерабатывающих комплексов только в течение лунного дня. При потребной мощности 11000 кВт масса солнечной батареи составит около 110 т, площадь – не менее 25000 м². В этом случае преимущества лунной атомной электростанции очевидны. Несколько реакторов заменят целое поле солнечных батарей [4].

Несмотря на то, что РИТЭГ потерял свою актуальность, а про орбитальные ядерные реакторы вспомнили относительно недавно, лунная база с ядерным реактором кажется вполне вероятным событием в ближайшем будущем. Ядерная энергетика (ЯЭ) более выгодна из-за того, что реактор весьма компактный, но при этом намного мощнее тех же солнечных панелей или химических источников питания. Однако внедрению ЯЭ в космонавтику мешают низкое КПД и радиационная защита. Несмотря на то, что люди активно работают с ядерной энергетикой на протяжении последних 80 лет, всё ещё нет способа полностью защититься от радиации. Также КПД ядерных двигателей зачастую не превышает 25% [5].

Исследование космоса во многом будет связано с ядерной энергетикой. Она может стать неотъемлемой частью космической техники. Многие проблемы могут быть решены именно благодаря ядерным технологиям. Это, в первую очередь, относится к вопросам энергоснабжения.

Библиографический список

1.Акимов, В. Н. Ядерная космическая энергетика: вчера, сегодня, завтра / В. Н. Акимов, А. А. Коротеев, А. С. Коротеев // Известия Российской академии наук. Энергетика. – 2012. – № 1. – С. 3–11.

2.Патент на полезную модель № 191697 U1 Российская Федерация, МПК G21H 1/10. Радиоизотопный термоэлектрический генератор (РИТЭГ): № 2019104942: заявл. 21.02.2019: опубл. 16.08.2019 / Б. П. Барканов, А. Г. Потапов, Н. В. Кленкин [и др.]; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики" (ФГУП "РФЯЦ-ВНИИЭФ").

3.Патент № 2424589 С2 Российская Федерация, МПК G21D 1/00. Космическая ядерная энергетическая установка: № 2009132268/07: заявл. 26.08.2009: опубл. 20.07.2011 / А. Г. Еремин, А. П. Пышко; заявитель Федеральное государственное унитарное предприятие "Красная Звезда",

Российская Федерация в лице Государственной корпорации по атомной энергии "Росатом".

4. Сравнительная оценка технико-экономической эффективности использования солнечных и ядерных энергетических установок в составе лунной базы / И. А. Бескровная, Р. А. Евдокимов, П. М. Кинаш [и др.] // Космическая техника и технологии. – 2014. – № 4(7). – С. 76–88.

5. Легостаев, В. П. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок / В. П. Легостаев, В. А. Лопота, В. В. Синявский // Космическая техника и технологии. – 2013. – № 1(1). – С. 6–17.

УДК 629.764

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ УСЛОВИЙ ЗАПУСКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ВОЗДУШНОГО СТАРТА НА ПОТЕРИ СКОРОСТИ

И.Д. Колмагоров, В.В. Колосов
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

Проведено численное моделирование полёта ракеты-носителя воздушного старта «Pegasus» с целью определения потерь характеристической скорости и оценки влияния условий пуска на величину потерь. Определён оптимальный угол и высота для запуска ракеты-носителя воздушного старта.

Ключевые слова: воздушный старт, потери скорости, условия запуска, ракета-носитель.

Применение воздушного старта позволяет обеспечить мобильность комплекса, а также увеличить массу полезной нагрузки (ПН) за счёт уменьшения потерь:

- на аэродинамическое сопротивление (старт производится над плотными слоями атмосферы);
- потерь на силу тяжести (более пологая траектория);
- потерь, связанных с разностью атмосферного давления и давления на срезе сопла (участок работы двигателя с недорасширением намного меньше или отсутствует, так как давление на высоте 12 км составляет 25% от давления на уровне моря).

Также при запуске с самолёта у ракеты-носителя (РН) имеется дополнительная начальная скорость около 300 м/с.

Потери скорости РН воздушного старта зависят от начальных условий запуска РН: начального угла тангажа φ_0 и начальной высоты h_0 .

Целью работы является оценка суммы потерь скорости РН воздушного старта в зависимости от начальных условий запуска.

Для этого промоделирован полёт РН «Pegasus». РН имеет три ступени, работающие на твердом топливе. Первая ступень, отвечающая за полет в атмосфере, оснащена треугольным крылом. Масса полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту носителем «Pegasus» (табл. 1), – до 443 кг [1].

Пуск РН происходит, когда самолет-носитель выходит в заданный район, занимает высоту пуска и имеет при этом требуемую скорость и угол тангажа. Происходит отделение РН от самолёта носителя и через 5 сек. – запуск двигателя первой ступени на 77 сек. На высоте более 60 км происходит отделение первой ступени и запуск двигателя второй ступени на 78 сек. Суммарное время работы трех двигателей – 220 сек.

Управление ориентацией осуществляется путем изменения вектора тяги двигателя вокруг двух осей: тангажа и рыскания; управление по крену обеспечивается оперением (на атмосферном участке полёта) и азотными двигателями третьей ступени (в вакууме) [1].

Головной обтекатель сбрасывается на 116 сек. полёта, во время работы второй ступени.

После выработки топлива второй ступени третья ступень с полезной нагрузкой движется по инерции до подходящей точки своей траектории, в зависимости от миссии. Затем *Orion 50* выбрасывается, и зажигается двигатель *Orion 38* третьей ступени.

Массы корпусов и топлива ступеней ракеты (табл. 1) определены через удельный импульс двигателей и время до выгорания топлива (табл. 2) [1, 2]. В табл. 2 приняты следующие обозначения: ω – удельный импульс, P – тяга, \dot{m} – массовый расход.

Потери вследствие гравитационного взаимодействия:

$$\Delta V_1 = \int_0^{t_k} g \sin(\theta) dt.$$

Таблица 1

Характеристики РН «Pegasus»

Количество ступеней	3
Длина	16,9 м
Диаметр	1,27 м
Стартовая масса	18943 кг
Масса ПН	443 кг
Масса РБ первой ступени	14020 кг
Масса топлива первой ступени	13354 кг
Масса РБ второй ступени	3370 кг
Масса топлива второй ступени	3240 кг
Масса РБ третьей ступени	1110 кг

Масса топлива третьей ступени	743 кг
-------------------------------	--------

Таблица 2

Характеристики двигателей

Ступень	Двигатель	Параметры		
		ω , м/с	P , кН	\dot{m} , кг/с
1	Orion 50S	2796	484,9	173,4
2	Orion 50	2845	118,2	41,55
3	Orion 38	2815	32,7	11,62

Потери на аэродинамическом сопротивлении:

$$\Delta V_2 = \int_0^{t_k} \frac{R}{M} \cos(\alpha) dt.$$

Потери на барометрическое давление [4]:

$$\Delta V_3 = \int_0^{t_k} \frac{S_c p_h \cos(\alpha)}{M} dt,$$

где p_h – барометрическое давление атмосферы, Па.

Путём численного интегрирования дифференциальных уравнений движения РН с использованием аэродинамических характеристик, полученных по методике [3] получены значения потерь скорости РН воздушного старта для условий старта, отличающихся высотой и в диапазоне угла пуска РН от 0 до 90 градусов.

Построен график (рис. 1), отображающий зависимость полных потерь скорости ΔV от высоты и угла пуска φ_0 .

С увеличением φ_0 влияние высоты запуска уменьшается, при $\varphi_0 > 45^\circ$ высота практически не влияет на ΔV . Оптимальные значения φ_0 лежат между 15° и 30° , при этом, чем больше высота, тем меньший выигрыш в потерях даёт её дальнейшее увеличение. Оптимальный диапазон от 10 до 12 км.

В результате расчёта с помощью программы *MATLAB* получены значения полных потерь характеристической скорости для различных высот и углов запуска РН воздушного старта. Определён оптимальный диапазон пуска РН воздушного старта по высоте [10...12] км и углу [15...30] °.

При этом для системы воздушного старта выгодной будет высота пуска 10 км, так как дальнейшее её увеличение не даёт существенного выигрыша в потерях скорости, но существенно усложняет конструкцию самолёта-носителя, так как с высотой плотность воздуха уменьшается и необходимо крыло большей площади или большая скорость для поддержания полёта.

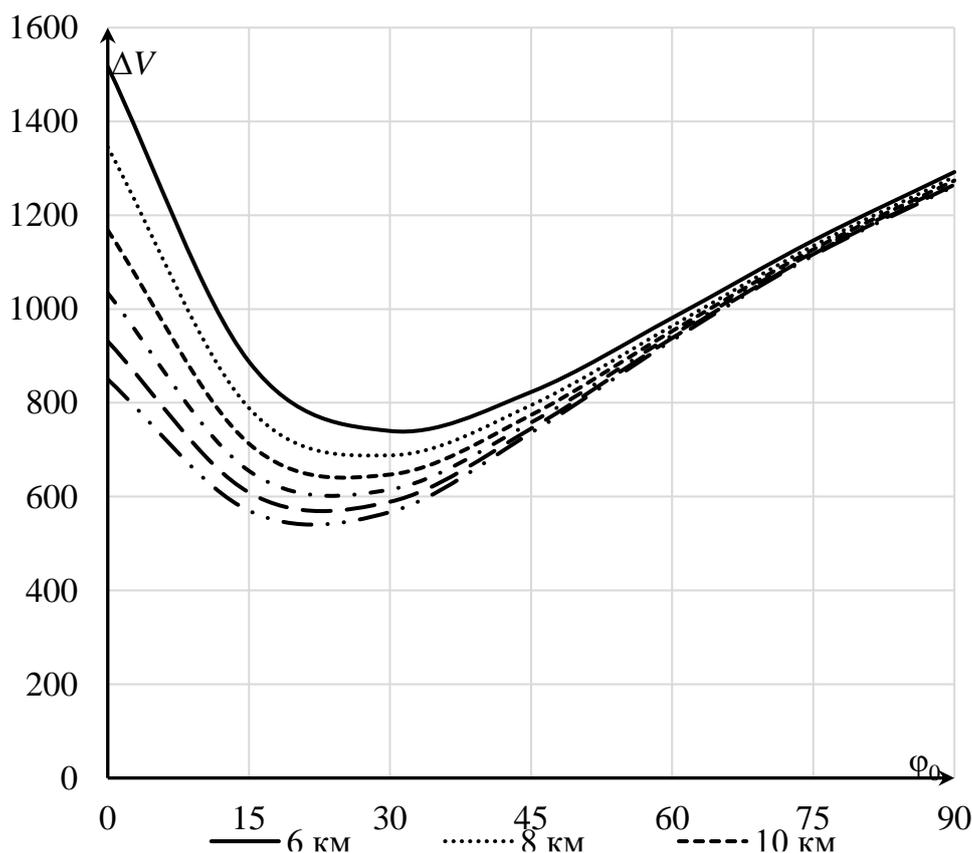


Рис. 1. Графики потерь скорости

Библиографический список

1. Системы существующих систем воздушного старта – [Электронный ресурс]. URL: https://cosmos.vdnh.ru/izdoma/vozdushnyy_start/ (дата обращения 01.12.2023).

2. ORION 50S XLT AIR-IGNITED – [Электронный ресурс]. URL: <https://www.yumpu.com/en/document/read/7418780/atk-space-propulsion-products-catalog-atk-space-propulsion/17> (дата обращения 12.12.2023).

3. Краснов, Н. Ф. Аэродинамика ракет [Текст] / Н. Ф. Краснов – Москва: Высшая школа, 1968 – 774 с.

УДК 629.7.021.6

РАЗРАБОТКА СКЛАДНОГО КРЫЛА ДЛЯ РАКЕТНОГО БЛОКА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

А.С. Артемьев, Е.С. Широкова, О.А. Мельникова
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к. т. н.

Проанализированы формы крыльев в плане, которые могут быть эффективны как на до- так и сверхзвуковых скоростях, выбран прототип ракеты-носителя, определены основные проектные параметры крыла, создана 3D модель крыла с механизмом складывания. Проведен расчет аэродинамических характеристик полученного крыла для определения качества летательного аппарата.

Ключевые слова: складное крыло, механизм складывания, ракета-носитель, воздушный старт, ракетный блок

Космическая отрасль бурно развивается, разрабатывают все новые и новые способы пусков ракет. Например, на данный момент для ракет-носителей (РН) существуют такие способы старта как наземный, морской и воздушный. Старт с самолета-носителя позволяет снизить стоимость пусков, так как отсутствуют затраты на построение и содержание дорогостоящего наземного комплекса. Стоимость пуска также можно снизить путем возвращения ракетного блока (РБ) первой ступени. Одним из таких способов посадки РБ является посадка по самолетному, для чего ракете необходимо иметь крыло. Однако в этом случае увеличатся затраты топлива, так как за счет дополнительных поверхностей увеличится лобовое сопротивление, а, следовательно, и затраты на его преодоление. Решение данной проблемы может быть получено с помощью складного крыла, которое во время работы ступени будет в сложенном состоянии, а во время ее спуска – в разложенном.

В качестве прототипа выбрана отечественная двухступенчатая РН воздушного старта «Полет». Данная РН легкого класса с грузоподъемностью до 4-х тонн, предназначена для вывода полезной нагрузки на низкую околоземную или на геостационарную орбиту [1].

Для проектирования складного крыла принята сухая масса первой ступени равной 7,5 т.

Площадь крыла определена по формуле:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где Y – подъемная сила, равная весу первой ступени без топлива;

C_y – коэффициент подъемной силы;

ρ – плотность воздуха, кг/м³;

S – площадь крыла в плане, м²;

V – скорость набегающего потока, м/с.

Плотность воздуха принята равной 1,205 кг/м³, скорость набегающего равна скорости при посадке, т.е. 26 м/с. В результате, площадь крыла для первой ступени должна быть равной 25 м². Тогда при удлинении равном 2,5

размах крыла будет равный 11,2 м, средняя хорда – 2,2 м. Форма крыла в плане представлена на Рис. 1.

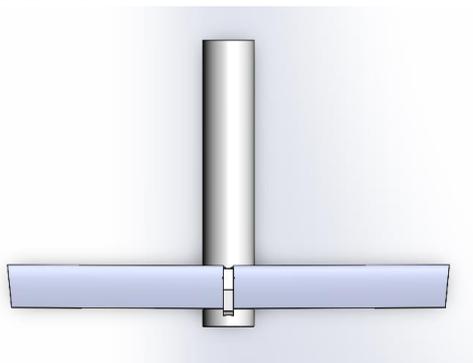


Рис. 1. Форма крыла в плане

Выбор аэродинамической схемы производился путем проведения аэродинамического расчета различных схем. Определены аэродинамические качества для трех наиболее широко применяемых в ракетной технике схем: нормальной, утки и бесхвостки. Полученные 3D модели представлены на Рис. 2.

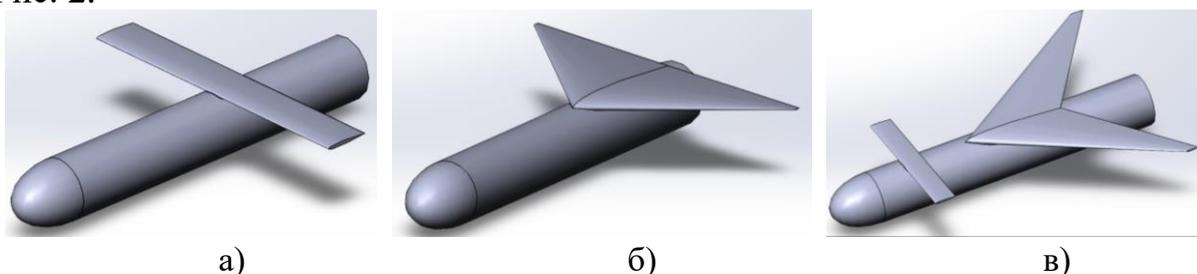


Рис. 2. 3D модели ракет для проведения расчетов:
а) нормальная схема; б) бесхвостка; в) утка

Все расчеты проводились при одинаковой площади крыла и одинаковом профиле. Результаты расчетов отображены на Рис. 3.

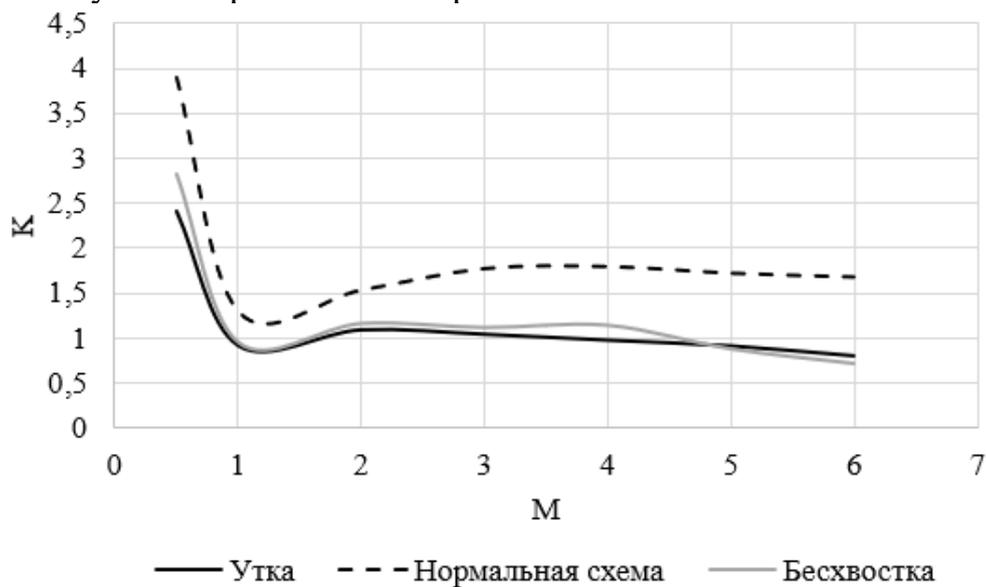


Рис. 3. График качеств различных схем РН

После анализа результатов расчета для разработки принята нормальная схема.

Так как возврат РБ будет происходить при скорости больше скорости звука, то следует предусмотреть крыло, которое позволит производить полет на сверх- и дозвуковых скоростях. Ключевым в разнице сверхзвуковых и дозвуковых является наличие звукового удара.

При создании сверхзвуковых крыльев используются наплывы с малым удлинением и большой стреловидностью. Кромки у подобных наплывов делают прямолинейными или криволинейными. Использование наплывов на дозвуковых скоростях увеличивает отрыв на консолях, а следовательно, уменьшает аэродинамические характеристики, но при сверхзвуковых скоростях наплыв, наоборот, увеличивает аэродинамические характеристики благодаря увеличению несущей способности.

Крыло прямой стреловидности обладает худшей устойчивостью и управляемостью на больших углах атаки из-за концевых срывов. Также прямая стреловидность увеличивает поперечную устойчивость самолета [2], которая ухудшает маневровые характеристики. Главными недостатками такого крыла являются увеличение массы и уменьшении жесткости крыла при увеличении угла стреловидности.

У крыльев с обратной стреловидностью большими несущими способностями обладает корневая часть. У таких крыльев срыв начинается раньше в корневой части, что не влияет на поперечную управляемость, а, в следствие, повышает безопасность полета и дает возможность производить полет на больших углах атаки. Из недостатков можно выделить подверженность к увеличению угла закручивания в сторону увеличения угла атаки.

Крылья изменяемой стреловидности (рис. 4) позволяют объединить в себе достоинства и недостатки прямых и стреловидных крыльев. Прямое крыло обладает большей несущей способностью и проще в изготовлении, позволяет получить высокие характеристики на взлете, посадке и маневре. При небольшом удлинении такие крылья обладают высоким индуктивным сопротивлением.

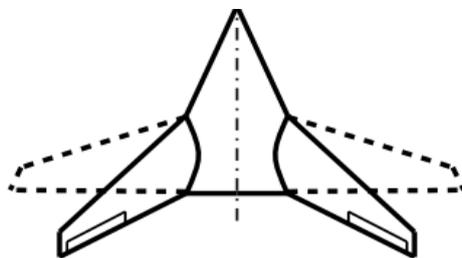


Рис. 4. Крыло изменяемой геометрии

Выбор профиля крыла основан на анализе трёх профилей крыла [3]: паса0010-65, NASA-009 и мунк-2. Построение моделей выполнялось с профилем паса0010-65, так как он обладает лучшим качеством равным 43,08.

Механизм складывания крыла состоит из шарнирно соединенных тяг и гидропривода (рис. 5). Каждая из консолей одним шарниром крепится к фюзеляжу, другим к тяге. С помощью еще одного шарнира соединяются тяги от консолей крыла и шток гидроцилиндра. Консоль крыла укладывается концевой хордой в сторону движения, это позволяет уменьшить вес механизма раскрытия, так как скоростной напор будет способствовать раскрытию крыла. Весь механизм складывания закрыт в корпусе.

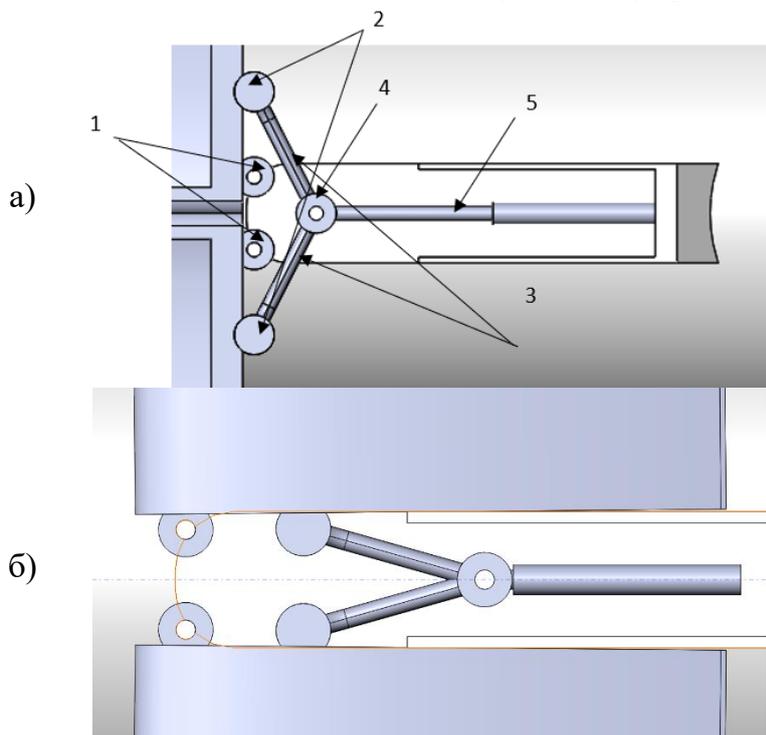
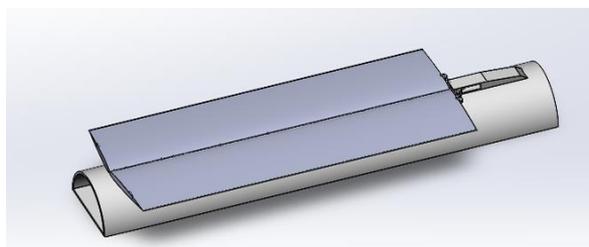


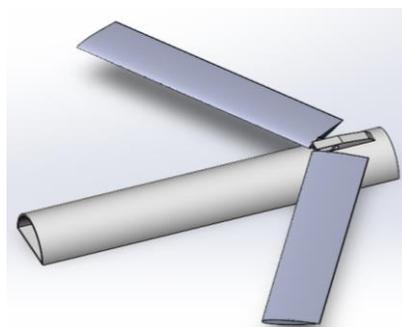
Рис. 5. Механизм складывания в двух положениях:

1) шарнир крепления фюзеляжа и консоли крыла; 2) шарнир связи тяги и консоли; 3) тяги к каждой из консолей; 4) шарнир между тягами и тягой гидроцилиндра; 5) гидроцилиндр; а) в сложенном положении; б) в раскрытом положении

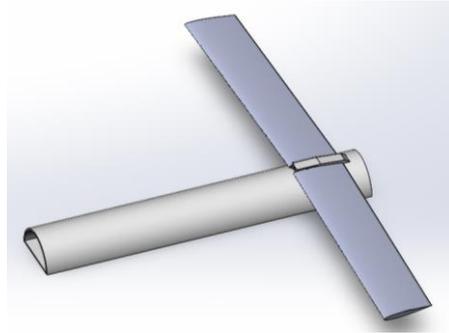
Во время спуска РБ первой ступени постепенно будет изменяться угол стреловидности (рис. 6).



а)



б)



в)

Рис. 6. Половина фюзеляжа РБ с крылом в различных положениях:
а) сложенном; б) промежуточном; в) раскрытом

Аэродинамические характеристики полученного крыла определялись путем проведения расчетов в программе ANSYS. Расчет проводился в диапазоне от 0,5 до 5 Махов, соответствующих скорости входа РБ первой ступени в атмосферу, также все расчеты выполнены для раскрытого положения, следовательно лучшие характеристики должны быть показаны на дозвуковых скоростях. Полученные результаты представлены на рис. 7.

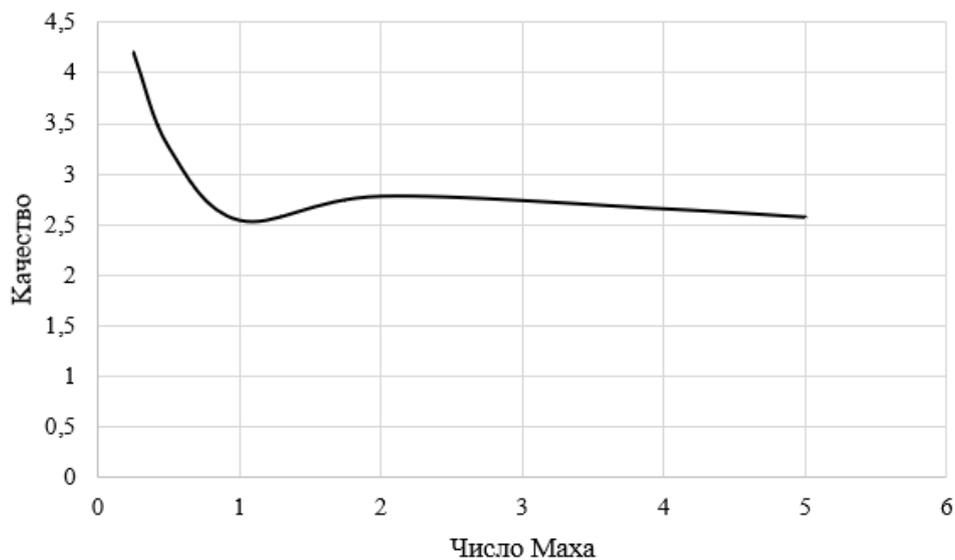


Рис. 7. Качество летательного аппарата от числа Маха

В ходе анализа форм крыльев в плане, которые эффективны на скоростях как дозвуковых, так и превышающих скорость звука, было принято решение использовать крыло изменяемой стреловидности, так как такое крыло помимо хороших характеристик на до- и сверхзвуковых скоростях, также обладает удобством эксплуатации в складном крыле.

Библиографический список

1. Ковалев Б. К. Развитие ракетно-космических систем выведения: учебное пособие / Б. К. Ковалев. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. – 398 с.

2. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов: учебник для студентов вузов. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Инновационное машиностроение, 2018. – 416 с.

3. Кравец А. С. Характеристики авиационных профилей Утв. ГУУЗ НКАП в качестве учеб. пособия для авиац. вузов. – Москва; Ленинград: Оборонгиз, 1939 (Киев). – 332 с.

УДК 533.696.4

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

***В.В. Задорожная, И.Д. Колмагоров**
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.*

Проведено численное моделирование обтекания ракеты-носителя воздушного старта «Pegasus» с целью выбора формы головного обтекателя. Проведена оценка влияния формы головного обтекателя на аэродинамическое сопротивление. Определена форма головного обтекателя с минимальным сопротивлением при максимальном объёме.

Ключевые слова: воздушный старт, аэродинамическое сопротивление, головной обтекатель, ракета-носитель.

Снижение аэродинамических потерь на атмосферном участке полёта ракеты-носителя (РН) позволяет выбрать более пологую траекторию выведения полезной нагрузки (ПН) на орбиту с большим атмосферным участком полёта, что в свою очередь может привести к увеличению массы ПН за счёт снижения гравитационных потерь. На аэродинамическое сопротивление РН главным образом влияет форма её головного обтекателя (ГО), а именно его носовая часть. При этом ГО должен иметь как можно больший внутренний объём.

Цель работы является осуществление выбора формы ГО РН воздушного старта, оценив влияние формы ГО на аэродинамическое сопротивление РН.

Для этого проведено моделирование аэродинамики РН воздушного старта «Pegasus» с тремя ГО различной формы (рис. 1): а) коническая (исходная); б) оживальная и в) с параболической образующей [1]. При этом сохранены габариты ГО – все рассмотренные носовые части имеют одинаковую длину и диаметр основания [1].

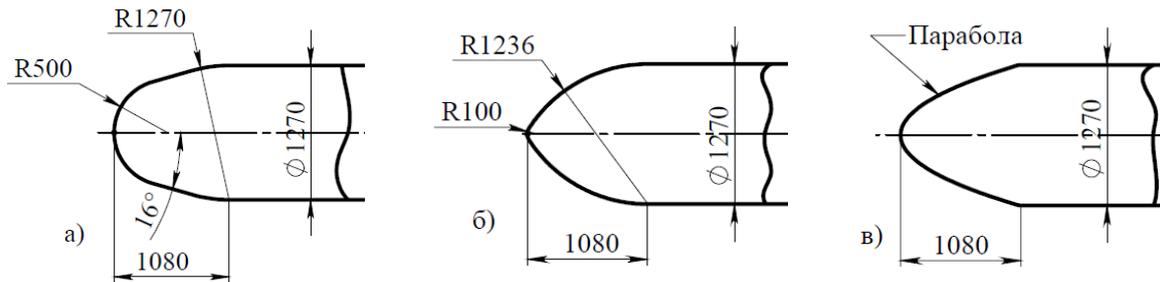


Рис. 1. Формы головных обтекателей

Для сравнения ГО различной формы использован параметр:

$$\eta = \frac{\bar{V}}{c_x}, \quad (1)$$

где c_x – коэффициент лобового сопротивления РН; \bar{V} – отношение объёма носовой части ГО к объёму цилиндра такого же диаметра основания и высоты (табл. 1).

Таблица 1

Объёмы (V) носовых частей ГО		
Форма ГО	$V, \text{ м}^3$	\bar{V}
Коническая (исходная)	0,906	0,662
Оживальная	0,809	0,591
Параболическая	0,696	0,509

Таким образом, наибольшим объёмом обладает исходная форма ГО.

Для получения коэффициента лобового сопротивления c_x проведено моделирование обтекания корпуса рассматриваемой РН в *Ansys CFX* (без крыла и оперения, их влиянием на аэродинамику ГО пренебрегаем) [2].

Геометрическая модель расчётной области (рис. 2) представляет собой параллелепипед с четвертью корпуса РН с границами симметрии (*symmetry*).

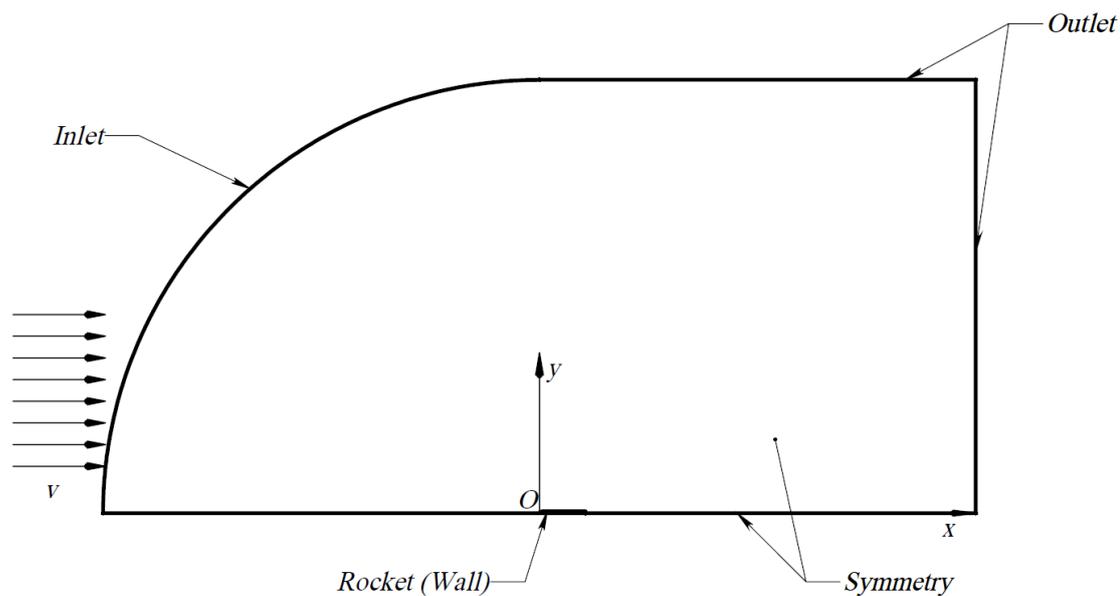


Рис. 2. Расчётная область

Построена неструктурированная тетраэдрическая сетка. Размер элемента в расчётной области равен 600 мм. На корпусе РН задан размер 30 мм.

Высота первой ячейки пристеночного слоя (рис. 3, 4) удовлетворяет требованию $Y^+=1$ [3] для модели турбулентности $k-\omega$ SST [3].

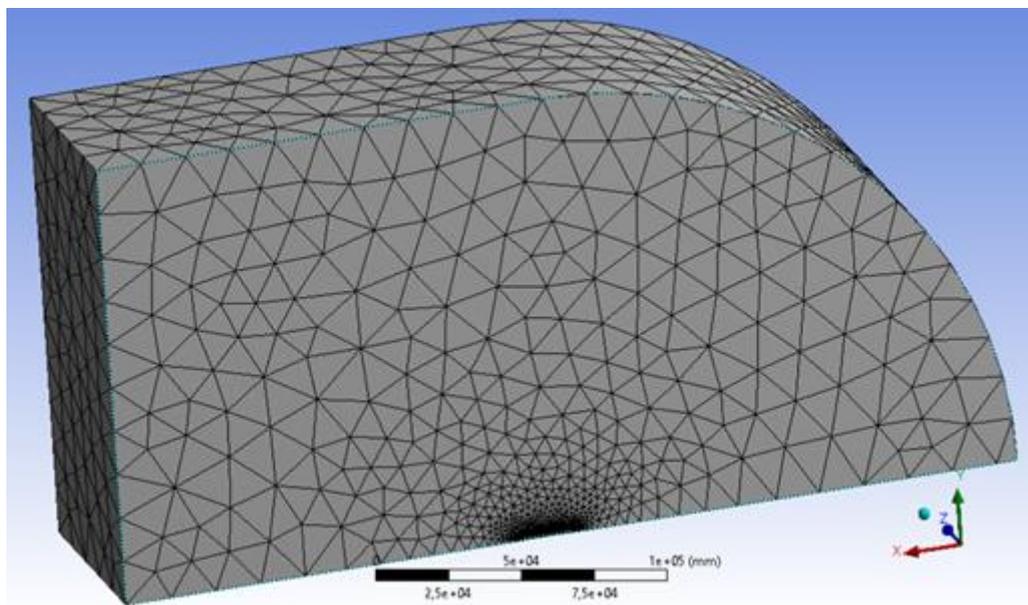


Рис. 3. Сеточная модель (общий вид)

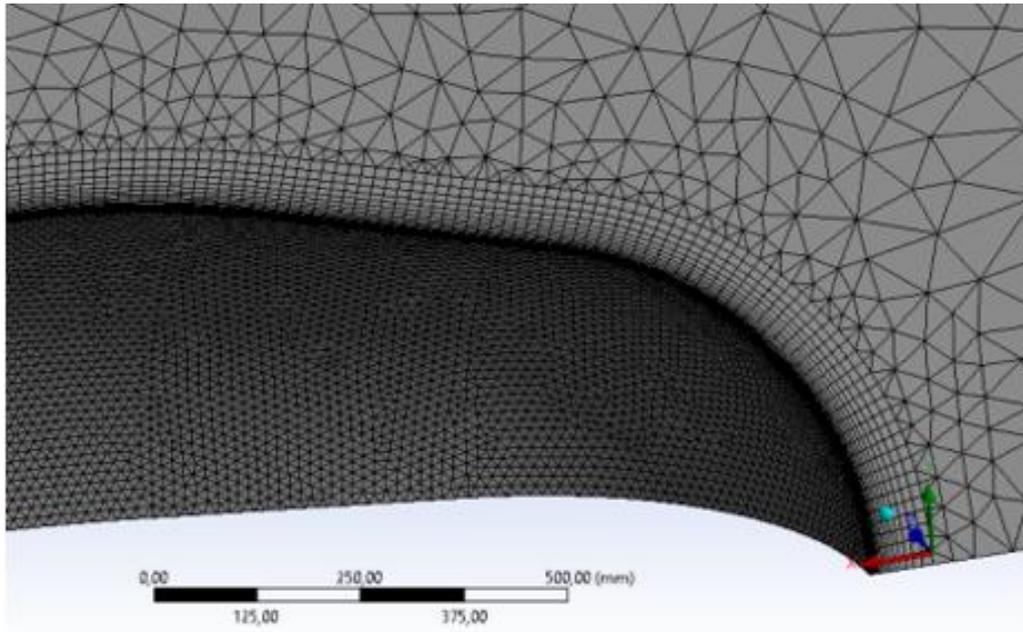


Рис. 4. Сетка вблизи ГО

Моделирование проведено для условий на высоте 11 км [4], так как на этой высоте у РН обычно наблюдается максимум скоростного напора $q = 30$ кПа, что соответствует числу Маха 1,4 [5]. Подключено уравнение энергии.

