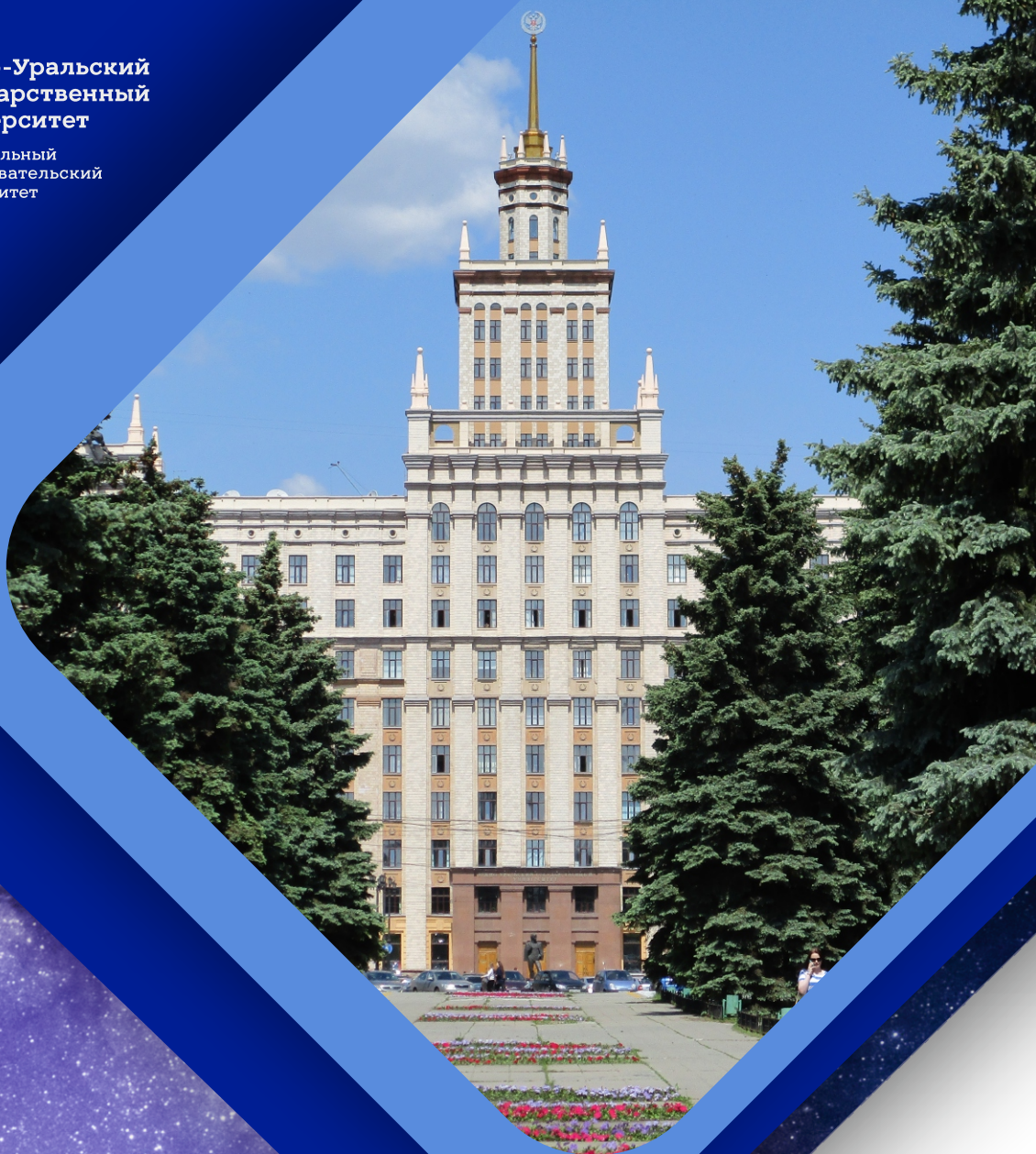




Южно-Уральский  
государственный  
университет

Национальный  
исследовательский  
университет



# АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы  
VI студенческой научно-технической конференции  
7–9 декабря 2022 г.

Челябинск  
2022

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

629.78  
А91

## **АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ**

Материалы  
VI студенческой научно-технической конференции  
7–9 декабря 2022 г.

Под редакцией С.Д. Ваулина

Челябинск  
Издательский центр ЮУрГУ  
2022

УДК 629.782.05(063)  
А91

*Одобрено  
советом Политехнического института*

*Рецензенты:*

*заместитель научного руководителя ФГУП «РФЯЦ-ВНИИТФ  
им. акад. Е.И. Забабахина», д-р физ.-мат. наук, проф. В.А. Симоненко;  
заместитель главного конструктора, АО «Научно-исследовательский  
институт машиностроения», канд. техн. наук, В.Л. Салич*

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

**Астероидная безопасность:** материалы VI студенческой научно-технической конференции 7–9 декабря 2022 г. / под ред. С.Д. Ваулина. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. – 159 с.

ISBN 978-5-696-05335-6

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

секция 3. Системы управления изделий ракетно-космической техники;  
секция 4. Информационные технологии изделий ракетно-космической техники;

секция 5. Системы энергообеспечения изделий ракетно-космической техники.

Секция 6. Беспилотные летательные аппараты

Все материалы изложены в авторской редакции.

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

УДК 629.782.05(063)

ISBN 978-5-696-05335-6

© Издательский центр ЮУрГУ, 2022

## МОЛОДЕЖНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО «АСТЕРОИД»

*Р.А. Пешков*

Молодежное конструкторское бюро «Астероид» (МКБ «Астероид») основано в 2018 г. как одно из структурных подразделений Политехнического института Южно-Уральского государственного университета для привлечения студентов, молодежи к работе в крупных междисциплинарных проектах. В настоящее время МКБ «Астероид» вошло в структуру научно-образовательного центра «Аэрокосмические технологии» и значительно расширило портфель реализуемых проектов, как в части астероидной безопасности, так и путем открытия новых направлений, например, по разработке беспилотных летательных аппаратов. В рамках астероидной безопасности появился проект «Разработка ракетно-космического комплекса с полностью многоразовой одноступенчатой ракетой-носителем сверхлёгкого класса и универсальной космической платформой», который связан с разработкой средства оперативного выведения полезной нагрузки, универсальной космической платформы, на базе которой возможно создание различных спутников, которые способны помочь в обнаружении потенциально опасных астероидов.

Увеличение количества и разнообразие проектов привело и к привлечению большего числа студентов к проектной деятельности в МКБ «Астероид» (рис. 1). Несмотря на то, что значительную часть составляют студенты начальных курсов, именно работа с младшими курсами сразу после поступления в университет, позволяет уже к старшим курсам получить замотивированных сотрудников, способных решать сложные технические задачи.

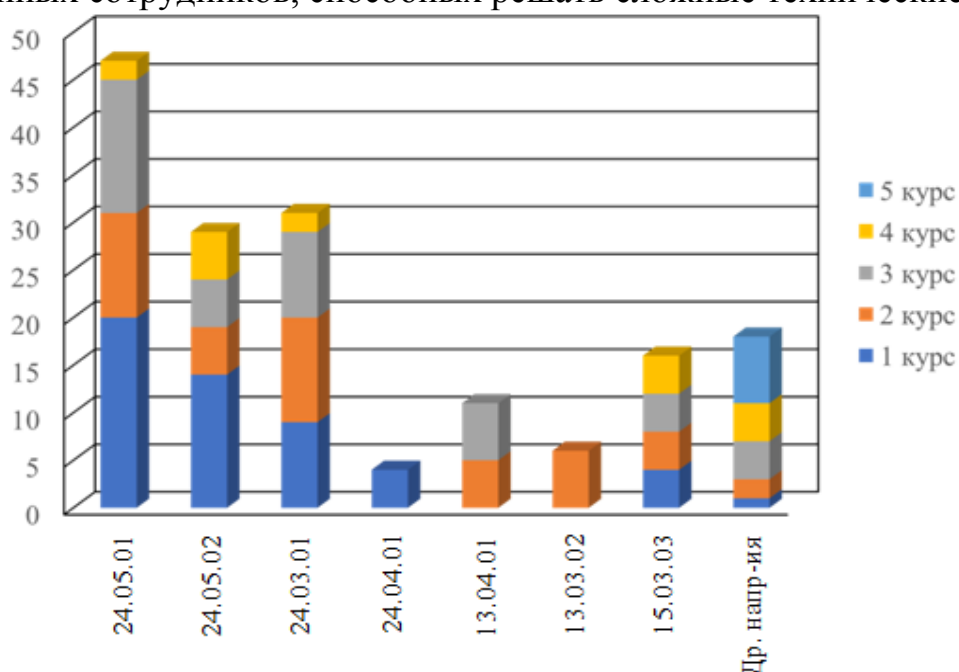


Рис. 1. Численность студентов МКБ «Астероид» (март 2022)



Полученные результаты публикуются в различных журналах и сборниках, а также докладываются на региональных, всероссийских и международных конференциях (рис. 2). Актуальность и комплексность проектов позволяет успешно участвовать в различных конкурсах, в том числе проводимых Роскосмосом (Орбита молодежи, Молодежь и будущее авиации и космонавтики и др.).

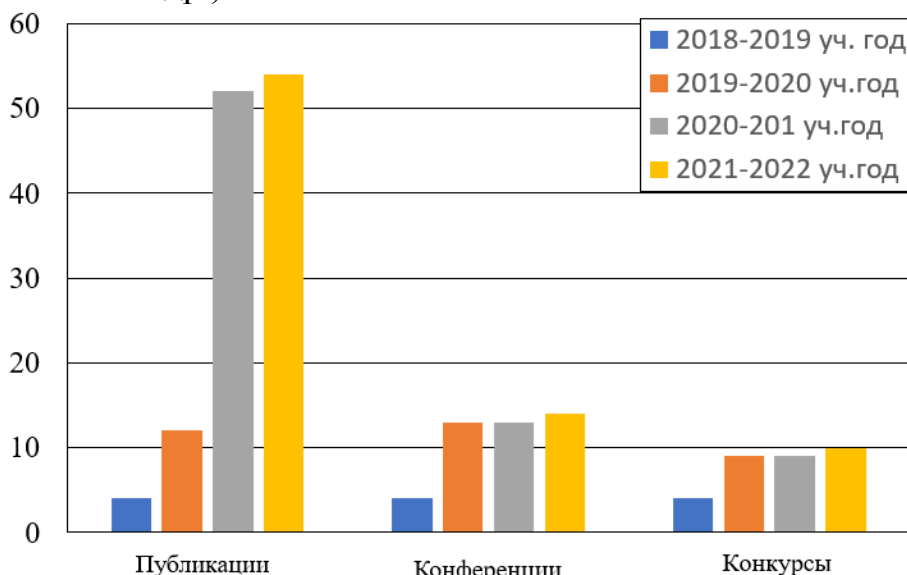


Рис. 2. Количественные показатели деятельности студентов Аэрокосмического направления МКБ "Астероид" (июнь 2022 г.)

Расширяется профориентационная работа студентов, входящих в МКБ «Астероид», со школьниками путем проведения летних и зимних аэрокосмических научно-практических школ «Астероидная безопасность». В рамках школ школьникам удастся пройти путь от идеи до её реализации – школьники учатся использовать САД системы для создания трехмерных моделей, участвуют в изготовлении спроектированных конструкции, процессе испытаний и защищают свои решения в формате презентации (рис. 3).