Получены значения коэффициента лобового сопротивления для трёх вариантов ГО (табл. 2).

Таблица 2

Характеристики для различных форм ГО

Форма ГО	c_x	\bar{V}	η
Коническая	0,427	0,662	1,550
Оживальная	0,460	0,591	1,285
Параболическая	0,433	0,509	1,176

Таким образом, оптимальной формой ГО является конический ГО со сферическим притуплением. Так как он обеспечивает максимальный объём и минимальное сопротивление среди рассмотренных форм ГО.

Библиографический список

1. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. Часть 1. Конструирование изделий ракетно-космической техники [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / Н. Т. Каргин, В. В. Волоцуев; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). URL: <http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Konstrukciya-i-proektirovanie-izdelii-raketnokosmicheskoi-tehniki-elektron-ucheb-posobie-Ch-1-Konstruirovaniye-izdelii-raketnokosmicheskoi-tehniki-54915?mode=full&ysclid=1wbl88s3oh46272633> (дата обращения 22.12.2023).

2. Краснов, Н. Ф. Аэродинамика ракет / Н. Ф. Краснов – Москва: Высшая школа, 1968 – 774 с.

3. Моделирование турбулентности. Расчет сдвиговых течений с применением ANSYS FLUENT: практикум / Е. А. Кузнецов [и др.]. – СПб.: ПОЛИТЕХ-ПРЕСС, 2020. – 49 с.

4. L. Matak, K. Krajček Nikolić CFD Analysis of F-16 wing airfoil aerodynamics in supersonic flow [Текст] / L. Matak, K. Krajček Nikolić [Электронный ресурс] // Research Gate: [сайт]. – URL: https://www.researchgate.net/publication/359811050_CFD_Analysis_of_F-16_Wing_Airfoil_Aerodynamics_in_Supersonic_Flow (дата обращения: 04.12.2023).

5. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры (с Изменением N1) – [Электронный ресурс]: URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200009588> (дата обращения 22.12.2023)

УДК 629.784

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ВВОДА КРЫШКИ ПАРАШЮТНОГО КОНТЕЙНЕРА С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ ДВИЖЕНИЯ ЗВЕНА ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ

А.В. Петров

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

В работе рассмотрена математическая модель динамики движения крышки парашютного контейнера с учетом влияния уздечки вытяжного блока парашютной системы.

Ключевые слова: возвращаемый аппарат, ввод парашютной системы, парашютная система, математическая модель.

В настоящее время идет активное исследование космического пространства. Зачастую для реализации этих исследований, необходимо обеспечить безопасную доставку человека на околоземную орбиту. При спасении экипажа важную роль играет надежность используемых средств ввода парашютной системы (ПС). При проектировании средств инициирования необходимо учитывать, что они должны обеспечивать ввод ПС в широком диапазоне скоростных напоров для штатной и аварийной циклограммы, а также углов атаки и крена возвращаемого аппарата (ВА).

Одним из важнейших шагов при проектировании средств инициирования является создание математической модели, которая позволит достоверно описать динамику крышки парашютного контейнера (КПК) с учетом влияния внешних силовых факторов. Формируемая математическая модель поможет определить проектные параметры разрабатываемой системы, а

также предсказать возможные проблемы, которые возникают в ходе ввода ПС.

При моделировании ввода ПС важно оценить, какие элементы позволят стабилизировать процесс и повысить надежность ввода посредством исключения намотки звеньев ПС на элементы конструкции ВА и отделяемые части.

При создании математической модели приняты следующие допущения:

- на ввод КПК влияют параметры конструктивных элементов: уздечки вытяжного блока (ВБ), ВБ, звена тормозного блока (ТБ), ТБ;
- конструктивные элементы ПС представлены в виде набора материальных точек;
- силы приложены к материальной точке соответствующего конструктивного элемента;
- не учитывается швартовка элементов ПС;
- не учитывается влияние интерференции аэродинамического потока.

В ходе создания математической модели рассмотрено движение КПК с учетом влияния элементов ПС. В основе движения уздечки лежит дифференциальное уравнение колебаний математического маятника:

$$\frac{d^2x}{dt} + \omega_0^2 x = 0 \quad (1)$$

Ускорение точки:

$$\vec{a} = \frac{\sum_{i=1}^n \vec{F}}{m}, \quad (2)$$

где \vec{F} – сумма всех сил, действующих на точку;
 m – приведенная масса точки.

Сумма всех сил:

$$\sum_{i=1}^n \vec{F} = \vec{F}_{\text{упр1}} + \vec{F}_{\text{упр2}} + \vec{F}_{\text{Аэр}} + m\vec{g}, \quad (3)$$

где $\vec{F}_{\text{упр1}} = k \cdot \Delta x + f \cdot \Delta v$ ($\vec{F}_{\text{упр2}}$ определяется аналогично);

$$\vec{F}_{\text{Аэр}} = C_F S_m \vec{q}$$

Используя уравнения (1–3), получено дифференциальное уравнение второго порядка:

$$m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \vec{F}_{\text{упр.1}} + \vec{F}_{\text{упр.2}} + \vec{F}_{\text{аэр}}. \quad (4)$$

Решая дифференциальное методом Рунге-Кутты 4-го порядка, определяются [5–6]:

- координаты точек звена ПС и кронштейна КПК;

- скорости движения точек звена ПС и кронштейна КПК;
- силы, действующие на точки ПС и кронштейн КПК.

При моделировании заданы следующие параметры:

- 1) скорость отстрела КПК, м/с;
- 2) скорость движения ВА, м/с;
- 3) скорость ветра, м/с;
- 4) угол атаки ВА при спуске в атмосфере, °;
- 5) направление ветра, °;
- 6) масса КПК, кг;
- 7) масса ВБ, кг;
- 8) масса ТБ, кг;
- 9) длина уздечки ВБ, м;
- 10) длина звена ТБ, м;
- 11) коэффициенты аэродинамического сопротивления КПК;
- 12) коэффициенты аэродинамического сопротивления уздечки ВБ и звена ТБ;
- 13) коэффициенты аэродинамического сопротивления ВБ;
- 14) коэффициенты аэродинамического сопротивления ТБ;
- 15) в качестве материала рассматривается ШКП-60 [1-4]. Коэффициент упругости (k) и коэффициент вязкости (f) определены из соотношений (5) и (6) соответственно:

$$k = \frac{F_{разр}}{\varepsilon}, \quad (5)$$

где $F_{разр}$ – предельная нагрузка до разрыва;
 ε – относительное удлинение звена;

$$f = 2\sqrt{m \cdot k}, \quad (6)$$

где m – масса материальной точки приложения силы упругости звена ПС, кг.

При моделировании оценены параметры движения точки соответствующей КПК и траектория движения КПК с учетом ПС.

На Рис. 1 представлены параметры движения КПК и ВБ.

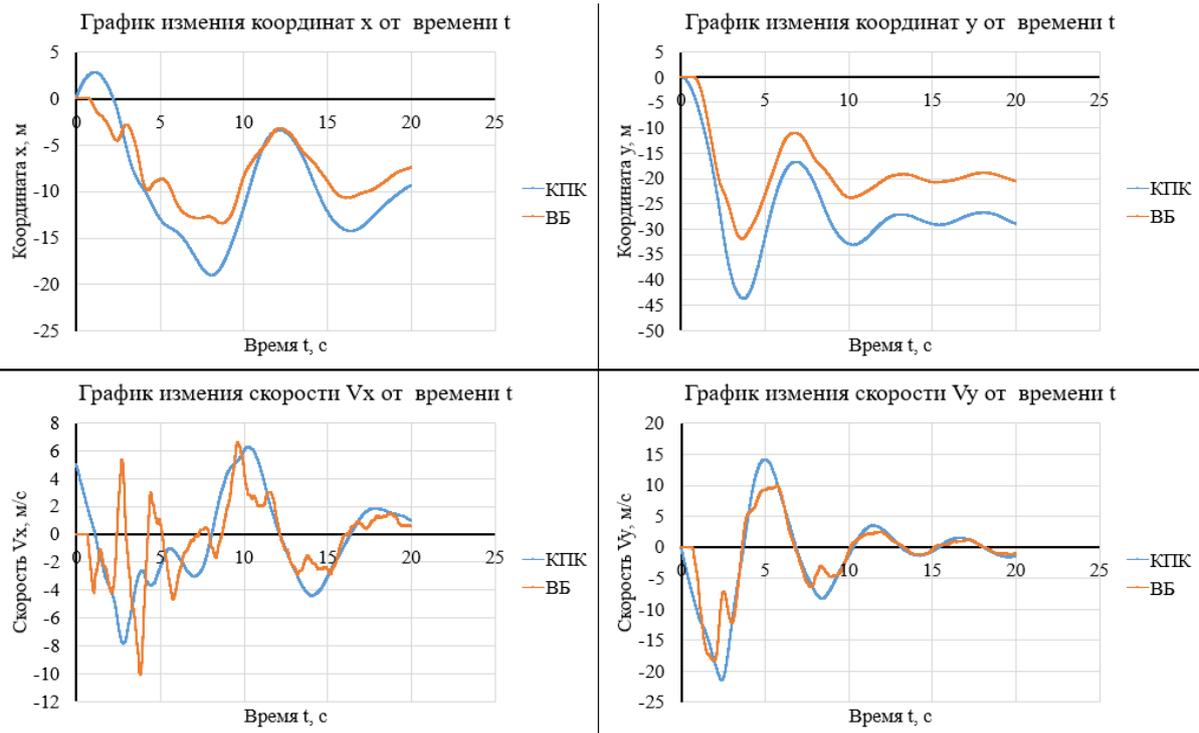


Рис. 1. Графики изменения параметров движения KPK и ВБ от времени

Во время ввода ПС важно, чтобы ВБ и KPK не соударялись и было исключено наматывание уздечки на крышку. Помимо определения параметров движения по данным на Рис. 1 могут быть сделаны выводы о возможности соударения ВБ и KPK, а также о наматывании уздечки на крышку. Для выявления параметров, влияющих на стабилизацию и надежность ввода ПС построена кинограмма изменения точек элементов ПС от времени (рис. 2).

На кинограмме ввода ПС в момент времени 1 начинается ввод ПС, происходит отстрел KPK и её отделение от парашютного контейнера и ВА, в данный момент есть вероятность что при определенных углах атаки и скоростных напорах ВА возможно возвращение KPK на место установки и её «залипание».

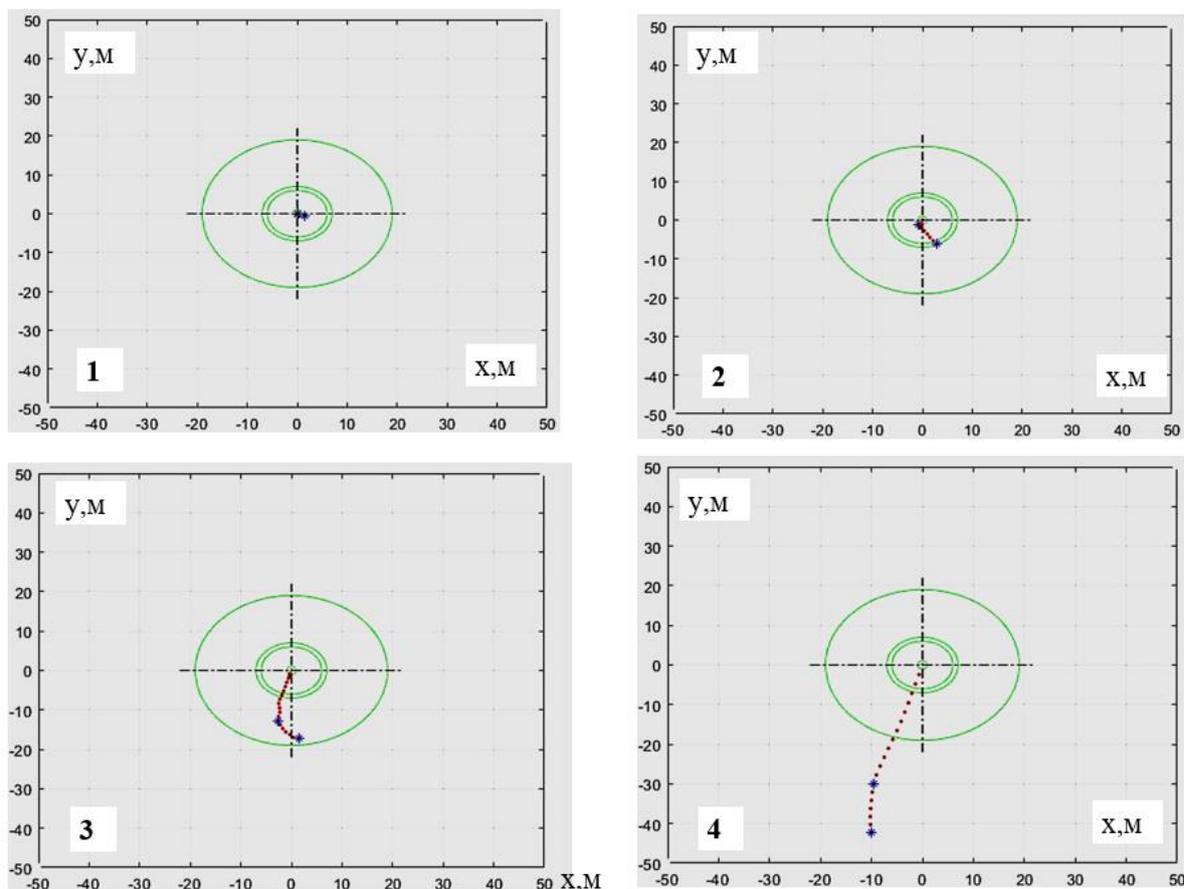


Рис. 2. Кинограмма ввода ПС

Момент времени 2 – КПК отошел от ВА на длину уздечки, уздечка вышла из парашютного контейнера, ВБ и звено ТБ начинают выходить из парашютного контейнера. На уздечку по мере вытяжения действует аэродинамическая сила со стороны набегающего потока. В данный момент уздечка ВБ оказывает влияние на КПК, в случае неправильной центровки КПК, либо возникновения случайных факторов возможно закручивание крышки и накручивание на неё уздечки ВБ.

Момент времени 3 – ВБ вышел из контейнера, наблюдается характерный изгиб уздечки и звена ТБ под действием аэродинамических сил. Данный изгиб при изменении аэродинамического качества может стабилизировать КПК.

Момент 4 – звенья натянулись и КПК под действием сил инерции и аэродинамических сил стягивают камеру с ВБ, обеспечивая ввод ВБ.

Исходя из вышеприведенной кинограммы можно сделать вывод, что для стабилизации вращения КПК могут использоваться звено ТБ и уздечка ВБ. Влияние на стабилизацию КПК в потоке может осуществляться за счет повышения аэродинамического сопротивления уздечки и звена ТБ путем изменения сечения.

Таким образом получена математическая модель, описывающая динамику движения КПК с учетом влияния уздечки и аэродинамических сил.

Математическая модель послужит отправной точкой для исследования влияния сил со стороны уздечки на стабилизацию КПК в полете, а также может позволить определить ряд проектных параметров (соотношение длины уздечки и массы КПК, отношение массы КПК к скорости её отстрела).

Библиографический список

1. T. W. Knacke. Parachute Recovery Systems: Design Manual. Para Pub., 1992, P. 209-221.
2. T. P. Pawlikoski. "Droge Mortar Simulation Development and Performance Evaluation." AIAA Paper, October 1986 (AIAA 86-2490).
3. Рабинович Б.А. Безопасность космонавта при посадочном ударе спускаемого аппарата о грунт. М.: 2014. – 278 с.
4. Петров, А. В. Средства инициирования ввода парашютной системы для спасения возвращаемого аппарата на этапе спуска / А. В. Петров, Р. А. Пешков // XLVII Академические чтения по космонавтике 2023: Сборник тезисов, посвященный памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, Москва, 24–27 января 2023 года. Том 1. – Москва: Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2023. – С. 79-80.
5. Косарев В.И. 12 лекций по вычислительной математике (вводный курс): учеб. пособие для вузов. Изд. 2-е, испр. и доп. – М.: Изд-во МФТИ, 2000. – 224 с.
6. Звонарев, С.В. Основы математического моделирования: учебное пособие / С.В. Звонарев. – Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2019. – 112 с.

УДК 629.784

РАЗРАБОТКА ОБЛИКА МНОГОРАЗОВОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХЛЕГКОГО КЛАССА НА ТОПЛИВНОЙ ПАРЕ КИСЛОРОД-МЕТАН

Я.И. Невский

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

Проанализированы имеющиеся аналоги ракет-носителей сверхлегкого класса, для использования при создании спутниковой орбитальной группировке на низкой околоземной орбите 150-200 км. Выбраны проектные параметры и создан облик прототипа. Проведен расчет аэродинамических характеристик и моделирование программы полета.

Ключевые слова: многоразовый, ракета-носитель, спутник, криогенное топливо.

В последние год наблюдается сдвиг в космической отрасли перехода от тяжелых спутников к аппаратам нано- и микроклассов. Развитие наноспутниковых (1-10 кг) и микроспутниковых (10-100кг), миниспутниковых (100-500 кг) платформ наблюдаются по всему миру. В процессе создания спутников подобных классов активно участвуют как частные и государственные компании, так и образовательные учреждения [1, 2]. Кроме того, президент России, 12 апреля отдал распоряжение нарастить производство отечественных спутников для различных целей. Актуальным решением данной проблемы является разработка и использование ракет-носителей (РН) сверхлегкого класса, при запуске малогабаритных спутников на низкую околоземную орбиту [3]. Рассмотрим также другие прототипы РН сверхлегкого класса (табл. 1) [4, 5].

Таблица 1

Аналоги РН

Название РН	Страна (производитель)	Стартовая масса, т	Масса ПН на НОО, кг	Топливо
«Анива»	РФ («Лин Индастриал»)	7,3	89,9	метан – кислород
«Алдан»	РФ («Лин Индастриал»)	8,1	≤100	керосин – кислород
«Электрон»	США («Rocket Lab»)	12,55	250	керосин – кислород
«Космос»	РФ («SR Space»)	13,5	287	метан – кислород

В качестве полезной нагрузки (ПН) возможно использование различных спутниковых систем связи, навигации, фото и видеосъемки с планируемой низкой околоземной орбитой выведения 150-200 км (рис. 1). Для этого установим проектные параметры будущего носителя (табл. 2) [7].



Рис. 1. Спутниковая платформа ОрбиКрафт-Про 1U модификация "Лётная" [5]

Таблица 2

Проектные параметры

Параметр	Значение
Масса на старте, [кг]	14000
Масса полезной нагрузки, [кг]	200
Число ступеней	2
Длина, [м]	22
Диаметр, [м]	1,4
Вид разделения ступеней	горячая
Тяга двигателя земная, [тс]	3,03
Тяга двигателя пустотная, [тс]	3,56

Для проектирования РН, в качестве прототипа выбрана РН «Космос» (Россия). В качестве топливной пары будет использоваться кислород-метан, который имеет наибольший удельный импульс в сравнении с другими криогенными топливами (табл. 3) [7].

Таблица 3

Топливные пары [6]

Топливная пара	Керосин кислород	СПГ	Водород кислород
Удельный импульс на земле, м/с	3283	3592	3840

Топливная пара	Керосин кислород	СПГ	Водород кислород
Удельный импульс на земле, м/с	3283	3592	3840
Усредненная плотность, г/см ³	1,036	0,823	0,3155
Достоинства	Очень низкая коррозионная активность. Небольшая стоимость.	Коррозионная стойкость, низкая цена, прост в обращении, экологически безопасен	Наибольший удельный импульс
Недостатки	Низкий удельный импульс, необходимость теплоизоляции разгонных блоков	Низкая температура кипения, взрывоопасность в газообразном состоянии	Большой объем баков, необходимость теплоизоляции баков, легучесть водорода

РН имеет двухступенчатую схему (рис. 2) с возвращаемой первой ступенью для сокращения стоимости и времени выведения ПН на орбиту. Диаметр РН составляет 1,4 м, длина 22 м. Компоновочная схема ракеты представлена на рисунке 3. Двигательная установка состоит из шести двигателей РД-4.5 производства «SR space».

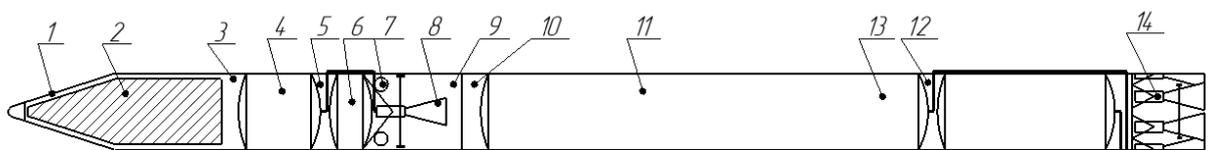


Рис. 2. Компоновочная схема:

1 – головной обтекатель, 2 – ПН, 3 – приборный отсек второй ступени, 4 – бак окислителя второй ступени, 5 – межбаковый отсек второй ступени, 6 – бак горючего второй ступени, 7 – бак окислителя второй ступени, 8 – двигатель второй ступени, 9 – переходный отсек, 10 – приборный отсек первой ступени, 11 – бак окислителя первой ступени, 12 – межбаковый отсек первой ступени, 13 – бак горючего первой ступени, 14 – двигатель первой ступени

Создана 3D модель по имеющимся параметрам и проведено моделирование аэродинамического обтекания на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях от 0,3 до 5 Махов в программном комплексе Ansys CFX. Результаты математического моделирования приведены на рисунке 4 в виде

зависимости коэффициента лобового сопротивления и подъемной силы от числа Маха. В качестве основных уравнений при математическом моделировании использовалась система Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу с моделью турбулентности $k - \omega SST$, которая замыкает исходную систему уравнений.

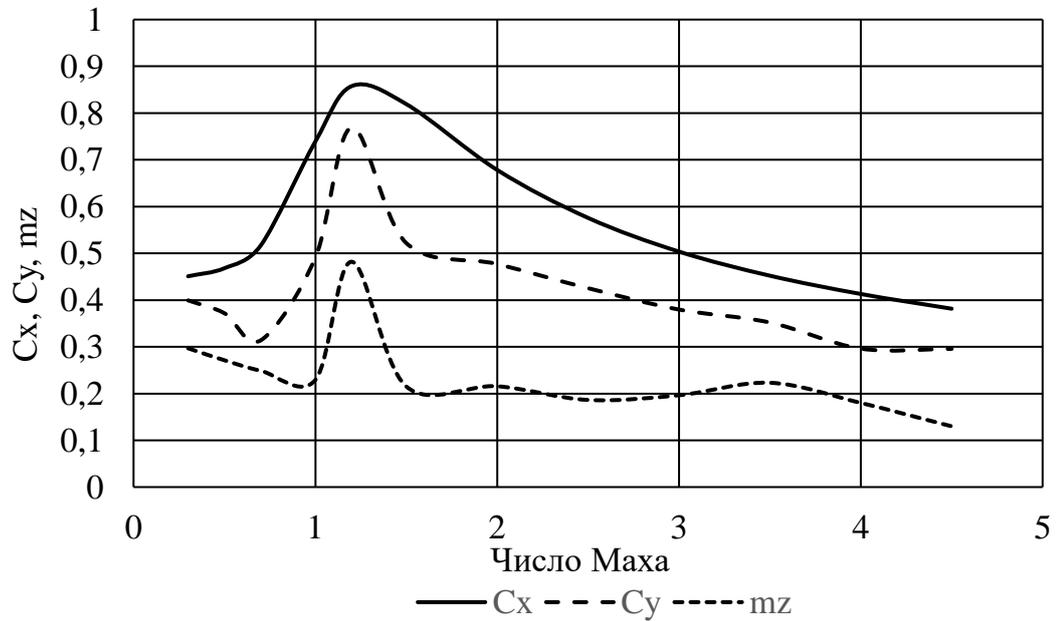


Рис. 3. Зависимости аэродинамических коэффициентов от числа Маха

Полученные аэродинамические коэффициенты использовались для построения программы полета по траектории, исходя из того, что аналоги выводятся с углом наклона орбиты в 50,6 градусов. Использовался метод конечных разностей 1 порядка точности для вычисления зависимости высоты от времени, принимая в допущения, что параметры атмосферы Земли оказывают влияние до высоты полёта в 30 км (рис. 4).

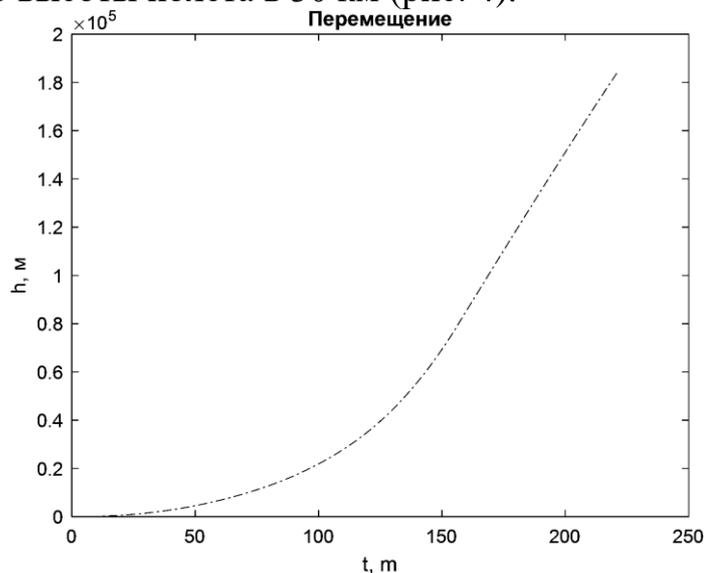


Рис. 4. Траектория полета по программе

На основе параметров выбранного прототипа разработан проектный облик РН на топливной парке «кислород-метан», для выведения малых спутников на низкие околоземные орбиты (150-200 км), проведен ряд проектных расчётов (аэродинамических, траекторных), подтверждающих возможность реализации.

Библиографический список

4. Ковалев Б. К. Развитие ракетно-космических систем выведения: учебное пособие / Б. К. Ковалев. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. – 398 с.

5. Гражданская авиация: история и современность: 5 международная научно-практическая конференция: сборник статей. – Санкт-Петербург: СПбГУГА, 2023. – 173 с.

6. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты // URL: <https://www.vesvks.ru/vks/article/rakety-nositeli-sverhlegkogo-klassa-nisha-na-rynke-16453?ysclid=lvajbwwufq544713345> (дата обращения: 15.05.2024).

7. Создание ракет легкого и сверхлегкого класса // URL: <https://srSPACE.ru/rockets> (дата обращения: 15.05.2024).

8. Лин Индастриал – Спутниковая группировка дистанционного зондирования Земли среднего разрешения с высокой оперативностью получения информации (быстрого развертывания) // URL: <https://spacelin.ru/proekty/sputnikovaya-gruppirovka/> (дата обращения: 15.05.2024).

9. 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. – С. 1–13. – DOI 10.18698/2541-8009-2017-12-205.

10. ПРИМЕНЕНИЕ ТОПЛИВА «КИСЛОРОД + МЕТАН» В ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ Д.Т. Брегвадзе О.В. Габидулин А.А. Гуркин И.А. Заболотько МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

УДК 004.896+629.78

РОЛЬ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В РАЗРАБОТКЕ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

В.А. Морозов

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

. В этой статье проанализирован искусственный интеллект на различных этапах разработки летательных аппаратов, также

рассмотрен опыт некоторых технологических компаний, которые уже используют искусственный интеллект в своем производстве.

Ключевые слова: искусственный интеллект, аэрокосмическая техника, технологии, летательный аппарат.

В настоящее время искусственный интеллект (ИИ) развивается стремительным темпом, не прекращается развитие аэрокосмической отрасли, обычным людям все больше становятся доступны эти технологии.

Понятие ИИ включает в себя несколько концепций: «Общий ИИ» и «Узкий ИИ». Общий ИИ подразумевает создание человекоподобной сущности, тогда как узкий ИИ направлен на генерацию текста, изображений, синтеза или распознавание речи и решение подобных задач [1]. С момента появления ИИ пережил несколько стадий: вычислительная, перцептивная, сейчас развитие находится на когнитивной стадии, то есть ИИ способен действовать, как человек в тех или иных ситуациях, например, беспилотные или автономные системы [2].

ИИ в производстве летательных аппаратов способен кардинально поменять всю систему. С его помощью значительно уменьшатся расходы на производство, возрастет качество, а также безопасность, как производства, так и рабочих. Плюсы использования ИИ достаточно фундаментальные, а минусы кроются в простом и понятном, и на различных этапах разработки они разные.

Сейчас ИИ применяют множество разных компаний. Например, ПАО «Газпром нефть» использует современную технологию для бурения скважин. Совместная с «IBM Research» разработка помогла компании в шесть раз уменьшить время, затрачиваемое на обработку геологических данных, получать на 30% больше информации в ходе работ, снизить потери и затраты на 50% и 15%, соответственно [3]. Этот случай сложен для понимания, потому что нет данных, как происходит анализ почвы и всего сопутствующего в этой системе. Также ИИ использует белорусская компания, занимающаяся легкой промышленностью, в частности производством ковров. Их «помощник», благодаря камерам, анализирует большое количество фотографий, тем самым находит дефекты, иногда невидимые человеческим глазом. Используя технологии ИИ, компания снизила процент выпускаемого брака до 0,01%, а так как ИИ – это машина, которая не устает, то он способен выполнять свою работу круглосуточно, что тоже является его преимуществом [4].

В первую очередь ИИ используют для анализа данных, но не из-за его вычислительной мощности, которая велика по сравнению со специальными программами, а из-за того, что он может принимать огромное количество данных для анализа. Анализ получается точным, а получить его можно в считанные минуты, такие результаты достигаются за счет «обучения». Но

анализ данных – это лишь малая часть того, на что способен ИИ, даже в том виде, в котором он сейчас представлен.

В статье [5] приведен подробный список проблем, связанных с использованием ИИ в проектировании машин. Эти проблемы можно разделить на группы. Первая группа – внутренние проблемы ИИ, они связаны с недостаточной надежностью функций, которые происходят внутри ИИ. Вторая группа – внешние проблемы ИИ, они связаны с информацией, которую предоставляет ИИ, а также с тем, как он работает непосредственно с человеком. Третья группа – это все, что может воздействовать на работу ИИ, не касаясь его напрямую: сюда можно отнести человеческий фактор, форс-мажорные обстоятельства, погодные условия и др. Все эти группы влияют на работу ИИ и на получаемые результаты, их улучшение подразумевает упорную работу программистов, а также повышение квалификации инженеров для работы с ИИ.

На сегодняшний день существуют множество инструментов на основе ИИ. Компания Autodesk, занимающаяся такими продуктами, как AutoCAD, не так давно представила свою нейросеть Netfabb для адаптивного производства, моделирования и проектирования. Судя по информации на их официальном сайте [6], Netfabb способна автоматизировать процессы производства, модифицировать и восстанавливать модели, анализировать их, и предоставлять отчет о своей работе. Также существуют множество вариантов использования ИИ для системы автоматизированного проектирования (САПР) [7].

В статье [9] подробно рассказали о ИИ в руководстве технологических процессов, представлен опыт компании General Electric, и то, с какими трудностями пришлось столкнуться в ходе интеграции ИИ. Также стоит отметить доклад инженеров Nvidia [10], в нем они предлагают использовать ИИ для проектирования печатных плат и последующего их изготовления.

Также на этапах сборки и изготовления деталей рассматривается использование «экспертных систем», то есть ИИ должен обучаться на опыте инженеров, хорошо выполняющих свою работу [8]. Они имеют те же проблемы, что и три группы, которые указаны выше, помимо этого поднимается вопрос о создании и заполнении экспертной базы данных для обучения систем ИИ.

Нынешний ИИ – это функция, которая содержит в себе множество других функций, в совокупности они способны выполнять различные задачи и достигать поставленных целей. В статье [11] разобраны некоторые варианты использования ИИ, которые не подразумевают разработку деталей. В них авторы разбирают создание ИИ, который находится непосредственно в летательном аппарате (ЛА). Также стоит отметить, что ИИ способен управлять многоспутниковыми орбитальными группировками, реализовывать дальние космические экспедиции, обрабатывать изображения, полученные со спутников [12].

В статье [13] рассматривают технологический процесс высокоскоростной обработки корпусов ЛА. Процесс фрезеровки является неотъемлемой и важной частью каждого производства, благодаря ему появляются детали различной формы со структурой, которую спроектировали инженеры. Авторы статьи рассказали про положительные стороны использования фрезерных станков при производстве ЛА, а также упомянули некоторые минусы, в число которых входит быстрый износ дорогостоящего инструмента. На основании статей [8 – 10], можно предположить, что вскоре ИИ решит данную проблему посредством обучения на «экспертной» базе данных, мониторинга инструмента в режиме реального времени и полного контроля оборудования самого изделия и всего сопутствующего для производства.

На рис. 1, наглядно представлен пример интеграции и последующее взаимодействие ИИ с различными видами инструментов и готовым продуктом. Под «летательным аппаратом» можно понимать отдельные его детали, такие как сопла, крылья, разного рода ступени. Оборудование – это станки, сварочное оборудование, кузнечно-прессовые установки, производственные линии, система вентиляции самого завода, рабочая сила в виде человека. Датчики играют существенную роль, когда речь идет о ИИ, чем больше различных датчиков, таких как, тепловизор, датчик движения, камеры, тем лучше для производства. Также важно их расположение и то, за чем они следят. Если каждый процесс будет оснащен отдельным набором датчиков, то ИИ сможет лучше анализировать происходящее с оборудованием и продуктами производства. Под методами управления понимаются системы управления оборудованием, различного рода программы управления, манипуляторы, рабочая человеческая сила. Эта рабочая сила подразумевает способ общения ИИ и человека в случае, если возникнут ошибки, с которыми не способен справиться ИИ, то должен присутствовать специалист, который решит проблемы, и в случае чего, возьмет управление процессом и ответственность за него на себя. Сам ИИ должен быть «обучен» на опыте рабочих, по инструкциям предприятия, а также пройти множество проверок на соответствие качества, такие как:

- отказоустойчивость при нештатных ситуациях;
- добросовестность при работе;
- соблюдение моральных норм человека.

Опираясь на эти проблемы и на все публично-научные статьи по этой теме, можно сделать вывод, что достигнуть таких результатов нынешний ИИ не способен, потому что имеются большие риски его интеграции, а также маленький порог доверия. Возможно, решение этой проблемы сводится к методу обучения, ведь прежде, чем инженер попадет на производство, ему нужно пройти путь, постепенно набираться опыта, расставить приоритеты, в то время как ИИ, принудительно «обучают» большим количеством информации.

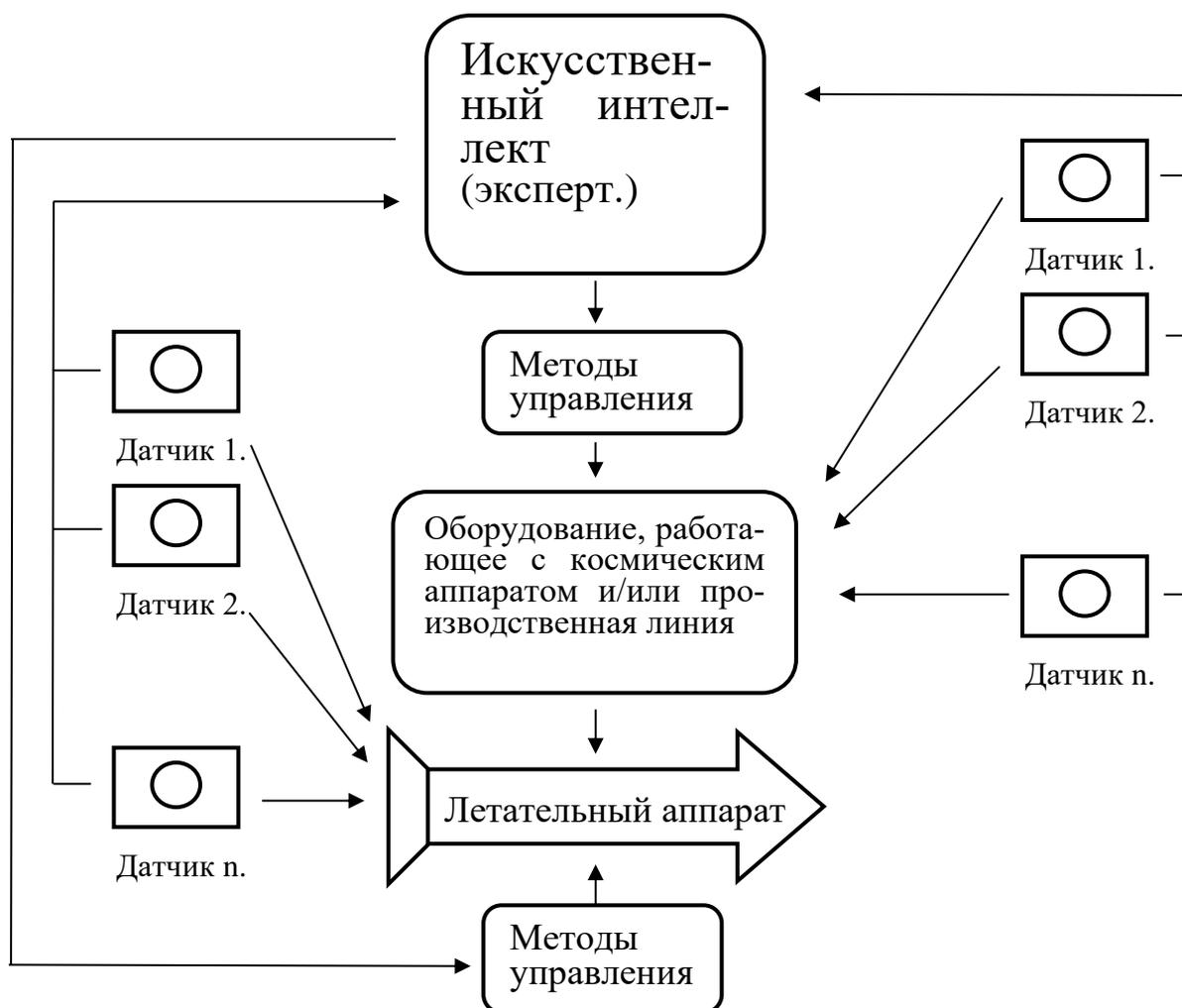


Рис. 1. Карта взаимодействия ИИ с системами производства ЛА

ИИ – это молодая и очень перспективная разработка человека, в будущем он станет неотъемлемой частью жизни людей. Его использование значительно повысит качество отечественной аэрокосмической отрасли. Сейчас ИИ не способен сам разработать деталь ЛА, но помочь в её разработке, путем уменьшения времени на обработку расчётов, упрощения процесса проектирования, самостоятельного анализа данных, более чем сможет. А когда появится настоящий ИИ, встанет вопрос доверия к нему, ведь он представляет из себя не человека, а нечто другое.