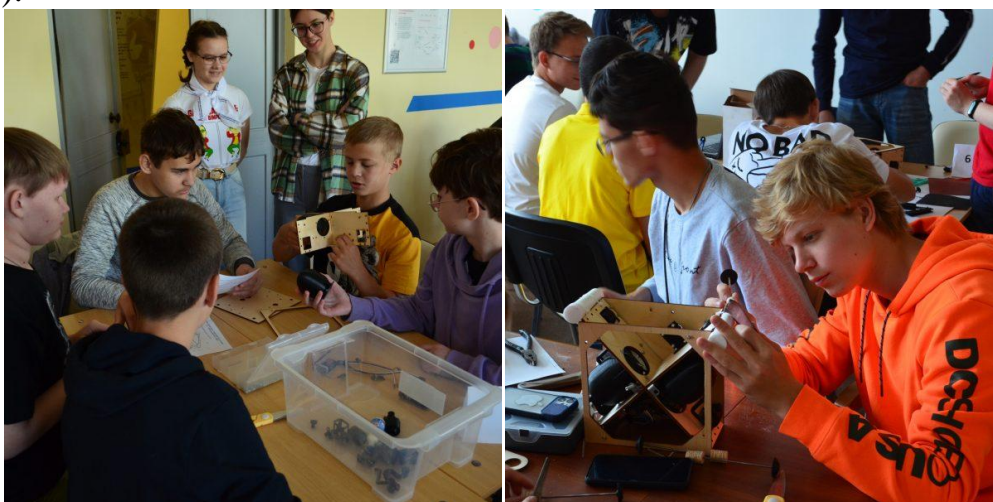


Рис. 3. Участие школьников в летних и зимних аэрокосмических научно-практических школах «Астероидная безопасность»

Студенты МКБ «Астероид» на протяжении 3 лет выступают в качестве наставников для школьников во всероссийской образовательной инициативе по поиску и реализации научно-технологических проектов – программе «Сириус.Лето: начни свой проект». Работа включает в себя проведение дистанционных консультаций, очных лекционных, практических занятий и семинаров, посещение лабораторий и проведение испытаний. По итогам участия подготовлено несколько десятков проектов, которые были успешно презентованы на всероссийском конкурсе научно-технологических проектов «Большие вызовы» (рис. 4).

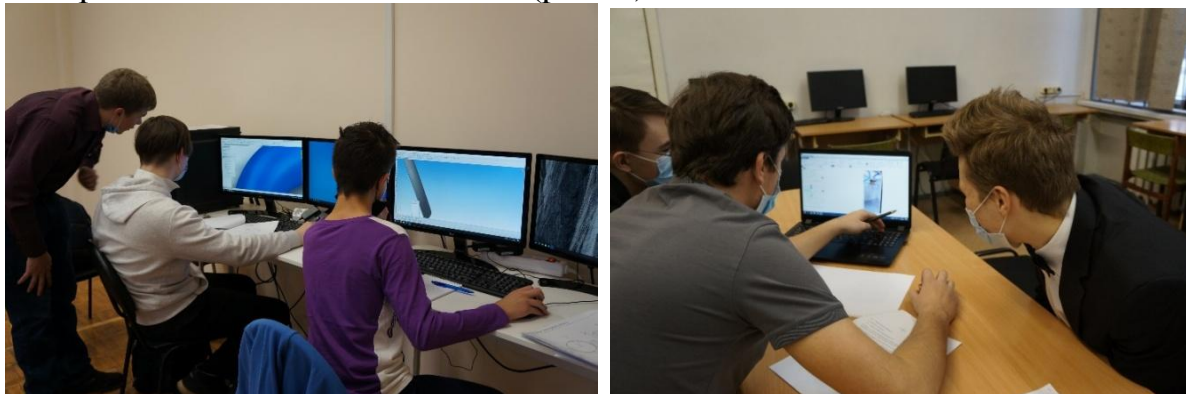


Рис. 4. Работа наставников и школьников в рамках программы «Сириус.Лето: начни свой проект»

Таким образом, МКБ «Астероид» активно участвует в подготовке высококвалифицированных кадров в Южно-уральском государственном университете путем вовлечения талантливой молодежи в решение практико-ориентированных задач в рамках крупных междисциплинарных проектов.

## **Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

УДК 629.764.64

### **МОДЕЛИРОВАНИЕ МОНТЕ-КАРЛО ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

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

В работе рассмотрено применение метода Монте-Карло при расчете параметров районов падения отделяющихся частей ракет-носителей. Описаны преимущества и недостатки данного способа.

Ключевые слова: ракета-носитель, район падения, метод Монте-Карло, гарантийные запасы топлива.

Для многих ракетная промышленность ассоциируется с вредным воздействием на окружающую среду. Обозначенная проблема особенно актуальна для ракет-носителей (РН) с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) из-за некоторых особых свойств этих типов аппаратов. В частности, это связано с тем, что в них еще на проектном этапе закладываются гарантийные запасы жидкого топлива, остающиеся в топливных баках отделяемых частей и топливных магистралях. Согласно исследованиям, основанным на методах ПАО «Энергия», гарантийные запасы топлива (ГЗТ) составляют от 1 до 3% от начальной массы топлива [1].

Помимо этого, РН с ЖРД чаще всего имеют несколько ступеней. Эти остатки топлива могут привести к пожарам и взрывам в районах, где приземляются отделяемые части. Утечка топлива, вызванная сильным ударом отделяемой части о грунт, может привести к загрязнению окружающей среды. Почва и растения способны накапливать большое количество токсинов, что всегда приводит к неблагоприятным экологическим последствиям [2]. Указанные факторы приводят к необходимости отчуждения больших земельных территорий для падения отделяющихся частей РН. Однако, это помогает защитить как окружающую среду, так и здоровье населения, поскольку зоны падения обычно расположены в безлюдных, отдаленных районах или даже в океане.

Все эти проблемы беспокоят космические агентства по всему миру.

Но для того, чтобы иметь конкретный район падения (РП), или зону отчуждения, ее следует рассчитать заранее. Для этого инженерами и математиками со всего мира на протяжении многих лет разрабатывались различные методы определения районов падения.

Современные расчетные методики позволяют проводить гораздо более комплексные вычисления значительно быстрее. Следовательно, быстрое моделирование полета РН по 6 степеням свободы может быть проведено на многих современных компьютерах, включая персональные. Кроме того, увеличение объема морских, воздушных перевозок и густонаселенных районов, а также ужесточение норм общественной безопасности требуют более тщательных методов оценивания РП. Таким образом, для анализа дисперсии отделяющихся частиц (ОЧ) РН требуются сложные методы моделирования с тысячами расчетных операций.

Наиболее популярным методом определения РП, позволяющим достичь приемлемых результатов, является моделирование Монте-Карло, так как оно соответствует всем перечисленным выше требованиям. Для вычисления плановой территории рассеивания полёт вычисляется сотни раз. Каждый расчет имеет ряд переменных параметров, которые изменяются с выбранным распределением вероятности в каждом моделировании [3].

Одно из первых упоминаний использования метода Монте-Карло можно найти в статье Т. Моха 1966 года [4]. Автор указывает на наличие проблем по выявлению границ полета и определению РП. Поэтому был предложен способ, использующий ковариационные матрицы ошибок. Для определения РП рассчитывались функции, зависящие от различных варьируемых параметров (скорость, масса РН, траектория и т.д.). Затем полученные данные использовались для определения границ РП при использовании метода Монте-Карло.

В современном мире метод Монте-Карло также находит применение. Его эффективность подтверждается недавним исследованием П. Д. Уайлда по расчету дисперсии метеорологической ракеты [5]. Отмечается, что моделирование Монте-Карло подразумевает нелинейные сочетания различных комбинаций возмущений входных параметров, которые включают в себя угол тяги и старта, смещение тяги и т.д. Автор приводит ряд различных примеров, которые демонстрируют зависимость областей рассеивания от многочисленных параметров и их неопределенностей. Например, форма расчетной зоны падения будет отличаться для одной и той же ракеты, даже если при расчете изменяется только номинальная высота.

Однако, метод Монте-Карло имеет ряд недостатков. Во-первых, для достижения удовлетворительных результатов требуются сотни расчетов. Следовательно, чем больше вычислений, тем точнее определяется площадь падения. В статье [6] авторы акцентируют внимание на этом и выдвигают свое решение. Они предлагают использовать метод, называемый выборкой по значимости (ВЗ). При указанном подходе редкие события происходят чаще, чем в симуляции Монте-Карло, что делает оценку РП более точной. Авторы проводят расчет с использованием обоих методов и сравнивают полученные результаты. В итоге они приходят к выводу, что для достижения приемлемых результатов по ВЗ требуется значительно меньше расче-



тов. Например, 500 итераций достаточно для достижения того же общего вида зоны рассеивания, что и при  $10^5$  итерациях по методу Монте-Карло.

Вторая проблема заключается в том, что приближенные методы Монте-Карло с трудом оценивают вероятность очень редкого события. Поэтому практически невозможно вычислить вероятность падения ОЧ на расстояние значительно большее, чем заданный предел безопасности для конкретного типа вычислений. В статье [7] авторы описывают алгоритмы параметрической и непараметрической ВЗ при наличии неопределенного распределения входных данных, которые позволяют решить эту проблему. В источнике содержится информация о существующих адаптивных методиках ВЗ и приводится их краткое описание. Затем авторы предлагают свой метод, представляющий собой комбинированный подход классической перекрестной энтропии и непараметрической адаптивной ВЗ. Этот метод был опробован на различных задачах, одной из которых была оценка зоны падения РН. При анализе результатов авторы приходят к выводу, что предлагаемая методика гораздо эффективнее прямой вероятностной оценки с ВЗ и не приводит к увеличению относительной погрешности, одновременно уменьшая количество расчетных итераций.

Крупное исследование Дж. Морио, описанное в книге [8], включает в себя раздел, посвященный проблеме определения РП ОЧ РН с использованием различных методик расчета. Постановка задачи включает в себя определение начальных параметров, в которые входят высота отделения ОЧ, колебания скорости, траектория движения, азимут угла отделения, масса РН и колебания погодных условий. Указанные данные используются сначала для приближенного метода Монте-Карло, который показывает удовлетворительные результаты в подобного рода задачах.

В качестве эталонного проводится расчет на  $10^8$  итераций по приближенному методу Монте-Карло. Все дальнейшие результаты сравниваются с полученными на этом этапе.

Затем автор переходит к более узконаправленным методикам расчета и подробному их описанию. В первую очередь проводится оценка эффективности при использовании метода адаптивного расщепления. В источнике отмечается высокая относительная ошибка конечных результатов, однако эффективность остается достаточно высокой. Далее рассматривается возможность использования метода ВЗ, рассмотренная выше. Автор также отмечает его высокую эффективность при уменьшении количества требуемых для расчета итераций и затрачиваемых временных ресурсах. Далее обсуждается результативность использования методов надежности первого и второго порядков. Указанные методики расчета оказались неэффективными в рассматриваемой задаче, поскольку полученные точки падения не соответствуют ранее определенным, и в описываемых алгоритмах используется только одна основная ошибка.

Таким образом, некоторые из описанных методик могут быть применены при определении РП вместе с или взамен приближенного метода Монте-Карло. Выбор конкретного пути расчета зависит от наличия вычислительных мощностей и допустимых погрешностей.

Л. Брево и соавторы в работе [9] описывают систему оценки надежности при наличии алеаторных (неизменных с увеличением данных) и эпистемических (уменьшающихся при увеличении данных) неопределенностей в применимости к определению РП ОЧ РН. Методика включает в себя два повторяющихся шага: объединение моделей интервального и вероятностного анализа и улучшенную модель Кригинга. Полученная система позволяет получить точные данные именно в интересующей области, конкретно в применимости к РП – вблизи границы расчетной зоны падения. В результате авторы проводят сравнение разработанной методики с моделированием Монте-Карло, выделяют недостатки и преимущества своей системы. Основное отличие же заключается в том, что она позволяет получить более точные данные в граничной области, чего не позволяет сделать метод Монте-Карло. Полученные авторами результаты применения приближенного метода Монте-Карло и вышеуказанной методики показано на рис. 1.

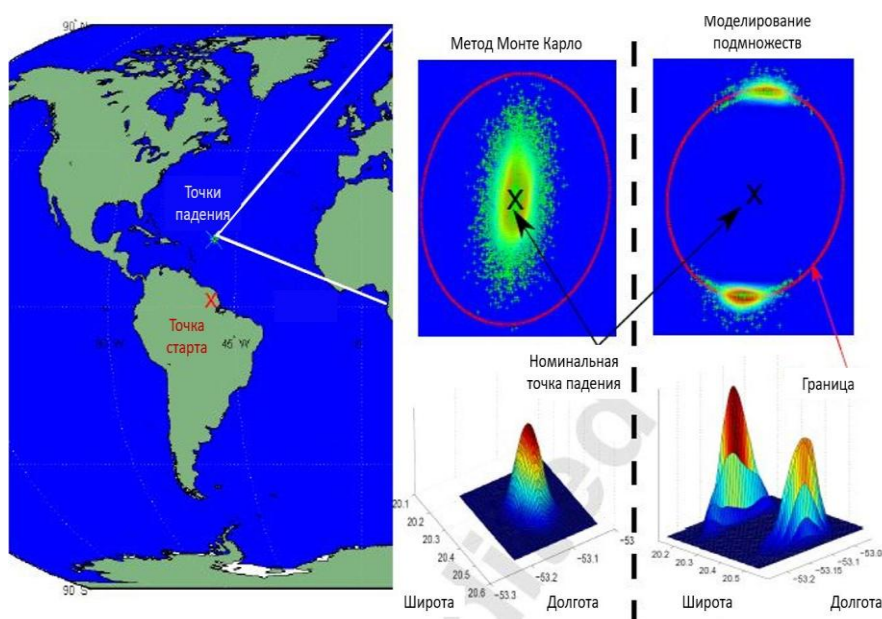


Рис. 1. Пример применения метода Монте Карло [9]

В источнике [10] представлен последовательный квадратичный алгоритм Монте-Карло, описаны основные принципы его функционирования и применимость. В частности, авторы рассматривают возможность его использования для расчета конкретной задачи, связанной с определением РП ОЧ РН. Она сводится к определению вероятности того, что расстояние до расчетной точки падения превышает 0,72 км. В качестве варьируемых параметров используются метеорологические данные, масса и угол между вертикальной осью и направлением вектора скорости ОЧ РН. В результате

представлен вывод, согласно которому следует учитывать влияние начальных параметров на определение редких событий. Помимо этого, нужно принимать во внимание и саму вероятность возникновения редких событий, чтобы достичь максимальной эффективности расчетов, направленных на выявление РП и определение их конкретных границ.

Согласно представленной информации, лидерство метода Монте-Карло и различных его вариаций обуславливается как числом применений, так и общей эффективностью. Это связано с достаточной точностью получаемых результатов, возможностью быстрого и точного варьирования параметров в зависимости от поставленной задачи.

#### Библиографический список

1. Гаврелюк О.П. Гарантийные запасы топлива для ракет космического назначения // Космическая техника и технологии. – 2015. – № 3(10). – С. 100–106.
2. Ульяновский Н.В., Косяков Д.С., Боголицын К.Г., Кожевников А.Ю, Фалев Д.И. Оценка загрязненности ракетным топливом мест падения отработанных частей ракет-носителей на севере Российской Федерации // Экология и промышленность России. – 2013. – № 3. – С. 63–66.
3. Noga T., Michałow M., Ptasiński G. Comparison of dispersion calculation methods for sounding rockets // Journal of Space Safety Engineering. – 2021. – Vol. 8. – №. 4. – P. 288–296.
4. Moch T.K. Determination of launch vehicle trajectory dispersions // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1966. – Vol. 3. – №. 11. – P. 1682–1685.
5. Wilde P.D. Range safety requirements and methods for sounding rocket launches // Journal of space safety engineering. – 2018. – Vol. 5. – №. 1. – P. 14–21.
6. Morio J., Pastel R. Sampling technique for launcher impact safety zone estimation // Acta Astronautica. – 2010. – Vol. 66. – №. 5-6. – P. 736–741.
7. Morio J., Balesdent M. Estimation of a launch vehicle stage fallout zone with parametric and non-parametric importance sampling algorithms in presence of uncertain input distributions // Aerospace Science and Technology. – 2016. – Vol. 52. – P. 95–101.
8. Morio J., Balesdent M. Estimation of rare event probabilities in complex aerospace and other systems: a practical approach. – Woodhead publishing, 2015. – 216 p.
9. Brevault L., Lacaze S., Balesdent M., Missoum S. Reliability analysis in the presence of aleatory and epistemic uncertainties, application to the prediction of a launch vehicle fallout zone // Journal of Mechanical Design. – 2016. – Vol. 138. – №. 11. – P. 111401.
10. Vergé C., Morio J., Del Moral P. An island particle algorithm for rare event analysis // Reliability Engineering & System Safety. – 2016. – Vol. 149. – P. 63–75.

## **ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РЕШЕТЧАТЫХ СТАБИЛИЗАТОРОВ МНОГОРАЗОВОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО РАКЕТНОГО БЛОКА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ НА УЧАСТКЕ СПУСКА**

*А.П. Устинова*

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

В работе представлено конструктивное решение по решетчатым стабилизаторам для многоразового возвращаемого ракетного блока первой ступени. Проведено моделирование сверхзвукового обтекания для расчетного случая на участке спуска при различных углах атаки. Получены графики зависимости аэродинамических коэффициентов для расчетного случая при числе Маха равном 2,5 и углах атаки от 0 до 25 град.

Ключевые слова: решетчатые стабилизаторы, многоразовость, ракета-носитель, ракетный блок, моделирование обтекания

Исследования экономического эффекта применения многоразовых ракетных блоков (РБ) [1] первой ступени на ракетах-носителях (РН) среднего и тяжелого класса показывают, что несмотря на использование дополнительных элементов в конструкции РБ, обеспечивающих мягкую посадку, производство многоразовых РБ первой ступени может окупиться уже после второго запуска РН, так как зачастую на изготовление и обслуживание РБ первой ступени затрачивается более 50% стоимости запуска всего РН. Таким образом, частично многоразовые РН представляют большой интерес для производства и эксплуатации.

При отделении РБ первой ступени и его движении по траектории возврата, необходимо обеспечить статическую устойчивость РБ. Для этого предназначены стабилизаторы или крылья.

Основные преимущества решетчатых стабилизаторов по сравнению с традиционными консольными стабилизаторами [2]:

- в известной мере малые габариты стабилизаторов при достаточно высоких значениях коэффициентов нормальной силы во всем диапазоне скоростей полета от малых дозвуковых до больших сверхзвуковых;
- возможность установки стабилизаторов на блоках ракет-носителей в случаях, когда использование консольных стабилизаторов оказывается проблематичным или невозможным;
- практически постоянное по времени полета (по числам Маха) положение центра давления нормальной силы и ее значительно меньшее изменение с увеличением скорости движения;
- удобство установки решетчатых стабилизаторов за счет точечного крепления их к корпусу;



– невысокое влияние на аэродинамические характеристики и нагрузки ракет.

По данным дополнительных комплексных исследований и аналитических расчетов, проведенных учеными ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, обнаружено, что характеристики прочности и жесткости решеток, полученные с использованием соединения планов в замок и изготовленных механическим путем из монолитной заготовки, практически идентичны.

Таким образом, проектируемое решетчатое крыло изготовлено по схеме, представленной в [3], но из монолитной заготовки. Внутри силовой рамы (рис.1) размещен набор тонких плоских планов, находящийся под углом  $45^\circ$  к обрамляющим ее двум боковинам, корневому и концевому планам. Решетка состоит из сот квадратного сечения размером 130 мм. Передняя кромка профиля, прилегающая к корпусу РБ и принимающая на себя нагрузки от набегающего воздушного потока, выполнена с «зубьями», чтобы улучшить аэродинамическое качество решетчатого крыла. Относительный шаг решетки  $\bar{t} \sim 0,5$  для увеличения эффективности на сверхзвуковых скоростях. Высота и размах крыла 1,5 м, хорда 0,27 м.

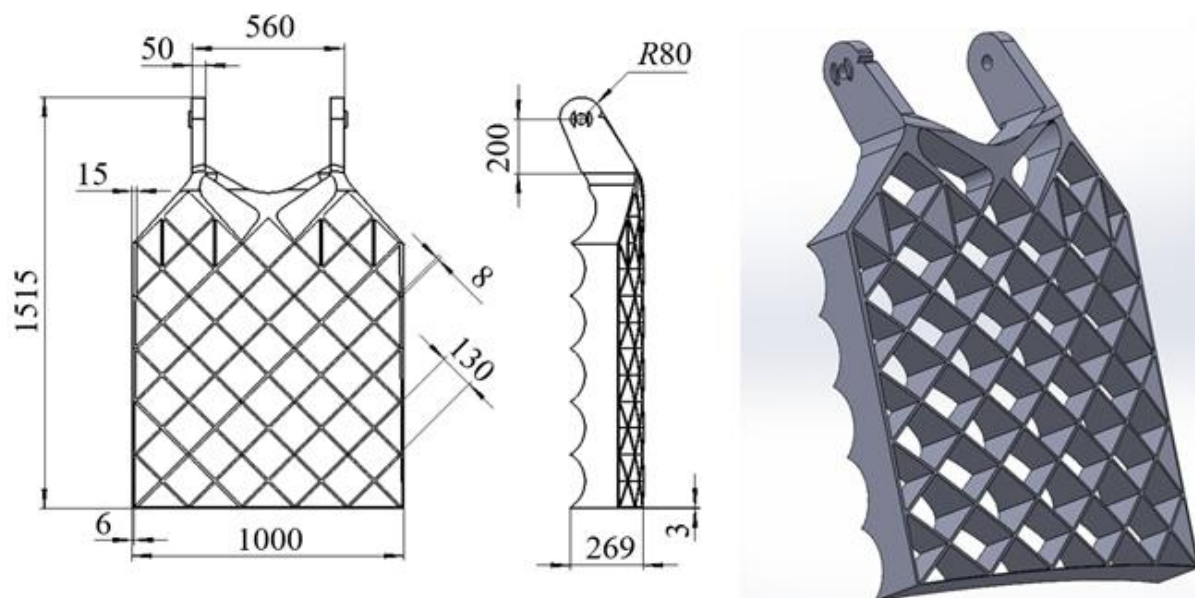


Рис. 1. Конструктивная схема (слева) и твердотельная модель (справа) решетчатого крыла

Моделирование сверхзвукового обтекания проведено при числе Маха  $M=2,5$ , так как при данной скорости происходит раскрытие решетчатых крыльев на аналоге разрабатываемого изделия Falcon 9, и углах атаки от  $0^\circ$  до  $25^\circ$ , так как данное ограничение по углам атаки принято на аналоге решетчатого крыла изделия 81Р.

В общем случае число Маха, угол атаки и основные конструктивные параметры решетки решетчатого крыла: относительный шаг решетки  $t/b$ , относительная толщина планов  $c/t$ , непосредственно влияют на характер его обтекания.

Форма профиля планов решетки влияет на коэффициент волнового сопротивления решетки, но при сверхзвуковом обтекании на больших углах атаки влияние формы профиля на суммарные силовые нагрузки пренебрежимо мало и в большинстве случаев не учитывается [2].

Моделирование обтекания при сверхзвуковых скоростях проведено в трехмерной постановке, в качестве модели выбран идеальный совершенный газ. Создание геометрии произведено в программном комплексе Solidworks. Для более экономичного использования вычислительных расчетов расчетная модель упрощена до цилиндрической решетки гладкого профиля. Конечно-элементная модель выбрана неструктурированной. Размерность сетки – 1631658 элементов.

Для оценки точности полученных результатов по расчету аэродинамических коэффициентов проведен процесс исследования минимальной по размеру ячейки расчетной сетки, которая необходима для получения наиболее точного результата – задача исследования сеточной сходимости. В качестве контрольного параметра для определения сходимости стационарного решения выбран коэффициент подъемной силы крыла. В качестве метода расчета сеточной сходимости выбрана модель с последовательным измельчением сетки путем уменьшения размера конечного элемента.

В первом приближении (рис. 2, слева) количество элементов сетки составляет 251121, в конечном (рис. 2, справа) – 1631658. Размер ячейки в первом приближении не позволяет наблюдать вихрей на поверхности расчетной модели. В конечном приближении четко прослеживаются линии тока у поверхности стенок и небольшие вихри, образываемые набегающим потоком.

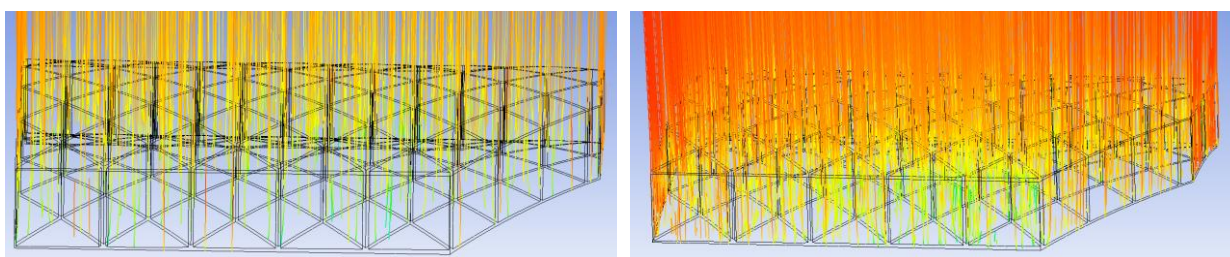


Рис. 2. Линии тока при первом (слева) и конечном (справа) приближении сетки решетчатого крыла

По данным проведенной оценки графика корреляции коэффициента подъемной силы от угла атаки (рис. 3) при числе Маха равном 2,5 и различных количествах элементов сетки сделан вывод о том, что конечно-элементная модель с количеством элементов 1631658 является достоверной.