Библиографический список

1. Чаткин, В. В. Различия между искусственным интеллектом, машинным обучением и глубоким обучением / В. В. Чаткин // Конкурентоспособность территорий: Материалы XXII Всероссийского экономического форума молодых ученых и студентов. В 5-ти частях, Екатеринбург, 22–26 апреля 2019 года / Ответственные за выпуск Я.П. Силин, Е.Б. Дворядкина. Том Часть 3. – Екатеринбург: Уральский государственный экономический университет, 2019. – С. 185–187.

2. Wang, Yubo. (2019). The Application of Artificial Intelligence in Mechanical Manufacture Industry. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 688. 033058. 10.1088/1757-899X/688/3/033058.

3. Ижунинов, М. А. Применение технологий искусственного интеллекта для повышения прибыльности предприятия (на примере ПАО "Газпром") / М. А. Ижунинов, Д. А. Струнин, А. В. Антипо // Молодой ученый. – 2022. – № 32(427). – С. 4–6.

4. Калиновская, И. Н. Направления использования искусственного интеллекта в организации производства на предприятиях легкой промышленности / И. Н. Калиновская, А. О. Завьялова // Материалы и технологии. – 2020. – № 1(5). – С. 50–56. – DOI 10.24412/2617-149X-2020-1-50-56.

5. Проблемы и перспективы применения систем искусственного интеллекта при проектировании и производстве машин / В. В. Смирнов, А. Г. Овчаренко, А. Н. Ромашев, А. М. Фирсов // Технологии и оборудование химической, биотехнологической и пищевой промышленности: Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием, Бийск, 24–26 мая 2023 года. – Бийск: Алтайский государственный технический университет им. И.И. Ползунова, 2023. – С. 95–98.

6. Official website Autodesk Fusion with Netfabb: Additive manufacturing, design, and simulation / Official website [Электронный ресурс] // autodesk: [сайт]. – URL: <https://www.autodesk.com/products/netfabb/> (дата обращения: 06.05.2024).

7. Федорук В.Г. Искусственный интеллект в САПР / Федорук В.Г. [Электронный ресурс] // Московский Государственный Технический Университет имени Н.Э.Баумана Кафедра САПР: [сайт]. – URL: http://rk6lab.bmstu.ru/AI_mag/Lect/ai_lect.html (дата обращения: 06.05.2024).

8. Крюков, А. С. Применение искусственного интеллекта и машинного обучения в промышленности / А. С. Крюков // Инженерные кадры - будущее инновационной экономики России. – 2023. – № 1. – С. 478–480.

9. Некрасов, И. В. Технологии Искусственного интеллекта в задачах управления производством / И.В. Некрасов, Д. В. Лежнин // Автоматизация производства. – 2019. – № 1-2. – С. 40–48.

10. Haoxing (Mark) Ren, Matt Fojtik, Brucek Khailany NVCell: Standard Cell Lay-out in Advanced Technology Nodes with Reinforcement Learning / Haoxing (Mark) Ren, Matt Fojtik, Brucek Khailany [Электронный ресурс] // Nvidia: [сайт]. – URL: https://d1qx31qr3hbwlw.cloudfront.net/publications/NVCell_preprint.pdf (дата обращения: 08.05.2024).

11. Шишкин, О. Г. Искусственная нейронная сеть для диагностики космического аппарата / О. Г. Шишкин // Интеллектуальные системы, управление и мехатроника – 2016: материалы Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых, аспирантов и студентов, Севастополь, 19–21

мая 2016 года. – Севастополь: Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования "Севастопольский государственный университет", 2016. – С. 448–451.

12. Балухто, А. Н. Искусственный интеллект в космической технике: состояние, перспективы развития / А. Н. Балухто, А. А. Романов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. – 2019. – Т. 6, № 1. – С. 65–75. – DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1.65.75.

13. Чумакова, А. В. Особенности разработки технологических процессов изготовления корпусных деталей / А. В. Чумакова, С. Ю. Сыроежко, Ю. А. Филиппов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2010. – Т. 1, № 6. – С. 27–28.

УДК 629.7.01:004.94:519.876.5

ПРИМЕНЕНИЕ VR/AR ТЕХНОЛОГИЙ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

В. Е. Москвина

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

В работе описано цифровое пространство с его преимуществами и недостатками. Приведен перечень применений дополнительной и виртуальной реальности в сборке и последующих этапах проектирования. Также рассмотрена возможная реализация ввода технологий в процессы производства.

Ключевые слова: цифровое пространство, дополненная реальность, виртуальная реальность, виртуальная сборка.

Целью предприятий в современном мире является внедрение цифровых систем во все производственные процессы, идеи новой системы на основе цифрового пространства, или интеграции использования разных электронных технологий [1].

Рассмотрим цифровое пространство – технологию дополненной реальности. На аэрокосмических предприятиях она может использоваться в визуализации моделей, сборке и проверке конструктивных решений.

Дополненная реальность – это среда, в которой сочетаются физические и виртуальные объекты.

Суть технологий – внедрение человека в виртуальную реальность (VR) или реальность, дополненную цифровыми моделями, в которой пользователь может взаимодействовать с объектами с помощью устройств и программного обеспечения (ПО) [3, 5].

Ключевые вопросы или термины этого определения:

- виртуальная реальность формируется множеством областей, объединяя ряд технологий в одну;

- возможности исследовать и работать с виртуальными средами без возникновения временных задержек между действиями пользователя VR и результатом этих действий в виртуальной среде, а также рассматривать объект в масштабе 1:1, вместо периферийных устройств;

- прозрачный интерфейс сделает навигацию и взаимодействие с виртуальными средами максимально «естественными», избегая длительного и дорогостоящего обучения конкретным компьютерным навыкам, что приводит к уверенности в том, что система проста в обслуживании и эксплуатации;

- значение виртуальной реальности заключается в природе и структуре данных, лежащих в основе, которые позволяют виртуальным объектам управлять специальными аппаратными средствами, способными генерировать не только визуальные сцены, но и ощущения звука, прикосновения [4].

VR/AR технологии применяют для построения цифровых моделей в аэрокосмической технике. В созданной среде проводят испытания на проверку эксплуатационных параметров, после получения результатов о пригодности объекта принимают решения его готовности. Процессы проходят без использования материальных конструкций с меньшими затратами [6].

Преимуществами VR/AR технологий являются:

- система с удобным интерфейсом, которой создаётся под конкретную группу людей и нацелена на максимально удобное представление модели;

- визуализация объекта, которая позволяет сокращать темпы проектирования, таким образом, облегчая процесс производства;

- управление роботизированными манипуляторами и космическими аппаратами с использованием виртуальной реальности и интерфейсов, основанных на тактильных ощущениях или моделировании прикосновений и движения;

- функция умного помощника, AR-приложения запускаются на планшетах или гарнитурах, интерпретируя то, что видит камера, и то, что делает член экипажа, предлагая следующий шаг для выполнения [1].

К недостаткам можно отнести:

- AR/VR технологии являются дорогостоящими как при реализации на производстве, так и при поддержке (подразумевается разработка ПО и обучение или повышение квалификации персонала);

- разрабатываемые AR-проекты требуют полного понимания целей проекта, а также необходимость постоянного сопровождения [1].

Особенностью ракетно-космической деятельности является использование уникального оборудования, дорогостоящих образцов техники, сложных наземных и орбитальных систем, технологий. При этом техника и используемые технологии могут выступать источниками опасностей, представляющих угрозу здоровью и жизни обслуживающего персонала, собственнику

техники и потребителю результатов космической деятельности. Чтобы уменьшить риски при испытаниях в реальном времени можно проводить проверку на пригодность в виртуальной среде. Совокупность испытаний формирует комплекс, выполняющий функции:

- приема данных о состоянии реального объекта;
- преобразования данных реального объекта в данные виртуального объекта;
- изменения состояния виртуального объекта в соответствии с новыми параметрами;
- представление виртуальных объектов в реальном времени [2].

Объекты ракетно-космической техники высокотехнологичны и наукоемки, поэтому возможно применение технологии дополненной реальности в процессе сборки. Под виртуальной сборкой понимается сборка и разборка виртуальных объектов в виртуальных средах, что имеет широкий спектр потенциальных применений. В табл. 1 представлен перечень применений при сборке и на последующих этапах [2 – 5].

Таблица 1

Перечень применений

Эргономический анализ	Возможность оценки составляющих эргономического анализа, такие как проблемы видимости и доступности, а также осуществимость операций сборки. Расчет использования ресурсов. Стремление избежать серьезных доработок после тестирования изделий.
Реалистичность процессов	Физическая реализация сборок может быть проверена с точки зрения осуществимости.
Инструменты	Инструменты и приспособления, необходимые в процессе сборки, можно проверить виртуально.
Организация рабочего места	Можно моделировать процессы сборки и фиксировать требования к компоновке рабочего места.
Проверка геометрии	Геометрию продукта можно проверить на предмет его пригодности для сборки на ранних этапах процесса разработки продукта.
Подготовка персонала	Рабочие могут быть обучены новым процессам сборки еще до физической реализации новых процессов. Моделирование аварийных ситуации с планом решения их.
Транспортировка	Создание условий подобным транспортному алгоритму в целях выявления уязвимых мест и предотвращения аварийных ситуаций.

Виртуальный запуск	Осуществление виртуального запуска ракеты с целью проверки корректного функционирования объекта.
--------------------	--

Оперативное изменение конструкции и подборка лучшего технического процесса обеспечивает система «погружения» человека в виртуальную реальность. Целью планирования процессов с тактильным участием является возможность оценки будущих процессов с точки зрения эргономической осуществимости. Для увеличения погружения при взаимодействии с виртуальными объектами разработаны разнообразные тактильные устройства, которые можно классифицировать по различным признакам (табл. 2). Устройства с обратной связью по силе являются предпочтительными при разработке продуктов из-за их исключительной точности обратной связи. Поскольку тактильное взаимодействие является важной частью человеческого восприятия, интеграция тактильного взаимодействия в виртуальные среды является многообещающей, особенно для ручной деятельности. VR – это, прежде всего, набор технологий, который предоставляет специалистам по эргономике и человеческому фактору «набор инструментов» для оптимизации интерфейса «человек-система» для многочисленных приложений.

Таблица 2

Классификация тактильных устройств

Кинестетические устройства	Стимулируют мышечную активность	
	Заземлённый	Стационарные устройства силовой обратной связи с относительно небольшим рабочим пространством.
	Неопределенный	Мобильные устройства обратной связи по усилию (перчатки).
Тактильные устройства	Стимулируют поверхность кожи	
	Вибрации	Тактильная обратная связь через вибрирующие на теле исполнительные механизмы.
	Кончики пальцев	Физическая или ультразвуковая обратная связь кончиками пальцев.
Гибридная тактильная связь устройств	Стимулируют мышечную активность и поверхность кожи	
	Физические объекты, которые отслеживаются и передаются в виртуальную среду.	

Тактильные ощущения облегчают взаимодействие пользователя при виртуальной сборке, особенно усиливая погружение и ощущение присутствия. Интеграция тактильных элементов может дать существенные преимущества в различных приложениях. Продолжение исследований может решить текущие проблемы и предоставить пользователям еще более захватывающий и реалистичный опыт.

Испытание виртуальной модели уменьшает затраты на проверку в реальном времени, также сокращая время на процессы обработки, улучшая показатели производства.

Библиографический список

1. Муромский, В. Р. Применение технологии дополненной реальности в ракетостроении / В. Р. Муромский, С. В. Тынченко // Актуальные проблемы авиации и космонавтики – 2022. Том 2 / Сборник материалов VIII Международной научно-практической конференции, посвященной Дню космонавтики, 2022. – С. 154–156.

2. Орлова, К. В. испытания космического проекта в виртуальной реальности как инструмент снижения космических рисков / К. В. Орлова, Ю. А. Анищенко // Актуальные проблемы авиации и космонавтики – 2022. Том 3, 2022 – С. 54–56.

3. Кабанов, А. А VR/AR в изучении, создании и эксплуатации аэрокосмической техники: из макромира в микромир, от наблюдения к действиям / А. А. Кабанов, М. В. Амосов // Труды МАИ. – 2023. – № 128. – DOI 10.34759/trd-2023-128-21.

4. Panfilov, P. В Integrating VR into aerospace simulation / P. В. Panfilov // Collection of Technical Papers - 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting 2007, 08–11 января 2007 года. Vol. 17. – Reno, NV, 2007. – P. 11848-11853. – DOI 10.2514/6.2007-976.

5. Flemisch, F. Haptics in Virtual Assembly Systems: Insights into the Current State of Research / F. Flemisch, M. Preutenborbeck, N. D. Herzberger // Intelligent Human Systems Integration (IHSI 2024) Integrating People and Intelligent Systems. Vol.69. 2024 – 10 p. – DOI 10.54941/ahfe1004526.

6. Поляков, А. А. Использование виртуального пространства для проведения макетно-конструкторских испытаний по электронному макету космического аппарата / А. А. Поляков, С. А. Заширинский // Труды МАИ. – 2019. – № 107. – С. 12.

РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОЙ МОДЕЛИ АТМОСФЕРЫ ДЛЯ ПРАКТИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

А.П. Пьянков, А.В. Серебряков

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

В статье представлены результаты по разработке универсальной математической модели атмосферы планеты, позволяющей определять характеристики среды по высоте, необходимые для расчёта входа спускаемых аппаратов в плотные слои различных небесных тел. Для этого решен ряд задач, отражающих зависимости давления от высоты, зависимости плотности от высоты. Также полученная модель сравнивалась с существующими моделями атмосфер Венеры и Марса. Определены требования к модели и границы её применения.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, атмосфера, математическая модель.

Для того, чтобы проводить расчёт входа спускаемых аппаратов в атмосферу какой-либо планеты, необходимо задаться параметрами атмосферы планеты, на которую происходит посадка. Зачастую, определение таких параметров – достаточно трудоёмкий процесс, учитывающий географию, время суток и множество других параметров рассчитываемой атмосферы. Таким образом, основной целью ставится разработка универсальной математической модели атмосферы (УММА) планет.

В то время, как аналогичные модели имеют сложные алгоритмы для расчёта параметров атмосферы и требует большие вычислительные мощности, УММА позволяет получать корректные значения тех же параметров для любой планеты, задаваясь одинаковым малым набором входных данных (радиус планеты, высота атмосферы, атмосферное давление, ускорение свободного падения).

Чтобы разработать универсальную модель атмосферы, которую можно наложить на разные планеты, необходимо решить следующие задачи:

- вывод зависимости давления от высоты;
 - определение формульной зависимости плотности от высоты;
 - сравнение полученной модели с существующими конкретными моделями атмосфер;
 - определение требований к модели и границ применимости.
- Для полученной модели приняты следующие допущения:
- атмосфера планеты газовая;
 - рассматривается идеальный газ;

– изменение совокупности газовых свойств происходит по линейному закону;

– высота атмосферы равна квадрату приведенной высоты.

Модель атмосферы представляет из себя распределения давления, плотности, ускорения свободного падения по высоте. Таким образом, имея на руках модель атмосферы, можно определить значение перечисленных выше параметров в любой точке высоты.

Ускорение свободного падения по высоте распределяется классическим образом:

$$g = g_0 \frac{R_{II}^2}{(R_{II} + h)^2}, \quad (1)$$

где g_0 – ускорение свободного падения на поверхности планеты, м/с²; R_{II} – радиус планеты, м; h – высота над поверхностью планеты, м [1 – 2].

Распределение данного параметра самое простое и не требует дополнительных объяснений.

Давление атмосферы по высоте распределено по экспоненциальному закону и описывается следующим выражением:

$$p = p_0 \exp\left(-\frac{\mu\rho h}{RT}\right), \quad (2)$$

где μ – молярная масса газа атмосферы, кг/моль; R – газовая постоянная, Дж/моль·К; T – температура газа атмосферы, К [4].

Так как модель атмосферы должна быть универсальной, то необходимо избавиться от указания таких параметров, описание которых было выше. Необходимо заменить их таким параметром h_p , чтобы выражение для определения давления приняло вид:

$$p = p_0 \exp\left(-\frac{\mu\rho h}{RT}\right) = p_0 \exp\left(-\frac{h}{h_p}\right). \quad (3)$$

Высота h_p будет заключать в себе изменение свойств газа по высоте атмосферы планеты. Этот показатель может быть задан дискретно по всей высоте атмосферы, что позволит использовать его с разной степенью точности.

Изменение приведенной высоты h_p по высоте представляет собой ломанный график (рис. 1).

На высоте равной h_p^2 высота атмосферы планеты h_p принимается 0.

По всей высоте линейно интерполируем значения в диапазоне $[hp; 0]$. Используя данное распределение приведенной высоты по формуле (3), определяются значения давлений по высоте.

Плотность атмосферы планеты определяется:

$$\rho = \frac{p\mu}{RT}. \quad (4)$$

Для любой планеты определение характеристик правой части уравнения (4) является сложной задачей из-за множества неизвестных исходных данных. В связи с этим, применяя замену (3), мы получаем:

$$-\frac{h}{h_p} = -\frac{\mu g h}{RT}. \quad (5)$$

$$h_p = \frac{RT}{\mu g}. \quad (6)$$

$$\frac{RT}{\mu} = h_p g. \quad (7)$$

$$\frac{\mu}{RT} = \frac{1}{h_p g}. \quad (8)$$

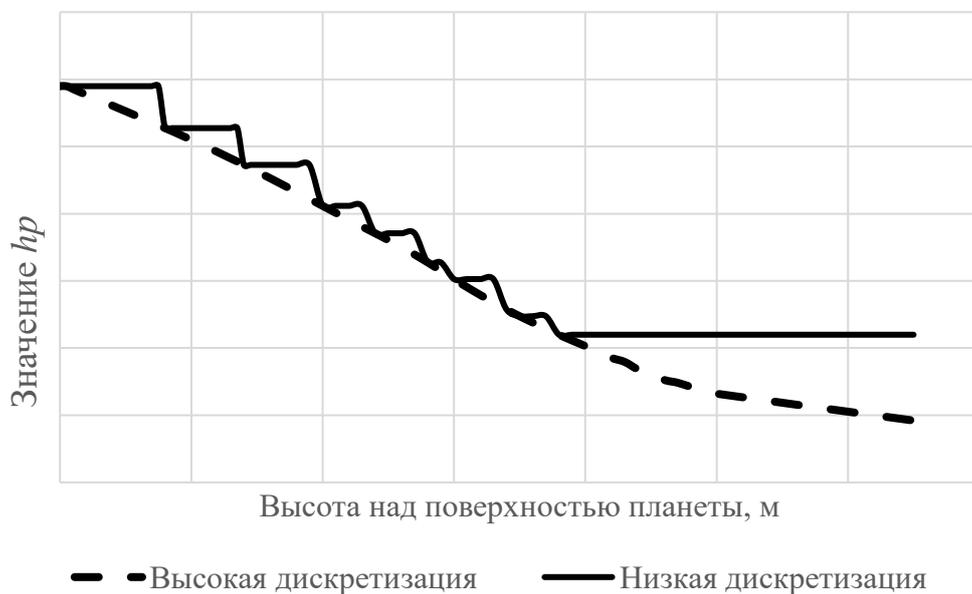


Рис. 1. Зависимость приведенной высоты от высоты над поверхностью

Тогда (4) примет следующий вид:

$$\rho = \frac{p}{h_p g}. \quad (9)$$

Таким образом, теперь для каждой высоты можно получить значение плотности атмосферы.

УММА реализована на Python 3.0. Использование данного языка программирования обосновано наличием полезных библиотек, простотой обработки данных и читаемостью синтаксиса [6].

Получены следующие графики моделей атмосферы Венеры (рис. 2) и Марса (рис. 3).

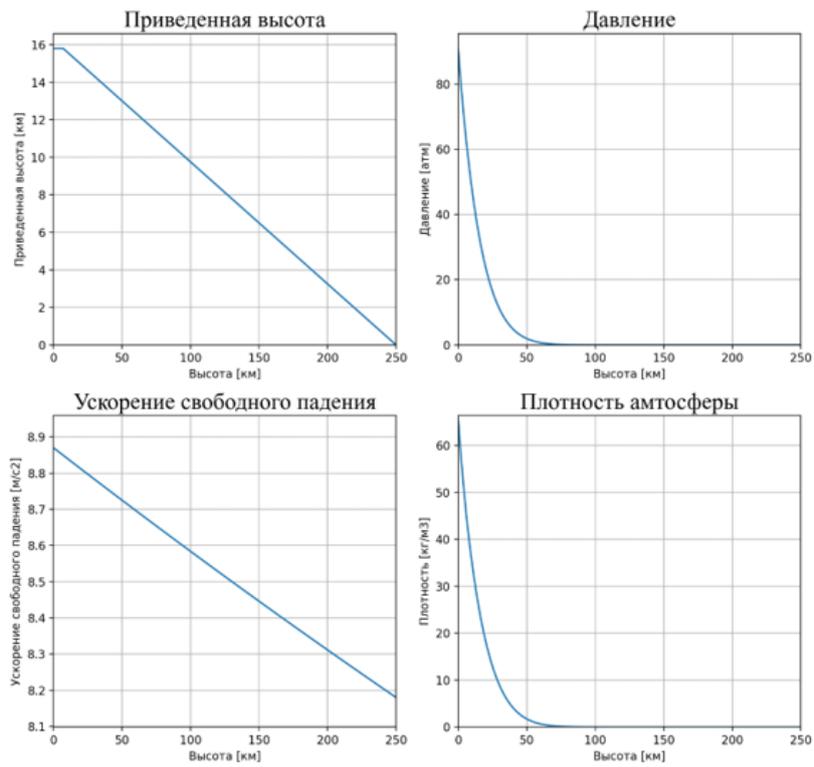


Рис. 2. Графики распределения параметров атмосферы Венеры по высоте

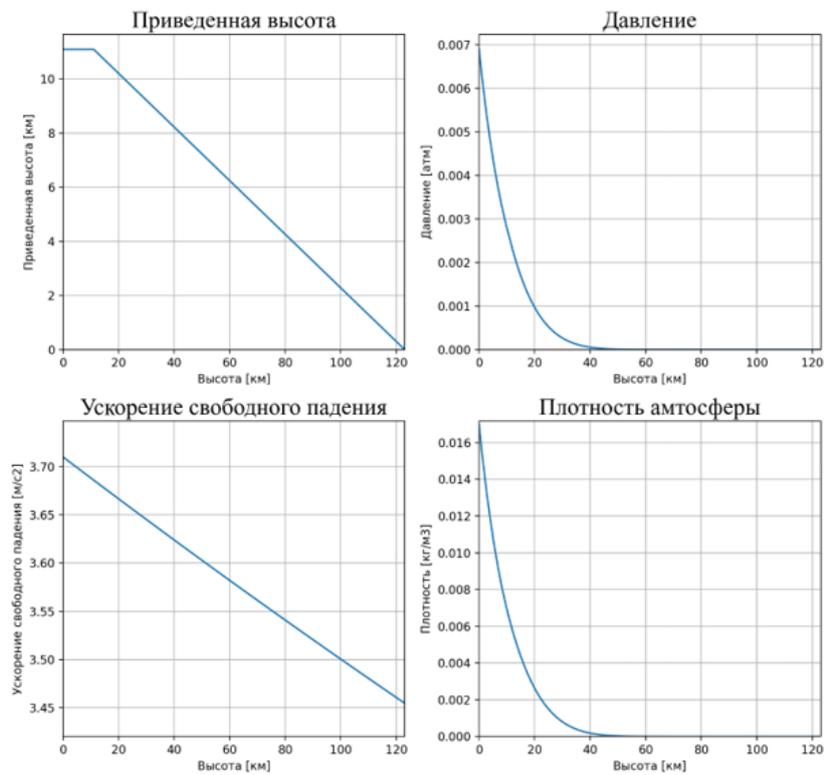


Рис. 3. Графики распределения параметров атмосферы Марса по высоте

Для верификации модели универсальной атмосферы, необходимо сравнить значения с уже имеющимися моделям для конкретных планет.

В качестве эталонной модели в первом случае будет использована модель атмосферы Венеры VIRAZO. Были вручную выписаны значения давления и плотности для конкретных высот в текстовый документ, и в дальнейшем в коде программы прочитаны и выведены наряду с соответствующими параметрами универсальной модели [1]. Как видно из сравнения с Венерой (рис. 4), результаты довольно близки, расхождения малозаметные, сходимость сохраняется.

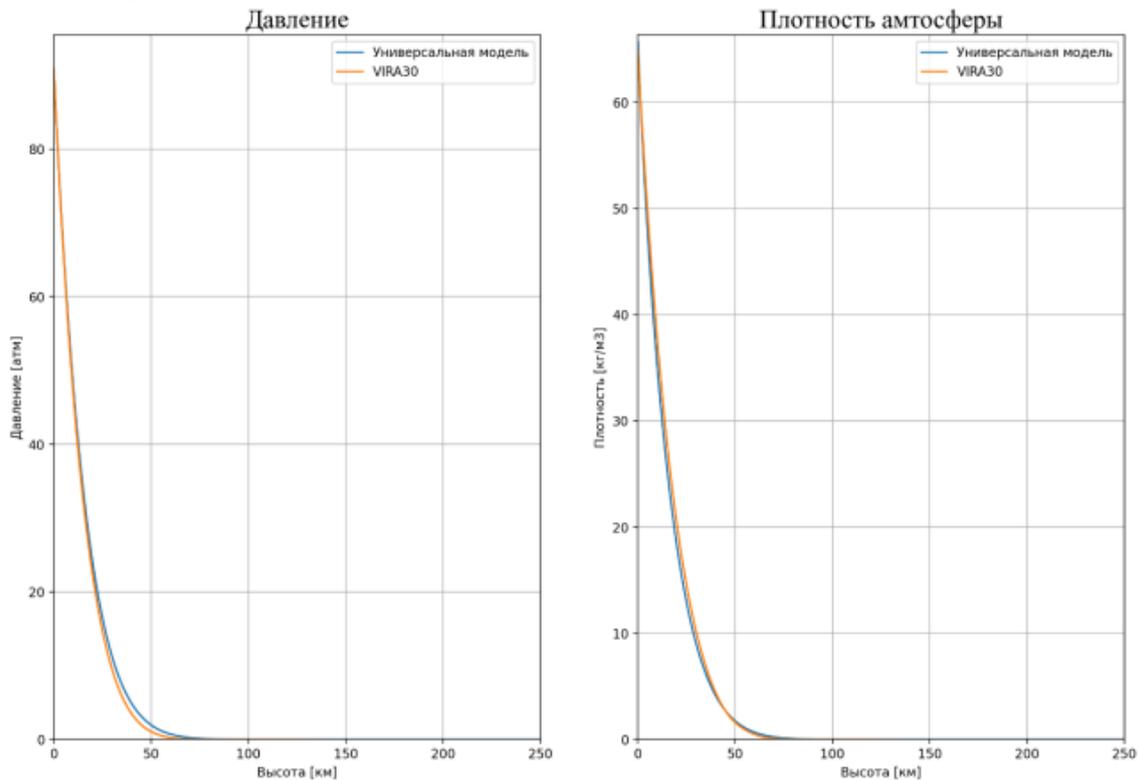


Рис. 4. Сравнение моделей (случай Венера)

В качестве эталонной модели во втором случае будет использована модель атмосферы Марса от NASA. По приведенным формулам были рассчитаны значения давления и плотности, импортированы в код программы, наложены на соответствующие значения универсальной модели [5]. В случае с Марсом (рис. 5) значения имеют более сильное расхождение.

Таким образом, имеется некоторое расхождение с эталонными моделями, однако значения погрешностей невелики. В относительных единицах наибольшие различия, в случае с Марсом, протекают наряду с очень малыми числами, которые в условиях натурального эксперимента измерить с достаточной точностью сложно. Однако, в виду того, что значения близки численно, а тенденция сохраняется, можно сделать вывод, что модель даёт корректные данные, а расхождения не сильно повлияют на конечные результаты расчёта траектории спускаемого аппарата.

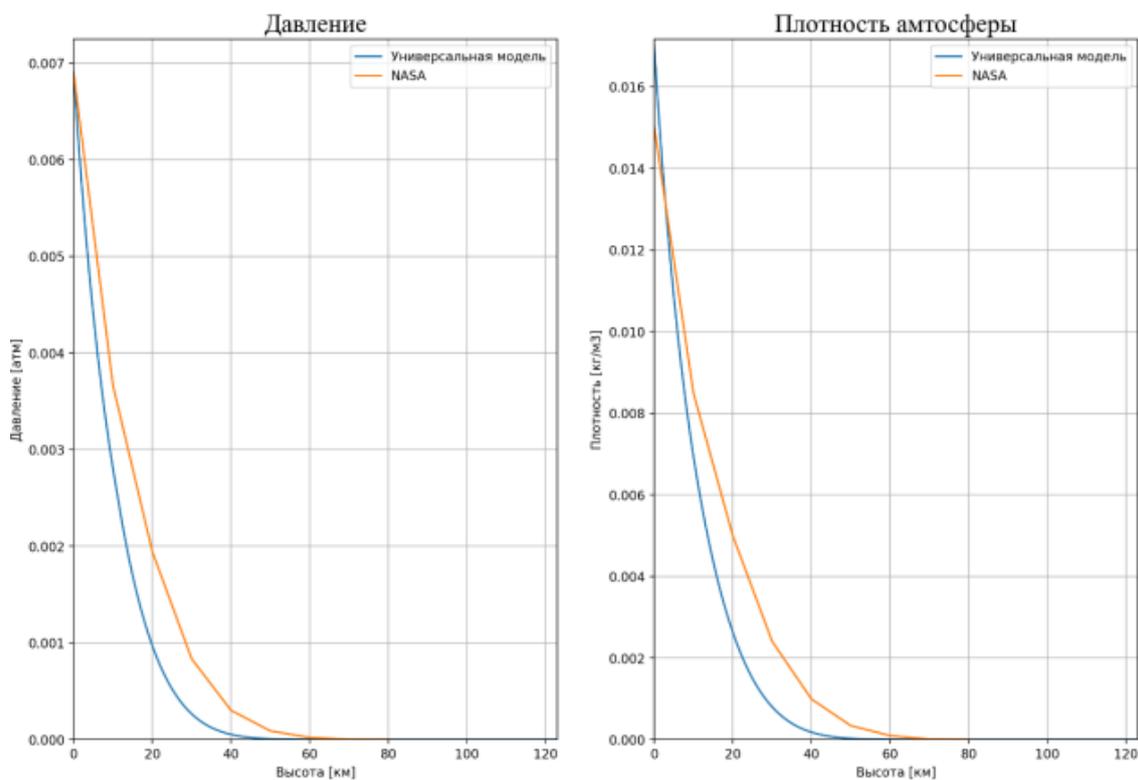


Рис. 5. Сравнение моделей (случай Марс)

В ходе проводимого анализа была разработана универсальная математическая модель атмосферы планеты, позволяющая определять характеристики и параметры среды небесных тел по высоте и предназначенная для расчетов входа спускаемых аппаратов в плотные слои.

Расхождения могут быть обоснованы разными причинами. Например, представленные модели VIRA30 и NASA не указывают для какого времени суток были получены параметры атмосферы.

Библиографический список

1. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса "несущий корпус" / А.Н. Елисеев, В.Е. Миненко, А.Г. Якушев, Д. Н. Агафонов // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2015. – № 10. – С. 88 – 125. – DOI 10.7463/1015.0815132.
2. Ярошевский, А.В. Вход в атмосферу космических летательный аппаратов. – М.: Наука. Гл. ред. Физ. – мат.лит., 1988. – 336 с.
3. Соболев В.В. Курс теоретической астрофизики. – 3-е изд., перераб. – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1985. – 504 с.
4. Как меняется плотность воздуха в зависимости от высоты над уровнем моря: формулы, графики, таблицы // URL: <https://aboutdc.ru/page/1759.php> (дата обращения: 15.03.2024).

5. Mars Atmosphere Model // URL: <https://clck.ru/3AZRpm> (дата обращения: 22.03.2024).

6. Python 3.12.3 documentation // URL: <https://clck.ru/3AZRq7> (дата обращения: 29.03.2024).

УДК 62-529

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ И ПРОЕКТИРОВАНИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

М.Е. Малых, Д.А. Эйфельд, С.В. Красноперов, Н.С. Арчибасов

В статье рассматривается использование технического зрения для решения задач посадки возвращаемой ступени ракеты-носителя, выявления дефектов сварных швов и измерения размеров заготовок и готовой продукции в процессе производства изделий ракетно-космической техники. Проведен эксперимент по корректровке и доработке кода, который может быть использован при посадке возвращаемой ступени, кода, определяющего размеры изделия, а также кода по определению дефекта сварного шва.

Ключевые слова: техническое зрение, производство, ракетно-космическая техника, посадка возвращаемой ступени, дефект сварного шва.

Использование системы технического зрения (СТЗ) в проектировании и изготовлении ракетно-космической техники (РКТ) становится всё более актуальным, поскольку она позволяет автоматизировать процессы контроля качества и измерения размеров деталей и изделий. Обеспечение точности и качества измерений позволяет гарантировать надежность и безопасность эксплуатации готовых изделий [1]. К тому же, СТЗ являются важным элементом в создании автоматических систем контроля движения, особенно в условиях ограниченного объема предварительных данных, когда требуется анализ внешнего окружения в режиме реального времени для выполнения задач управления [2].

СТЗ – это область науки и техники, связанная с разработкой и применением систем, способных анализировать изображения, полученные с помощью различных типов сенсоров, и извлекать из них полезную информацию [3]. В контексте навигации это означает, что система может определить свое местоположение, идентифицировать препятствия и принимать решения о движении на основе данных, полученных от камер или других сенсоров [4]. В отношении выявления дефектов сварных швов и определения размеров,

СТЗ позволяет автоматизировать процесс контроля качества и повысить его точность и эффективность.

СТЗ состоит из множества элементов [5]: датчик синхронизации, подсветка – источник света, камера, оптика, светофильтры, специальные кабели, сетевые карты или платы видеозахвата, компьютер, программное обеспечение, оборудование ввода-вывода, монитор или сетевые интерфейсы для контроля за работоспособность комплекса и выбора режима работы.

В последние годы в РКТ существует тенденция возврата первой ступени РН для последующего использования [6]. Следовательно, на такой ступени должна существовать система, способная в реальном времени распознать положение объекта относительно точки возврата. Одной из вспомогательных систем для решения подобной задачи может являться СТЗ, а именно ее вспомогательная функция – определение расстояния до объекта.

К факторам, негативно влияющим на функционирование аппаратуры СТЗ при посадке РН, можно отнести следующие [6,7]: высокие температуры, вибрации и перегрузки, загрязнение оптики, помехи от двигателя, человеческий фактор, плохая видимость, связанная с погодными условиями.

В работе будет рассмотрена идеальная ситуация, потому как каждое из негативных условий налагает на себя дополнительные программные решения. Целью исследования является доработка алгоритма по определению места посадки возвращаемой ступени РН.

В рамках проведения эксперимента, чтобы определять расстояние до поверхности Земли, были использованы маркеры Agiso, которые предполагается размещать на площадке приземления или рядом с ней. Камера должна определять расстояние до этих маркеров. С помощью них система будет понимать расстояние от посадочной части ступени РН до площадки на Земле.

Определение расстояния при посадке происходит при помощи программного кода, написанного на языке программирования Python, в среде программирования Pycharm.

Исследование проводилось с использованием web-камеры, откалиброванной по снимкам шахматной доски для увеличения точности определения расстояния до маркеров. Запуская программный код, получаем результат, в котором, направляя web-камеру на маркер, наблюдаем как на экран выводится расстояние от камеры до маркера в миллиметрах (рис. 1).