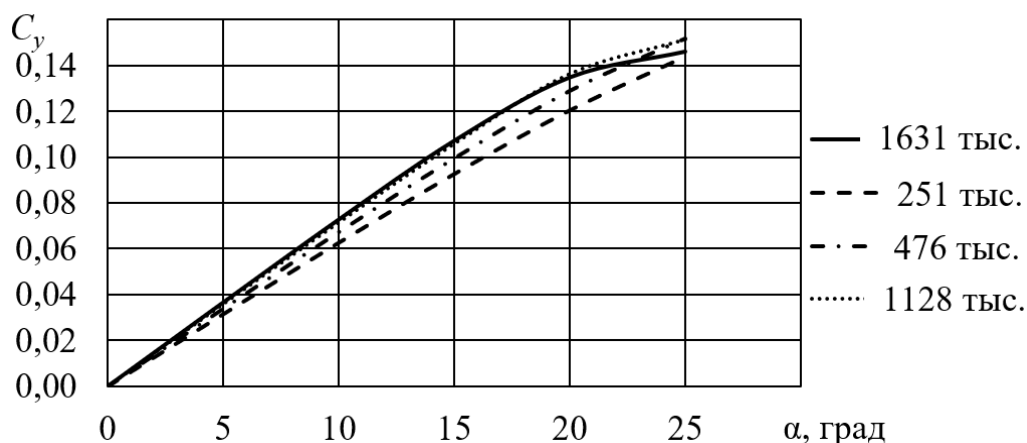


Рис. 3. График корреляции коэффициента подъемной силы от угла атаки при числе Маха равном 2,5 и различных количествах элементов сетки решетчатого крыла

Проведен расчет погрешности результатов между конечным и  $i$ -м приближением. По данным для случая с наибольшей погрешностью  $\Delta$  построен график зависимости величины отклонения от количества элементов сетки (рис. 4). В результате сетка с количеством элементов  $n$  более 1 млн является достоверным источником результатов расчета коэффициента подъемной силы крыла.

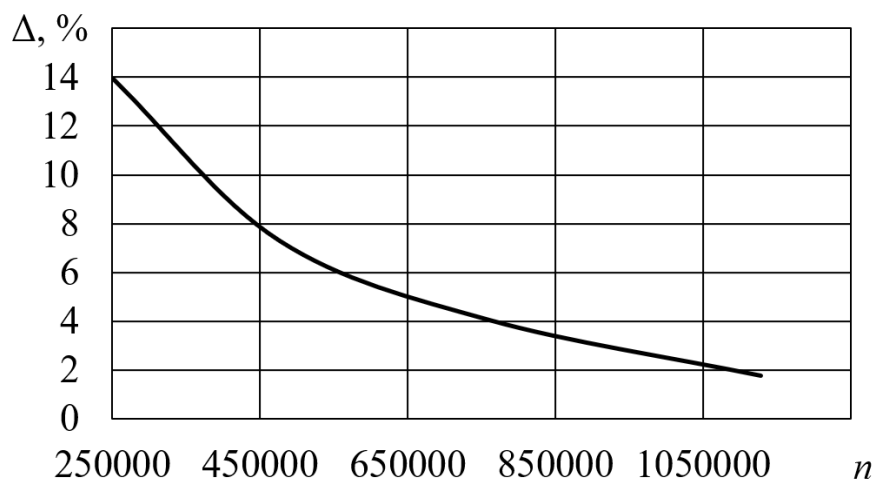


Рис. 4. График зависимости отклонения результата от количества элементов сетки решетчатого крыла

По результатам расчета при моделировании обтекания решетчатого крыла были построены графики зависимости коэффициента лобового, продольного и нормального сопротивления, соответственно,  $C_x$  (рис. 5),  $C_r$  (рис. 7),  $C_n$  (рис. 8), и подъемной силы  $C_y$  (рис. 6). Данные коэффициенты необходимы для дальнейшего расчета траектории посадки РБ.

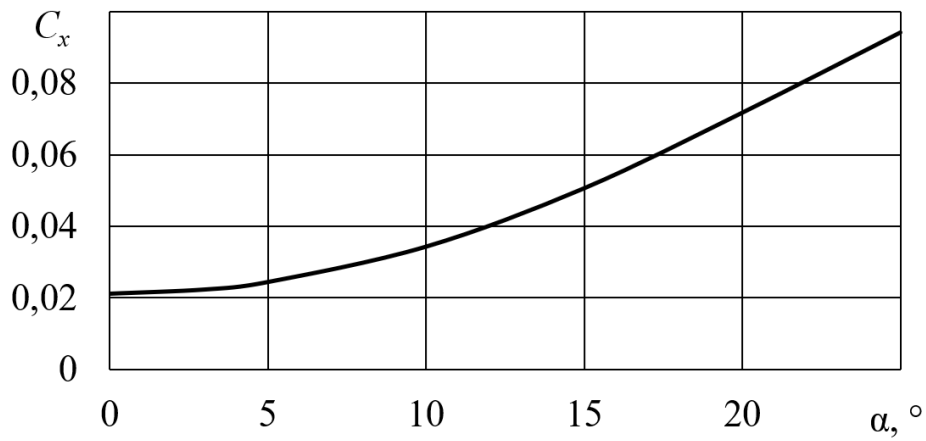


Рис. 5. График корреляции коэффициента лобового сопротивления от угла атаки при числе Маха 2,5 решетчатого крыла

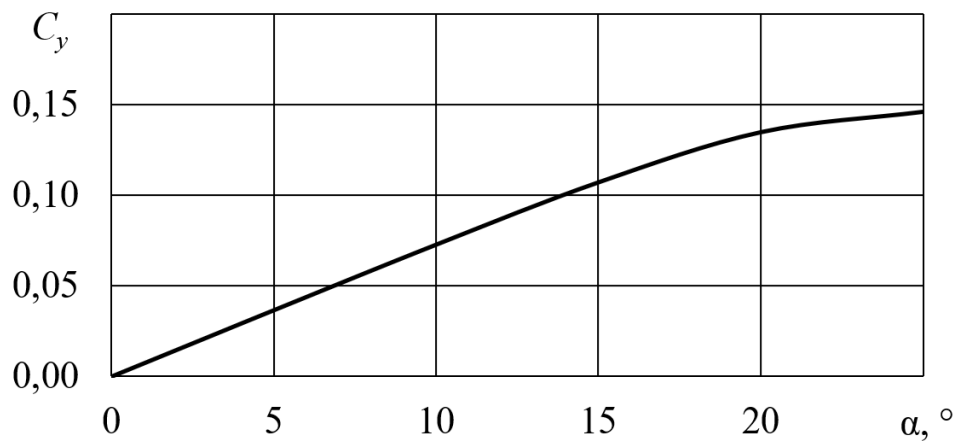


Рис. 6. График корреляции коэффициента подъемной силы от угла атаки при числе Маха 2,5 решетчатого крыла

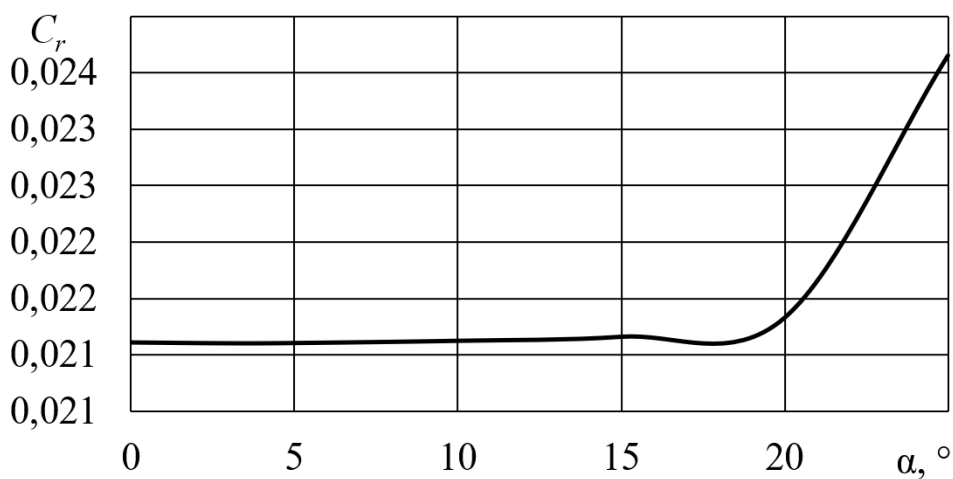


Рис. 7. График корреляции коэффициента продольного сопротивления от угла атаки при числе Маха 2,5 решетчатого крыла



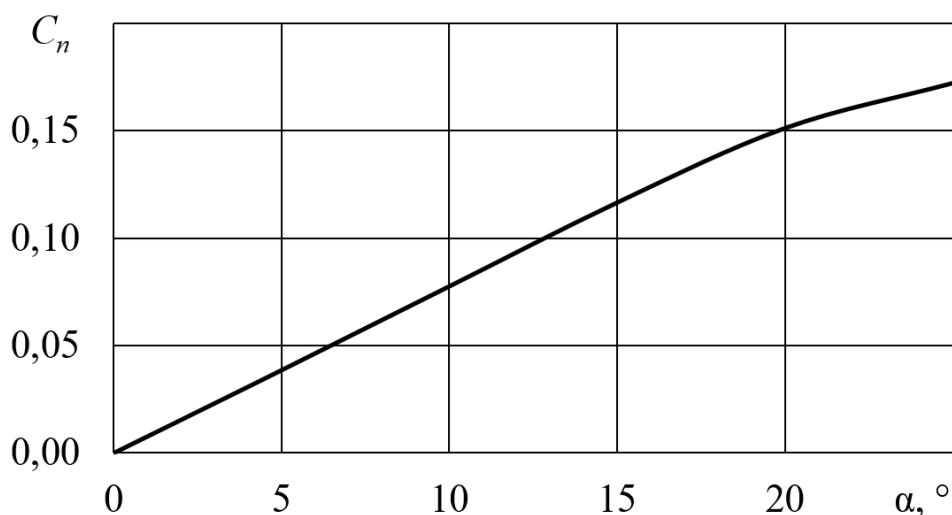


Рис. 8. График корреляции коэффициента нормального сопротивления от угла атаки при числе Маха 2,5 решетчатого крыла

По данным зависимостям можно сделать следующие выводы:

- зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при сверхзвуковых скоростях почти линейная до угла атаки  $15^\circ$ , угол атаки в данном случае зависит от относительного шага решетки и числа Маха [5];
- углы атаки, при которых  $C_x$  и  $C_y$  достигают максимальных значений, больше  $25^\circ$ ;
- характер изменения коэффициентов в зависимости от угла атаки совпадает с экспериментом, описанным в литературе [5]. Отсюда следует, что расчет можно считать достоверным с определенной точностью.

#### Библиографический список

1. Оценка эффективности многоразовости ступеней и предложения по вариантам многоразовой ракетно-космической системы: Научно-технический отчет по теме «Магистраль-6-3-ЦСКБ», 2007 / Самарский государственный аэрокосмический университет. - Самара: СГАУ, 2007. - 168 с. № госрегистрации 353П-000-32223-1151
2. Белоцерковский, С. М. Решетчатые крылья в ракетостроении, космонавтике, авиации / С. М. Белоцерковский, В.П. Фролов, В.А. Подобедов, В.П. Плаунов. – М.: Новый Центр, 2007. – 407 с.
3. Лебедев, А.А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 615 с.
4. Гувернюк, С.В., Синявин А.А. Об управлении гистерезисом сверхзвукового обтекания прямоугольной каверны с помощью теплового импульса // Успехи механики сплошных сред: к 70-летию академика В.А. Левина: сб. научн. тр. – Владивосток: Дальнаука, 2009. – С. 196- 203.
5. Белоцерковский, С. М. Решетчатые крылья / С.М. Белоцерковский, Л.А. Одновол, Ю.З. Сафин, А.И. Тюленев, В.П. Фролов, В.А. Шитов. – М.: Машиностроение, 1985. – 320 с.

## **АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛАЗЕРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ ИЗУЧЕНИИ АСТЕРОИДОВ**

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

В работе представлены актуальные на данный момент времени конструкции различных типов лазеров, определены основные параметры лазерных установок и их особенности, выделены ключевые характеристики использования лазеров для исследования объектов космического пространства, проведен анализ систем энергообеспечения лазерных установок. Обозначен перечень работ в целях дальнейшей разработки и улучшения использования конструкции лазера в одном из этапов миссии.

Ключевые слова: лазерная установка, лазер, лазерное оборудование, система энергообеспечения, космическое пространство, космический объект, астероид.

В настоящее время вопрос об обеспечении астероидной безопасности Земли стал неотъемлемой частью развития космической отрасли, не говоря уже о вопросе исследования потенциально опасных космических объектов (КО), таких как астероиды и метеориты. Эта задача включает в себя необходимость изучения их структуры, сбор образцов и проведение анализа, для более точной оценки способов воздействия на них. Для этого требуется совершить успешную посадку космического аппарата (КА) на поверхность небесного тела, а после, с помощью робототехнической системы осуществить последующие операции по исследованию. В качестве средств обеспечения мягкой посадки могут быть использованы различные конструкции: опоры, способные поглотить кинетическую энергию удара при помощи деформации элементов, наличие специальных средств закрепления (гарпунов, буров, клеевого состава) для фиксации КА на поверхности, ракетные двигатели малой с достаточной глубиной дросселирования и др.

Одним из этапов миссии по изучению КО является анализ воздействия лазерной установки на поверхность астероида, выявление необходимого порогового значения удельной энергии, при котором будет происходить частичное изменение поверхности астероида в заданных параметрах для создания посадочной платформы, в целях успешной посадки КА на его поверхность, а также анализ способов обеспечения лазерной установки необходимой мощностью.

На сегодняшний день известно несколько способов предотвращения столкновения опасных КО с использованием лазерной установки, такие как применение лазерного оборудования в целях коррекции траектории движения астероида [1] и применение имитационного моделирования по-

следствий ядерных взрывов на опасных астероидах при помощи лазеров [2]. В первом и втором случаях необходим выбор такой лазерной установки, которая обеспечит достаточную выходную мощность, при максимально возможном расстоянии, обладая при этом наибольшей характеристикой эффективности. В первую очередь лазерное оборудование в широком спектре своего разнообразия различается между собой типом излучателя. Чаще используются два типа лазеров: газовые и твердотельные.

В твердотельных YAG-лазерах активная среда представляет собой стержень алюмоиттриевого граната, а накачка осуществляется газоразрядными лампами либо лазерными диодами (табл. 1).

Таблица 1

Технические характеристики излучателей

Тип излучателя	Длина волны излучения, нм	Мощность накачки, Вт	Мощность излучения, Вт	Оптический КПД, %
КЛ-4-100Л	1064	500	150	30
КЛ-4-300Л		840	315	37
КЛ-4-500Л		1400	500	36

Показано, что от мощности накачки лазера, то есть входной мощности зависит выходная мощность, и, как следствие, характеристика эффективности системы.

Преимущества данного типа лазерного оборудования в том, что длина волны остаётся неизменной, в отличие от остальных параметров воздействия лазерной установки.

В случае газовых лазеров ядерной накачки (ЛЯН) максимальными коэффициентами полезного действия (КПД) преобразования поглощенной ядерной энергии в лазерное излучение обладают лазеры на переходах атома ксенона (Xe) и атома аргона (Ar) [7]. В табл. 2 сведены результаты, полученные в ходе эксперимента.

Таблица 2

Максимальные КПД лазеров на переходах атомов ксенона (Xe) и аргона (Ar)

Атом	Среда	$\lambda$ , мкм	$p$ , атм	$P_l$ , Вт	$F_{th} \cdot 10^{-14}$ , $\text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$	$F_{max} \cdot 10^{-15}$ , $\text{см}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$	$\Delta_{max}$ , %
Xe	He-Xe	2,65	3	250	0,6	1,1	1,6
	Ar-Xe	2,63; 2,65	0,5	230	0,1	1,1	2,5
	He-Ar-Xe	2,65	1	320	0,1	2,2	2,6
Ar	He-Ar	1,79	2	390	3,2	2,1	2,3
	He-Ar	1,27	1	10	5,0	2,1	3,3

Необходимо отметить, что акцент в данном типе лазерного оборудования ставится в основном на максимальных показателях, играющих ключевую роль в миссии, таких как длина волны излучения, выходная мощность и КПД.

Проанализировав представленные лазерные установки в источниках [1-3, 5-7], рассмотрев их принцип работы и особенности конструкции, можно

составить сводную таблицу основных характеристик и параметров лазеров, обладающих максимальными показателями, удовлетворяющие условиям успешного проведения миссии по изучению КО (табл. 3).

Таблица 3

Параметры и основные характеристики лазеров

Тип лазера	Длина волны излучения, нм	Максимальная мощность накачки, Вт	Мощность излучения максимальная, Вт	Габариты (Д x Ш x В), м
Твердотельный YAG-лазер	–	1400	500	200 x 120 x 130
Дисковый лазер	300	2000	1100	0,856 x 0,806 x 1,482
Волоконный лазер	–	2000	1000	483 x 134 x 770
Импульсный лазер	9000	3000	1500	–
УФЛ-2М	530	2600	1277	–
Химические HF(DF) лазеры	2500-4000	2600	1300	–
Лазеры с ядерной накачкой	2650	1500	570	–

У каждого типа лазерных установок, несомненно, есть свои достоинства и недостатки, и, в первую очередь, выбирать лазерную установку необходимо из эксплуатационных условий. В космосе условия иные и, чтобы обеспечить лазер достаточной мощностью, а его, в свою очередь, снабдить хорошей системой охлаждения, следует установить мощный источник энергии, что весомо утяжеляет конструкцию. Так в условиях невесомости в качестве источника питания может быть предложен транспортно-энергетический модуль (ТЭМ) (рис. 1) [8] или автономная система энергообеспечения КА [9].

Целесообразно использовать ТЭМ, так как его конструкция предполагает наличие лазерной установки, получающей энергообеспечение от ядерной энергетической установки (ЯЭУ), которая в свою очередь находится в конструкции ТЭМ.

В целях оценки возможности использования лазерной установки при взаимодействии с астероидом необходимо рассмотреть структуру самого астероида. Так как получение грунта в целях исследования малого небесного тела Солнечной системы (астероида) в перспективе затруднительно, проводится аналогия использования лазера при взаимодействии с метеоритом.

Исходя из актуальных данных [6] метеориты классифицируются по составу и делятся на три группы (табл. 4).



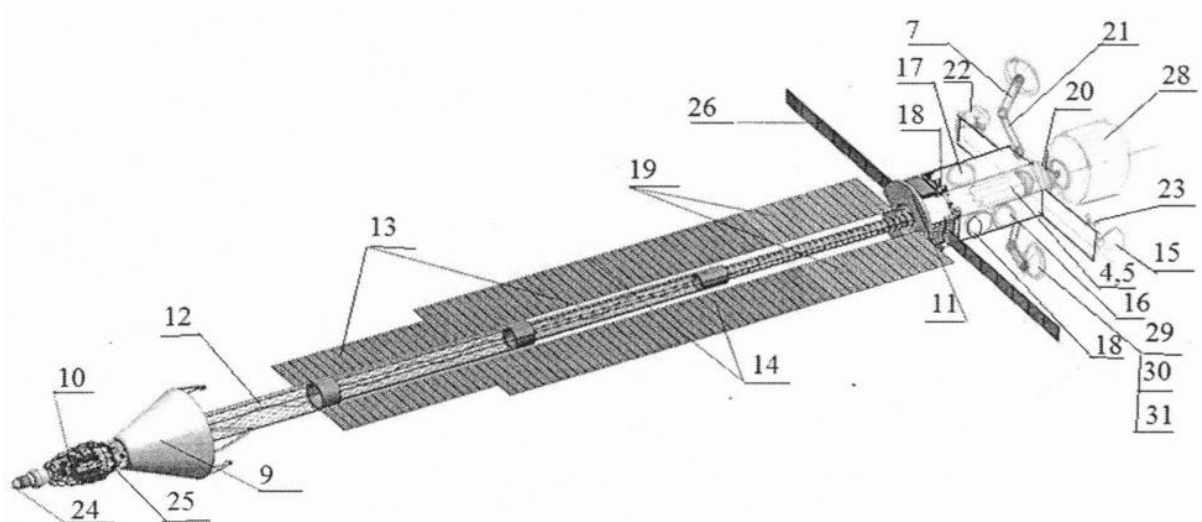


Рис. 1. Многоцелевой ТЭМ: 4 – баки; 5 – вода; 7 – манипулятор; 9 – многоцелевой межпланетный ТЭМ; 10 – ядерная электростанция (ЯЭС); 12 – раздвижная ферма-трансформер, отсек несущих ферм; 13 – радиационный теплообменник; 14 – радиационный теплообменник ЯЭС; 15 – кислородно-водородный ракетный двигатель; 16 – баки высокого давления; 17 – электролизер; 18 – насосы; 20 – стыковочный агрегат ТЭМ; 22 – маршевые ракетные двигатели; 24 – реакторная установка; 25 – система преобразования энергии, преобразователи напряжений; 26 – солнечные батареи; 28 – КА; 29 – прожектор; 30 – лазерные светодиоды; 31 – гибкий трансформируемый отражатель

Таблица 4

#### Классификация метеоритов

Каменные	Железные	Железо-каменные
Хондриты	Метеоритное железо	Палласиты
Ахондриты		Мезосидериты

Две третьих части собранных фрагментов осколков метеорита состоят из светлого материала, имеющего хондритовую структуру. В источнике [2] описаны эксперименты, проведённые на лазерных импульсных установках, в качестве материала для исследования использовались мини-макеты сферической формы хондритного типа. Результаты исследований приведены в табл. 5.

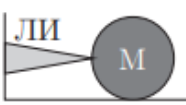
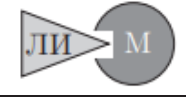
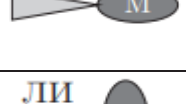
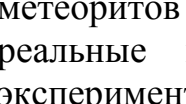
По результатам экспериментов видно, что необходимая удельная энергия в целях воздействия на астероид, без его полного разрушения, находится в пределах 600 Дж/г. Следовательно, лазерная установка способна создать отверстие на поверхности астероида, если задать ей выходную мощность равную 570 Вт при времени взаимодействия равному 1 секунде.

Безусловно, данная величина является оценочной, в дальнейшем необходимо провести испытания на лазерной установке в целях выявления точных расчётных значений, при которых будет возможно создать отверстие на поверхности астероида для закрепления в них анкерных

устройств КА в пределах заданных параметров, чтобы исключить аварийные ситуации при посадке КА на посадочную площадку.

Таблица 5

Результаты исследований величины удельной энергии, необходимой для разрушения мини-макетов хондритного типа

Способ облучения различных типов макета	Характеристика макета			Излучение		Результат	
	$\sigma$ , МПа	$d$ , мм	$m$ , г	$E$ , Дж	$I$ , $10^{14}$ , Вт/см <sup>2</sup>	$E/m$ , Дж/г	Полное разрушение
	6,5	4,4–8	0,1–0,7	70–350	2–10	200–490	нет
						340–1760	да
	134	4–5,5	0,16–0,35	120–350	1,1–12	550–1000	нет
						950–1100	да
	22,5	5	0,2–0,26	60–140	4,5–6	240–570	нет
						530–560	да
	22,5	3 × 6	0,05–0,12	50–230	1,5–9,2	390–2900	нет
						2700–3000	да
	22,5	3 × 6	0,07–0,11	20–190	1,1–9,6	180–400	нет
						850–2400	да

Следует учесть, что исследования на лазерной установке должны проводиться с материалом, структура которого похожа на структуру астероида, например, с осколком Челябинского метеорита, либо других метеоритов упавших на Землю. Расчётные значения будут переведены в реальные масштабы с учётом всех допущений при проведении экспериментов. Таким образом в ходе испытаний можно получить сводную таблицу с данными, характеризующими зависимость воздействия мощности лазера на структуру отверстия, изменение диаметра и глубины отверстия в зависимости от расстояния между лазерной установкой и материалом.