Вторая часть эксперимента заключается в определении расстояния от площадки для посадки до возвращаемой ступени. В эксперименте посадочную площадку имитирует пол, с расположенными на нем маркерами, а возвращаемую ступень сама камера. Маркеры расположены на поверхности пола. Камера находится на определенном расстоянии от пола и уже откалибрована. Эксперимент показал, что на разном расстоянии камеры от маркеров, получаются разные погрешности измерений, связанные, скорее всего

с тем, что оптика экспериментальной камеры не предназначена для данной задачи, однако такие эксперименты позволяют провести простые измерения и понять, работает ли код программы для последующего изучения темы.



Рис. 1. Результат измерения расстояния

Еще одним перспективным направлением использования СТЗ является измерение геометрических размеров заготовок и готовых изделий в процессе изготовления РКТ. Использование СТЗ на этапе проведения технологического контроля позволяет решать ряд задач, таких как: контроль качества изделий на различных этапах производства, определение соответствия изделий требованиям технических условий и стандартов, оптимизация процессов производства и снижение затрат на контроль качества, автоматизация процессов измерения размеров и сокращение времени на проведение контрольных операций [8].

Для решения этих задач используются различные методы и алгоритмы обработки изображений, такие как: определение границ объекта на изображении, распознавание и классификация объектов по их форме и размерам, применение алгоритмов СТЗ для определения геометрических параметров объектов [9]. Целью второго исследования является разработка алгоритма, позволяющего определять размеры.

В рамках исследования был написан код на языке программирования Python, в среде программирования Pycharm, позволяющий определить контур заготовки. Чтобы проверить его работоспособность, были загружены две фотографии гайки (рис. 2).

Следующим шагом был перевод фото в оттенки серого, определение пороговые значения методом «cv.threshold» для обнаружения контура. По краю внешнего контура выводится зеленая рамка (рис. 3). Далее при помощи команды «print ("ширина", w)», выводится на экран значение ширины, а при помощи команды «print ("высота", h)» высота рамки.

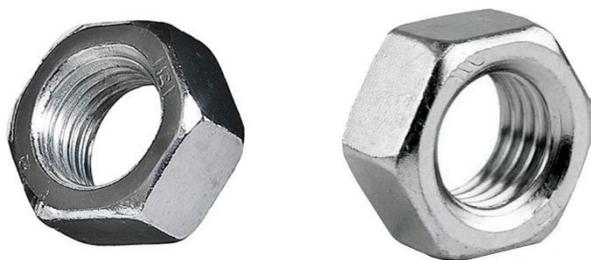


Рис. 2. Исходное фото

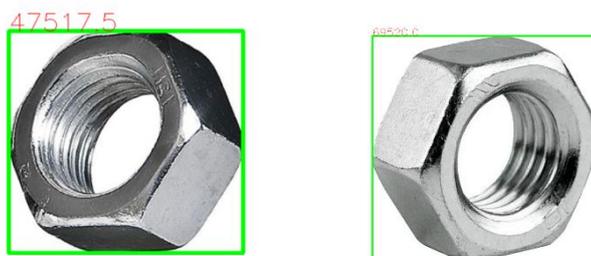


Рис. 3. Снимок гайки со значением площади пикселей

В результате выявлено, что важно положение объекта относительно камеры, которая производит измерения. Этот параметр необходимо учитывать при проектировании всей СТЗ.

Важнейшим этапом в производстве изделий РКТ является изготовление сварных конструкций, от качества которых зависит надежность и безопасность эксплуатации космических аппаратов. Дефекты сварных швов могут привести к серьезным последствиям, включая разрушение конструкции и даже человеческие жертвы. Поэтому крайне важно применять эффективные методы контроля качества, такие как СТЗ, для своевременного выявления и устранения возникающих дефектов [10].

Сварной шов обладает целостностью структуры. Чтобы его создать, нужно наличие взаимодействия между молекулами в сопрягаемых элементах, что приводит к образованию атомной связи в пограничном слое.

Дефект сварного шва – это любое отклонение от требуемых стандартов и технических условий, которое может повлиять на прочность, герметичность или внешний вид сварного соединения. Дефекты сварных швов в изделиях РКТ недопустимы.

В задачу специалиста, производящего сварное соединение, входит исключение следующих дефектов [11]: геометрические отклонения профиля шва, неравномерность сечения, непроваренные участки, сколы, свищи, поры, пустоты, трещины, неоднородность структуры шва, нарушение сплошности (рис. 4).



Рис. 4. Фото сварного шва с дефектом

Важно отметить, что определение дефектов сварного шва с помощью СТЗ требует значительных вычислительных ресурсов и может быть дорогостоящим. Однако, этот метод может быть очень эффективным, особенно в случаях, когда требуется высокая точность и скорость обнаружения дефектов.

Целью исследования является проверить работоспособность алгоритма, позволяющего определять дефекты сварных швов при изготовлении деталей. Самым подходящим методом для определения дефектов сварных швов является обнаружение контуров в OpenCV.

Контур можно объяснить просто как кривую, соединяющую все непрерывные точки (вдоль границы), имеющие одинаковый цвет или интенсивность. Контур полезен для анализа формы, обнаружения объектов и распознавания. OpenCV позволяет легко находить и рисовать контуры на изображениях. В качестве языка программирования был выбран Python и среда программирования Pycharm.

Код позволяет перевести картинку или кадр на видео в оттенки серого, для того чтобы выровнять значения пикселей и сделать их различимыми для распознавания. Так же код определит края на снимке и очертит эти края контурами, что позволит при помощи контуров определить их равномерность, ровность.

В эксперименте использована web-камера, подключенная к usb-порту компьютера. В режиме реального времени web-камера начинает распознавать объект (картинку), тем самым определяя контуры, из которых состоит шов. В результате получаем отдельное окно, в котором вся картинка закрашивается в черный цвет, и остаются только контуры сварного шва. На Рис. 5 представлен результат обработки фотографии кодом.

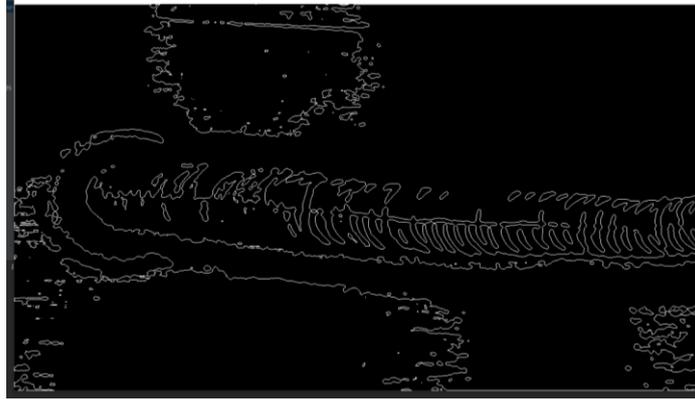


Рис. 5. Результат обработки

При помощи визуального осмотра у сварного шва наблюдается наружный контур, который расположен неравномерно. Это говорит о том, что присутствует дефект неравномерности сечения, а также два контура посередине, которые указывают на трещину, что говорит о дефекте сварного соединения.

СТЗ играет важную роль в РКТ, обеспечивая контроль качества и измерение параметров деталей и сборок при изготовлении и проведении технологического контроля. Его использование при посадке возвращаемых ступеней РН, контроле сварных швов и измерении размеров заготовок и готовой продукции позволяет автоматизировать процессы, повысить точность и эффективность работы, а также снизить риск возникновения аварийных ситуаций.

Библиографический список

1. Зусов А. В., Захарова Н. В. Разработка и постановка изделий ракетно-космической техники на производство // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2019. №. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/razrabotka-i-postanovka-izdeliy-raketno-kosmicheskoy-tehniki-na-proizvodstvo> (дата обращения: 10.04.2024).
2. Сергиенко, О. Ю. Система технического зрения для навигации транспортных средств / О. Ю. Сергиенко // Автомобильный транспорт, г. Харьков. – 2012. – № 30. – С. 75–82.
3. Техническое зрение. [Электронный ресурс] URL: <https://www.malleno.ru/company/publications/319/> (дата обращения: 10.04.2024).
4. Половко, С. А. Интеллектуальные системы технического зрения для безопасности и навигации / С. А. Половко, Е. Ю. Смирнова, Д. Н. Степанов // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2009. – № 3. – С. 33–39.
5. Дятлов, Е. И. Машинное зрение (аналитический обзор) / Е. И. Дятлов // Математические машины и системы. – 2013. – № 2. – С. 32–40.
6. Тимофеев, П. М. Сравнение методов возвращения первой ступени многоразовой ракеты / П. М. Тимофеев // Труды МАИ. – 2020. – № 113. – С. 7. – DOI 10.34759/trd-2020-113-06.

7. Апарин, М. П. Мягкая посадка возвращаемой первой ступени ракеты-носителя / М. П. Апарин, В. В. Юдинцев // Международная молодёжная научная конференция "XV Королёвские чтения", посвящённая 100-летию со дня рождения Д.И. Козлова : тезисы докладов, г. Самара, 08–10 октября 2019 года. Том 1. – Самара: АНО «Издательство СНЦ», 2019. – С. 26–27.

8. Надежин М. Н., Пехтерев Д. В., Лотарев Д. А. Применение технического зрения в РКТ // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2020. №. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/primenenie-tehnicheskogo-zreniya-v-rkt> (дата обращения: 10.04.2024).

9. Локтев, Д. А. Определение геометрических параметров объекта с помощью анализа серии его изображений / Д. А. Локтев // Т-Comm: Телекоммуникации и транспорт. – 2015. – Т. 9, № 5. – С. 47–53.

10. Применение систем технического зрения для контроля технологических параметров и оборудования на производстве / А. А. Кульчицкий, В. В. Булатов, А. В. Бойков [и др.] // Новые информационные технологии в автоматизированных системах. – 2017. – № 20. – С. 17–22.

11. Дефекты сварных соединений: виды, способы контроля и устранения [Электронный ресурс] URL: <https://stroy-ek.ru/article/defekty-svarnyh-soedinenij-vidy-sposoby-kontrolya-ustraneniya/> (дата обращения: 10.04.2024).

УДК 629.7.022

ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МОРТИРНОГО ВВОДА ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ НА СПУСКАЕМОМ АППАРАТЕ КЛАССА «НЕСУЩИЙ КОРПУС»

О.А. Мельникова

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

Проведен обзор существующих форм спускаемых аппаратов, применяемых средств для ввода парашютной системы, определены массово-габаритные характеристики спускаемого аппарата класса «несущий корпус», разработана компоновка спускаемого аппарата, описано устройство мортиры и обозначены направления по формированию математической модели, описывающей процессы при срабатывании данного типа ввода парашютной системы.

Ключевые слова: парашютная система, средства ввода, мортирный ввод, спускаемый аппарат

Юрий Алексеевич Гагарин стал первым человеком, совершившим орбитальный полет вокруг Земли. Его приземление производилось

катапультированием из спускаемого аппарата (СА) и последующим спуском на парашюте. Дальнейшее увеличение численности экипажа привело к отказу от такого приземления и на СА была добавлена парашютная система (ПС), обеспечивающая приземление с допустимыми скоростями, а также амортизирующие кресла космонавтов, позволяющие гасить удар о грунт, и двигатели мягкой посадки, которые еще больше снижают скорость СА у поверхности. ПС может располагаться различными способами в СА, иметь разное количество крышек и средства ввода. Разработка ПС и средств ее ввода является одной из основополагающих задач в решении вопросов по обеспечению безопасности приземления.

Тип спуска СА определяется его формой, от которой зависит аэродинамическое качество аппарата. В зависимости от аэродинамического качества различают: баллистический, «скользящий» и планирующий спуски. Баллистическим спуском обладают аппараты сферической формы, такие как «Восток», «Восход» и «Меркурий». При такой форме аэродинамическое качество аппарата равно нулю. «Скользкий» спуск характерен для аппаратов с малым аэродинамическим качеством 0,2...0,5. Аппараты с таким спуском обладают сегментальной формой (СА «Джемини», «Аполлон» [1], «Союз» [2], «Шэньчжоу»). Планирующий спуск присущ аппаратам со средним (0,8...3) и с большим (3...5) аэродинамическим качеством. Аппараты со средним качеством обладают формой «несущий корпус» (СА «Клипер»), для достижения большего качества применяют крылатые формы (СА «Space Shuttle»).

По результатам анализа, в качестве схемы для разрабатываемого СА выбран класс «несущий корпус», так как он имеет следующие преимущества [3]:

- возможность использования во всех диапазонах скоростей входа в атмосферу;
- возможность увеличения коридора входа за счет увеличения боковой дальности;
- возможность обеспечения спуска с меньшими перегрузками и тепловыми потоками;
- возможность отказа от балансирующего груза;
- способность использования в беспилотном варианте;
- более комфортный спуск с орбиты за счет увеличения внутреннего объема и уменьшения перегрузок;
- возможность установки аварийного спасения.

В результате определения массовых и объемных характеристик по методике, представленной в статье [5], получено, что СА класса «несущий корпус» на 6 человек и массой полезного груза 1,5 т будет обладать массой 7,5 т и объемом 29,5 м³. Во время определения объемных характеристик также закладывался увеличенный, по сравнению с космическим кораблём (КК)

«Союз» свободный объем для экипажа ($1,5 \text{ м}^3$ на человека), который повышает комфорт кабины экипажа.

Удлинение СА (отношение общей длины СА к максимальному поперечному габаритному размеру) класса «несущий корпус» принято задавать в диапазоне от 1,5 до 3, в зависимости от реализуемого аэродинамического качества. Таким образом, получены габариты разрабатываемого СА: длина 5,815 м, максимальный поперечный габаритный размер 3 м (рис. 1), удлинение равно 1,94.

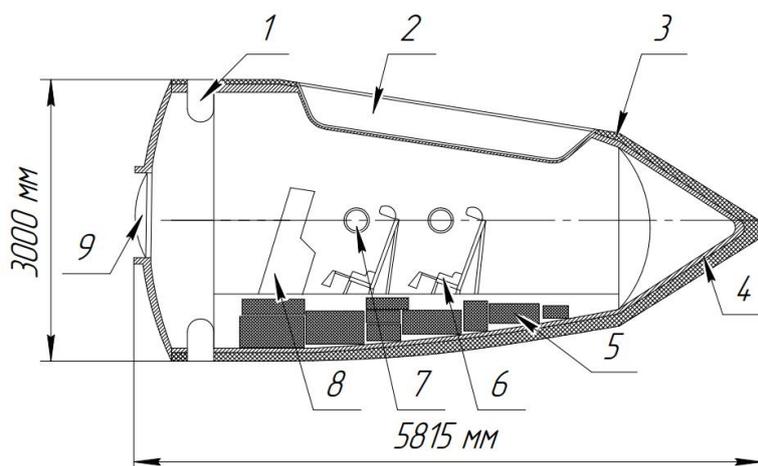


Рис. 1. Компоновка и размеры СА: 1) двигатели ориентации и причаливания; 2) парашютный контейнер; 3) теплозащитное покрытие; 4) корпус СА; 5) полезная нагрузка, приборы; 6) кресла экипажа; 7) иллюминаторы; 8) пульт управления; 9) люк – лаз

Размещение парашютного контейнера (ПК) аналогично расположению в КК «Клипер» [6]. Кресла экипажа расположены спиной к направлению движения и под углом в 70° к оси КК, такое расположение обеспечивает лучшую переносимость космонавтами перегрузок.

Ввод ПС может производиться различными способами. Например, на СА «Союз» и «Шэньчжоу», обладающих формой «фара», для ввода ПС применяются пороховые коллекторы. У этих СА крышки ПК расположены на боковой поверхности. Также пороховые коллекторы, но уже совместно с пружинными толкателями, применяются на СА «Орел». На таких СА, как «Аполлон», «Орион» и «Гаганьян» используются мортиры, причем на «Аполлоне» и «Орионе» применяется по 2 мортиры, а на «Гаганьяне» – 3. На «Crew Dragon» также применяется mortarный ввод, совмещенный с пружинными толкателями. Вышеупомянутые СА обладают сегментально-конической формой, но с расположением крышек ПК в разных местах: на «Аполлоне», «Орионе» и «Гаганьяне» крышки расположены в верхней части СА, а на «Орле» и «Crew Dragon» – на боковой поверхности.

Ввод вытяжного или тормозного парашюта должен обеспечивать раскрытие парашюта из вращающегося или кувыркающегося СА или через спутный след. Таким требованиям отвечает mortarный ввод.

Таким образом, на основе анализа средств ввода различных СА, а также учитывая расположение крышки ПК и массу СА, в качестве способа ввода ПС выбран ввод с помощью mortarы, так как она позволяет придать парашюту скорость, достаточную для обеспечения раскрытия ПС [7], удаления парашютного узла из зоны действия вращающегося или кувыркающегося СА и создания благоприятного воздушного потока позади транспортного средства [8]. Недостатками ее применения являются большая сила реакции mortarы и относительно большой корпус. Устройство mortarы представлено на рис. 2.

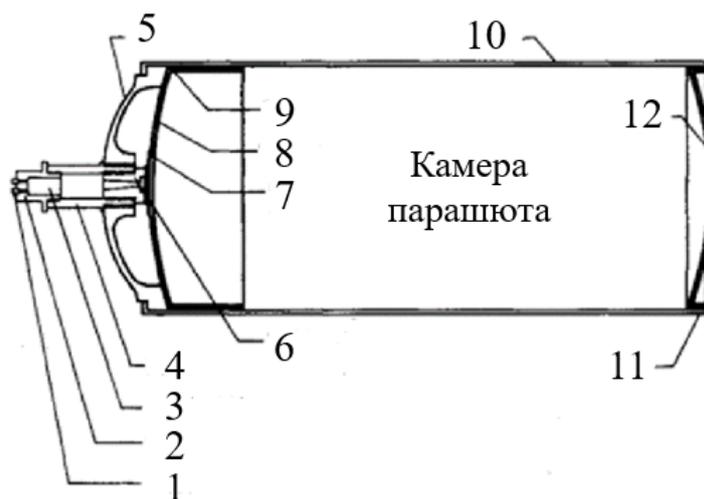


Рис. 2. Устройство mortarы: 1) воспламенитель; 2) корпус пиропатрона; 3) заряд пиропатрона; 4) казенная часть; 5) основание корпуса; 6) разрушающаяся диафрагма; 7) теплозащитный щит; 8) поддон; 9) прокладка; 10) корпус mortarы; 11) срезной штифт; 12) заглушка

Энергия для приведения в действие mortarы поступает от заряда, который обычно содержится в сменном пиропатроне. Последовательный процесс работы mortarы представлен на рис. 3. При воспламенении образуется горячий газ, и во внутреннем объеме повышается давление, как показано на рис. 3, а. Газ, находящийся в закрытом объеме казенной части, выпускается через разрушающуюся диафрагму в объем корпуса mortarы за поддон до тех пор, пока сила давления газа, действующая на него, не сожмет парашютную укладку и не срежет штифты, как показано на рис. 3, б. На рис. 3, в укладка ускоряется по корпусу и придает желаемую скорость, как показано на рис. 3, г.

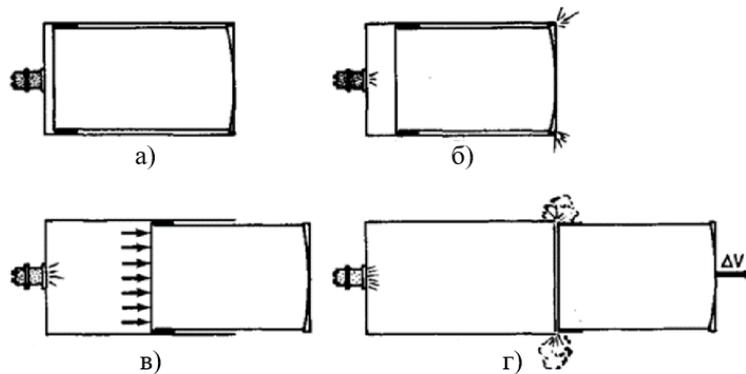


Рис. 3. Процесс работы мортиры: а) внутренний объем под давлением; б) срез штифтов; в) ускорение укладки парашюта; г) выход парашютной укладки из корпуса

Для проектирования мортиры необходимо оперировать математической моделью. Однако на данный момент отсутствует единая математическая модель, описывающая мортирный ввод. В различных источниках приведены отдельные части математической модели. Например, в книге [7] описано устройство мортиры «Аполлона», в статье [8] описана структура мортиры, циклограмма ее работы, а также приведены формулы для определения минимальной скорости выбрасывания парашюта, некоторые характеристики различных типов мортир. В статье [9] описаны результаты тестирования мортиры для СА «Орион». В книге [10] описано также устройство мортиры, график зависимости веса мортиры от веса выбрасываемого парашюта, формулы для определения придаваемой скорости, импульса, а также веса мортиры.

Таким образом, в статье, предложена компоновка СА класса «несущий корпус», для которого, в качестве способа ввода ПС, выбрана мортира и, на основе анализа литературы, предложено дальнейшее направление исследований, связанное с формированием математической модели, описывающей выбранный процесс ввода.

Библиографический список

1. Фернисс Т. История завоевания космоса. Энциклопедия космических аппаратов. Москва, ЭКСМО, 2007. – 272 с.
2. Космические аппараты / Под общ. ред. К. П. Феоктистова. К71 М.: Воениздат, 1983. – 319 с.
3. Миненко, В. Е. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса "несущий корпус" / В. Е. Миненко, А. Н. Семенов, Е. Н. Шилева // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013. – № 7(19). – С. 31.
4. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса "несущий корпус" / А. Н. Елисеев, В. Е. Миненко, А. Г. Якушев, Д. Н. Агафонов // Наука и образование: научное издание

МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2015. – № 10. – С. 88–125. – DOI 10.7463/1015.0815132.

5. Методика экспресс-оценки массовых и объемных характеристик спускаемых аппаратов / В. Е. Миненко, А. В. Косенкова, С. Б. Быковский, А. Г. Якушев // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2019. – № 3(87). – С. 5. – DOI 10.18698/2308-6033-2019-3-1857.

6. Ковалев Б. К. Развитие ракетно-космических систем выведения: учебное пособие / Б. К. Ковалев. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. – 398 с.

7. Knacke T.W. Parachute Recovery Systems Design Manual / by Theo W. Knacke. -- 1st ed. Includes bibliographical references and index. 1. Parachutes - Handbooks, Manuals, etc. I Title

8. Pleasants, J. E. (1974). Parachute Mortar Design. Journal of Spacecraft and Rockets, 11(4), 246–251. – DOI 10.2514/3.62051

9. Koster, S., Wells, J., & Sinclair, R. (2011). Pneumatic Mortar Development for the NASA / Orion Capsule Drogue Parachute System. 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. – DOI 10.2514/6.2011-2598.

10. H. W. Bixby, E. G. Ewing, T. W. Knacke "Recovery Systems Design Guide", Technical Rep. No. AFFDL-TR-78-151 1978. – DOI 10.21236/ada070251.

СЕКЦИЯ 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.453/.457

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МЕТОДИК МАСШТАБИРОВАНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Р.А. Пешков, К.И. Хажиахметов, Н.С. Корчак, Р.Н. Нургалин

В статье представлены результаты по поиску и анализу методик масштабирования, определены основные направления по созданию методики масштабирования двигательных установок на основе законов и правил геометрического подобия, а также параметров газодинамических и акустических процессов.

Ключевые слова: двигательная установка, камера сгорания, масштабирование, проектирование, жидкостный ракетный двигатель.

В настоящее время проработанной методики масштабирования камер сгорания (КС) для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) как на основе аналитических зависимостей, так и на основе экспериментальных данных не существует, хотя первые работы по исследованию возможности применения масштабируемых моделей ракетных двигателей были проведены более 50 лет назад, а основополагающие статьи Дамкёлера опубликованы почти 70 лет назад [1]. Тем не менее, масштабирование по-прежнему остается мощным потенциальным инструментом для разработки новых КС для ЖРД, особенно в современную эпоху, когда финансирование разработки ракетных двигателей значительно сокращено.

Целью масштабирования является обеспечение возможности разработки новых КС на основе опытных данных, полученных на старых КС. Как правило, это связано с увеличением тяговых характеристик, которые увеличивались за счёт увеличения КС и массового расхода, а не давления. Наиболее часто идентичные устройства для впрыска компонентов топлива размещаются в КС большего размера. Применение методик масштабирования имеет ряд преимуществ:

- позволяет на ранних этапах проектирования сформировать рекомендации для разработки полноразмерных объектов;
- обеспечивает возможность проведения проверки ключевых требований, оценки запасов с целью увеличения надежности разрабатываемого изделия;

– экономия затрат на производство оборудования для испытаний, так как оно будет меньше по размерам и обеспечивать меньшие значения параметров, например, скорости потока (потребляет меньше топлива, необходимо меньшее количество персонала для проведения испытаний). Однако, некоторые методы масштабирования могут привести к тому, что потребуется более высокое давление, следовательно, увеличатся затраты.

К сожалению, несмотря на большое количество преимуществ, сохранение полного подобия процессов для различных КС сталкивается с рядом противоречивых требований, что приводит к появлению отдельных концепций, основанных на разделении масштабирования задач по определению газодинамических параметров, параметров теплообмена и горения.

В 1950-1960-е года разработка двигателей велась в сжатые сроки, но с достаточно большим финансированием, что способствовало проведению испытаний сразу с полноразмерными устройствами в полномасштабных условиях эксплуатации. Несмотря на большие затраты удалось в короткие сроки разработать КС ракетных двигателей с необходимыми характеристиками. В дальнейшем исследования методов масштабирования широко не проводились так как был достигнут высокий коэффициент полезного действия (КПД), нестабильность процессов горения сохранялась независимо от задаваемых параметров, активно происходило внедрение компьютерного анализа процессов.

Сегодня разработка ЖРД происходит в эпоху значительного сокращения бюджетов, что в совокупности с разработкой новых концепций, модернизацией предыдущих конструкций вновь приводит к необходимости создания методологии масштабирования, так как до сих пор, несмотря на прошедшие 60 лет, нет возможности разрабатывать большие камеры сгорания ЖРД непосредственно на основе информации о малых КС. Созданию методологии масштабирования в настоящее время способствует большой накопленный объём информации по испытаниям ракетных двигателей, которую можно рассматривать в качестве базы данных для получения определенных соотношений, создания эмпирической корреляции, на подобии корреляции Хьюитта, которая будет представлена ниже. Накопление большого количества данных, полученных с высокой точностью, возможно и путём использования CFD пакетов. Масштабированию устройств КС для ЖРД первоначально уделялось серьезное внимание, начиная с 1950-х годов [2-3], более современная оценка методик масштабирования проведена в 1990-х годах [4] и в 2000-х [5].

В современной практике используются два метода масштабирования полноразмерных КС с использованием малогабаритного оборудования.

В первом методе просто используется точно такая же геометрия форсунки как в малогабаритной КС, так и в полноразмерной, как показано на рисунке 1б. Таким образом, характеристики энерговыделения (обычно

вызванные распылом, испарением, смешением и реакциями при взаимодействии компонентов топлива) могут быть сделаны идентичными, в зависимости от особенностей геометрии КС. Хотя этот метод имеет преимущества для масштабирования ряда характеристик, его использование для масштабирования устойчивого горения требует осторожности [4]. Во втором методе все размеры форсунки изменяются пропорционально масштабам длины КС, как показано на рисунке 1б.

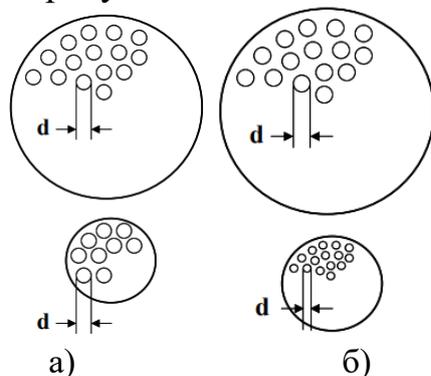


Рис. 1. Масштабирование:

- а) с постоянным размером форсунки; б) с пропорциональным изменением размеров форсунки

Вероятно, первое признание важности использования масштабируемых объектов в процессе разработки произошло с двигателем М-1, крупнейшим двигателем на жидком кислороде/водороде, созданным в Соединенных Штатах. Этот двигатель с тягой 6670 кН предназначался для верхних ступеней РН, рассматриваемых в рамках программы «Аполлон» и других миссий, но его разработка в дальнейшем была прекращена [1]. М-1 представляет собой интересный пример из-за огромной разницы в размерах полномасштабного и масштабного образца. Полноразмерная форсуночная головка М-1 и малогабаритный вариант в сравнении представлены на рисунке 2 [1]. Размер форсуночной головки масштабного объекта приближается к одному из полномасштабных элементов форсуночной головки между антипульсационными перегородками, и это соотношение имеет значение для масштабирования стабильности горения.

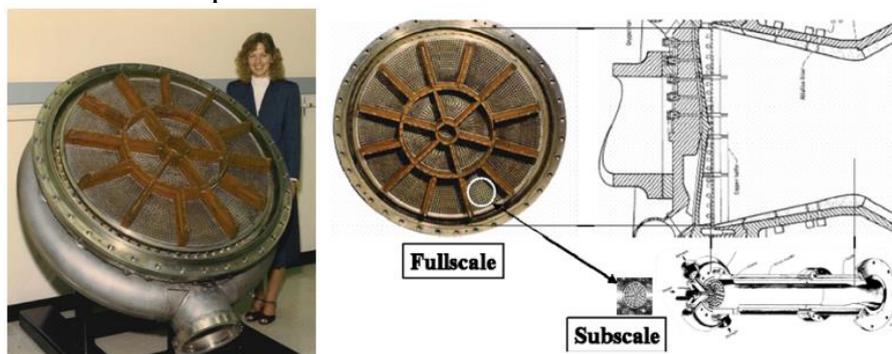


Рис. 2. Сравнение размеров полномасштабной КС М-1 с масштабной для проведения испытаний

Хотя КС была необычно большой (диаметр 106,7 см) и по размеру аналогична камере сгорания двигателя F-1, менее напряженный график разработки позволил применить методологию масштабирования, которая в программе при разработке двигателя F-1 не применялась [1]. Использование малогабаритной аппаратуры обеспечило оптимизацию производительности и некоторых характеристик стабильности горения. Характеристики полномасштабной КС, которые были сопоставлены с подмасштабной КС, включали геометрию элементов, расстояние между элементами, длину камеры, степень сжатия и давление в камере [1]. Форсунки использовались коаксиальные.

Двигатель орбитального маневрирования космического корабля «Шаттл», первоначально разрабатывался в начале-середине 1970-х годов. В этом двигателе с тягой 26,7 кН используются тетраоксид азота и монометилгидразин при массовом соотношении компонентов 1,65 и давлении в камере 0,86 МПа при диаметре камеры 20,6 см [1]. Общий вид двигателя, камеры и форсуночной головки различных размеров показана на рисунке 3.

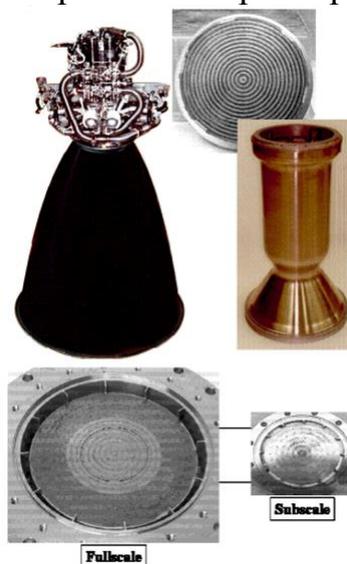


Рис. 3. Сравнение полномасштабной и масштабной моделей КС двигателей орбитального маневрирования Спейс Шаттла

Критические элементы и элементы впрыска форсуночной головки были изготовлены с помощью пластинчатой технологии – производственного процесса, при котором тонкие металлические листы с желаемыми характеристиками соединяются в монолитную структуру [6]. В программе разработки широко использовалось масштабированное оборудование. Масштабные модели включали КС диаметром 6,9 см с тягой в 2,7 кН и КС диаметром 8,9 см с тягой в 4,4 кН [4, 7]. Оба использовали L' равное 12,7 см. Сравнение размеров масштабной и полномасштабной модели показано на рисунке 4. Хотя модели предназначались для оценки стабильности горения далее рассмотрена сравнение характеристик производительности.

Внедрение новых технологий в производство изделий ракетно-космической техники диктует необходимость решения новых задач, связанных с модификацией и дополнением существующих критериев подобия. Так, например, исследуются вопросы, связанные с выбором «правильного» размера шероховатости поверхности на основе технологий SLS-печати при создании аэродинамических моделей для проведения многомасштабных аэродинамических экспериментов. Дополнительные критерии подобия, по сути, являются аналогами известных критериев подобия, полученных для «классических» уравнений Навье-Стокса, но имеющие многомасштабный характер, начиная от масштабов вязкого пограничного слоя и заканчивая макромасштабным течением [8].

На протяжении нескольких десятков лет в России активно развивается направление по отработке газодинамических и акустических процессов старта ракет-носителей с использованием эмпирических, полуэмпирических и экспериментальных методик по пересчёту модельных данных на натурные условия с учётом масштабирования, выводом критериев подобия процессов и выделением характерных величин [9]. Эксперименты по отработке газодинамики и акустики старта проводятся на маломасштабной базе ЦНИИ-маш (с тягами газогенераторов до 2 тс) и крупномасштабной базе НИЦ РКП (с тягой до 50 тс). Для пересчёта модельных акустических нагрузок на натурные условия была разработана эмпирическая методика «пяти организаций». Методы и результаты ранее проведенных исследований можно найти, например, в работах [10, 11].

Разработка полномасштабных ЖРД ракет-носителей (РН), особенно для первых ступеней, по-прежнему остается дорогостоящим и трудоемким процессом, поскольку большая часть опытно-конструкторских испытаний проводится с использованием полноразмерного оборудования. Но, несмотря на это, существовал ряд проектов по применению масштабных моделей при создании камер сгорания ЖРД. Основные проблемы при масштабировании возникают с воспроизведением полного подобия аэротермохимических процессов. В настоящее время в связи с активным развитием CFD пакетов [13] планируется проведение большого количества «численных экспериментов» в MSFC NASA с целью дальнейшего развития методологии масштабирования. При этом в приведенном анализе основные противоречия возникают при решении вопросов масштабирования параметров, характеризующих процессы горения в камере. Что касается параметров геометрического подобия и подобия газодинамических процессов, то существующие подходы позволяют с учётом ряда допущений, получать результаты на масштабной модели для оценки параметров на крупномасштабном образце. Таким образом, при разработке методики масштабирования двигательных установок возможно использование критериев геометрического подобия для связи размеров с целью формирования геометрической расчётной

модели и газодинамического и акустического подобия с целью формирования исходных данных для численного моделирования процессов в двигательной установке без учета процессов смесеобразования и горения в камере.

Источник финансирования

Исследования проведены в рамках реализации гранта Министерства образования и науки Челябинской области по соглашению № 30-2023-010039 (2023525) от 25 декабря 2023 г.

Библиографический список

1. Hulka, J.: Scaling of performance in liquid propellant rocket engine combustion devices. In: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences, AIAA 2008-5113 (2008).

2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 566 с.

3. Penner, S.S. On the Development of Rational Scaling Procedures for Liquid-Fuel Rocket Engines. *Jet Propulsion*, Sept. 1957, pp. 156-161, <https://doi.org/10.2514/8.12611>.

4. Dexter, C.E., Fisher, M.F., Hulka, J.R., Denisov, K.P., Shibanov, A.A., and Agarkov, A.F. Scaling Techniques for Design, Development and Test. *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*, edited by V. Yang, M. Habiballah, J. Hulka, and M. Popp, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 200, AIAA, Washington, DC, 2004, pp. 553–600

5. Anderson, W.E., Sisco, J.C, Long, M.R., and Sung, I.-K. Scaling Test Methods for Combustion Devices. *Fifth International Symposium on Liquid Space Propulsion (CD-ROM)*, Chattanooga, TN, USA, 28-30 October, 2003. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20050217140/downloads/20050217140.pdf> (дата обращения 26.02.2024).

6. David, D. Space Shuttle Orbit Maneuvering Subsystem (OMS) Rocket Engine Development Status Update – July 1977» AIAA Paper No. 77-811, July 1977

7. Kahl, R.C., LaBotz, R.J., and Bassham, L.B. Platelet Injectors for Space Shuttle Orbit Maneuvering Engine. AIAA Paper No. 74-1108, October 1974

8. Хатунцева, О. Н. О дополнительных «многомасштабных» критериях подобия для экспериментальной отработки изделий аэрокосмической техники / О. Н. Хатунцева, А. М. Шувалова // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30, № 1. – С. 91–97.

9. 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.

10. Газодинамика старта: от "гагаринской" ракеты-носителя "Восток" до ракет космического назначения на полигоне "Восточный" / Б. Г. Белошенко, А. В. Сафронов, В. А. Хотулев, Т. В. Шувалова // Космонавтика и ракетостроение. – 2011. – № 2(63). – С. 168–175.

11. 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.

12. Sohn, C.H., Kim, Y.J., Kim, Y.M. et al. A scaling method for combustion stability rating of coaxial gas-liquid injectors in a subscale chamber. JMachSciTechnol 26, 3691–3699 (2012)

УДК 621.45.05

ПРИМЕНЕНИЕ ЖИДКОСТНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА В СИСТЕМЕ ГАЗОПРИВОДА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Я.Е. Шипков, А.А. Ширяев

Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

В работе рассмотрен способ управления вектором тяги качающейся камеры ЖРД с помощью газопривода. Рассмотрен вариант использования жидкостного газогенератора, оценены основные преимущества и недостатки предложенного решения.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, тяга, газопривод, пневмогидравлическая система, газогенератор.