#### Библиографический список

1. Потенциальные возможности по коррекции орбит опасных космических тел излучением мощного лазера (на примере астероида Апофис) / И.И. Литвинов // Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы. – 2009. – С. 207–216.
2. Лазерное моделирование разрушительного воздействия ядерных взрывов на опасные астероиды / Е.Ю. Аристова, И.А. Белов, А.Ю. Воронин и др. // Журнал экспериментальной и теоретической физики. – 2018. – № 1. – С. 157–172.
3. Высокоэнергетические нецепные HF(DF) лазеры, инициируемые объемным самостоятельным разрядом / С.Ю. Казанцев, В.В. Аполлонов // Лазерная физика. Диссертация на соискание ученой степени доктора физико-математических наук. – 2019.

4. Анализ возможности очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе автономного непрерывного химического HF-лазера / А.В. Авдеев, А.С. Башкин, Б.И. Каторгин, М.В. Парфеньев // Квантовая электроника. – 2011. – №7. – С. 669–674.

5. Мощные твердотельные лазеры на Nd : YAG с поперечной диодной накачкой и улучшенным качеством излучения / И.В. Глухих, С.А. Димаков, Р.Ф. Курунов, С.С. Поликарпов, С.В. Фролов // Журнал технической физики. – 2011. – Том 81. – С. 70–75.

6. Результаты вещественного анализа метеорита Челябинск / Э.М. Галимов, В.П. Колотов, М.А. Назаров, Ю.А. Костицын, И.В. Кубракова, Н.Н. Кононкова, И.А. Рощина, В.А. Алесеев, Л.Л. Кашкаров, Д.Д. Бадюков, В.С. Севастьянов // ГЕОХИМИЯ. – 2013. – № 7. – С. 580–598.

7. Лазеры с ядерной накачкой – устройства с прямым преобразованием ядерной энергии в лазерное излучение / А.М. Воинов, В.Н. Кривонос, С.П. Мельников, А.А. Пикулев, А.Н. Сизов, А.А. Синянский // Физика лазеров. – УДК 621.378.33. – С. 288–311.

8. Патент №2728180 – Способ выведения на заданную межпланетную орбиту и многоразовый транспортно-энергетический модуль / В.Д. Денисов // Бюл. №22. – 2020.

9. Патент №2584607 – Автономная система энергоснабжения космических аппаратов / С.Н. Куканков // Бюл. №14. – 2016.

УДК 533.696.4

## **АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА РАЗЛИЧНОЙ ФОРМЫ**

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

В статье представлены результаты численного моделирования дозвукового и сверхзвукового обтекания тела, образованного коническими и цилиндрическими поверхностями с притупленной носовой частью, а также притупленного конуса в пакете *ANSYS CFX*. Проведено сравнение результатов с экспериментальными данными. Сделан выбор формы носовой части космического корабля.

Ключевые слова: пилотируемый полет, сверхзвуковое обтекание, аэродинамические характеристики, космический аппарат.

В настоящее время получил развитие космический туризм, который подразделяют на орбитальный и суборбитальный, кроме того, возможны полеты на более дальние расстояния, например, на Луну и её орбиту.

Суборбитальный космический туризм успешно реализован частными аэрокосмическими компаниями, например, *Blue Origin* (корабль *New Shepard*) и *Virgin Galactic* (*Space Ship One* и *Space Ship Two*). Россией осуществлялись полеты туристов на международную космическую станцию (МКС). Это дорогостоящее и трудное путешествие, требующее длительной подготовки и определенного состояния здоровья.

Суборбитальный полет обойдется желающему побывать в невесомости значительно дешевле, а также не требует особой подготовки, однако он краткосрочен. Возможны орбитальные туристические полёты, без стыковки с космической станцией, что обеспечит длительное (по сравнению с суборбитальным) пребывание туристов в безвоздушном пространстве, но при этом менее дорогостояще в сравнении с полётом на космическую станцию.

Форма носовой части ракет-носителей (РН), в данном случае пилотируемого космического аппарата (ПКА), вносит значительный вклад в аэродинамику ракеты. От угла полураствора конуса ПКА и значения притупления зависит коэффициент лобового сопротивления  $C_x$ .

Форма ПКА должна быть оптимальна с точки зрения компоновки внутренних отсеков ПКА, соответствовать требованию минимальной массы конструкции и значения  $C_x$ , то есть обеспечивать наименьшие потери на этапе выведения, что позволит вывести на орбиту больше полезной нагрузки.

Целью работы стало получение коэффициентов аэродинамического сопротивления  $C_x$  одноступенчатой ракеты-носителя (РН) с установленным на ней в качестве полезной нагрузки ПКА на скоростях в диапазоне чисел Маха от 0,6 до 1,8 для трех моделей ПКА, различающихся углом полураствора конуса с притуплением при равном объеме (рис. 1).

В программе *SolidWorks* создана 3D-модель расчетной области (рис. 2). Грани её должны быть удалены от обтекаемого тела так, чтобы границы не искажали поле течения вблизи тела.

Для уменьшения количества использованной памяти и в силу симметричности процесса рассматривается половина обтекаемого тела. Численное моделирование проведено в *ANSYS CFX*. С использованием функций данной программы создана неструктурированная сетка, в которой присутствует призматический слой в пристеночной области.

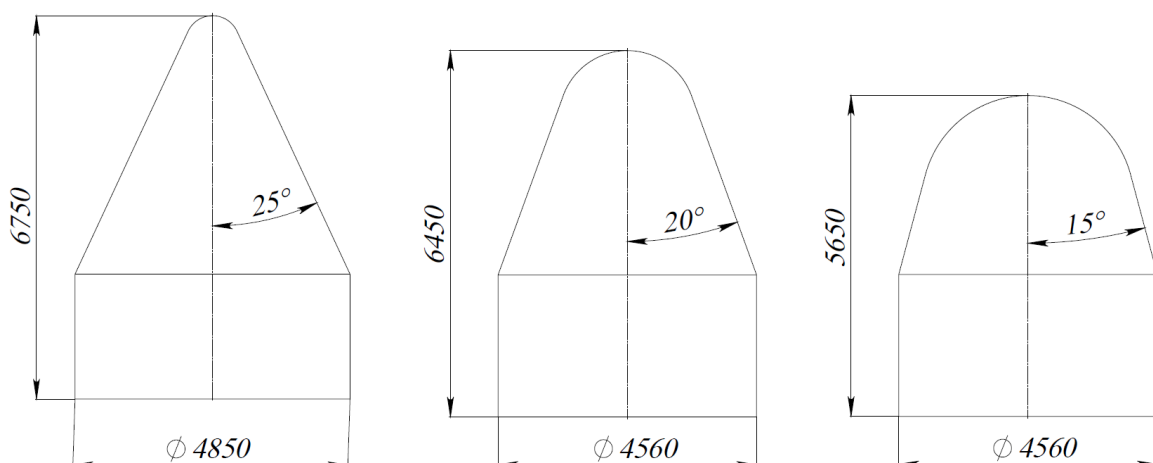


Рис. 1. Формы космических аппаратов

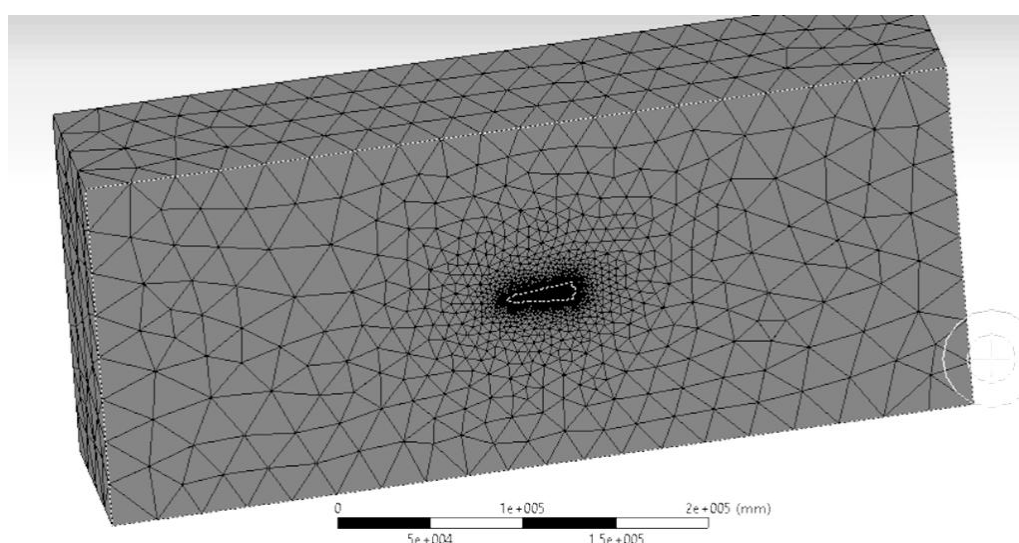


Рис. 2. Вид расчетной области с сеткой

Для расчета задавались следующие параметры: давление и температура окружающей среды, взятые для определенной высоты, скорость течения на входной границе. Для расчета выбрана модель турбулентности *Shear Stress Transport (SST)*, для которой требуется значение параметра  $Y^+ < 5$ . В рассмотренных случаях среднее значение параметра находится в диапазоне 1–3. Данная модель *SST* (модель переноса сдвиговых напряжений) была создана для того, чтобы избавиться от недостатков, свойственных моделям  $k-\omega$  и  $k-\epsilon$  [1].

В целях верификации использованной модели турбулентности проведено моделирование обтекания притупленного конуса с углом полураствора при вершине 15 градусов, а также сравнение с экспериментальными данными. Выбранный для сравнения эксперимент проводился на Большой баллистической установке ФТИ им. А.Ф. Иоффе. Сравнение результатов этого эксперимента с данными трубных испытаний, а также с другими трубными и аэробаллистическими данными показало, что трубные значе-

ния  $C_x$  располагаются примерно на 10% выше в диапазоне чисел Маха 1–2,5 [2].

Численное моделирование проводилось со следующими параметрами: температура окружающей среды 20 °С, давление 1 атм, рассматриваемый диапазон скоростей 280–550 м/с. Разница максимальных значений, приходящихся на число Маха  $M \approx 1$ , равна 18% (рис. 3).

Полное сопротивление конуса складывается из нескольких составляющих: сопротивление давления передней части поверхности, сопротивление трения, а также донной части, возникающее вследствие наличия донного вакуума [3].



Рис. 3. Сравнение полученных данных с результатами эксперимента

Отклонение результатов может быть обусловлено разницей значений притупления, особенностями работы пакета *ANSYS*, а также неточностями, возникающими в ходе выполнения эксперимента.

В результате моделирования обтекания РН установлено, что наименьшее значение  $C_x$  (рис. 4) при значении угла полураствора конической части ПКА 20 градусов. При этом такая форма отвечает требованиям по компоновке внутренних отсеков корабля. Потому для дальнейшей работы с данным объектом сделан выбор в пользу формы, имеющую угол 20 градусов.

Меньшее значение  $C_x$  для модели с углом полураствора 20 градусов по сравнению с моделью, у которой данный угол составляет 15 градусов, объясняется интерференцией ПКА и РН, а также различными значениями притупления носовой части ПКА.