Введение

В настоящее время актуальным вопросом является обеспечение надёжного и точного управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). С развитием технологий и появлением новых возможностей, данный вопрос становится всё более актуальным. При этом многие способы управления имеют свои недостатки в плане совмещения с силовой установкой ракеты-носителя (РН) [1]. Также одной из проблем является выбор параметров рабочего тела для управления приводом.

Для решения этой проблемы проведем анализ одной из возможных схем, а именно с использованием в системе жидкостного газогенератора (ЖГГ) для снабжения рабочим телом газопривода.

Пневмогидравлическая система двигательной установки, выбор параметров

Проектируемый газопривод устанавливается на двигательную установку (ДУ), пневмогидравлическая система (ПГС) которой представлена на рис. 1.

Параметры, необходимые для проведения предварительного расчета газопривода, указаны в табл. 1.

Таблица 1

Исходные данные	
Параметр	Значение

Давление в камере сгорания Р, МПа	1
Коэффициент трения, μ	0,15
Момент силы x , м	0,514
Диаметр цилиндра d , м	0,1

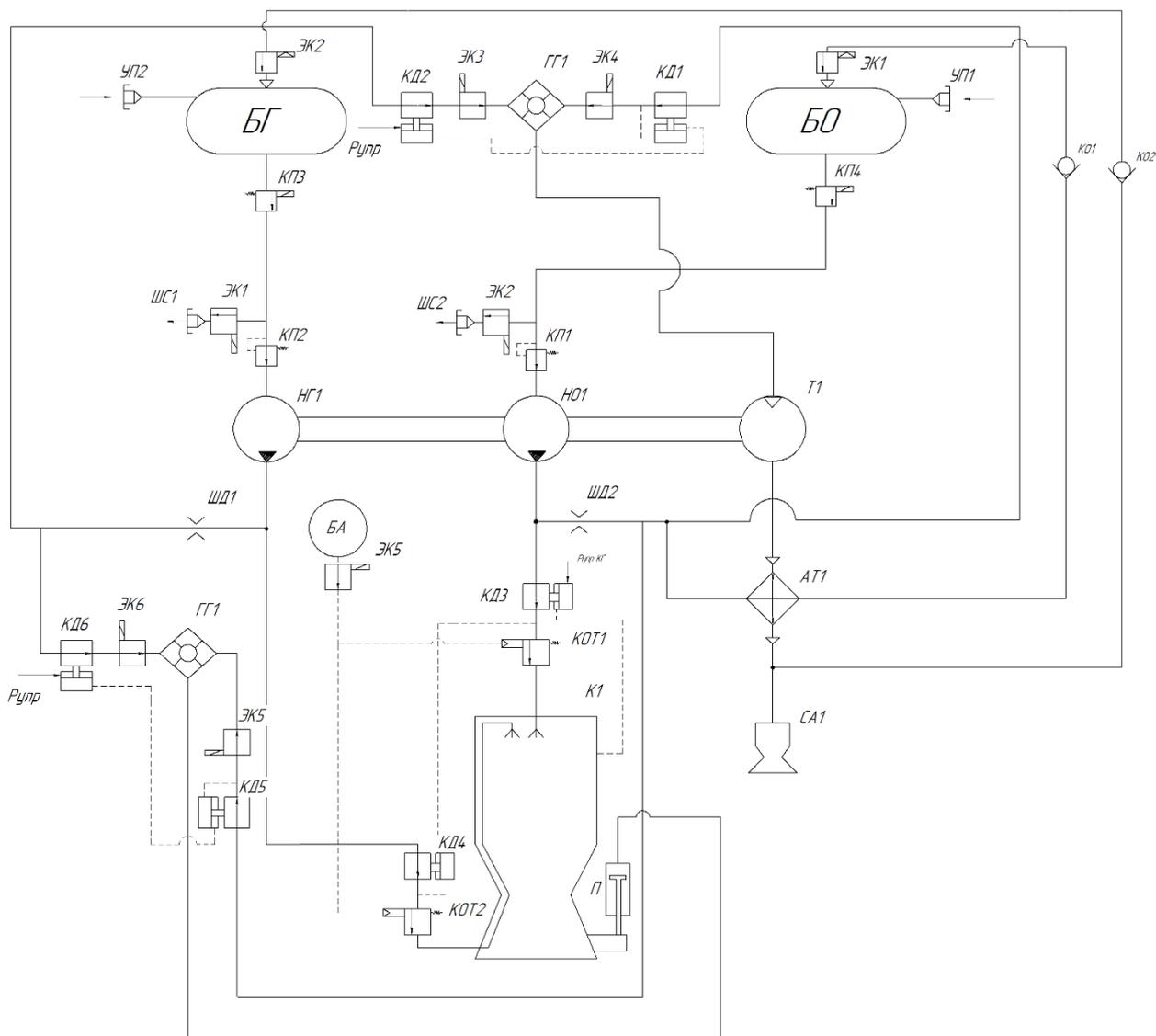


Рис. 1. ПГС с ЖТГ

Проектируемый газопровод изображён на схеме справа от основной камеры К1 и обозначен индексом «П». Рабочее тело для привода формируется в газогенераторе, обозначенном «ГГ1».

Применение ЖТГ

ЖТГ представляет собой камеру, по своей конструкции и принципу работы похожую на камеру жидкостного ракетного двигателя. Их используют для привода турбонасосного агрегата (ТНА), наддува баков, привода сопел реактивной системы управления (РСУ), работа в составе ЖРД малой тяги (ЖРДМТ).

ЖГГ классифицируется на три группы в зависимости от рода используемого топлива: однокомпонентные, двухкомпонентные, трёхкомпонентные [2].

Однокомпонентные ЖГГ работают с использованием катализаторов. Принцип действия основан на способности некоторых химически неустойчивых веществ под воздействием внешних сил или катализаторов разлагаться с выделением тепла и образования газообразных продуктов разложения. Такие ЖГГ имеют ряд преимуществ, но и ряд недостатков. К преимуществам относится простая схема конструкции, а также отсутствие необходимости регулировать температуру. Недостатками данных ЖГГ является то, что многие основные компоненты, на которых работает камера ЖРД, не способны к разложению. То есть использование основных компонентов в качестве рабочего тела для ЖГГ невозможно. Не всегда продукты разложения, одного из пригодных компонентов, отвечают требованиям по температуре и составу, предъявляемых к генераторному газу. Однокомпонентные ЖГГ сложно запустить, а для их стабильной работы требуется обеспечивать большой объем камеры, вследствие чего его габариты и масса увеличиваются.

К положительным свойствам двухкомпонентных ЖГГ относится то, что они могут работать на тех же компонентах, что и основной двигатель. Из-за этого упрощается его эксплуатация. Можно получить газ различной температуры за счёт изменения коэффициента избытка окислителя. Двухкомпонентные ЖГГ делятся на восстановительные и окислительные. Выбор конкретной схемы с точки зрения коэффициента избытка окислителя зависит от условий эксплуатации ЖГГ. Так, например, для бака окислителя применяются окислительные ЖГГ, а для бака горючего – восстановительные. У таких ГГ тоже есть свои недостатки. К ним относится усложнение схемы и конструкции самого ГГ и системы регулирования подачи компонентов. Для выдержки постоянной необходимой температуры газогенераторного газа, необходимо выдерживать соотношение компонентов.

Рабочим телом для трёхкомпонентных ЖГГ служат окислитель, горючее, и вода (или ее раствор), являющаяся балластировочным компонентом. Балластировочный компонент используется для снижения температуры горения. Использование в составе современных ЖРД трёхкомпонентных ГГ весьма ограничено ввиду сложности конструкции и необходимости расположения на борту РН балластировочного компонента.

Определение параметров ЖГГ

На первом этапе определяется сила, необходимая для смещения КС по формуле [3]:

$$F_{ц} = P \cdot \mu \cdot \frac{d}{2 \cdot x} = 14299, \text{ Н.} \quad (1)$$

Зададимся толщиной стенки $\delta = 0,008$ м. В последствии выбор толщины стенки необходимо осуществить на основе проектных параметров. Далее определяется внутреннее пространство цилиндра:

$$d_{\text{п}} = d - 2 \cdot \delta = 0,1 - 2 \cdot 0,008 = 0,084, \text{ м.}$$

Площадь поршня будет равна:

$$S_{\text{п}} = \pi \cdot \frac{d_{\text{п}}^2}{4} = 0,006, \text{ м}^2.$$

Площадь ножки поршня:

$$S_{\text{н}} = \pi \cdot \frac{d_{\text{н}}^2}{4} = 0,0001, \text{ м}^2.$$

где $d_{\text{н}}$ – задается в первом приближении равным 0,035 м.

Сила, полученная в уравнении (1), не является точным значением. На следующем этапе расчёта определяется площадь цилиндра:

$$S = \frac{\pi \cdot d^2}{4} = 0,0085, \text{ м}^2.$$

После этого определяется необходимое давление:

$$P_{\text{ц}} = \frac{F_{\text{ц}}}{S_{\text{п}}} = 2,3, \text{ МПа.}$$

Зададимся тем, что потери давления в магистрали будут равны 0. На основе полученных результатов проведён термодинамический расчет в программном комплексе АСТРА.

Далее определяется удельный объем, необходимый для работы газопривода [4]:

$$v = \frac{R_{\text{гг}} \cdot T_{\text{гг}}}{P_{\text{гг}}} = \frac{564 \cdot 1112}{1,82 \cdot 10^6} = 0,37, \text{ м}^3$$

Полный объем поступающего газа в цилиндр:

$$V = l \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4} = 0,3 \cdot \frac{3,14 \cdot 0,1^2}{4} = 0,0025, \text{ м}^3$$

Длиной цилиндра l зададимся равной 0,3 м.

На Рис. 2 изображена концептуальная схема полученного газопривода с указанием габаритов полученной системы.

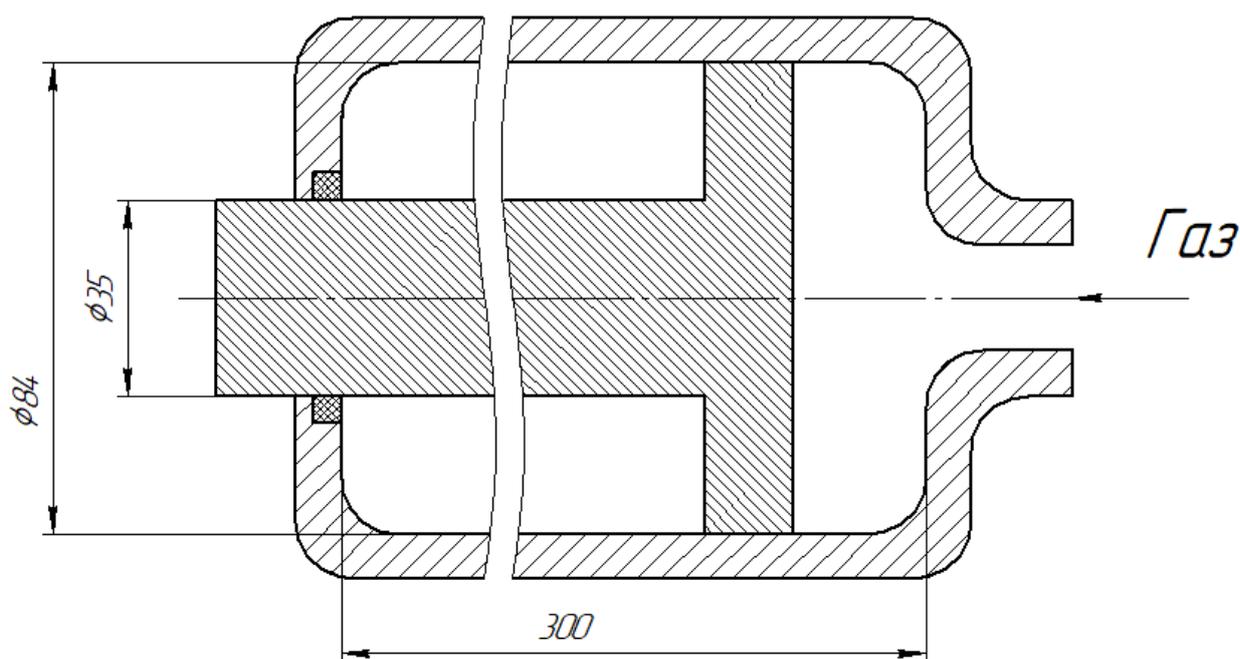


Рис. 2. Концептуальная схема

Как видно, габариты системы сравнительно небольшие, что приемлемо для проектируемой системы. Однако, применение ЖГГ в составе газопривода качания сопряжено с рядом сложностей. Использование газопривода требует возможности работы газогенератора в импульсном режиме, однако для рассмотренных величин давлений в поршне, объёмов элементов системы, компонентов рабочего тела это весьма затруднительно. В рассмотренном случае также необходимо обеспечить плавность и точность работы системы, так как резкое изменение положения камеры недопустимо. Возможным вариантом развития работы является применение гидропривода с золотником.

Заключение

Проведен анализ системы газопривода с использованием ЖГГ. Получены параметры поршня газопривода и ЖГГ. Исходя из расчетов для отклонения штока требуется относительно небольшое давление в системе. Преимущество предложенной схемы заключается в высокой скорости срабатывания, в сравнении с гидроприводами и электроприводами. В дальнейшем будет рассмотрена схема газопривода в котором ЖГГ будет работать не в импульсном, а в постоянном режиме с использованием золотникового механизма. Также будут проведен анализ системы с использованием твердотопливного ГГ.

Библиографический список

1. Целищев, Д. В. Современные рулевые приводы ракетных двигателей / Д. В. Целищев, Г. С. Пермяков // Решетневские чтения. – 2009. – Т. 1. – С. 128–129.

2. Е.Л. Березанская, В.Д. Курпатенков, Н.В. Шутов. Газогенераторы жидкостных ракетных двигателей. Москва – 1982. –56 с.

3. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов / М.В. Добровольский; под редакцией Д.А. Ягодникова. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. – 488 с.: ил.

УДК 533.17+534.2

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ШУМА СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ ДЕМОНСТРАТОРА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

Исправникова О.В.

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

В статье представлены результаты численного исследования шума, генерируемого сверхзвуковой струей в двигательной установке с центральным телом. Моделирование выполнено с использованием программного пакета ANSYS Fluent методом Фокса Вильямса-Хокинга (Fowcs Williams & Hawkings). Проведенная настройка параметров расчетной сетки позволила добиться сеточно-независимого решения.

Ключевые слова: сверхзвуковая струя, шум, турбулентность, аэроакустика, двигательная установка

Аэроакустика, исследующая генерацию звука воздушными потоками, является сложной и актуальной областью науки. Взаимосвязь акустических волн и характеристик потока требует комплексного подхода к ее изучению. Особенно важна прикладная аэроакустика для снижения шума в авиации, автомобилестроении и других отраслях, стремящихся к повышению комфорта и снижению негативного воздействия на окружающую среду.

Сложность аэроакустических исследований обусловлена рядом факторов:

– различия в масштабах. Акустические пульсации, как правило, на несколько порядков меньше, чем характерные параметры потока (скорость, давление, температура);

– сложность механизмов генерации звука. Звуковые волны могут возникать в результате различных физических процессов, таких как турбулентность, взаимодействие потока с твердыми телами, образование вихрей;

– необходимость высокой точности численных методов для адекватного моделирования акустических полей.

Несмотря на значительный прогресс в вычислительной газовой динамике, моделирование в аэроакустике сталкивается с трудностями,

связанными с многомасштабностью процессов, нелинейным взаимодействием акустических волн и течения, а также высокой требуемой точностью расчетов. Это ограничивает широкое практическое применение существующих моделей и методов. В связи с этим, разработка специализированных математических моделей и численных методик, ориентированных на решение задач прикладной аэроакустики, приобретает особую актуальность [1].

В качестве объекта исследования выбран многосопловой демонстратор установки с центральным телом (ДУ с ЦТ) (рис. 1), описанный в работе [2]. Установка состоит из 16 макетов ракетных двигателей (РД), работающих на топливной паре «спирт-кислород», и сгруппированных вокруг профилированного ЦТ, выполненного из мелкозернистого графита. РД могут запускаться как индивидуально, так и совместно в различных комбинациях.

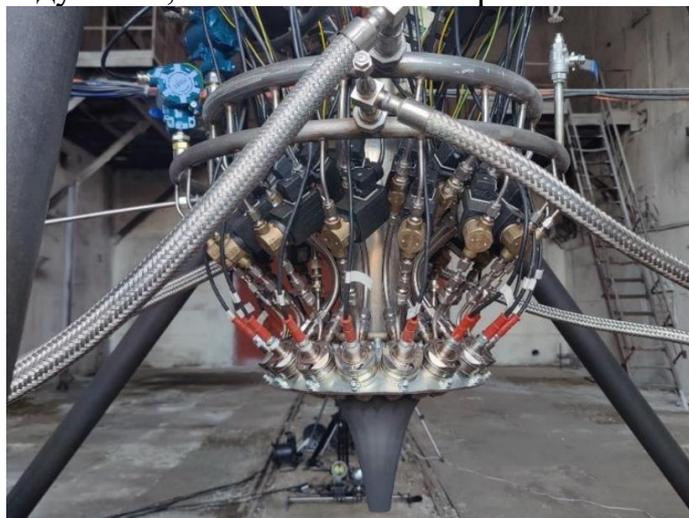


Рис. 1. Вид демонстратора двигателя внешнего расширения

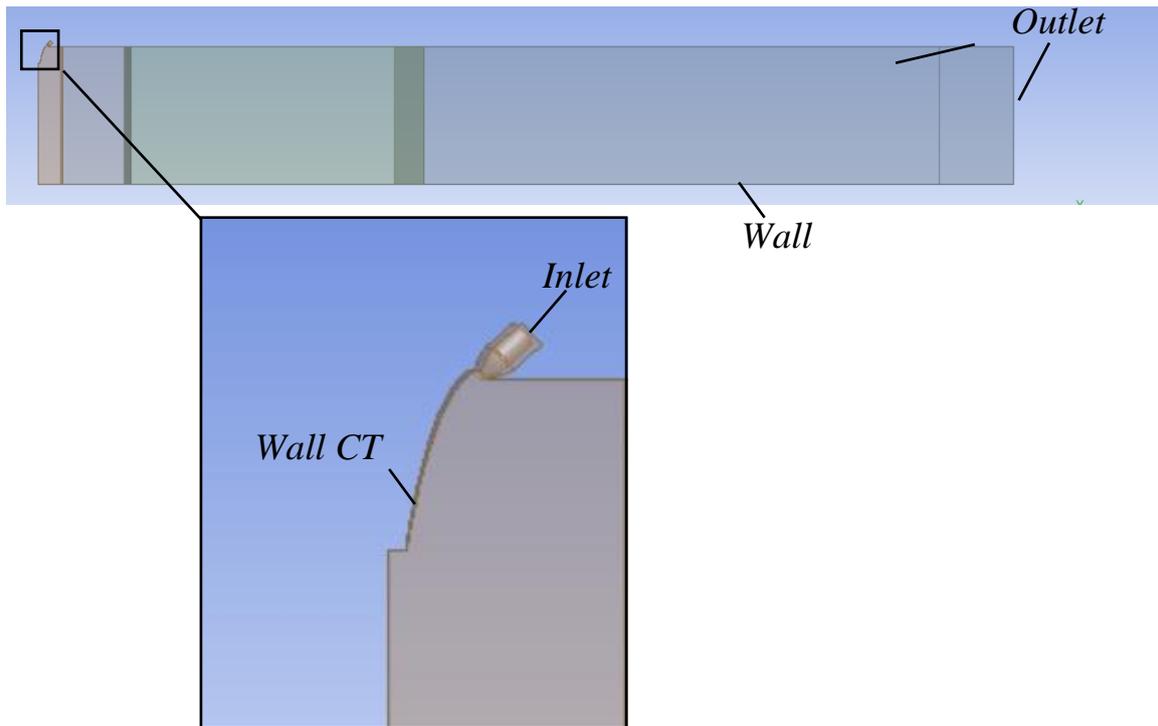


Рис. 2. Расчетная область с граничными условиями

Построение расчетной сетки является ключевым этапом численного моделирования, от которого напрямую зависит точность и эффективность решения задачи. Качество сетки, характеризующееся размером ячеек, их формой и распределением, может существенно влиять на точность аппроксимации уравнений, описывающих течение, а также на стабильность и сходимость численного решения.

В исследовании для дискретизации области течения сверхзвуковой струи использовался сеточный генератор ANSYS Mesh с Hex-элементами. Выбор Hex-элементов обусловлен их способностью более точно аппроксимировать криволинейные границы и обеспечивать более высокую точность расчетов по сравнению с tetra-элементами, особенно в областях с большими градиентами параметров потока.

При моделировании применен решатель на основе плотности, метод неявной линеаризации и схема дискретизации первого порядка точности, обеспечивающие стабильность численного решения.

Для моделирования турбулентного течения выбрана модель SST $k-\omega$ (shear-stress transport), которая объединяет преимущества моделей $k-\epsilon$ (для ядра потока) и $k-\omega$ (для пристеночной области), используя функцию смешивания для плавного перехода между ними.

Модель SST $k-\omega$ представляет собой компромисс между точностью и универсальностью. Она хорошо подходит для моделирования течений с выраженными пристеночными эффектами, но может быть неэффективна для других типов течений [3, 4].

На входной границе расчетной области (рис. 2) заданы параметры, соответствующие условиям работы РД: полное давление 729540 Па, статическое давление 729540 Па, полная температура 3066 К. На выходной границе установлено избыточное статическое давление 1 атм и температура обратного потока 300 К. На стенках применено граничное условие прилипания.

Для расчета акустических характеристик сверхзвуковой струи применен метод Фокса Вильямса-Хокинга (Ffowcs Williams & Hawkins), основанный на акустической аналогии.

Распределение значений максимального уровня акустического давления при различном количестве узлов в сетке показано на Рис. 3. Для верификации модели проведено сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными, полученными в работе [2]. Максимальный уровень звукового давления, измеренный экспериментально с помощью микрофона на расстоянии 10 м от ДУ с ЦТ, составил 104 дБ.

Численное моделирование с использованием сетки, содержащей ~300 тыс. элементов, показало максимальную погрешность $\approx 2,8\%$ по сравнению с экспериментальными данными. Поэтому, можно сказать, что при количестве элементов ~300-500 тыс. математическая модель может давать близкое к эксперименту решение по величине максимального уровня звукового давления, при малых затрачиваемых вычислительных ресурсах.

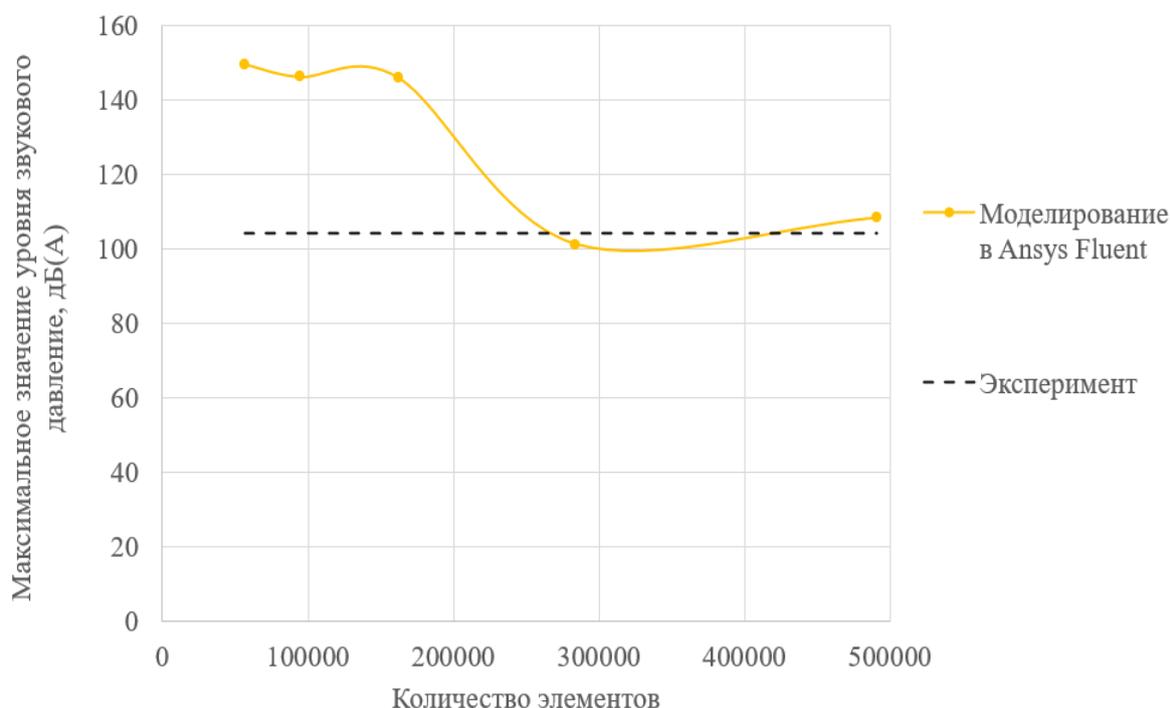


Рис. 3. Валидация численной модели

Результаты проведенного анализа свидетельствуют о сложности процессов шумообразования в ДУ с ЦТ и подчеркивают необходимость дальнейших исследований для более глубокого понимания этих процессов и разработки эффективных методов снижения шума.

Библиографический список

1. Козубская, Т. К. Разработка моделей и методов повышенной точности для численного исследования задач прикладной аэроакустики: специальность 05.13.18 «Математическое моделирование, численные методы и комплексы программ»: диссертация на соискание ученой степени доктора физико-математических наук / Козубская Татьяна Константиновна. – Москва, 2010. – 261 с.
2. 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.
3. FLUENT 12.0 Theory Guide [Электронный ресурс]. URL: https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/main_pre.htm (дата обращения 10.05.2024).
4. Дееб, Р. Оценка моделей турбулентности для моделирования теплообмена и гидродинамики труб каплевидной формы / Р. Дееб, А. В. Колотвин, Д. В. Сиденков // Вестник Международной академии холода. – 2022. – № 2. – С. 61–69. – DOI 10.17586/1606-4313-2022-21-2-61-69. – EDN CZEIHR.

УДК 520.6.04

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ МНОГОРАЗОВЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ И СУБОРБИТАЛЬНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (КОСМОПЛАНОВ)

*А.С. Лазарева, К.О. Богданов
Руководитель: В.В. Богданов*

В статье проведён обзор многоразовых орбитальных и суборбитальных летательных аппаратов, приведена их сравнительная характеристика, выявлены основные достоинства и недостатки. Проведён анализ применяемых в рассмотренных аппаратах двигателей. Выявлены требования, предъявляемые к перспективным двигателям многоразовых орбитальных и суборбитальных летательных аппаратов.

Ключевые слова: ракета, ракета-носитель, космолёт, двигатель.

На текущий момент наиболее часто эксплуатируемыми ракетно-космическими платформами являются двухступенчатые одноразовые ракеты. Их эксплуатация сопряжена с определёнными техническими трудностями:

одноразовость ракеты ограничивает частоту пусков ракет производственными мощностями предприятия-изготовителя и того, с какой скоростью данное предприятие способно изготавливать новые ракеты, обшивка летательного аппарата каждый раз разрушается в плотных слоях атмосферы. А процедура спасения второй ступени находится в непроработанном состоянии (вернуть вторую ступень пока ещё никому не удавалось).

Применение многоразовых космолётов позволит избавиться от зависимости от мощностей производства (так как одну космическую систему возможно использовать повторно с минимальными межпусковыми процедурами), сократить затраты на эксплуатацию транспортной космической системы, упростить задачу возвращения космического аппарата, в связи с необходимостью проработки только одной процедуры спасения орбитальной платформы. Переход к одноступенчатой системе позволит сократить количество двигательных установок и также минимизировать стоимость эксплуатации. Наиболее же оптимальной формой для возврата (входа в слои атмосферы) является форма самолёта. Это доказано успешной эксплуатацией орбитальной транспортно-космической системы Space Shuttle и её орбитального модуля. В связи с этим, видим необходимым более подробно рассмотреть системы самолётов космического назначения (космопланов) и особенности их эксплуатации.

Skylon. Система Skylon – это беспилотный космолёт многоразового использования (рис. 1).

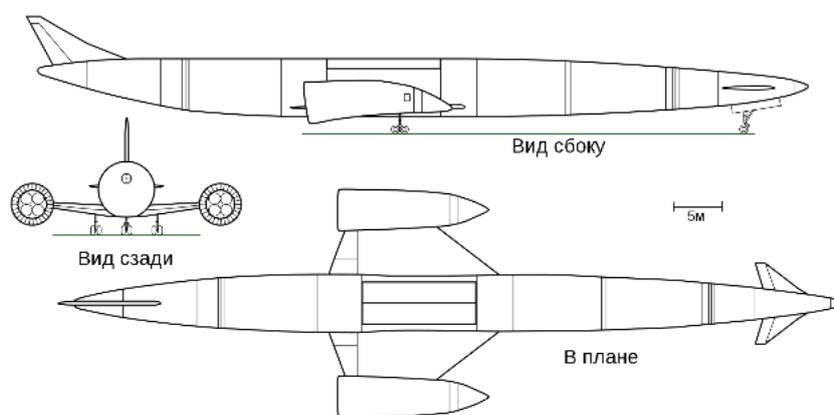


Рис. 1. Skylon

Эта система должна сделать доступ в космос недорогим и надёжным. Подниматься и садиться Skylon будет как обычный самолёт без применения разгонных ступеней. Также не будут использоваться внешние ускорители или сбрасываемые топливные баки.

Для этой системы предполагается использование гибридного воздушно-реактивного ракетного двигателя «SABRE» [1]. Двигатель использует жидкий водород в качестве горючего и способен работать в двух режимах. В

плотных слоях атмосферы в качестве окислителя двигатель использует воздух, забираемый из атмосферы и тормозящийся до дозвуковых скоростей конусообразным осесимметричным воздухозаборником. После этого происходит дополнительное охлаждение части воздуха теплообменником-охладителем. Эта часть воздуха сжимается с помощью компрессора перед подачей в камеру, а другая часть воздуха подаётся через кольцевой канал во внешний контур, являющийся обычным прямоточным воздушным ракетным двигателем. При достижении «Skylon» высоты полёта 26 километров и скорости в 5,5 М двигатель переходит на питание жидким кислородом, подаваемым с помощью турбонасоса из топливных баков [2].

VentureStar (X-33). В рамках программы VentureStar (1995 – 2001) началось строительство прототипа многоразового одноступенчатого аэрокосмического корабля X-33 (рис. 2), что предполагало разработку и испытания гиперзвуковой модели одноступенчатой системы, а в дальнейшем – создание полноценной транспортной системы на основе данной технической концепции.[3] VentureStar должен был запускаться вертикально, а возвращаться на Землю в виде самолета [4]. VentureStar имел бы новую металлическую систему термозащиты, более лёгкую конструкцию по сравнению с Space Shuttle, небольшие габариты и выхлоп VentureStar состоял бы только из водяного пара [4].



Рис. 1. VentureStar (X-33)

Специально для этой программы был разработан экспериментальный линейный ЖРД XRS-2200. Ракетный двигатель создает тягу за счет расширения газов сгорания у стенок сопла [5].

Согласно проекту VentureStar ракета не полагалась бы на твердотопливные ракетные ускорители, потому что предполагалось использование линейных двигателей, которые сохраняли бы эффективность тяги на всех высотах. [4]

White Knight One. White Knight One – это самолет-носитель с реактивной силовой установкой (рис. 3), который использовался для запуска его спутника SpaceShipOne, экспериментального космолана [7].

Первый полет был прерван из-за проблемы с подвесными спойлерами на крыле [7]. Следующий полёт показал хорошие результаты.



Рис. 2. White Knight One

Впоследствии White Knight использовался для перевозки и запуска экспериментального космолана DARPA X-37 для испытаний на заход и посадку в 2005 и 2006 годах. Также White Knight выполнял семилетнюю программу испытаний адаптивного крыла.

На White Knight One используются четыре турбовентиляторных ракетных двигателей Pratt & Whitney Canada PW308, разработанных Pratt & Whitney Canada специально для бизнес-джетов [7].

SpaceShipOne. SpaceShipOne – это пилотируемый космолёт, рассчитанный на трёх человек. Многоразовый и используемый для осуществления полётов на орбиту земли (рис. 4). Внутри кабины создаются все необходимые условия для комфортного нахождения в ней пилота без космического скафандра [8].

SpaceShipOne совершил суборбитальный космический полет, став первым частным кораблем, достигшим космоса [7].

SpaceShipOne имеет более простую конструкцию (в отличие от других космолётов), более прост в обслуживании и компактен [9].

У SpaceShipOne было семнадцать полётов. Один – непилотируемый, а три – на орбиту Земли [8].

SpaceShipOne использовал гибридный ракетный двигатель, разработанный компанией SpaceDev [10]. Этот двигатель работает на твёрдом гидроксильном полибутадиеновом топливе и жидком окислителе закиси азота.

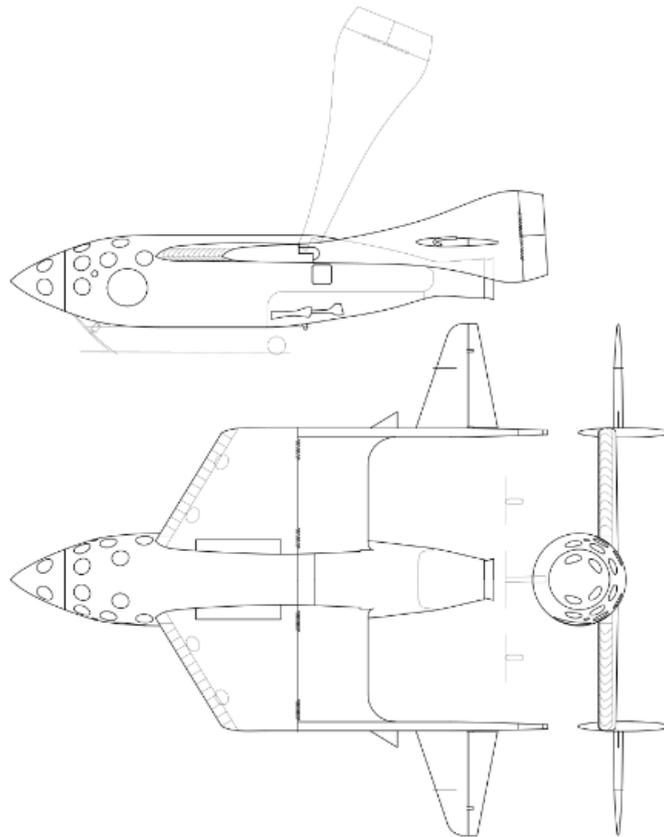


Рис. 4. SpaceShipOne

WhiteKnightTwo. White Knight Two – самолёт-носитель, состоящий из 2-х фюзеляжей (рис.5). Он разработан авиастроительной компанией Scaled Composites для воздушного старта SpaceShipTwo.

White Knight Two вместе с SpaceShipTwo поднимается на шестнадцатикилометровую высоту, а затем SpaceShipTwo отстыковывается и продолжает полёт. White Knight Two возвращается на Землю. На White Knight Two, так же, как и на White Knight One, используются четыре турбовентиляторных ракетных двигателя Pratt & Whitney Canada PW308 [7].

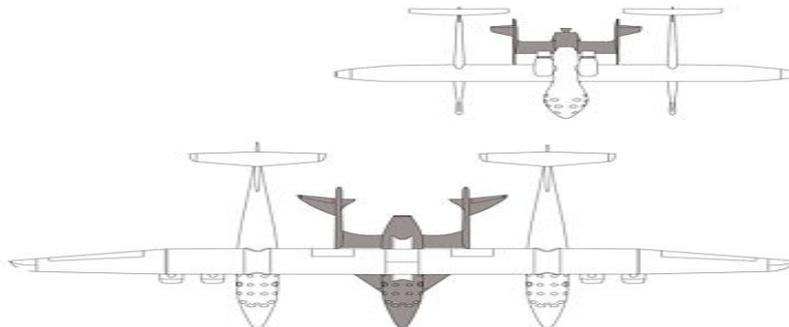


Рис. 5. WhiteKnightTwo

SpaceShipTwo. SpaceShipTwo – это пилотируемый многоразовый космический корабль (рис. 6) для выхода на орбиту Земли [14].

Основным назначением SpaceShipTwo должен был стать перевоз туристов, однако не исключалась такая задача, как исследование атмосферы на разных высотах [14].



Рис.6. SpaceShipTwo

Всего SpaceShipTwo совершил более 19 полётов, из которых только один полёт был неудачным [14].

SpaceShipTwo использует тот же двигатель, что и на SpaceShipOne, но с улучшенными характеристиками.

Space Shuttle. Space Shuttle – американский многоразовый космолёт, разработанный в рамках программы Space Transportation System, предназначенный для перевозки грузов с Земли на орбиту и обратно [15] (рис. 7).

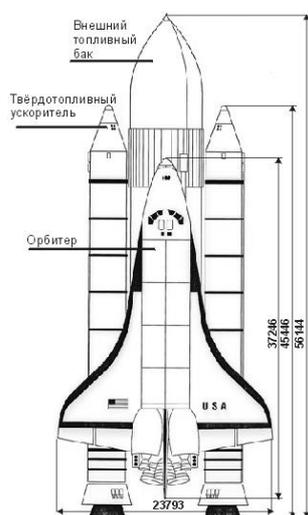


Рис. 7. Space Shuttle

Space Shuttle имеет следующие элементы. Это ускорители, работающие на твёрдом топливе. После начала полёта они разгоняют аппарат, направляют его, а затем отделяются (где-то через 2 минуты). После этого с помощью парашютов опускаются в заданную акваторию [16].

Также есть внешний топливный бак с жидким водородом и кислородом. Он одноразовый, потому что где-то через 8,5 минут после старта он отбрасывается и по большей части сгорает в атмосфере [16].

Всё остальное выводится на околоземную орбиту. Космолёт может служить местом проведения научных исследований в космосе или (как задумали создатели) домом для экипажа от двух до семи человек.

Space Shuttle выглядит как самолёт и садится как самолёт с помощью шасси. В 2011 году программа была закрыта.

Выводы

1. Концепция космолёта более удобна в эксплуатации и ремонте. Форма самолёта позволяет космолёту совершать посадку, не используя парашюты или не прибегая к посадке на воду (в некоторых случаях возможна посадка в крупных аэропортах в экстренной ситуации).

2. Одноступенчатая система позволяет использовать меньшее количество двигательных установок. Также эти двигательные установки могут использоваться повторно, благодаря тому что космолёты будут садиться как обычный самолёт.

3. На основе анализа конструкций космолётов предполагается создание концепции космоплана, оснащённого комбинированным компрессорно-прямоточным гиперзвуковым воздушно-реактивным и ракетным двигателем.

Библиографический список

1. Elibrary.ru: науч. электрон. библиотека: сайт. Москва, 2000. URL: http://www.elibrary.ru/download/elibrary_49242161_82325417.pdf(дата обращения: 16.04.2024)

2. Википедия: сайт. – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Skylon> (дата обращения: 16.04.2024)

3. Livejournal: сайт. – URL: (дата обращения: 16.04.2024) <https://is2006.livejournal.com/686339.html> (дата обращения: 16.04.2024)

4. Alternative History: сайт. – URL: [https://althistory.fandom.com/wiki/X-33_VentureStar_Program_\(Real_Hope_and_Change\)](https://althistory.fandom.com/wiki/X-33_VentureStar_Program_(Real_Hope_and_Change)) (дата обращения: 16.04.2024)

5. Википедия: сайт. – URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_XRS-2200 (дата обращения: 18.04.2024)

6. Википедия: сайт. – URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki/VentureStar> (дата обращения: 18.04.2024)

7. Википедия: сайт. – URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Scaled_Composites_White_Knight (дата обращения: 18.04.2024)

8. Википедия: сайт. – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/SpaceShipOne> (дата обращения: 18.04.2024)

9. Википедия: сайт. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Гибридный_ракетный_двигатель (дата обращения: 18.04.2024)
10. Engineering Wiki: сайт. – URL: <https://engineering.fandom.com/wiki/SpaceShipOne> (дата обращения: 24.04.2024)
11. dezeen: сайт. – URL: <https://www.dezeen.com/2008/08/03/virgin-galactic-unveils-whiteknighttwo/> (дата обращения: 24.04.2024)
12. Википедия: сайт. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/White_Knight_Two (дата обращения: 24.04.2024)
13. Википедия: сайт. – URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Scaled_Composites_White_Knight_Two (дата обращения: 24.04.2024)
14. Википедия: сайт. – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/SpaceShipTwo> (дата обращения: 24.04.2024)
15. Википедия: сайт. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Спейс_шаттл (дата обращения: 24.04.2024)
16. Военное обозрение: сайт. – URL: <https://topwar.ru/136809-programma-speys-shattl-cto-poluchilos-a-cto-net.html> (дата обращения: 24.04.2024)
17. Википедия: сайт. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/RS_25 (дата обращения: 24.04.2024)

УДК 621.454.2, 621.45.01, 621.45.015.4, 004.942

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЖРД С ТАРЕЛЬЧАТЫМ СОПЛОМ В СОСТАВЕ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ДЛЯ ВОЗДУШНОГО СТАРТА

Д.В. Волошин
Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

Выполнен анализ возможности применения жидкостных ракетных двигателей с тарельчатым соплом в составе ракет-носителей воздушного старта. Представлен расчёт профиля тарельчатого сопла для различной степени расширения

Ключевые слова: ракетный двигатель, тарельчатое сопло, жидкостный ракетный двигатель, воздушный старт, ракета-носитель

Введение

В связи с активным развитием аэрокосмических технологий возник существенный спрос на создание малых космических аппаратов в составе низкоорбитальных группировок. Для его успешной реализации, необходимо

создание ракет-носителей легкого- и сверхлёгкого класса, способных доставить полезную нагрузку на низкую околоземную орбиту (НОО).

Возможным вариантом осуществления надёжного и эффективного старта такого класса ракет-носителей (РН) является воздушный старт. Данный вид старта экономически выгоден и доступен, в сравнении с традиционными способами запуска РН. Под воздушным стартом понимается технология запуска ракеты-носителя с высоты работы второй ступени ракетного двигателя. Доставка РН на точку пуска осуществляется при помощи летательного аппарата, например – транспортным грузовым самолётом. Также технологии многоразовых ракет-носителей, в сочетании с другими способами повышения эффективности РН неизбежно окажут существенное влияние на рациональность использования ресурса РН [1].

Актуальность

Воздушный старт осуществляется с высоты начала работы второй ступени. В этом случае применение сопла Лавалья для многократного использования ракеты-носителя невозможно ввиду наличия нерасчётных режимов работы сопла на определённых высотах.

При возврате РН потребуется обеспечить глубокое дросселирование маршевого двигателя, который в случае с РН воздушного старта будет представлять собой жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) соплом Лавалья, высотность которого будет соответствовать второй ступени. В таком случае возможно возникновение режимов перерасширения при работе сопла в земных условиях, которые могут приводить к достаточно серьёзным последствиям вплоть до разрушения двигателя.

Избежать негативные явления, возникающие при работе ЖРД на нерасчётных режимах, можно избежать с помощью применения центрального тела [2] или тарельчатого сопла в его конструкции.

Тарельчатое сопло, изображенное на Рис. 1 в сравнении с соплом Лавалья позволяет улучшить либо энергетические, либо же массогабаритные характеристики ракетного двигателя, т.е. способно обеспечить увеличение удельного импульса с одинаковыми параметрами высоты, или уменьшение этих параметров, а также массы ЖРД при идентичных показателях удельного импульса.

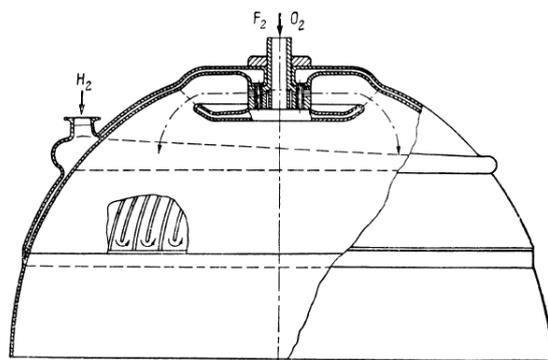


Рис. 1. Тарельчатое сопло

В качестве аналога для проектирования ЖРД выбран ракетный двигатель с тарельчатым соплом, разработанный в Конструкторском Бюро Химавтоматики, РД-0126 «Ястреб», изображённого на Рис. 2. Особенностью этого двигателя является то, что кольцевая камера сгорания развернута на 180 градусов. Вследствие этого в области критического сечения камеры нагрев компонента-охлаждителя происходит более эффективно. Камера ЖРД с тарельчатым соплом отличается большой площадью сечения сопла, а также сравнительно большой степенью расширения сопла [3].



Рис. 2. ЖРД РД-0126 «Ястреб»

На основе двигателя-аналога РД-0126, с применением методики профилирования тарельчатого сопла, указанной в [4], был получен газодинамический профиль. Исходные данные для построения газодинамического профиля тарельчатого сопла представлены в табл. 1. Схема ЖРД с тарельчатым соплом представлена на Рис.3.

Таблица 1

Исходные данные

Наименование	Обозначение	Значение
Горючее	СН ₄	Метан
Окислитель	О ₂	Кислород
Тяга ЖРД, Н	p_0	300000
Давление в камере сгорания, МПа	p_k	6
Кольцевое критическое сечение сопла, МПа	p_a	0,002
Массовый расход, кг/с	m	95.7

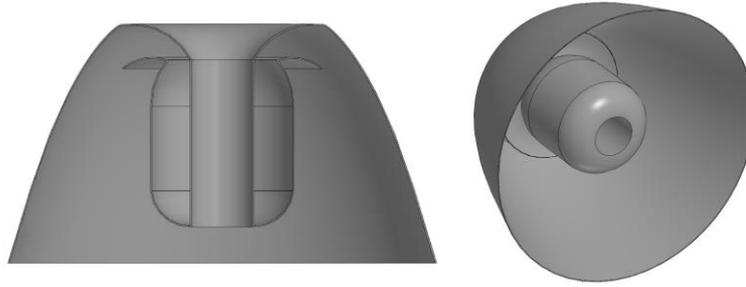


Рис. 3. Схема ЖРД с тарельчатым соплом

При различных расчётных давлениях окружающей среды, представленных в табл. 2, был рассмотрен газодинамический профиль тарельчатого сопла, предоставленного на Рис. 4.

По графику видно, что при уменьшении степени расширения по давлению, профиль уменьшается в длине и принимает конусообразный вид.

Таблица 2

Значения давлений в расчётных точках

Номер расчётного случая	Расчётное давление $P_n = P_a$, Па
1	200
2	500
3	1000
4	2000
5	4000
6	6000
7	8000
8	10000
9	15000
10	20000

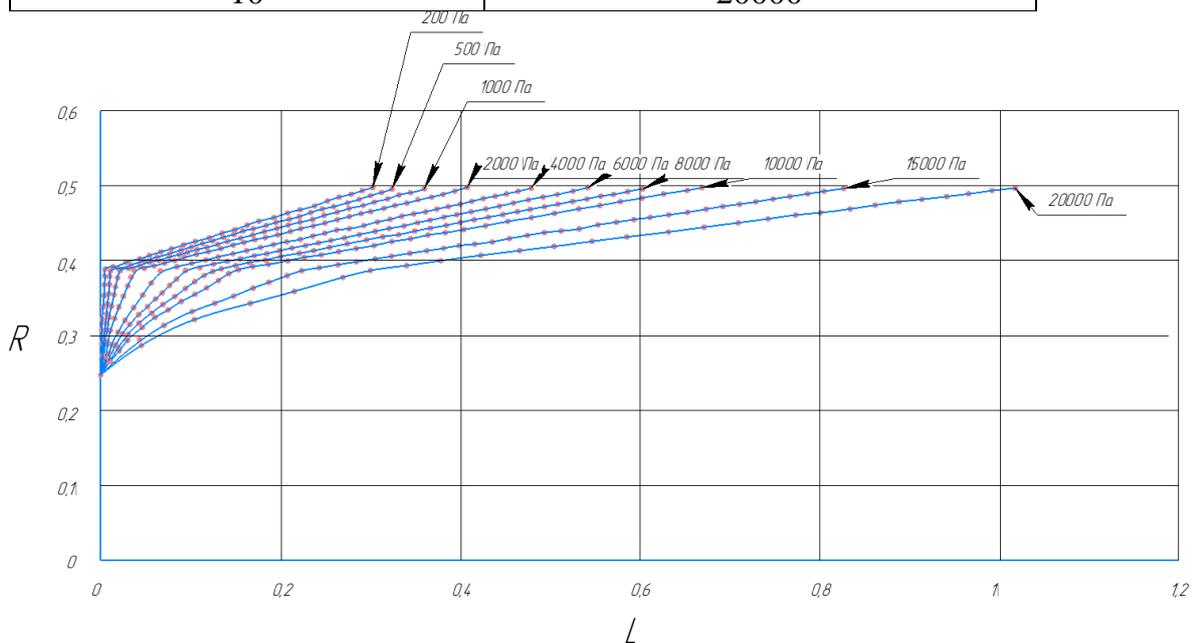


Рис. 4. Газодинамический профиль при разных атмосферных давлениях

Вывод

В работе рассмотрен жидкостный ракетный двигатель с тарельчатым соплом. Изучены конструктивные особенности двигателя, его принцип работы. На основе представленных данных был рассчитан и построен газодинамический профиль собственного жидкостного ракетного двигателя с тарельчатым соплом. Также был рассмотрен газодинамический профиль тарельчатого сопла при различных атмосферных давлениях [5].

Полученные результаты указывают на возможность применения ЖРД с тарельчатым соплом в качестве силовой установки РН с воздушным стартом. Дальнейшая проработка проекта целесообразна и требует уточнения исходных данных для проектирования и выбора конструктивных решений для рассматриваемой схемы ЖРД.

Библиографический список

1. Каргополов, Д.Д., Кольга, В.В. Разработка системы воздушного старта ракет / Д. Д. Каргополов, В. В. Кольга // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – Красноярск:, 2021. – С. 1–3.

2. Ваулин, С.Д., Хажиахметов, К.И. Жидкостные ракетные двигатели с центральным телом: состояние и перспективы С. Д. Ваулин, К. И. Хажиахметов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2021. – № . – С. 74–84.

3. Архипов, А. Б., Воинов, А. Л., Горохов, В. Д., Ефремов, Ю. А. Разработка и испытания уникальной камеры ЖРД РД-0126 "Ястреб" с разворотом потока в сопле на 180 градусов / А. Б. Архипов, А. Л. Воинов, В. Д. Горохов, Ю. А. Ефремов // Вопросы теории и практики инновационного развития науки и образования. – Воронеж:Заводские испытания КА и РН, 2012. – С. 1–6.

4. Скоморохов, Г. И., Косовягин, К. В. Расчет и 3D моделирование камеры ЖРД с тарельчатым соплом / Г. И. Скоморохов, К. В. Косовягин // Вопросы теории и практики инновационного развития науки и образования. – Пенза:Наука и просвещение, 2018. – С. 145–162.

5. Чванов, В. К., Старков, В. К. Использование сопел с центральным телом в компоновочных схемах многокамерных двигательных установок ракет-носителей / В. К. Чванов, В. К. Старков // – 2014. – № 31. – С. 69–89.

УДК 629.78

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА В КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

П.В. Логинова, Д.А. Еремейчук, С.А. Зыльков, Ю.А. Барановская

В статье рассматривается инновационная технология, которая использует солнечное излучение для генерации тяги и передвижения космических аппаратов без использования топлива – солнечный парус.

Ключевые слова: солнечный парус, космический аппарат, давление света.

Одной из наиболее важных проблем, с которой сталкивается человечество при проектировании межпланетных полетов, является обеспечение необходимого запаса энергетических ресурсов для полета. Для снижения расходов на топливо можно обратить внимание на возможность использования солнечных батарей и других возобновляемых источников энергии. Именно развитие солнечной энергетики способствовало совершенствованию спутниковой связи, освоению космоса и строительству международной космической станции. Однако солнечная энергия может быть преобразована и использована еще одним альтернативным способом, благодаря конструкции солнечного паруса (СП). Эта технология может способствовать будущим космическим путешествиям и расширению наших представлений о Солнце и Солнечной системе.

Принцип работы СП основан на явлении распространения солнечного света в пространстве. Фотоны, двигаясь через пространство, создают импульс, который передается отражающей поверхности паруса при попадании на неё света. Импульс, создаваемый фотонами, довольно слаб, но из-за отсутствия сопротивления в вакууме космический аппарат (КА) все равно приобретает движение в нужном направлении. Постоянное воздействие солнечного света на парус позволяет КА набирать ускорение со временем (рис. 1). В качестве источника света для паруса также может использоваться лазерная установка (земная или орбитальная). Недостатком использования СП можно считать невозможность движения по направлению к Солнцу.

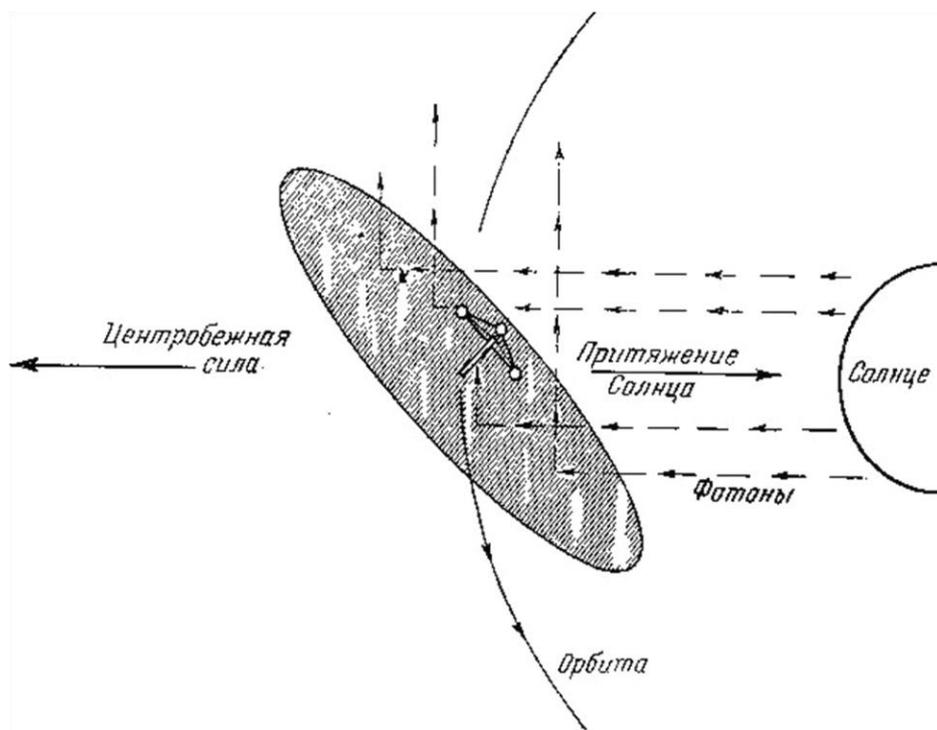


Рис. 1. Принцип работы СП

Из особенностей работы СП стоит отметить, что движение КА управляемо: благодаря активной системе управления ориентацией (ACS) можно изменять угол наклона паруса или центр масс, чтобы корректировать направление движения.

Идея использования давления солнечного света для продвижения КА в космосе была впервые предложена Константином Циолковским. Он также предложил использовать огромные зеркала, изготовленные из очень тонких листов, чтобы достичь космических скоростей с помощью этого давления солнечного света [2].

24 февраля 1993 года российский корабль "Прогресс М-15" впервые развернул СП в космосе в рамках проекта "Знамя-2". Задачей эксперимента было освещение земного участка отраженным светом из космоса.

Учеными из Японии создана модель СП с четырьмя лепестками и площадью 196 м², запущена в космос 21 мая 2010 года на аппарате IKAROS. 20 мая 2015 года с Космического центра имени Кеннеди был запущен первый частный спутник на СП «LightSail-1». Этот спутник был отправлен в тестовый полёт на «Атлас V», как попутная полезная нагрузка. После развёртывания 7 июня, «LightSail-1» успешно завершил свой полёт 14 июня.

Следующий проект – «LightSail-2» (рис. 2), разработанный Планетарным обществом, который имеет площадь 32 м², был запущен в июне 2019 года на ракете Falcon Heavy. Аппарат продержался на орбите более трёх лет, совершив за это время около 18 тыс. витков вокруг Земли и преодолев 8

миллионов километров. Однако 17 ноября 2022 года «LightSail-2» сгорел, войдя в плотные слои атмосферы Земли.



Рис. 2. Основные компоненты СП «LightSail-2»

Парусные аппараты рассматриваются как потенциальные средства для исследования внутренних планет Солнечной системы. Для продвижения к границам Солнечной системы, где солнечный свет становится менее интенсивным, разрабатываются проекты использования орбитальных лазеров, которые могут ускорить СП.

Их также можно использовать для изучения космических объектов, в том числе астероидов и комет. Парусный зонд может приблизиться к объекту, провести исследования и вернуться на Землю с данными, используя солнечный ветер для движения. Также с их помощью можно осуществлять "космическую уборку", собирая мусор на орбите и перемещая его в безопасное место [3]. Рефлектированный свет может быть полезен в случае аварий или стихийных бедствий. СП уже давно являются предпочтительным вариантом для миссий, которые могли бы нести системы раннего предупреждения для мониторинга солнечной погоды. Солнечные бури и выбросы корональной массы могут нанести значительный ущерб Земле, перегружая электросети, нарушая радиосвязь и воздействуя на самолёты и КА [1].

Использование СП сталкивается с проблемой неэффективности вблизи Солнца из-за высокой температуры и интенсивного излучения. В условиях космического пространства существует риск повреждения парусов микрометеоритами и другими частицами, что может привести к их поломке или ухудшению работы.

Также возникают сложности с управлением КА при использовании СП. Проблемы возникают из-за особенностей низкой гравитации и отсутствия атмосферы, что требует наличия дополнительных систем управления и сложных алгоритмов для точного маневрирования. Кроме того, из-за большого размера СП могут оказаться неудобными для применения в некоторых миссиях, создавать трудности с их развертыванием и свертыванием [4].

Использование СП позволяет существенно сэкономить топливо на борту КА, так как его движение осуществляется за счет солнечного излучения. Это может быть особенно полезно при длительных космических миссиях, где ограниченные запасы топлива являются проблемой. Экономия топлива может существенно сократить операционные издержки и повысить рациональность использования СП.

В целом, экономическая целесообразность использования СП в конструкции КА зависит от конкретных условий и требует дополнительного изучения. Однако, с учетом потенциала СП для экономии топлива, его использование может быть экономически оправданным и даже превосходить использование альтернативных источников энергии [5].

В заключение можно сказать, что СП - одно из самых перспективных средств для передвижения в космосе, что обязательно сыграет ключевую роль в полетах на дальние расстояния. Они могут предоставить «бесплатную» энергию для передвижения КА, значительно увеличить длительность миссий и расширить границы исследования космоса, обладая высокой эффективностью и достаточной компактностью. Однако, их применение требует дополнительных исследований и технического развития для усовершенствования конструкции, обеспечения надежности и долговечности таких систем.

Библиографический список

1. Мироненко, А. О. Солнечный парус: перспективы использования / А. О. Мироненко // Вестник Амурского государственного университета. Серия: Гуманитарные науки. – 2018. – № 80. – С. 93–96.
2. Поляхова Е.Н. Космический полёт с солнечным парусом: проблемы и перспективы. М.: Изд-во "Книжный дом "ЛИБРОКОМ", 2011. – 304 с.
3. Поляхова Е.Н., Коблик В.В. Солнечный парус – фантастика или реальность космоплавания? – М.: ЛЕНАРД, 2016. – 228 с.
4. Сидоренко, Т. А., Курдинова, А. В., Кубриков, М. В. Недостатки солнечного паруса во внешней солнечной системе / Т. А. Сидоренко, А. В. Курдинова, М. В. Кубриков // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2012. – № 8. – С. 65–66.

5. Селимова, Р. Л. Миссии солнечного паруса / Р. Л. Селимова, Е. А. Трегуб // Труды LV чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского.: материалы докладов LV Научных чтений, Калуга, 16 сентября 2020 года. – Казань: Казанский (Приволжский) федеральный университет, 2021. – С. 205–211.

УДК 621.45.05

СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ И СТАБИЛЬНОСТИ РАБОТЫ ТУРБОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Меньшенин Е.Е.

Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

В работе описаны способы повышения эффективности работы ТНА, способы увеличения ресурса некоторых его узлов и деталей. Описаны, как и существующие, так и концептуальные способы, которые могут быть применены при создании ТНА для двигателей многообразных ракет носителей.

Ключевые слова: турбонасосный агрегат, жидкостный ракетный двигатель, компоненты топлива, газогенератор, охлаждение лопаток.

Введение

В настоящее время ЖРД с насосной системой подачи являются самыми мощными и технически совершенными в современном двигателестроении. С момента первого применения турбонасосные агрегаты (ТНА) в конструкции ЖРД и по настоящее время проектирование и технологии его производства всё время совершенствовались. Инженеры увеличивали ресурс и стабильность работы ТНА, а также повышали его мощность и эффективность.

ТНА – агрегат системы подачи жидких компонентов ракетного топлива или рабочего тела в ЖРД или жидкого топлива в некоторых авиационных двигателях [1].

ТНА чаще всего состоит из: турбины (нужна для преобразования кинетической энергии газа во вращательную энергию ротора), двух или одного насосов (для перекачивания компонентов топлива из баков в двигатель).

Сама по себе конструкция ТНА, его параметры и технологии изготовления агрегата зависят от типа ЖРД, условий его использования. Для разных типов ЖРД могут быть применимы разные способы увеличения эффективности и надежности ТНА.

Одними из определяющих показателей совершенства конструкции ТНА являются: удельная масса (масса ТНА в кг, отнесённая к тяге двигателя в тс) и относительная масса (отношение массы ТНА к его мощности) [1].

Повышение температуры генераторного газа

Увеличить тягу ЖРД можно с помощью повышения температуры газа в газогенераторе. Это позволяет увеличить давление в камере сгорания, а также и удельную мощность ТНА (отношение мощности ТНА к его расходу топлива). Достичь необходимой температуры можно путем определенного соотношения компонентов топлива в ЖГГ (жидкостном газогенераторе).

В однокомпонентном газогенераторе, например у РД-107, где в качестве рабочего тела турбины используется газ, получаемый при каталитическом разложении пероксида водорода, для повышения температуры газа необходимо использовать более эффективный катализатор или большее количество рабочего тела.

Несмотря на эффективность такого способа, особенно для ЖРД, выполненных по открытой схеме газогенерации, повышение температуры генераторного газа повышает тепловые нагрузки на элементы турбины ТНА [1].

Повышение частоты вращения ротора ТНА

Повышение частоты оборотов ротора ТНА влечет за собой увеличение тяги ракетного двигателя (за счет увеличения давления в камере сгорания) и, как следствие снижение относительной массы ТНА.

Необходимость в этом способе появилась тогда, когда в ЖРД с дожиганием начали использовать полный расход одного из компонентов топлива. Давление в турбине у таких ТНА выше, чем давление в камере сгорания двигателя. Поэтому, чтобы этого давления достичь, но при этом не получить слишком большой и тяжелый ТНА, возникла необходимость в повышении частоты вращения его ротора.

За относительно небольшой период (с 50-х по 60-е года) частота вращения ротора у ТНА возросла в несколько раз, что позволило сделать большой скачок в развитии ЖРД. Повышение давления в камере сгорания ЖРД таким методом позволило повысить тяговые параметры двигателя в несколько раз.

Однако, данный способ сильно повышает нагрузку на подшипники ротора, на уплотнения, на корпус ТНА и, непосредственно, на сам ротор [1].

Повышение надежности и ресурса работы ТНА

В современном ракетостроении уже появились многоразовые ракеты носители с возвращаемым ракетным блоком 1-ой ступени, а многоразовые космические корабли, например такие как Буран эксплуатировались еще в 20 веке. Чтобы уменьшить время и затраты на подготовку к повторному запуску, двигатели и его вспомогательные агрегаты у таких ступеней должны обладать большим ресурсом. Например, советский РД-170 для ракеты-носителя (РН) «Энергия» аттестован для 10 запусков, а на одном из специально проводимых испытаний был установлен ресурс в 2520 секунд.

Для ресурсного двигателя необходим ресурсный ТНА. Согласно статистике около 70% аварий при отработке двигателя происходят из-за турбонасосного агрегата. Поэтому, как уже было сказано выше, повышение энергетических характеристик ТНА требует высокой прочности, коррозионной стойкости и устойчивости к динамическим нагрузкам от всех его элементов [2].

Поэтому большинство деталей ТНА изготавливаются из высокопрочных сплавов, которые смогут выдерживать такие нагрузки. Например, основные детали насоса окислителя изготавливаются из высокопрочной нержавеющей стали и никелевых сплавов, а насосов горючего из титановых сплавов. Такое решение не только повышает прочность насосов, но и увеличивает их коррозионную стойкость. Сплавы, которые используются для изготовления турбины, легируются такими металлами как: ванадий, молибден и никель. Это увеличивает жаропрочность турбины и ее корпуса. Высокая прочность и качество рабочих колес турбин и насосов обеспечивается применением технологии порошковой металлургии; для изготовления ряда сложных деталей применяется также электроэрозионная обработка. В целом при изготовлении ТНА используется практически весь спектр современных технологий [3, 4].

При создании ТНА для первых ЖРД инженеры столкнулись с кавитацией, возникающей на входе в насосы горючего и окислителя. Кавитационная эрозия вызывает разрушение насосов, а также снижает эффективность их работы. Для борьбы с кавитацией инженеры применяют в конструкции дополнительные системы подпитки и шнеки на входе компонента в насос. Могут применяться различные защитные напыления, например газотермическое напыление сплавов на основе кобальта. Такие напыления защищают детали ТНА не только от кавитации, но и от коррозии и износа. Также, высоким нагрузкам подвергаются подшипники ротора ТНА, эти элементы обладают не очень небольшим ресурсом, на них действуют различные осевые и радиальные силы. Разгрузить подшипник от этих сил или уменьшить их, помогает высокоточная балансировка ротора. Увеличить надежность и ресурс подшипников помогает использование композиционных материалов на основе керамики. В современных ТНА используются гибридные подшипники. Такие подшипники более быстроходные и долговечные, чем аналоги из стали, менее чувствительные к перепадам температур, а также могут работать при дефиците или полном отсутствии смазочного материала. В некоторых иностранных ТНА уже применяются гибридные подшипники. Вероятно, такое конструктивное решение будет применяться и в отечественной космонавтике [5, 6].

Особенно сильно при работе ТНА нагружены его уплотнения. Они должны на протяжении всей работы двигателя ограждать компоненты топлива и генераторный газ друг от друга, ведь некоторые топливные пары при

смешивании самовоспламеняются (например, АТ и НДМГ), а некоторые образуют взрывоопасную смесь (например, кислород и водород), а также должны предотвращать утечки в окружающую среду. К тому же уплотнения играют некую роль теплоизолятора, например ограждают высококипящий компонент от горячего газа в турбине, а также используются в качестве вспомогательных опор ротора. Для того чтобы избежать этого были разработаны различные динамические, импеллерные, щелевые и прирабатывающиеся уплотнения, которые способны работать при больших перепадах давления и температуры [5, 7].

Например, лабиринтные и сотовые уплотнения относятся к типу щелевых уплотнений, они нашли ограниченное применение в ТНА, т. к. они могут вызвать динамическую неустойчивость ротора. Лунковые и рифленые уплотнения имеют пониженные утечки среды и повышенное радиальное гидродинамическое усилие, однако ввиду своей сложности и дороговизны практического применения в ТНА они пока не нашли.

Большинство уплотнений ТНА имеют небольшой ресурс и требуют замены после полета. Для того, чтобы эти замены можно было производить, необходимо предусмотреть это при разработке самого ТНА, однако такое решение усложнит конструкцию и неизвестно, как это повлияет на ее прочность.

Охлаждение лопаток турбины ТНА

Существует идея – для повышения ресурса и энергоэффективности ТНА предлагается использование охлаждения рабочих лопаток турбины. Охлаждение лопаток турбины происходит за счёт создания внутри них специальных каналов определённого профиля и прокачивания через эти каналы одного из компонентов топлива. Например, насос горючего перед тем, как прокачать компонент в рубашку охлаждения прокачивает его внутрь ротора, там оно пройдет через каналы лопаток и заберет у них тепло, а оттуда горючее поступит уже в рубашку охлаждения. Или же в конструкцию можно ТНА включить отдельный насос, который будет прокачивать компонент через лопатки, а потом этот компонент направляется к основному насосу или в газогенератор.

Такое решение позволит не только увеличить ресурс и надежность ТНА, но и должно уменьшить теплотери в турбине и даст возможность повысить температуру в ЖГГ, что в свою очередь увеличит эффективность агрегата. Охлаждение рабочих лопаток турбины уже широко применяется в реактивной авиации. Однако, специальные каналы, для подведения хладагента могут негативно повлиять на прочность ротора. Такой ротор необходимо изготавливать из высокопрочных сплавов, которые смогут выдерживать большие нагрузки, возникающие на высоких оборотах (вплоть до 100000 об/мин), а для создания каналов нужны специальные станки и оборудование, которые смогут изготовить канал нужного сечения. Изготовить

ротор подобного типа можно будет с помощью высокоточного литья или с помощью аддитивных технологий. Это увеличит стоимость и сложность изготовления.

Вывод

Современные турбонасосные агрегаты имеют достаточно большой ресурс, исчисляемый тысячами секунд. Применение порошковой металлургии для изготовления основных деталей ТНА, применение гибридных подшипников и сложных динамических уплотнений в его конструкции, а также охлаждение рабочих лопаток турбины должны существенно увеличить эффективность и ресурс работы турбонасосного агрегата, а, следовательно, и получить возможность его многократного использования.

Библиографический список

1. Иванов В.К., Кашкаров А.М., Ромасенко Е.Н., Толстикова Л.А. Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО Энергомаш ISSN 0869-6772. Конверсия в машиностроении - 2006. №1.
2. Дмитриенко А.И., Иванов А.В. Некоторые вопросы обеспечения многократности использования ТНА ЖРД - 2020 С.117–143.
3. Иванов А. Н. Гидродинамика развитых кавитационных течений. Л.: Судостроение, 1980. 237 с.
4. Перник А. Д. Проблемы кавитации. 2-ое изд. Л.: Судостроение, 1966. 435 с.
5. Иванов А. В. Перспективы применения гибридных подшипников в опорах роторов ТНА. Московский авиационный институт С. 49–50.
6. Зрелов В.А., Мелентьев В.С. Опоры роторов турбонасосных агрегатов. Издательство Самарского университета – 2022.
7. Иванов А.В., Коробченко В.А., Шостак А.В. Конструкция и проектирование уплотнений проточной части насосов и турбин ТНА ЖРД. Воронежский технический университет – 2006.

УДК 536.2 4.083, 621.45.038.3, 621.452.3

ПРАКТИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ МИКРО-ТРД: ОСОБЕННОСТИ И НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ

*И.В. Зинченко, В.А. Миля
Научный руководитель: К.И. Хажиахметов*

В работе рассмотрены характерные особенности проектирования микро-ТРД. Приведены примеры их влияния на облик

конструкции. Рассмотрены перспективы развития и основные этапы проектирования.

Ключевые слова: микро-ТРД, проектирование, размерность.

Введение

Разработка полноразмерного ТРД сопряжена с решением множества задач. Вместе с уменьшением размерности двигателя возникает целый ряд новых проблем. Соответственно, работа над микроразмерным двигателем осложнена и предполагает учёт связанных с его размерностью особенностей. Это сказывается на всём процессе их разработки.

Между возникновением потребности в новом двигателе, высказыванием идеи его создания и непосредственным вводом в эксплуатацию проходит длительный и трудоёмкий процесс его разработки. Двигатель последовательно проходит этапы проектирования, опытные мероприятия, доводки и прохождения сертификационных испытаний. Почти на каждом из этих этапов заметно сказывается его размерность. Она усложняет начальный этап выбора допустимого диапазона рабочих параметров проектируемого двигателя, налагает строгие ограничения на его конструкцию и возможности его модификации, вносит особенности в проведение опытных мероприятий.

Таким образом, процессы разработки микро- и полноразмерного ТРД различаются. Особенно эти отличия проявляются на этапе проектирования, где размерность двигателя ставит перед инженерами новые задачи.

Трудности, обусловленные размерностью двигателя

Малая размерность двигателя создаёт характерные трудности при его проектировании. Важно точно определить размерность рассматриваемого двигателя. В прошлом это определение ограничивалось указанием его тяги и расхода воздуха. Но этот подход не позволял обозначить чёткие границы между двигателями различных размерностей. На данный момент между исследователями нет полного согласия в методе определения размерности, однако многие принимают за её характеристику значение приведённого по параметрам на выходе из компрессора расхода $G_{В\text{ ПР}}$ [1]. Ввиду различия способов определения размерности различные исследователи могут называть один и тот же двигатель как микро-, так и малоразмерным.

Трудности, возникающие при понижении размерности, сказываются на проектировании двигателя. Так, уменьшение абсолютных размеров всей силовой установки влечёт рост влияния относительных величин на рабочий процесс и его организацию, препятствует использованию традиционных узлов, вынуждает принимать нестандартные конструкторские решения в ущерб эффективности. Наиболее заметно размерность отражается на КПД лопаточных машин двигателя, охлаждение которых существенно осложняется. Проектировщик должен учитывать особенности эксплуатации и технологии изготовления деталей двигателей малой размерности для обеспечения прочности, экономичности и прочих важных при проектировании

факторов. Перечисленные проблемы являются общими для микро- и мало-размерных ГТД [2 – 6].

Проектирование микро-ТРД

1. Процесс проектирования микро-ТРД.

Проектирование микро-ТРД разделяется на следующие этапы:

- Предварительное;
- Эскизное;
- Техническое.

Предварительное включает формирование технического задания, технического предложения, обоснование необходимости разработки и выбор оптимальных параметров будущего двигателя.

На этом этапе принимаются наиболее важные решения, во многом определяющие эффективность разрабатываемого двигателя. При этом возникает необходимость работы с неполными или совсем не определёнными проектными данными. В начале процесса проектирования не ясен в полной мере облик будущего двигателя и его характеристики. На этом этапе его эффективность определяется, главным образом, основными параметрами рабочего процесса [7].