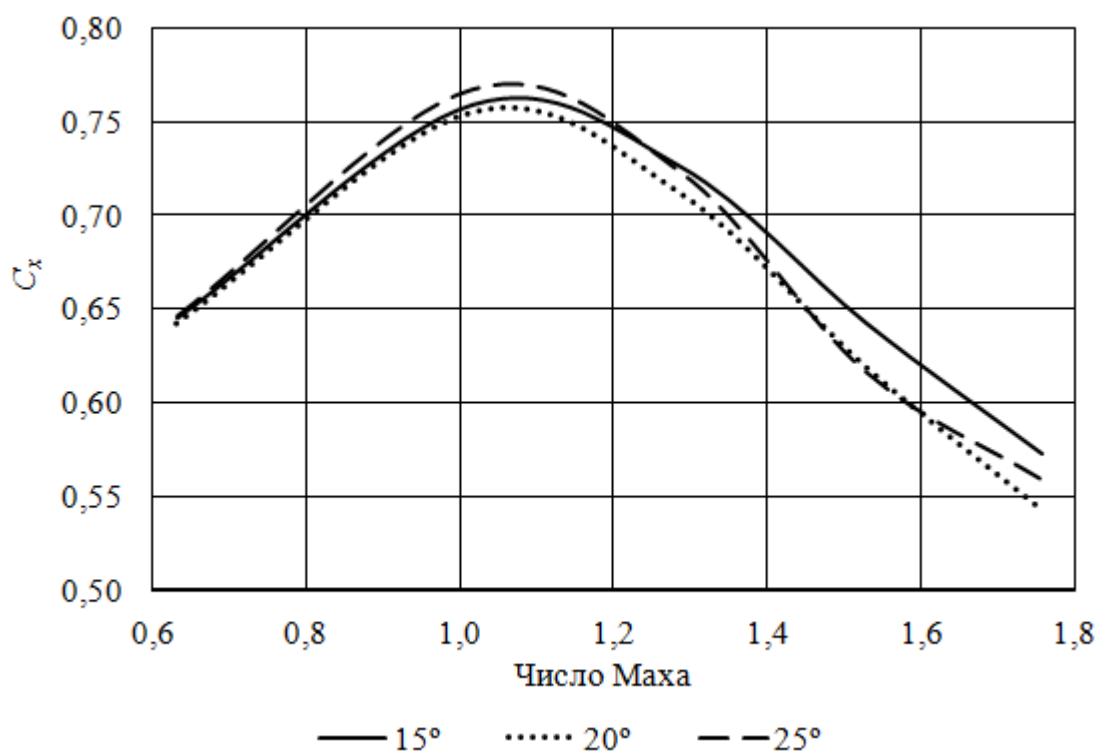


Рис. 4. Сравнение полученных данных с результатами эксперимента

#### Библиографический список

1. Москвичев, А.В. Применимость моделей турбулентности, реализованных в ANSYS CFX, для исследования газодинамики в щелевом канале ТНА ЖРД / А.В. Москвичев // Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2013. – Т. 9. – № 5-1. – С. 82–85.
2. Михалев, А.Н. Аэродинамические характеристики и параметры донной области конуса при трансзвуковых скоростях / А.Н. Михалев // Теплофизика и аэромеханика. – 2008. – Т. 15. – № 3. – С. 471–479.
3. Петров, К.П. Аэродинамика тел простейших форм [Текст] / К.П. Петров. – Москва: Факториал, 1998. – 432 с.

УДК 629.764.7

### **АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В КОНСТРУКЦИЯХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

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

В работе представлены графики изменения скорости ракеты-носителя (РН) с использованием жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) и воздушно-реактивного двигателя (ВРД). Проанализи-

рованы и обработаны полученные данные. Намечены дальнейшие вопросы работы для разработки и улучшения подобных систем.

Ключевые слова: ракета-носитель, воздушно-реактивный двигатель, жидкостный ракетный двигатель, траектория.

Наибольшую массу РН составляет окислитель. В большинстве случаев в качестве окислителя выбирается кислород, содержание которого в атмосфере составляет примерно 21 %. Это является весомой причиной рассмотреть возможность использования ВРД на РН для снижения общей массы изделия, и как следствие, уменьшение его стоимости.

В отличие от ЖРД, использование ВРД накладывает определенные ограничения на максимальную высоту полёта и диапазон скоростей, на которых его применение является эффективным. Так, например, для большинства турбореактивных двигателей (ТРД) практическим “потолком” будет высота около двадцати тысяч метров над уровнем моря, а максимальное число Маха (М) порядка трёх. Для работы на больших числах Маха от 3 до 6 и высотах до 40 километром уже необходимо применять прямоточные ВРД (ПВРД). Но, как известно, ПВРД не могут работать на месте и при малых скоростях полёта, что исключает их использование на стартовом участке траектории.

Рассмотрено, как меняется скорость РН с ЖРД при выведении груза массой 12 тонн, с заданной тяговооружённостью  $n=1,2$ , при наборе высоты 18 тыс. метров. Столь малое значение тяговооружённости обусловлено требованием к перегрузкам. На рис. 1 и 2 представлены графики изменения высоты от времени и скорости от высоты соответственно.

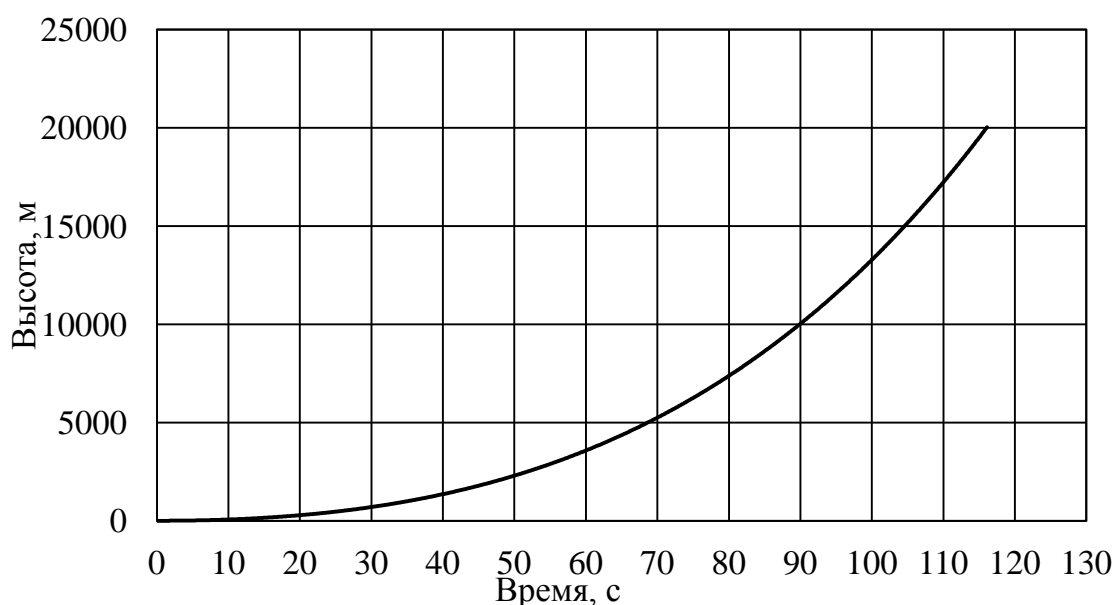


Рис. 1. График зависимости высоты траектории от времени

На высотах 5 км, 10 км и 18 км скорости составляют 183 м/с, 293 м/с и 448 м/с. Учитывая, что скорость звука для данных участках равны 322 м/с,

300 м/с и 295 м/с соответственно, числа Маха равны 0.5, 0.98 и 1.5. Исходя из полученных значений, использование ТРД на данном участке теоретически становится возможным, а использование ПВРД неэффективно.

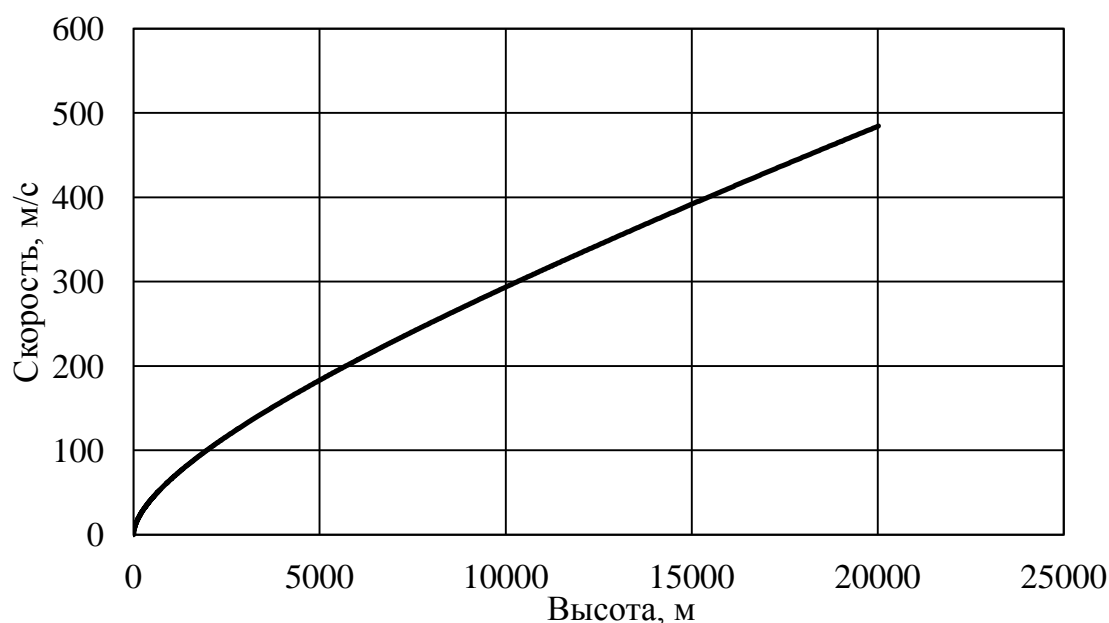


Рис. 2. График зависимости скорости полёта от высоты

Для проверки теории решена задача по выведению на высоту 10 км груза массой 12 тонн, используя два турбореактивных двухконтурных двигателя с форсажной камерой АЛ-31Ф. Значение площадь сечения по миделю и коэффициент лобового сопротивления аналогичны предыдущему расчёту.

Характеристики АЛ-31Ф:

- максимальная полётная скорость – 583,3 м/с;
- степень двухконтурности – 0,571;
- теоретически необходимое количество воздуха – 14.8 кг;
- масса – 1488 кг;
- входной диаметр – 0,9 м.

Графики зависимости представлены на рис. 3 и 4.

Анализируя графики видно, что летательный аппарат (ЛА) не только не набирает необходимую скорость, но и снижает её на высоте свыше 5 километров. Это связано с падением давления и плотности атмосферного воздуха, а компенсирующая это скорость ещё не набрана, из-за сложившейся ситуации тяга становится меньше, чем сумма лобового сопротивления и силы тяжести. Упрощённое уравнение расхода воздуха [1] является прямым объяснением этого вывода:

$$m_a = SV\rho \text{ (кг/сек)}, \quad (1)$$

где  $S$  – площадь сечения входа заборного устройства ( $\text{м}^2$ ),  $V$  – скорость полёта ( $\text{м/с}$ ),  $\rho$  – плотность внешнего воздуха ( $\text{кг/м}^3$ ).