Особенности размерности на предварительном этапе проектирования проявляются в его усложнении по отношению к аналогичному этапу при создании полноразмерного двигателя. В условиях неопределённости необходимого результата проектировщик вынужден самостоятельно выбирать диапазон проектных значений параметров работы двигателя и определять его схематический облик. Это осложняется тем, что области сочетания отдельных параметров и конструктивных элементов, обеспечивающие высокоэффективный режим работы для двигателей малой размерности значительно меньше, а порой и вовсе не существуют там, где такие области для полноразмерных двигателей находятся [5]. Подобные осложнения вынуждают проектировщика сознательно избирать малоэффективные технические решения. Вместе с выбором рациональных параметров двигателя проектировщик на предварительной стадии также вынужден самостоятельно определять критерии эффективности будущего двигателя, некоторым образом зависящие от выбранных за ориентировочные параметров будущего двигателя, таких как степень повышения давления в компрессоре или температура газа перед турбиной [8, 9].

Продуктивным инструментом изучения рабочего процесса будущего двигателя для избрания начальных условий проектирования является математическое моделирование, достигшее высокого уровня и позволяющее исчерпывающе описать такую сложную систему, как турбореактивный двигатель. Так, математические модели, предложенные разными авторами, дают результаты, отличающиеся на 0,2–0,5% [7]. Математическое моделирование микро размерных ТРД затруднено наличием дополнительных

функциональных связей между размерностью двигателя и основными техническими данными. Процесс моделирования микро-ТРД описан в [7, 10]. Кроме математического моделирования на этом этапе используют системы автоматизированного проектирования, проводящие многокритериальный анализ эффективности создаваемого двигателя с учётом его размерности. Как правило, такие системы используются только на предварительном этапе проектирования.

В ходе работы проектировщик, выбравший основные параметры работы двигателя и оценивший КПД его узлов, создаёт несколько вариантов двигателя и выбирает оптимальный. Этот процесс описан в исследовании [11].

Сформированный в ходе предварительного проектирования облик микро-ТРД не является окончательным и в ходе дальнейшего проектирования должен уточняться.

На последующих этапах эскизного и технического проектирования становятся определёнными использованные компоновка и конструкция двигателя, его основные характеристики.

Наиболее общим результатом проектирования микро размерного ТРД становится применение центробежного компрессора, как особенно устойчивого к уменьшению размерности в сравнении с другими компрессорами [7]. К тому же, предпочтение ЦБК осевому или осецентричному компрессорам позволяет уменьшить габариты двигателя. Остальные конструктивные элементы микро-ТРД в зависимости от целей, поставленных командой проектировщиков, могут отличаться у различных двигателей.

2. Практика проектирования микро-ТРД.

Исследовательские группы, занимавшиеся разработкой микро размерных ТРД, сталкивались с такими проблемами, обусловленными размерностью, как: теплоперенос из горячей в холодную часть двигателя из-за малых его масштабов; низкие КПД лопаточных машин микродвигателя; затруднения технологии производства и обеспечения прочности малых деталей, таких, как подшипники, выходявшие из строя при больших частотах оборотов турбины и другие.

Группой университета Тохоку разрабатывался двигатель с $\pi_k = 3$, $T_r = 1323\text{K}$. В процессе работы над двигателем несколько раз менялся диаметр ЦБК с целью достижения необходимой мощности при малых масштабах. Расположение генератора было выбрано оптимальным для роторно-динамических характеристик двигателя. Его компоненты (рис.1, а) были изготовлены с помощью ЧПУ обработки. Была разработана система из нескольких газодинамических подшипников, успешно выполнявшая свою работу при оборотах менее 360 000 об/мин, обеспечивая мощность менее 100 Вт [12, 13].

Группа Стэнфордского университета применила в своей работе новый технологический процесс производства жаростойких маломасштабных

роторов и валов из нитрида кремния MOLD SDM. Этот метод оказался не-технологичным. Изготовленные детали были геометрически неточны. Разработанный двигатель не смог достичь предполагаемой мощности, обеспечив лишь половину расчётной частоты вращения ротора. Однако идея изготовления малоразмерных лопаточных машин из новых материалов является перспективной (рис. 1, б) [14, 15].

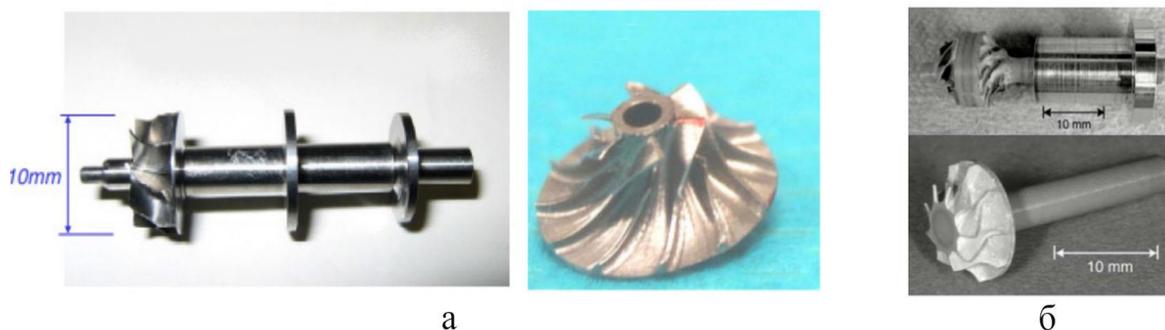


Рис. 1. Роторы компрессоров двигателей:
а) разработки группы университета Тохоку;
б) группы Стэнфордского университета

Рассмотренные двигатели являются экспериментальными. Основной целью исследователей было дальнейшее уменьшение размерности микродвигателей.

Других исследователей интересуют вопросы, традиционные для ТРД: повышение экономичности двигателя, понижение выбросов и шума, изучение методов управления вектором тяги [16 –18].

Заключение

Как одни из самых простых представителей ГТД, ТРД крайне востребованы в авиации. Так же велико значение в авиации их малоразмерных версий. 14 фирм занимается производством более чем 50 различных малоразмерных ТРД [7], некоторые из которых производятся с середины прошлого столетия. За время своего существования малоразмерные ТРД прошли несколько технологий создания, начиная с технологии «больших двигателей», заключающейся в применении методов проектирования полноразмерных ТРД. Постепенно инженерное сообщество выработало новые методы разработки таких двигателей. На данный момент решается проблема разработки теории проектирования микро размерных двигателей. Эта проблема осложняется фактором оптимальности выбранного облика двигателя. В зависимости от целей, поставленных перед будущим двигателем, он может иметь различный вид. Большую сложность в работу вносят масштабы микро размерных двигателей. Перед исследователями стоит задача сбора

экспериментальных данных о микродвигателях, проведения статистического анализа существующих микро-ТРД.

Библиографический список

1. Григорьев, В. А. О размерности авиационных ГТД / В. А. Григорьев // Актуальные проблемы технических наук: сборник статей Международной научно-практической конференции, Уфа, 10 апреля 2015 года / Ответственный редактор: Сукиасян Асатур Альбертович. – Уфа: ООО «Аэтерна», 2015. – С. 61–65.

2. Кузьмичев, В. С. Особенности компьютерного моделирования рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей / В. С. Кузьмичев, А. Ю. Ткаченко, Я. А. Остапюк // Проблемы и перспективы развития двигателестроения : материалы докладов международной научно-технической конференции, Самара, 22–24 июня 2016 года. Том Часть 1. – Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2016. – С. 167–169.

3. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей / В. А. Григорьев, А. В. Ждановский, В. С. Кузьмичев [и др.]. – 2-е издание, дополненное и исправленное. – Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2009. – 202 с. – ISBN 978-5-7883-0714-5.

4. Ланский, А. М. Особенности формирования полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей / А. М. Ланский, С. В. Лукачев, С. Г. Матвеев // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2010. – № 1(21). – С. 155–160.

5. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности / В. П. Лукачев, А. М. Ланский, В. Ю. Абрашкин [и др.] // Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), 1998. – С. 11–39.

6. Wang, Wenhao & He, Lidong & Sun, Yang & Wang, Zijian & Zhang, Hua & Bao, Qiaoqiao & Xingyun, Jia & Dong, Huaiyu. (2022). Research on new integral squeeze film damper vibration control of micro turbojet engine at high speed. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*. 40. 10.1515/tjj-2022-0032.

7. Малоразмерные авиационные газотурбинные двигатели: учебное пособие / В. А. Григорьев, В. С. Кузьмичев, В. А. Зрелов [и др.] ; под редакцией В. А. Григорьева, А. И. Ланшина. – 2-е изд., доп. – Самара: Самарский университет, 2022. – 452 с.

8. Ashry, Mahmoud & Khalil, Mohamed & Shehata, Ahmed. (2019). Modeling of Micro Turbojet Engine. 10.2514/6.2019-3911.
9. Григорьев, В. А. Предварительный выбор значений параметров рабочего процесса малоразмерного ТРД / В. А. Григорьев, Д. С. Калабухов // Актуальные проблемы технических наук: Сборник статей Международной научно-практической конференции, Уфа, 10 апреля 2015 года / Ответственный редактор: Сукиасян Асатур Альбертович. – Уфа: ООО «Аэтерна», 2015. – С. 65–68.
10. Ростопчин, В. В. Анализ конструкции, газодинамический расчет и оценка эксплуатационных характеристик микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов / В. В. Ростопчин, А. С. Кирпичев, С. М. Каленский // Наукоемкие технологии. – 2008. – Т. 9, № 3. – С. 59–65.
11. Обоснование облика ультрамикроразмерного двигателя в составе гибридной силовой установки / В. В. Еременко, И. Р. Гарипов, М. О. Горюхин [и др.] // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2022. – Т. 26, № 4(98). – С. 16–28. – DOI 10.54708/19926502_2022_2649816.
12. Tanaka Shuji, Hikichi Kousuke & etc. (2007). World's smallest gas turbine establishing brayton cycle. 7th International Workshop on Micro and Nanotechnology for Power Generation and Energy Conversion Applications (PowerMEMS 2007).
13. Tanaka, Shuji & Isomura, Kousuke & Togo, Shin-ichi & Esashi, Masayoshi. (2004). Turbo test rig with hydroinertia air bearings for a palmtop gas turbine. Journal of Micromechanics and Microengineering. 14. 1449. 10.1088/0960-1317/14/11/003.
14. Kang S. Microscale radial-flow compressor impeller made of silicon nitride: manufacturing and performance /S. Kang, et al. // Journal of engineering for gas turbines and power. 2004. Vol. 126, No. 2. P. 358–365
15. Kang S. Fabrication of functional mesoscopic ceramic parts for micro gas turbine engines: Diss. Abstr. Stanford University, 2002. 149 p.
16. Cican Grigore, Frigioescu Tiberius-Florian, Crunteanu Daniel-Eugeniu, Cristea Laurentiu (2023). Micro Turbojet Engine Nozzle Ejector Impact on the Acoustic Emission, Thrust Force and Fuel Consumption Analysis. Aerospace. 10. 162. 10.3390/aerospace10020162.
17. Cican Grigore, Deaconu Marius, Crunteanu Daniel-Eugeniu (2021). Impact of Using Chevrons Nozzle on the Acoustics and Performances of a Micro Turbojet Engine. Applied Sciences. 11. 5158. 10.3390/app11115158.
18. Chi, Shaoqing & Gu, Yunsong & Gong, Dongsheng & Li, Linkai. (2022). Investigation of thrust vector angle control law based on micro-turbojet engine. AIP Advances. 12. 085224. 10.1063/5.0098654.

СЕКЦИЯ 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 629.765

БОРТОВАЯ СИСТЕМА СБОРА ДАННЫХ И УПРАВЛЕНИЯ МОДЕЛЬЮ РАКЕТЫ

А.В. Вялков

Научный руководитель: П.О. Шабуров, к.т.н.

В работе представлены системы координат, а также для определения движения и положения ракеты, соответствующие им координаты. Приведен пример бортовой системы сбора данных используемая в моделировании ракеты.

Ключевые слова: системы координат, ракета, датчики, модель ракеты.

Для сопоставления теории и практики в полетах ракет, ключевые параметры полета фиксируются электронными устройствами. "Altimeter Two" [3] – это компактный барометрический высотомер, регистрирующий основные характеристики полета, но с ограничениями по функционалу и высокой стоимостью. "ComFly-030" записывает данные полета на всем его протяжении, позволяя анализировать их на компьютере.

Ракетный полет требует отслеживания движения ракеты относительно земли и воздуха. Используются различные системы координат, включая земную, траекторную, скоростную и связанную, чтобы определить положение ракеты в пространстве. Эти системы соответствуют ГОСТ 20058-80, являются прямоугольными и правосторонними, с положительными углами и угловыми скоростями, указывающими на вращение против часовой стрелки [1].

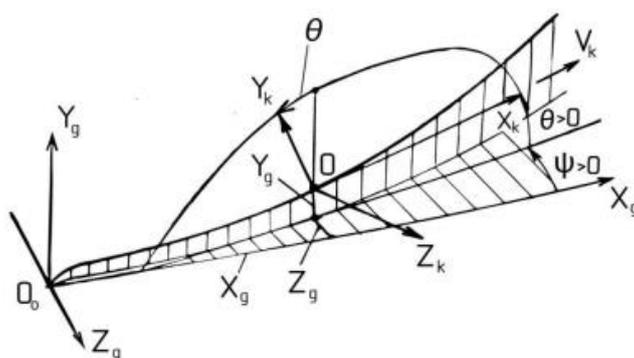


Рис. 1. Земная система координат

Земная система координат $O_oX_gY_gZ_g$ фиксирована относительно Земли, с началом в точке запуска ракеты на уровне моря (рис. 1). Оси, принадлежащие этой плоскости, направлены: горизонтально в сторону запуска – O_oX_g ; вертикально вверх – O_oY_g ; перпендикулярная этой плоскости – O_oZ_g .

Траекторная система координат $OХкYкZк$ связана с движением ракеты, начало в её центре масс, и выровненной вдоль скорости ракеты осью $OХк$. Перпендикулярные скорости и расположенные в вертикальной и горизонтальной плоскостях соответственно оси – $OYк$ и $OZк$. Благодаря координатам X_g, Y_g, Z_g и углам Ψ, Θ (где X_g – горизонтальное расстояние до ракеты, а Y_g – её вертикальная координата, примерно равная высоте полета (рис. 2), определяется положение траекторной системы.

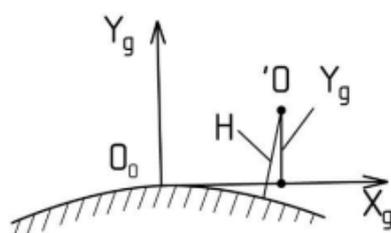


Рис. 2. Траекторная система координат

Отображает смещение ракеты от её исходной вертикальной плоскости – координата Z_g . Ψ (угол пути) определяет направление движения ракеты по горизонтали, в то время как Θ (угол наклона траектории) указывает на вертикальное направление её движения. Скорость ракеты V_k в точке O может быть выражена через её компоненты X_g, Y_g, Z_g или через углы Ψ и Θ . Эти координаты и углы помогают анализировать движение ракеты и влияние на неё различных сил. При описании движения ракеты в атмосфере применяются связанная и скоростная системы координат. Связанная система $OXYZ$ связана с ракетой и располагается в её центре масс (рис. 3).

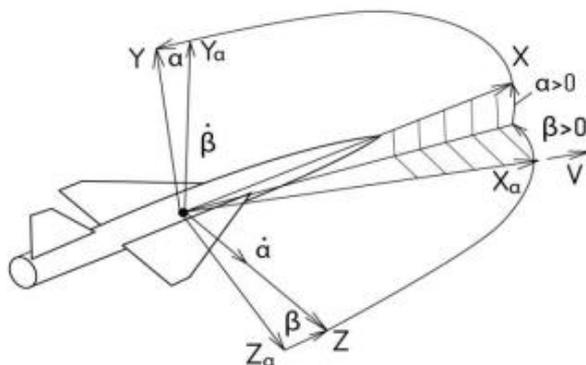


Рис. 3. Связанная система координат

Ось, расположенная вдоль передней части ракеты – OX , перпендикулярная ей и которая лежит в плоскости ракеты – ось OY , а OZ перпендикулярна OY и направлена к правому крылу. Положение ракеты можно определить координатами X_g, Y_g, Z_g (см. рис. 1) и углами φ, ψ, γ (рис. 4), которые измеряются относительно земли и не всегда совпадают с направлением полета. Углы важны для определения направления тяги двигателя. Система координат ракеты вращается относительно земной с угловой скоростью ω , состоящей из угловых скоростей $\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ и их проекций на оси системы координат.

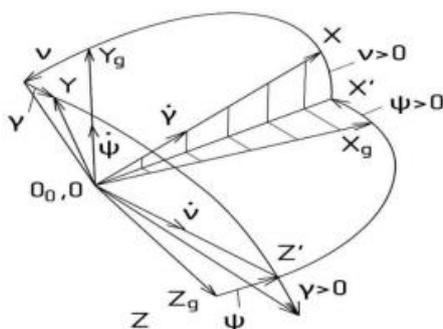


Рис. 4. Положение связанной системы координат относительно земной

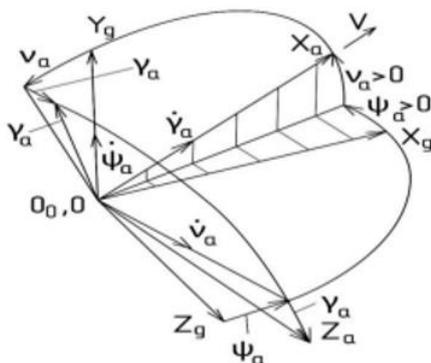


Рис. 5. Скоростная система координат

Скоростная система координат $OX_a Y_a Z_a$ ориентирована по вектору воздушной скорости ракеты, с началом в её центре масс. Ось OX_a совпадает с направлением скорости, OY_a лежит в плоскости ракеты и перпендикулярна OX_a , а OZ_a перпендикулярна плоскости $X_a OY_a$ и направлена к правому крылу (рис. 5).

При изучении дифференциальных уравнений особенно интересными являются их приложения [2].

$$MV\dot{\varphi} = (P - X_{\text{упр}}) \sin \varphi + Y - Mg \cos \nu + Y_{\text{упр}} \cos \gamma$$

Данное уравнение объединяет уравнение Мещерского и формулу Циолковского, создавая единое уравнение для траектории полета ракеты. Подставляя в него расчетные данные и решая его, мы можем теоретически

прогнозировать полет. В данном уравнении P обозначает силу тяги, $X_{упр}$ – управляющую силу реактивной струи по оси X , $Y_{упр}$ – управляющую силу реактивной струи по оси Y , M – массу ракеты, а $V\phi$ – нормальное ускорение, направленное к центру кривизны [4].

Создание бортовой системы для ракетного аппарата представляет собой ключевую инженерную задачу, ведь именно она позволяет собирать ценные данные во время полета, способствующие оптимизации конструкции ракеты. В качестве центрального узла этой системы выбран микроконтроллер Arduino Nano за его доступность и компактные размеры, что делает его идеальным для использования в качестве основного элемента [5]. Этот микроконтроллер, являясь частью широкого семейства Arduino, отличается малыми габаритами, что позволяет эффективно интегрировать его в бортовую систему. Согласно разработанной схеме (рис. 6), во время полета микроконтроллер способен выполнять следующие функции:

- Получение данных от модуля GY-91, который включает в себя MPU-9250 и BMP280, обеспечивая функции трехосевого гироскопа, акселерометра, магнитометра и датчика давления;
- Считывание показаний с цифрового температурного датчика DS18B20, подключенного через внешнее питание и резистор на 4.7 кОм;
- Прием данных от GPS-приемника uBlox Neo 6M с активной антенной.

Кроме того, система способна записывать информацию на SD-карту и осуществлять передачу данных через трансивер nRF24L01, подключенный с помощью специального адаптера питания.

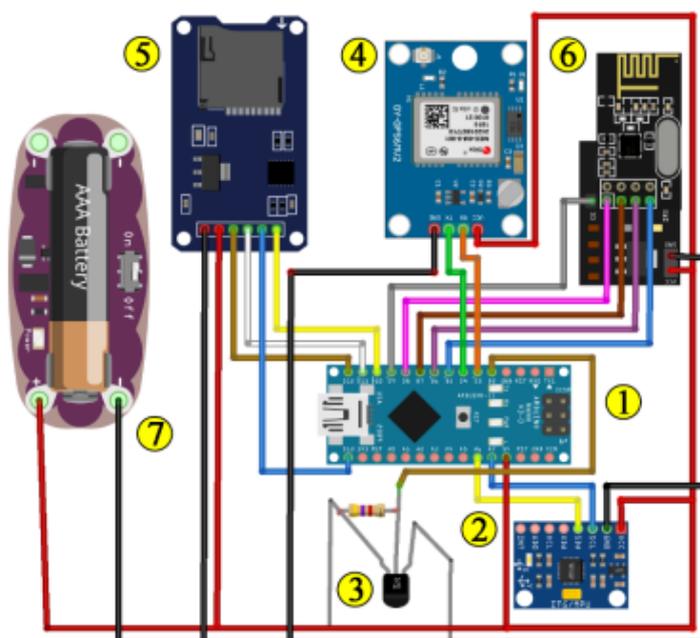


Рис. 6. Схема спроектированной системы:

- 1) Arduino Nano, 2) Модуль GY-91, 3) Датчик температуры DS18B20,
- 4) Приемник GPS uBlox Neo 6M, 5) Sd card модуль, 6) Трансивер nRF24L01,
- 7) Питание схемы

На рис. 7 изображена конструкция ракеты [6].

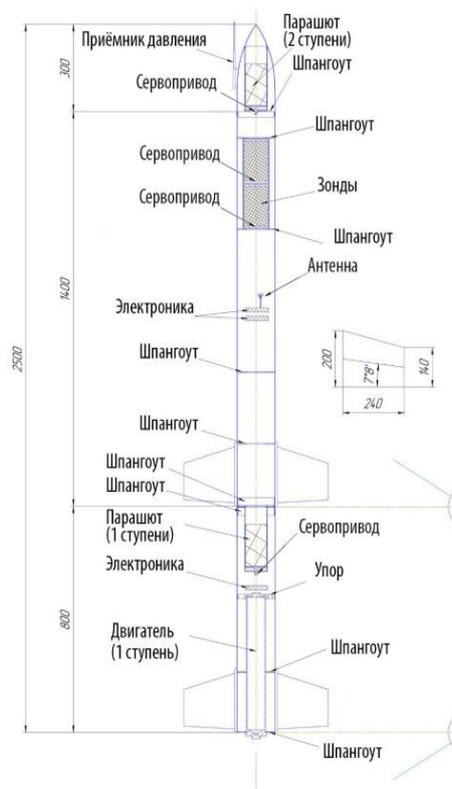


Рис. 7. Компоновка ракеты

Данная система способна проверке функциональности перед началом запуска, с дальнейшей фиксации момента старта ракеты и ведению отсчета времени. Контролирует активации устройств для выпуска парашютов и зондов. Обработывает, структурирует, сохраняет и транслирует данные через радиоканал. Записывает актуальную информацию на носитель информации. А также определяет параметры движения и позиционирования ракеты.

Разработана бортовая система, которая собирает информацию и позволяет управлять ракетной моделью. Это сложное программно-аппаратное решение, предназначенное для измерения характеристик полёта, управления ракетными механизмами и передачи данных через радиопередатчик. В будущем функционал системы может быть расширен. Микроконтроллер является основой бортовой системы. Структура системы показана на Рис. 8.

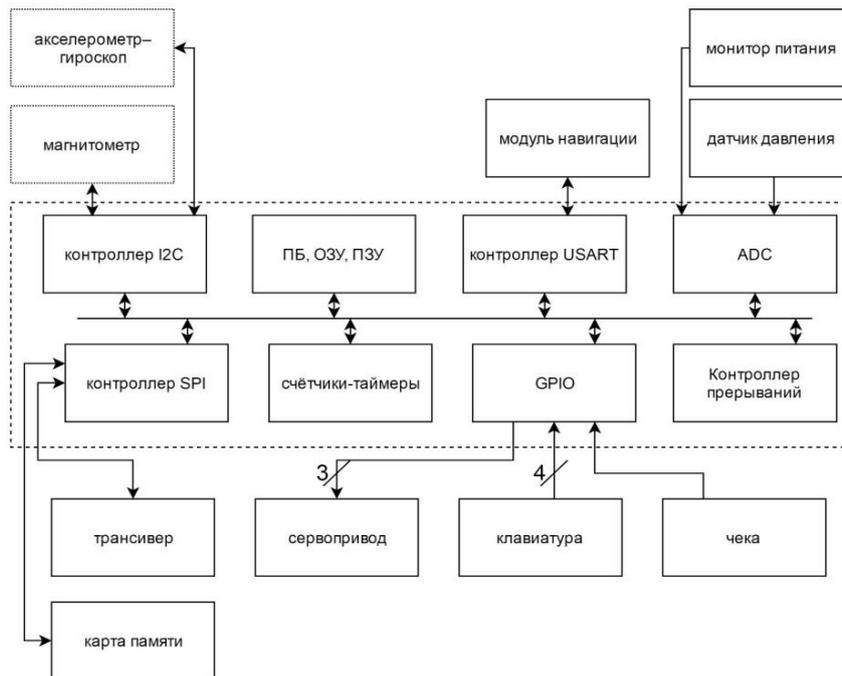


Рис. 8. Структурное устройство системы

Был выполнен отбор периферийных модулей на основе их технических характеристик, доступности и экономической целесообразности.

Для связи с картой памяти, играющей роль чёрного ящика, используется SPI интерфейс через файловую систему FatFS.

Библиографический список

1. Голубева О. В. Теоретическая механика [Электронный ресурс] / О. В. Голубева. – Режим доступа: <http://bookre.org/reader?file=483677> (дата обращения 21.11.2018).
2. Мануйленко В. Г., Удин Е.Г. / Теоретические основы крылатых управляемых ракет – СПб: Университет ИТМО / 2020. – 201 с. / С. 8–12.
3. Кабанов, А. А. VR/AR в изучении, создании и эксплуатации аэрокосмической техники: из макромира в микромир, от наблюдения к действиям / А. А. Кабанов, М. В. Амосов // Труды МАИ. – 2023. – № 128. –DOI 10.34759/trd-2023-128-21.
4. Мещерский И. В. Динамика точки переменной массы // Работы по механике тел переменной массы. – 1952. – № 1. – С. 37-40.
5. Зоммер С.А., Быстров Д.И. Савченко А.М. – Разработка бортового измерительного комплекса модели ракеты / Актуал. проблемы авиац. и космонав. – 2017. Том 1, с. 69–71.
6. Чуфырев А.Е. Технический обзор особенностей операционной системы реального времени TI-RTOS[Текст] // Juvenis scientia. –2016 г. – 1. – с. 3–7.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ УСЛОВИЙ ЗАПУСКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ВОЗДУШНОГО СТАРТА НА ПОТЕРИ СКОРОСТИ

И.Д. Колмагоров, В.В. Колосов
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

Проведено численное моделирование полёта РН воздушного старта «Pegasus» с целью определения потерь характеристической скорости и оценки влияния условий пуска на величину потерь. Определён оптимальный угол и высота для запуска РН воздушного старта.

Ключевые слова: воздушный старт, потери скорости, условия запуска.

Применение воздушного старта позволяет обеспечить мобильность комплекса, а также увеличить массу полезной нагрузки (ПН) за счёт уменьшения потерь на аэродинамическое сопротивление (старт производится над плотными слоями атмосферы), потерь на силу тяжести (более пологая траектория) и потерь связанных с разностью атмосферного давления и давления на срезе сопла (участок работы двигателя с недорасширением намного меньше или отсутствует, так как давление на высоте 12 км составляет 25% от давления на уровне моря). Также при запуске с самолёта у РН имеется дополнительная начальная скорость около 300 м/с.

Потери скорости РН воздушного старта зависят от начальных условий запуска РН: начального угла тангажа φ_0 и начальной высоты h_0 .

Цель – оценить сумму потерь скорости РН воздушного старта в зависимости от начальных условий запуска.

Для этого промоделирован полёт РН «Pegasus». РН имеет три ступени ракеты, работающие на твердом топливе. Длина ракеты 16,9 м и стартовый вес 18,5 т. Первая ступень, отвечающая за полет в атмосфере, оснащена треугольным крылом. Масса полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту носителем «Pegasus» (табл. 1), – до 443 кг [1].

Суммарное время работы трех двигателей – 220 сек.

Таблица 1

Характеристики РН «Pegasus»

Количество ступеней	3
Длина, м	16,9
Диаметр, м	1,27
Стартовая масса, кг	18500
Масса ПН, кг	443
Масса первой ступени, кг	14020

Масса второй ступени, кг	3370
Масса третьей ступени, кг	1110
Удельный импульс Двигателя Orion 50S (первая ступень), с	285
Удельный импульс Двигателя Orion 50 (вторая ступень), с	290
Удельный импульс Двигателя Orion 38(третья ступень), с	287
Тяга Orion 50S, кН	484,9
Тяга Orion 50, кН	118,2
Тяга Orion 38, кН	32,7

Массы корпусов и топлива ступеней ракеты (табл. 2) определены через удельный импульс двигателей и время до выгорания топлива (табл. 3) [2].

Таблица 2

Характеристики РН «Pegasus»

Количество ступеней	3
Длина, м	16,9
Диаметр, м	1,27
Стартовая масса, кг	18943
Масса ПН, кг	443
Масса РБ первой ступени, кг	14020
Масса топлива первой ступени, кг	13354
Масса РБ второй ступени, кг	3370
Масса топлива второй ступени, кг	3240
Масса РБ третьей ступени, кг	1110
Масса топлива третьей ступени, кг	743

Таблица 3

Характеристики двигателей

Ступень	Двигатель	Параметры		
		ω , м/с	P , кН	\dot{m} , кг/с
1	Orion 50S	2796	484,9	173,4
2	Orion 50	2845	118,2	41,55
3	Orion 38	2815	32,7	11,62

ω – удельный импульс, P – тяга, \dot{m} – массовый расход.

Потери вследствие гравитационного взаимодействия:

$$\Delta V_1 = \int_0^{t_k} g \cdot \sin(\theta) dt. \quad (1)$$

Потери на аэродинамическое сопротивление:

$$\Delta V_2 = \int_0^{t_k} \frac{R}{M} \cdot \cos(\alpha) dt. \quad (2)$$

Потери на барометрическое давление [4]:

$$\Delta V_3 = \int_0^{t_k} \frac{S_c \cdot p_h \cdot \cos(\alpha)}{M} dt; \quad (3)$$

где p_h – барометрическое давление атмосферы (по ГОСТ 4401-81).

Путём численного интегрирования дифференциальных уравнений движения РН [3] с использованием аэродинамических характеристик, полученных по методике [4] и из работы [5] получены значения потерь скорости РН воздушного старта для условий старта, отличающихся высотой и в диапазоне угла пуска РН от 0 до 90 градусов.

Построен график (рис. 1), отображающий зависимость полных потерь скорости ΔV от высоты и угла пуска φ_0 .

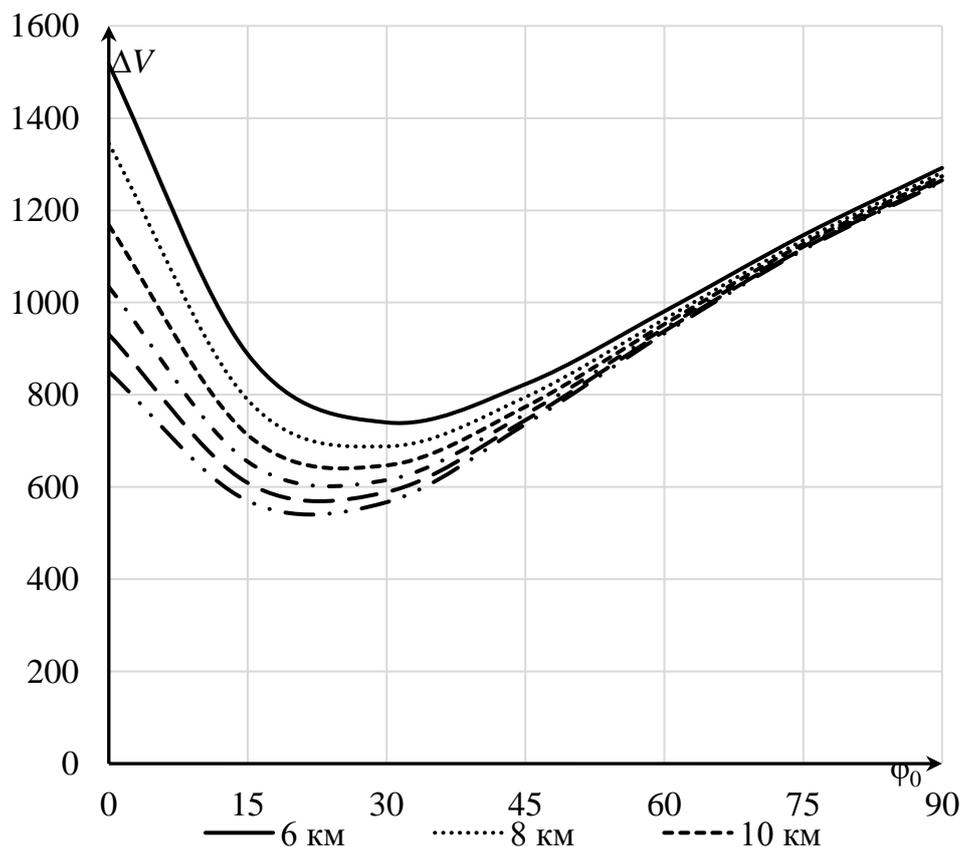


Рис. 1. Графики потерь скорости

С увеличением φ_0 влияние высоты запуска уменьшается, при $\varphi_0 > 45^\circ$ высота практически не влияет на ΔV . Оптимальные значения φ_0 лежат между 15° и 30° , при этом, чем больше высота, тем меньший выигрыш в потерях даёт её дальнейшее увеличение. Оптимальный диапазон [10...12] км. Для системы воздушного старта оптимальной высотой для пуска РН будет 10 км, так как дальнейшее её увеличение не даёт существенного выигрыша в потерях скорости, но существенно усложняет конструкцию самолёта-носителя, так как с высотой плотность воздуха уменьшается и необходимо крыло большей площади или большая скорость для поддержания полёта.

Библиографический список

1. Системы существующих систем воздушного старта – [Электронный ресурс] <https://cosmos.vdnh.ru/izdoma/vozdushnyy-start/> (дата обращения 01.12.2023)
2. ORION 50S XLT AIR_IGNITED – [Электронный ресурс]: <https://www.yumpu.com/en/document/read/7418780/atk-space-propulsion-products-catalog-atk-space-propulsion/17> (дата обращения 12.12.2023)
3. Краснов, Н. Ф. Аэродинамика ракет / Н. Ф. Краснов – Изд. №. – Москва: "Высшая школа", 1968 – 774 с.

УДК 629.764

МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА С ВЫСОКИМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КАЧЕСТВОМ

И.Д. Колмагоров

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

Предложена модель движения спускаемого аппарата, которая учитывает большие углы атаки, крена и скольжения. Записаны системы уравнений движения центра масс и уравнений моментов. Приведены связи между углами Эйлера в связанной и скоростной системами координат и зависимости для углов атаки и скольжения с учётом угла крена. Рассмотрены два варианта решения систем уравнений движения.

Ключевые слова: уравнения движения, несущий корпус, спускаемый аппарат.

В настоящее время за рубежом в разработке находится множество проектов спускаемых аппаратов (СА), выполненных по крылатой схеме или схеме с несущим корпусом, например, экспериментальные прототипы и демонстраторы технологии: *RLV-TD* (Индия), *Shen long* (Китай), *IXV* (Европейское космическое агентство), многоразовый корабль *Dream Chaser* (США) и *Boeing X-37B* (США). Подобный аппарат (схожий по концепции с *Dream Chaser*) планируется создать и в России для обслуживания Российской орбитальной служебной станции. Особенностью крылатых СА и СА с несущим корпусом является большое аэродинамическое качество и возможность существенного бокового манёвра с последующим заходом на посадку на аэродром, меньшие перегрузки при входе в атмосферу Земли по сравнению с аппаратами баллистического и скользящего спуска, меньшие тепловые нагрузки на материал теплозащитного покрытия (ТЗП), что в совокупности позволяет выполнить такой аппарат полностью многоразовым [1].

Целью работы является получение математической модели движения спускаемого аппарата с высоким аэродинамическим качеством, которая позволит получить траекторию СА, оценить аэродинамические, тепловые и инерционные нагрузки, действующие на СА, а также проводить анализ результатов применения различных программ управления СА.

На первом этапе необходимо рассмотреть дифференциальные уравнения поступательного движения СА в геоцентрической сферической системе координат.

Производная вектора скорости описана системой уравнений [2]:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = X_a - mg_h \sin(\theta_a) \\ mV \frac{d\theta_a}{dt} = Y_a \cos(\gamma_a) + Z_a \sin(\gamma_a) - mg_h \cos(\theta_a), \\ mV \cos(\theta_a) \frac{d\psi_a}{dt} = -Y_a \sin(\gamma_a) + Z_a \cos(\gamma_a) \end{cases} \quad (1)$$

где m – масса аппарата; V – скорость центра масс аппарата; θ_a – скоростной угол тангажа; γ_a – скоростной угол крена; ψ_a – скоростной угол рысканья; X_a, Y_a, Z_a – проекция суммы сил, действующих на СА (кроме массовых и сил инерции) на оси скоростной системы координат (СК):

$$\begin{cases} X_a = X \cos(\alpha) \cos(\beta) - Y \sin(\alpha) \cos(\beta) + Z \sin(\beta) \\ Y_a = X \sin(\alpha) + Y \cos(\alpha) \\ Z_a = -X \cos(\alpha) \sin(\beta) + Y \sin(\alpha) \sin(\beta) + Z \cos(\beta) \end{cases}, \quad (2)$$

где α – угол атаки; β – угол скольжения; γ – угол крена; X, Y, Z – проекция суммы сил, действующих на СА (кроме массовых и сил инерции) на оси связанной СК.

Производная координат в геоцентрической СК:

$$\begin{cases} \frac{d\lambda}{dt} = \frac{V \cos(\theta_a) \sin(\psi_a)}{(R_3 + h) \cos(\varphi)} \\ \frac{dh}{dt} = V \sin(\theta_a) \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V \cos(\theta_a) \cos(\psi_a)}{R_3 + h} \end{cases} \quad (3)$$

где λ – географическая долгота; h – высота над уровнем моря; φ – географическая широта; R_3 – радиус Земли.

Кривизна Земли учтена через добавку к производным θ_a и ψ_a :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = \frac{X_a - mg_h \sin(\theta_a)}{m} \\ \frac{d\theta_a}{dt} = \frac{Y_a \cos(\gamma_a) + Z_a \sin(\gamma_a) - mg_h \cos(\theta_a)}{mV} + \frac{V \cos(\theta_a)}{R_3 + h} \\ \frac{d\psi_a}{dt} = \frac{-Y_a \sin(\gamma_a) + Z_a \cos(\gamma_a)}{mV \cos(\theta_a)} + \frac{V \cos(\theta_a) \sin(\psi_a) \operatorname{tg}(\varphi)}{R_3 + h} \end{array} \right. \quad (4)$$

Системы (3) и (4) составляют систему дифференциальных уравнений движения центра масс СА, результатом интегрирования которой численными методами интегрирования будет траектория центра масс СА в геоцентрической сферической системе координат.

Уравнение моментов, действующих на СА в связанной СК [2]:

$$\left\{ \begin{array}{l} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = M_x \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z = M_y \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_y \omega_x = M_z \end{array} \right. \quad (5)$$

где I_x, I_y, I_z – главные моменты инерции СА; M_x, M_y, M_z – моменты внешних сил; ω_x, ω_y и ω_z – угловые скорости СА вокруг соответствующей оси связанной системы координат.

Если программы углов $\vartheta, \psi, \gamma, \alpha$ и β заданы функцией от времени, либо другого параметра, то моменты, действующие на СА могут быть получены путём дифференцирования этих углов, но необходимо учитывать, что задание программы углов в виде кусочной функции приводит к возникновению скачков моментов в точках излома функции углов до значений, значительно превышающие те, которые могут быть реализованы аппаратом. Для оценки моментов, действующих на СА, возможно использование плотности распределения значений моментов, не учитывая значения, выходящие за пределы доверительного интервала.

Угловые скорости вращения СА вокруг центра масс выражены из дифференциальных уравнений для углов Эйлера [2]:

$$\begin{cases} \frac{d\theta}{dt} = \omega_y \sin(\gamma) + \omega_z \cos(\gamma) \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos(\theta)} [\omega_y \cos(\gamma) - \omega_z \sin(\gamma)] \\ \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg}(\theta) [\omega_y \cos(\gamma) - \omega_z \sin(\gamma)] \end{cases} \quad (6)$$

для этого выражение (6) представлено в матричном виде:

$$\left[\frac{d\Theta}{dt} \right] = [A][\Omega] \Rightarrow [\Omega] = [A]^{-1} \left[\frac{d\Theta}{dt} \right] = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

где $\left[\frac{d\Theta}{dt} \right]$ – вектор производных углов Эйлера; $[A]$ – матрица коэффициентов при угловых скоростях; $[\Omega]$ – вектор угловых скоростей.

Связь между углами Эйлера выражена уравнениями, которые получены из матриц перехода между скоростной, связанной и стартовой СК [3]:

$$\begin{cases} \sin(\theta) = \sin(\theta_a) \cos(\alpha) \cos(\beta) + \cos(\theta_a) \cos(\gamma_a) \sin(\alpha) + \\ + \cos(\theta_a) \sin(\gamma_a) \cos(\alpha) \sin(\beta) \\ \cos(\theta) \sin(\psi) = \sin(\psi_a) \cos(\theta_a) \cos(\alpha) \cos(\beta) - \\ - \sin(\alpha) [\cos(\psi_a) \sin(\gamma_a) + \sin(\psi_a) \sin(\theta_a) \cos(\gamma_a)] + \\ + [\cos(\psi_a) \cos(\gamma_a) - \sin(\psi_a) \sin(\theta_a) \sin(\gamma_a)] \cos(\alpha) \sin(\beta) \\ \cos(\theta) \sin(\gamma) = \sin(\gamma_a) \cos(\theta_a) \cos(\beta) - \sin(\theta_a) \sin(\beta) \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \sin(\alpha) = [\sin(\psi_a) \sin(\gamma_a) - \cos(\psi_a) \sin(\theta_a) \cos(\gamma_a)] \cos(\theta) \cos(\psi) + \\ + \cos(\theta_a) \cos(\gamma_a) \sin(\theta) - \\ - [\cos(\psi_a) \sin(\gamma_a) + \sin(\psi_a) \sin(\theta_a) \cos(\gamma_a)] \cos(\theta) \sin(\psi) \\ \sin(\beta) = \cos(\theta_a) \cos(\psi_a) [\sin(\psi) \cos(\gamma) + \cos(\psi) \sin(\theta) \sin(\gamma)] - \\ - \sin(\theta_a) \cos(\theta) \sin(\gamma) - \\ - \cos(\theta_a) \sin(\psi_a) [\cos(\psi) \cos(\gamma) - \sin(\psi) \sin(\theta) \sin(\gamma)] \end{cases} \quad (9)$$

Уравнения (9) применимы в случае, когда известны характеристики органов управления (тяга двигателей стабилизации, влияние аэродинамических рулей) и имеется регулятор, который определяет величину управляющих воздействий в зависимости от отклонения от программной траектории. Если же характеристики органов управления неизвестны, то применимы уравнения (8), при этом вращательное движение СА задано как функция от

Первая схема (рис. 1) применима для инженерных расчётов с целью оценки нагрузок (аэродинамических, тепловых, от органов управления), действующих на корпус СА; оценки управляющих усилий, которые необходимы для осуществления движения по заданной траектории; оценки влияния программы углов α , β , γ на траекторию и параметры движения СА с целью подбора оптимальной (при этом возможно допущение $\beta=0$, с последующим рассмотрением влияния β как возмущения, вызванного неточностью работы системы управления или ветром, так как для СА класса несущий корпус $\beta \neq 0$ является нежелательным режимом, приводящим к нагреву менее защищенной, чем наветренная часть, боковой поверхности корпуса).

Вторая схема применима для моделирования работы системы управления аппарата (рис. 2) и определения коэффициентов регуляторов; оценки эффективности органов управления и затрат топлива двигателями реактивной системы управления.

Библиографический список

1. Raffaello Bottai, Alessandro Del Buono, Francesco Maddaluni Preliminary Structural Evaluation and Design of the Dream Chaser lifting-body concept // Project Report, Code SSM-35. – 2017.
2. Баженов С.Г. Основы динамики полёта. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2021. – 432 с. – ISBN 978-5-9221-1906-1.
3. Математические модели динамики движения летательных аппаратов: учебное пособие/ Т.Ю. Лемешонок [и др.]; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2020. – 122 с.

УДК 621.396.67

МНОГОПОЗИЦИОННЫЙ РАДИОЛОКАТОР ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЁЖНОЙ ПОСАДКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ ПОСТАНОВЩИКОВ ПОМЕХ

Р.И. Баимов

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

Рассматривается структура и состав системы посадки летательного аппарата (ЛА), представленной в виде многопозиционного посадочного радиолокационного комплекса. Это позволяет обрабатывать информацию с нескольких пространственно-разнесенных участков поля от источника радиоизлучения. Совместная обработка принятого сигнала значительно повышает помехозащищенность и информативность.

Ключевые слова: система посадки, радиопеленгатор, беспилотный летательный аппарат.

Введение

В настоящее время актуальной задачей является пеленгация (измерение угловых координат) источников радиоизлучения (ИРИ), реализуемая в радиотехнических системах.

При реализации радиоугломерной системы (РС) для наведения и автоматической посадки летательных аппаратов (ЛА) возникает задача измерения угловых координат источников радиоизлучения (ИРИ). Например, при размещении ИРИ на борту ЛА для определения координат применяются методы пассивной триангуляции. Эта задача имеет важное значение для обеспечения точности наведения и автоматической посадки ЛА [1].

Определение угловых координат ИРИ в трехмерном пространстве требуется в различных системах посадки летательных аппаратов [2–3]. Отмечается, что одними из наиболее важных видов алгоритмов в навигационных системах, являются алгоритмы определения координат и параметров движения объектов по угломерной информации [4–5].

Многопозиционный посадочный радиолокационный комплекс (МППРЛК) ЛА представлен в виде структурной схемы на Рис. 1.

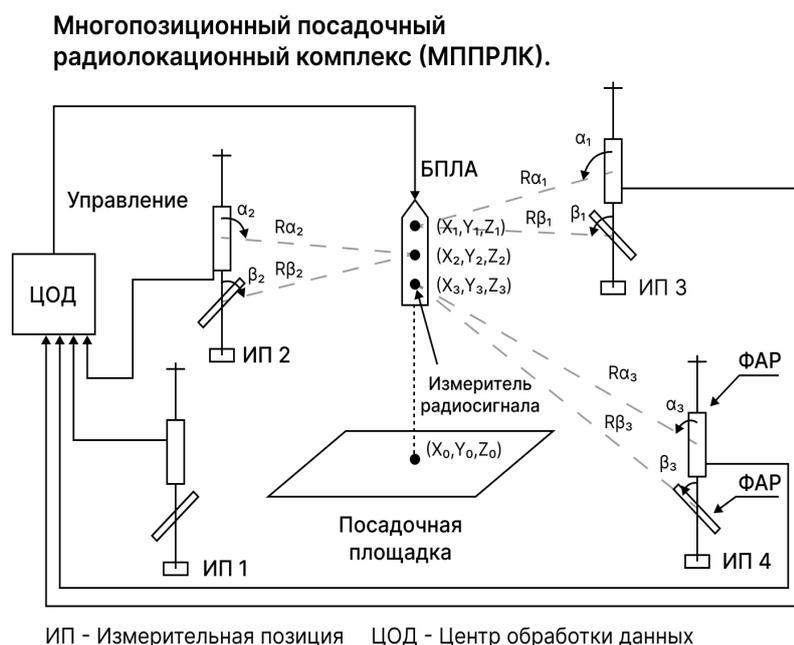


Рис. 1. Многопозиционный посадочный радиолокационный комплекс (МППРЛК)

МППРЛК (рис.1) состоит из нескольких компонентов: измерительных позиций (ИП), центра обработки данных (ЦОД), посадочной площадки (ПП) и летательного аппарата (ЛА).

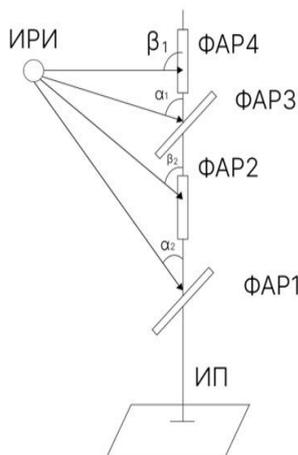


Рис. 2. Двухярусная ИП МППРЛК, содержащая в своём составе четыре линейных ФАР, две азимутальные линейные ФАР (ФАР1, ФАР3), две угломестные линейные ФАР (ФАР2, ФАР4)

Многоярусное (более двух) размещение линейных ФАР позволяет увеличить точность оценивания первичных координат, также эффективно работать ИП в условиях интерференционной неоднородности поля в условиях интенсивных переотражений принимаемого сигнала (рис.2).

Требование помехоустойчивости МЛПРЛК

В ходе проведённых исследований ранее [6–8] сделан вывод, что метод формирования глубоких провалов в ДН ЛФАР (диаграмме направленности линейной фазированной антенной решетки) с оптимальным весовым амплитудным распределением на элементах ЛФАР реализует критерии для точной пеленгации ИРИ в условиях высокой помеховой нагрузки в заданном угловом секторе. Метод формирования глубоких провалов в ДН ЛФАР позволяет эффективно одновременно подавить несколько источников помех, действующих с различных угловых направлений (рис.3).

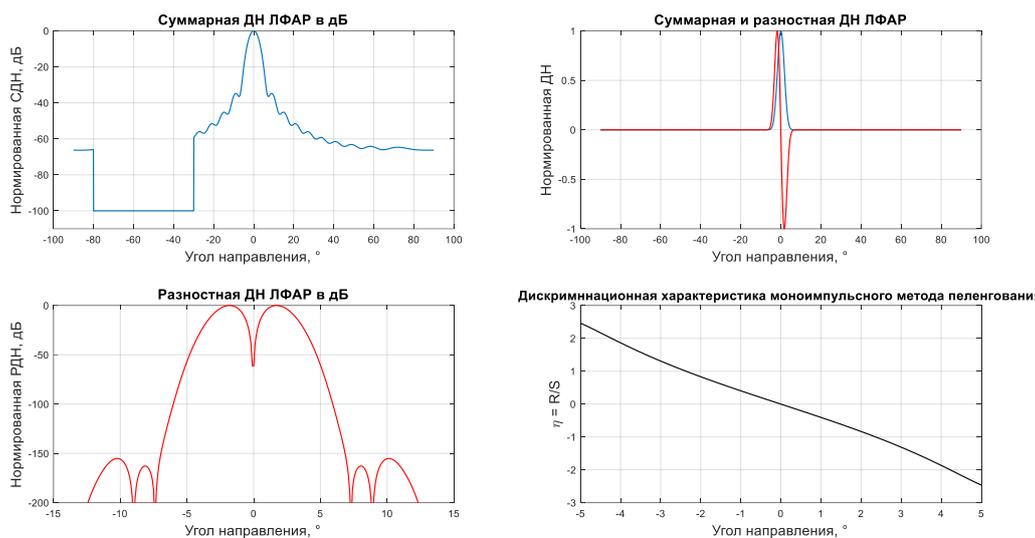


Рис. 3. СДН, РДН ЛФАР с оптимальным амплитудным распределением и широки провалом в ДН, дискриминационная характеристика моноимпульсного радиопеленгатора

Определение координат ЛА

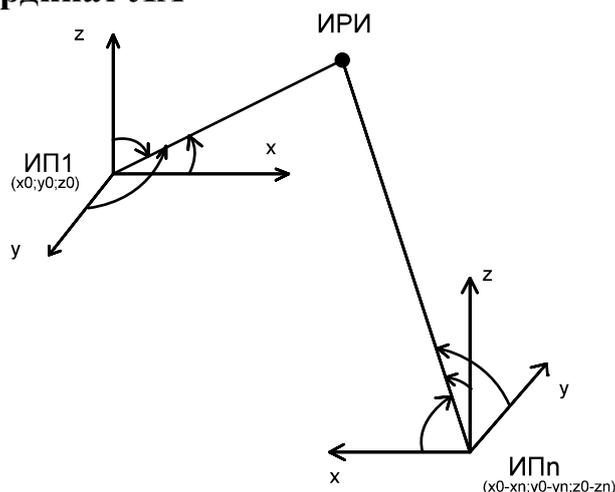


Рис. 4. Определение координат ЛА по измерительным средствам

Координаты ЛА в местной системе координат (МСК) ИП могут быть определены по формуле:

$$\begin{cases} x_n = \cos \theta_{nX} L_n \\ y_n = \cos \theta_{nY} L_n \\ z_n = \cos \theta_{nZ} L_n \end{cases}, \quad (1)$$

где L_n - расстояние между ЛА и точкой стояния ИП.

Анализ отклонения координат в зависимости от расположения пеленгов, расстояния, угловой ошибки

ЛА (ИРИ) расположен в точке x, y, z . При фиксированном расположении пеленгов задаётся угловая ошибка пеленгов в виде добавления к пеленгам случайной ошибки с заданным СКО.

Исследуется влияние количества пеленгов, их расположения и расстояний до ИРИ на СКО (рис. 5).

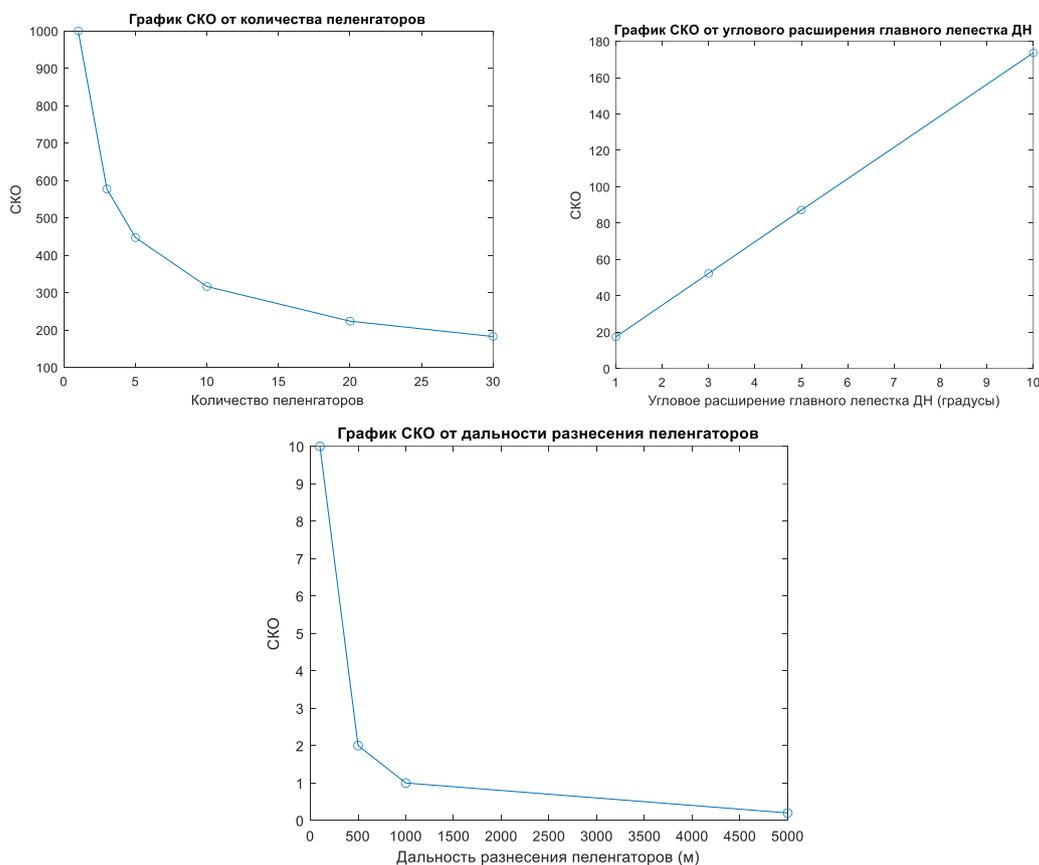


Рис. 5. Зависимости СКО от количества пеленгов, углового расширения главного лепестка ДН, дальности разнесенности пеленгов

Для обеспечения минимального СКО и точной пеленгации ИРИ требуется установить от 10 до 20 пеленгационных ИП. Увеличение количества ИП не приведет к значительному снижению стандартного отклонения.

Главный лепесток ДН должен иметь ширину менее 1 градуса для обеспечения высокой точности и уменьшения зоны неопределенности.

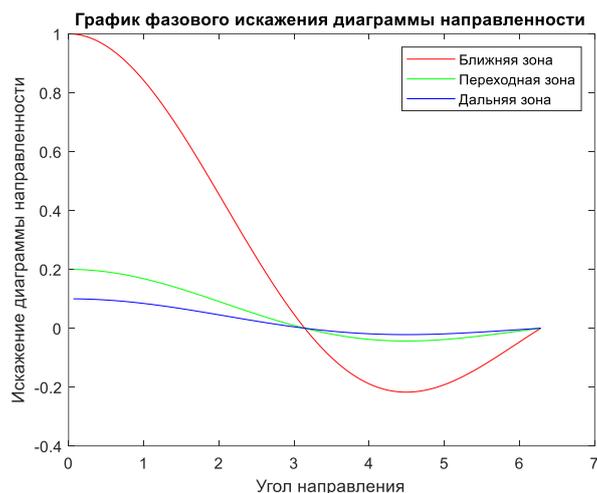


Рис. 6. Зависимости фазового искажения ДН от зоны

Наименьшее СКО наблюдаем в дальней и переходной зонах расположения ИРИ, поскольку там фазовое искажение ДН минимально (рис. 6). Следовательно, если беспилотный летательный аппарат находится близко к ИП, то для этой ИП устанавливается низкий весовой коэффициент доверия, приближенный к нулю.

Вывод

Результаты исследования могут быть использованы для оптимизации и улучшения работы радиопеленгатора в составе радиоугломерной посадочной системы ЛА, также при разработке радиопеленгатора с высокой степенью помехозащищенности для решения задач радиомониторинга.

Библиографический список

1. Булычев Ю.Г., Таран В.Н. Инвариантно-групповой метод отождествления пеленгов в триангуляционных многопозиционных системах пассивной локации // Радиотехника и электроника. – 1987. – Т. 32. – № 4.
2. Yuzhakov V.V. Fazovye interferometri v microvolnovih sistemah posadki [Phase interferometers in microwave systems of landing]. Review. Foreign radioelectronics. 1977, no. 6. P. 50–66 (in Russ.).
3. Sosnovskii A.A., Khaimovich I.A. Radiotekhnicheskie sredstva blizhnej navigatsii i posadki letatel'nykh apparatov [Radiotechnical means of short-range navigation and aircraft landing]. Moscow, Mashinostroenie, 1975. P. 200.
4. Benlian Xu. An adaptive tracking algorithm for bearings-only maneuvering target / Benlian Xu, Zhiquan Wang // IJCSNS International Journal of Computer Science and Network Security, 2007. – January. Vol. 7, no. 1. P. 304 – 312.
5. Hammel S.E. Optimal observer motion for localization with bearing measurements / S.E.Hammel, P.T.Liu, E.J.Hilliard, K.F.Gong.– Computers and Mathematics with Applications:–18 (1-3).–1989. P. 171 – 180.

6. Баимов Р. И., Рагозин А. Н. Выбор весового окна амплитудного распределения на элементах линейной фазированной антенной решетки по критерию ширина луча - уровень боковых лепестков диаграммы направленности// Сборник научных трудов III Международной научно-практической конференции (Екатеринбург, 25 – 26 января 2023 года) / Под редакцией В.П. Шувалова, сост. М.П. Карачарова. – Екатеринбург: УрГУПС, 2023. С. 72 – 77.

7. Баимов Р. И., Рагозин А. Н. Повышение точности пеленгования источника радиоизлучения за счёт выбора весового амплитудного распределения на элементах линейной фазированной решетки радиопеленгатора в составе радиоугломерной системы посадки// Материалы 10-й научной выставки-конференции. ЮУрГУ, 2023. С. 90 – 93.

8. Баимов Р. И., Рагозин А. Н. Оптимизация амплитудного распределения на элементах линейной фазированной антенной решетки в составе радиопеленгатора источника радиоизлучения// Сборник научных трудов IX Всероссийской научно-практической конференции. Екатеринбург, 2023. С. 14 – 18.

СЕКЦИЯ 4. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

УДК 53.043

КЛАССИФИКАЦИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ТИПА TAILSITTER

Н.В. Каширин, Е.С. Несмеянов, Ю.Л. Сюськина

Рассмотрены особенности режимов полета беспилотных летательных аппаратов типа «Tailsitter». В работе приведена классификация беспилотных летательных аппаратов типа «Tailsitter» на основе способа перехода из вертикальной фазы в горизонтальную.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, Tailsitter, элероны, винты

Изготовление летательных аппаратов, которые не подвергают пилотов опасности, являются преобладающей тенденцией в развитии современной авиации.

На данный момент множество различных типов беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), некоторые из которых являются традиционными, так как повторяют форму повсеместно используемых самолетов и вертолетов. Однако в связи с непрерывным развитием технологий и возможностью отказа от пилота появились новые типы БПЛА, одним из которых является «Tailsitter».

Конструкция БПЛА типа «Tailsitter» предполагает наличие двух режимов работы: «самолетный», предназначенный для совершения полета на дальние расстояния, и «вертолетный», предназначенный для вертикального взлета и посадки с опорой на хвостовую часть, а также «зависания» на месте. Этот тип беспилотных летательных аппаратов имеет свои особенности, по которым стоит разделить их на классы. Принцип перехода из одной фазы полета в другую и обратно является выдвигаемым критерием классификации БПЛА данного типа [1].

Для обеспечения вышеуказанного критерия выделяются следующие схемы беспилотных летательных аппаратов типа «Tailsitter»:

1) схема с изменяемой тягой. В беспилотных летательных аппаратах, выполненных по данной схеме в основном, используются четыре несущих винта (рис. 1).

Для осуществления перехода из вертикальной фазы в горизонтальную в БПЛА по такой схеме в основном используется изменение тяги на несущих винтах (уменьшения тяги на двух винтах, находящихся ближе к земле) [2].



Рис. 1. БПЛА Parrot Swing с 4 винтами

Однако, в большинстве случаев в аппаратах такой схемы для перехода между фазами используются не только винты, но и элероны на крыльях (рис. 2), что позволяет существенно упростить переход и повысить управляемость, но при этом усложняется конструкция и значительно увеличивается вес.



Рис. 2. БПЛА AeroVironment Quantix, использующий элероны и 4 винта

Существенным недостатком беспилотных летательных аппаратов схемы с изменяемой тягой является то, что не всегда возможно осуществить полный переход из вертикальной фазы в горизонтальную и обратно не позволяя достичь всех достоинств БПЛА самолетного типа при горизонтальном полете, принуждая к использованию элеронов, усложняющих конструкцию. Достоинством таких БПЛА является наиболее стабильный взлет, а также «зависание» на одном месте;

2) схема с использованием дополнительных винтов. Созданные по данной схеме БПЛА имеют на крыльях дополнительные винты (рис. 3).



Рис. 3. БПЛА DELFTACOPTER с дополнительными винтами

Принцип работы БПЛА по данной схеме заключается в установке пары винтов, направленных перпендикулярно земле во время вертикального взлета. Это решение позволяет создать дополнительную тягу для момента тангажа, что способствует переходу в горизонтальное положение [3].

К основному недостатку данной схемы можно отнести опасность перехода из-за появления момента тангажа, а к достоинствам – простоту изготовления БПЛА, исключая использование крыльев сложной конструкции, а также возможность разворота в момент зависания;

3) схема с использованием элеронов. Конструкция по данной схеме предполагает наличие крыльев (рис. 4) [4].



Рис. 4. БПЛА Wingtra

Для перехода из фазы вертикального полета в фазу горизонтального в аппаратах такой схемы использование одного большого элерона или множества рулей управления: элерона, закрылок, подкрылок.

Преимуществом БПЛА, выполненных по данной схеме, можно отнести наиболее стабильный и управляемый переход между фазами, а также лучший горизонтальный полет, а недостатком – использование крыльев с наиболее сложной конструкцией в сравнении с другими аппаратами типа «Tailsitter».

Основная сложность при конструировании беспилотных летательных аппаратов типа «Tailsitter» – реализация перехода с фазы вертикального полета на горизонтальную и обратно, что обуславливает наличие нескольких схем для производства БПЛА этого типа. Наиболее рациональным решением является схема БПЛА с использованием крыльев с установкой дополнительных рулей управления, но при этом теряется стабильность полета во время смены фаз. Однако самым простым с конструктивной точки зрения является использование схемы с дополнительными винтами. Для видеосъемки в высоком качестве рациональней использовать БПЛА, выполненные по схеме изменяемой тягой.

Библиографический список

1. Фетисов В.С., Неугодникова Л.М., Адамовский В.В., Красноперов Р.А. Беспилотная авиация: терминология, классификация и современное состояние. – Уфа: ФОТОН, 2014. – 217 с.

2. Trusted&approved drones securing freedom across the globe – Режим доступа URL: <https://www.parrot.com/en> (дата обращения: 15.05.2024).

3. Fixed-wing drone rises like a chopper and levels out when it's time to fly – Режим доступа URL: <https://newatlas.com/delftacopter-drone-chopper-vtol/45518/> (дата обращения: 15.05.2024).

4. A mapping drone for anywhere – Режим доступа URL: <https://wingtra.com/mapping-drone-wingtraone/> (дата обращения: 15.05.2024).

УДК 53.043

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СХЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЕТНОГО ТИПА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

*Н.В. Каширин, Е.С. Несмеянов
Научный руководитель: Сюськина Ю.Л.*

В статье приведен сравнительный анализ схем беспилотных летательных аппаратов самолетного типа, при помощи которых реализованы различные принципы вертикального взлета и посадки.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, винтокрыл, конвертоплан, поворотное крыло.

Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) имеют некоторые преимущества перед пилотируемыми устройствами: отсутствие необходимости управления пилотом, меньшие габариты. Эти достоинства заставляют развиваться современную авиацию, что сопровождается появлением не только новых аппаратов, но и схем, по которым они проектируются.

Летательные аппараты самолетного типа являются традиционными в авиации, так как практика их конструирования имеет обширную историю. Возможность беспилотного управления аппаратами такого типа является прямым продолжением использования накопленного опыта с использованием современных технологий. Однако в современном мире все чаще требуется использовать достоинства не только самолетов, но и вертолетов. По этой причине на данный момент существуют БПЛА самолетного типа вертикального взлета и посадки.

Существует множество различных схем, по которым изготавливаются БПЛА самолетного типа вертикального взлета и посадки, что требует дополнительного изучения каждой схемы в отдельности для выявления характерных признаков, достоинств и недостатков, отличающих их между собой.

Существуют следующие схемы БПЛА самолетного типа вертикального взлета и посадки:

1. Схема Tailsitter (рис. 1). Конструкция по данной схеме предполагает два режима работы аппарата:

— взлетный и посадочный – аппарат находится в вертикальном положении;

— полетный – аппарат находится в горизонтальном положении.

Основной решаемой инженерами задачей является переход между фазой вертикального полета и горизонтального полета [1].



Рис. 1. V-Bat БПЛА-Tailsitter

Достоинством данной схемы является использование самой малой по габаритам взлетной площадки, высокая скорость полета в горизонтальном положении, возможность разворота в моменте зависания в воздухе некоторых отдельных моделей, а недостатком – сложный механизм реализации перехода из вертикального положения в горизонтальное и обратно [1].

2. Схема «винтокрыл» (рис. 2). Принцип работы конструкции, выполненной по данной схеме, заключается в том, что летательный аппарат при взлете находится в горизонтальном положении, а после поднятия на определенную высоту начинает самолетный полет.



Рис. 2. Battlehog 100x, выполненный по схеме винтокрыл

Достоинством данной схемы является возможность разворота в моменте зависания в воздухе и самая большая скорость среди всех схем БПЛА самолетного типа вертикального взлета и посадки, а недостатками – малая энергоэффективность и сложная конструкция [2];

3. Z-схема. Особенностью этой конструкции является то, что крылья расположены под углом к фюзеляжу. При разгоне роторы дают заметный подъемный вектор, что обеспечивает БПЛА минимальный разбег (рис. 3).



Рис. 3. TUDelft, выполненный по Z-схеме

Основным достоинством БПЛА по такой схеме – простота эксплуатации, а к недостаткам можно отнести необходимость небольшой разгонной полосы при старте [3];

4. Схема «конвертоплан» (рис. 4). У аппаратов, выполненных по такой схеме, присутствуют поворотные винты, которые при взлете работают в качестве несущего винта вертолета, а при горизонтальном движении – как тянущие и подъемная сила создается при помощи крыла.



Рис. 4. Eagle Eye, выполненный по схеме конвертоплан

Можно выделить два основных способа изменения положения винта:

1 – Аппараты с поворотным винтом, где поворачивается только винт или гондолы с винтами и двигателями, что является более частым решением.

2 – Аппараты с поворотным крылом, где вращается все крыло, что не создает дополнительных помех при взлете.

Преимуществами данной схемы является возможность разворота на месте в моменте зависания, повышенная грузоподъемность, недостатками – сложность конструкции поворотного механизма, трудность управления, малая энергоэффективность.

БПЛА вертикального взлета и посадки позволяют выполнять различные по сложности миссии в ограниченных по площади взлёта пространствах. Большинство БПЛА данного типа обладают существенным недостатком, который заключается в сложностях определенных конструктивных составляющих. БПЛА типа конвертоплан, винтокрыл, а также некоторые модели Tailsitter имеют схожее преимущество в виде разворота в моменте зависания в воздухе, что делает их наиболее удобными для исследовательских целей. Схема-Tailsitter, также лишена недостатка в виде низкой энергоэффективности, но при этом имеет сложную систему перехода их вертикального положения в горизонтальное.

Библиографический список

1. Фетисов В.С., Неугодникова Л.М., Адамовский В.В., Красноперов Р.А. Беспилотная авиация: терминология, классификация и современное состояние. – Уфа: ФОТОН, 2014. – 217 с.

2. Летающие танки для боев в городе: подробности – Режим доступа URL: https://www.cnews.ru/articles/letayushchie_tanki_dlya_boev_v_gorode_podrobnosti (дата обращения: 15.05.2024).

3. TU Delft maritime hydrogen drone flies longer and greener – Режим доступа URL: <https://mavlab.tudelft.nl/nederdrone/> (дата обращения: 15.05.2024).

СЕКЦИЯ 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 5

Сохарев Е.А., Барановская Ю.А. Прогрессивные технологии производства космической техники из композиционных материалов 5

Ахметов С.С. Методы защиты космических аппаратов от ударного воздействия космического мусора 11

Еремейчук Д.А., Логинова П.В., Зыльков С.А., Барановская Ю.А. Анализ современных систем аварийного спасения грузов и экипажа ракет-носителей 16

Зыльков С.А., Еремейчук Д.А., Логинова П.В., Дубынин К.К. Использование ядерной энергетики в изделиях ракетно-космической техники 21

Колмагоров И.Д., Колосов В.В. Оценка влияния условий запуска ракеты-носителя воздушного старта на потери скорости 26

Артемов А.С., Широкова Е.С., Мельникова О.А. Разработка складного крыла для ракетного блока первой ступени ракеты-носителя воздушного старта 29

Задорожная В.В., Колмагоров И.Д. Оценка влияния формы головного обтекателя на аэродинамическое сопротивление ракеты-носителя воздушного старта 35

Петров А.В. Математическое моделирование процесса ввода крышки парашютного контейнера с учётом влияния движения звена парашютной системы 39

Невский Я.И. Разработка облика многоразовой ракеты-носителя сверхлёгкого класса на топливной паре кислород-метан 44

Морозов В.А. Роль искусственного интеллекта в разработке изделий ракетно-космической техники 49

Москвина В.Е. Применение VR/AR технологий в аэрокосмической отрасли 55

Пьянков А.П., Серебряков А.В. Разработка универсальной модели атмосферы для практического применения 60

Малых М.Е., Эйфельд Д.А., Красноперов С.В., Арчибасов Н.С. Применение технического зрения при производстве и проектировании изделий ракетно-космической техники 66

Мельникова О.А. Обоснование возможности применения мортирного ввода парашютной системы на спускаемом аппарате класса «несущий корпус» 72

СЕКЦИЯ 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ 78

<i>Пешков Р.А., Хажиахметов К.И., Корчак Н.С., Нургалин Р.Н.</i> Опыт использования методик масштабирования при проектировании жидкостных ракетных двигателей	78
<i>Шипков Я.Е., Ширяев А.А.</i> Применение жидкостного газогенератора в системе газопривода жидкостного ракетного двигателя	84
<i>Исправникова О.В.</i> Численное моделирование шума сверхзвуковой струи демонстратора двигательной установки с центральным телом	89
<i>Волошин Д.В.</i> Анализ возможности применения ЖРД с тарельчатым соплом в составе одноступенчатой ракеты-носителя для воздушного старта	100
<i>Логинова П.В., Еремейчук Д.А., Зыльков С.А., Барановская Ю.А.</i> Анализ возможности использования солнечного паруса в конструкции космических аппаратов	104
<i>Меньшенин Е.Е.</i> Способы повышения эффективности и стабильности работы турбонасосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей	109
<i>Зинченко В.И., Миля В.А.</i> Практика проектирования микро-ТРД: особенности и направления развития	113
СЕКЦИЯ 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	120
<i>Вялков А.В.</i> Бортовая система сбора данных и управления моделью ракеты	120
<i>Колмагоров И.Д., Колосов В.В.</i> Оценка влияния условий запуска ракеты-носителя воздушного старта на потери скорости	126
<i>Колмагоров И.Д.</i> Модель движения спускаемого аппарата с высоким аэродинамическим качеством	129
<i>Баимов Р.И.</i> Многопозиционный радиолокатор для обеспечения надёжной посадки летательного аппарата в условиях постановщиков помех	134
СЕКЦИЯ 4. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ ...	141
<i>Каширин Н.В., Несмеянов Е.С., Сюькина Ю.Л.</i> Классификация беспилотных летательных аппаратов типа tailsitter	141
<i>Каширин Н.В., Несмеянов Е.С.</i> Сравнительный анализ схем беспилотных летательных аппаратов самолетного типа вертикального взлета и посадки	144