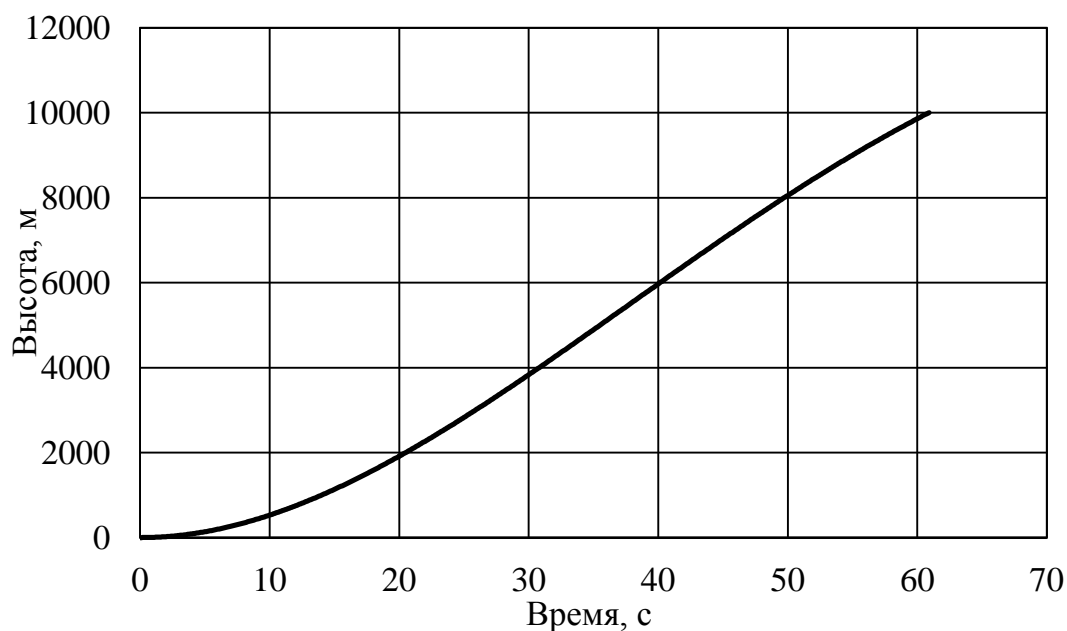


Рис. 3. График зависимости высоты траектории от времени

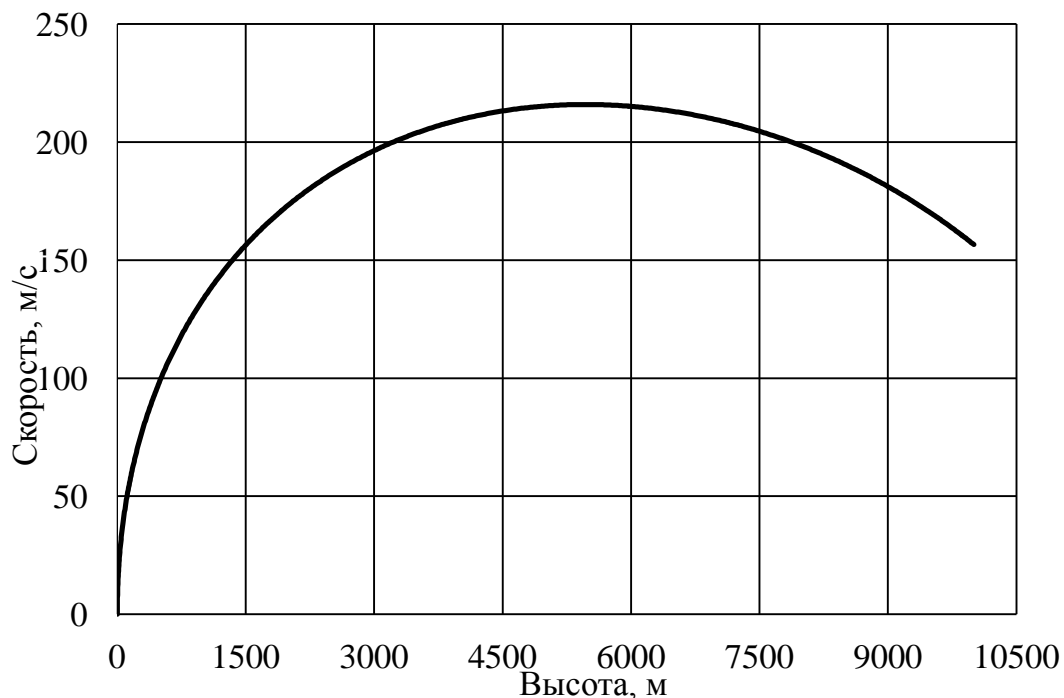


Рис. 4. График зависимости скорости полёта от высоты

Данное состояние возникло в следствии того, что траектория полёта для авиационных двигателей является пологой что позволяло набрать скорость для увеличения высоты, расчёт же вёлся с траекторией, направленной строго по нормали к плоскости Земли. Если же рассчитывать траекторию с подъёмной силой, становится необходимым использование крыла для её создания, что вносит существенные изменения в уравнения движения и время полёта. Также одним из способов решения проблемы, является одновременное использование ЖРД и ТРД с дросселированием тяги ЖРД, или установки дополнительных ВРД для создания избыточной тяги.

Из всего выше сказанного, можно сделать вывод, что использование ВРД для подъёма РН в низких слоях атмосферы имеет место быть, и имеет возможные различные компоновочные схемы, рассматривать каждую необходимо в отдельных случаях, основываясь на обязательном поддержании тяги в необходимом диапазоне.

#### Библиографический список

1. Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / В.К. Сердюк; под ред. А.А. Медведева. – М.: Машиностроение, 2009. – 504 с.
2. Акимов В.М., Бакулев В.И. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей: учебник для вузов / Под редакцией С.М. Шляхтенко.– 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроения, 1987 – 568 с.
3. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полёта. М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы. 1979. – 496 с.

УДК 629.785

### **ОБЗОР КОСМИЧЕСКИХ МИССИЙ ПО ЗАЩИТЕ ЗЕМЛИ ОТ АСТЕРОИДОВ**

*В.Д. Капелюк*

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

Рассмотрены космические программы, направленные на защиту Земли от астероидов, в частности отклонение астероида при кинетическом ударе. Разобраны миссии «HERA» и «DART». Представлены технические данные космических аппаратов данных миссий.

Ключевые слова: космический аппарат, «DART», «HERA», защита от астероидов, космические миссии.

Ежедневно на Землю падает множество астероидов. Однако зачастую они сгорают в атмосфере, не долетая до Земли. Но даже если говорить об астероидах размером более 10 метров, то и их за всю историю Земли было множество. За последнее столетие только в России было два таких события – Тунгусский и Челябинский метеориты. Очевидно, это были не последние случаи.

На данный момент у человечества имеются методы обнаружения астероидов, орбита которых находится за орбитой Земли, и в этой области было обнаружено большинство потенциально опасных астероидов. Но космические тела, находящиеся между Землёй и Солнцем, достаточно тяжело обнаружить из-за влияния Солнца. Таким был Челябинский метеорит. Если обнаружится крупный астероид, движущийся в сторону Земли, у госу-

дарств нет никаких мер противодействия таким угрозам, кроме эвакуации населения. На данный момент многие космические агентства занимаются изучением астероидов, и созданием мер противодействия.

Основная задача космического аппарата, созданного в рамках проекта DART (Double Asteroid Redirection Test), название которого можно перевести как «Тест по перенаправлению двойного астероида», – разбиться об астероид, чтобы доказать, что изменение орбиты астероидов-убийц возможно.

Космический аппарат «DART» запущен 24 ноября 2021 года с помощью ракеты-носителя Falcon 9 с космодрома Ванденберг и столкнулся с Диморфосом - спутником, системы 65803 Дидимос 26 сентября 2022 года.

Столкновение с космическим кораблем изменило орбиту Диморфоса вокруг Дидимоса на 32 минуты, сократив орбиту с 11 часов 55 минут до 11 часов 23 минут  $\approx 4,5\%$ . Такое же кинетическое воздействие на не двойной астероид изменило бы орбитальный период вокруг солнца на  $\approx 0,000006\%$ .

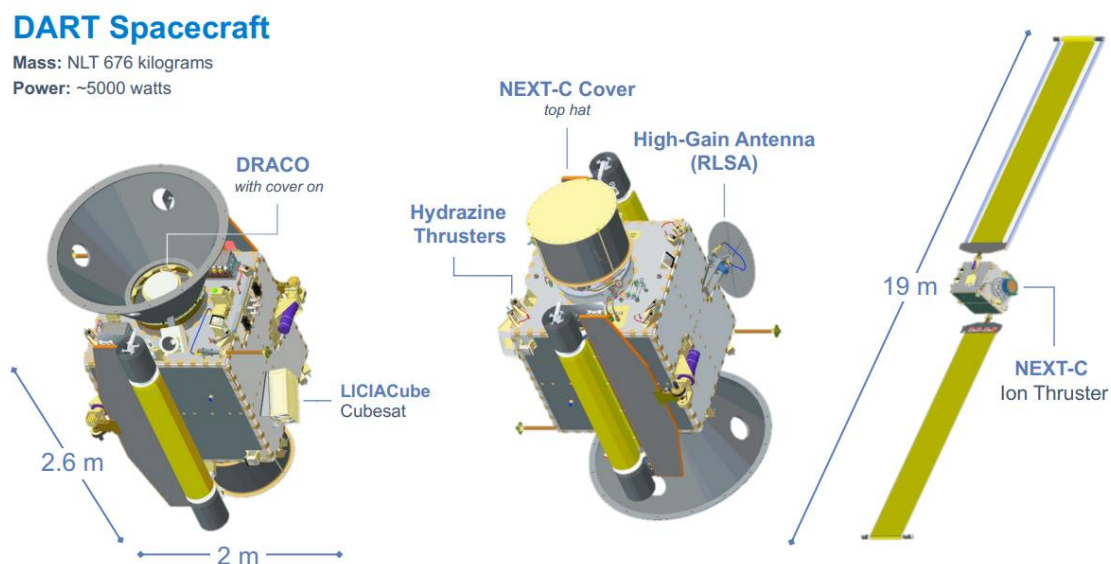


Рис. 1. Космический аппарат «DART»

Единственным научным инструментом «DART» и основным компонентом системы навигации SMART Nav, является телескоп «DRACO».

«DRACO» – инструмент, который позволил осуществить перехват астероида. Камера высокого разрешения, созданная на основе тепловизора дальней разведки New Horizons LORRI, предназначена для поддержки навигации космических аппаратов и наведения на систему астероидов Дидимос. В его функции также входит измерение размера и формы астероида Дидморфос, а также предоставление подробного вида места падения и геологической обстановки.

«DRACO» использует телескоп с апертурой 208 миллиметров и углом обзора 0,29 градуса и датчик изображения CMOS (комплементарный ме-

талл-оксид-полупроводник). Он начал отображать систему Дидимос примерно за 30 дней до того, как «DART» достиг Диморфоса.

Сложная система наведения, навигации и управления, работающая вместе с алгоритмами, называемыми малогабаритной автономной навигацией в реальном времени SMART Nav, позволило космическому кораблю «DART» идентифицировать и различать два астероида. Затем система направила космический корабль к Диморфосу. Весь этот процесс происходил примерно в течение часа перед ударом.

Примерно через два часа после запуска космический корабль завершил успешное развертывание двух солнечных батарей. ROSA (Roll-Out Solar Arrays) это одна из критически важных технологий, которые позволили космическому кораблю перемещаться в космосе и достигнуть системы астероидов Дидимос. Гибкие и сворачиваемые модульные «крылья» легче, компактнее и жестче, чем традиционные солнечные батареи, несмотря на их размер; в космосе каждый массив будет медленно разворачиваться, достигая 8,5 метров в длину. Они будут питать как космический корабль, так и эволюционный ксеноновый двигатель НАСА – NEXT – C, одну из нескольких технологий, которые тестируются на «DART» для будущего применения в космических миссиях.

Используя ROSA в качестве структуры, небольшая часть солнечной батареи «DART» была настроена для демонстрации технологии Transformational Solar Array, которая имеет очень высокоэффективные солнечные элементы и отражающие концентраторы, обеспечивающие в три раза большую мощность, чем текущая технология солнечных батарей. Эта технология была разработана, чтобы позволить солнечным батареям быть меньше, но при этом обеспечивать достаточную выходную мощность. Благодаря этой возможности будущие миссии к Юпитеру и дальше могут не требовать дорогостоящих ядерных источников энергии для электричества, что в конечном итоге может снизить общую стоимость будущих миссий.

Двигатель NEXT представляет собой тип электрической силовой установки, в которой подруливающие системы используют электричество для разгона ксенонового топлива до скорости в 40 км/с. Мощность двигателя составляет 7 кВт, с тягой 236 мН и удельным импульсом 4190 с. В декабре 2009 года прототип прошел испытания продолжительностью 48 000 часов.

В системе бортового оборудования CORESAT (CORE Small Avionics suite) космического корабля «DART» использовались одноплатный компьютер и интерфейсный модуль, оба с электроникой на основе программируемой вентильной матрицы (FPGA), для обеспечения гибкого управления и обработки данных для систем навигации, обработки изображений, связи и двигательных установок космического корабля.





Рис. 2. Ключевые и новые технологии миссии «DART»

RLSA (Radial Line Slot Array) – недорогая антенна с высоким коэффициентом усиления, которая обеспечивала высокоэффективную связь в компактной плоской форме. Антенна DART представляет собой новый подход к технологии щелевых решеток, который существует уже несколько десятилетий, но так и не использовался таким образом. Он предлагает уникальные возможности как для отправки, так и для приема данных

DART также несет CubeSat, предоставленный Agenzia Spaziale Italiana (ASI), под названием LICIACube (легкий итальянский CubeSat для визуализации астероидов). Космический корабль DART развернул LICIACube за 15 дней до столкновения DART с Диморфосом. LICIACube сделал снимки удара DART и образовавшегося облака выброса. В основе конструкции космического корабля LICIACube лежит платформа 6U, разработанная аэрокосмической компанией Argotec. LICIACube имеет два инструмента: LEIA (LICIACube Explorer Imaging for Asteroid), узкопольную панхроматическую камеру для получения изображений с большого расстояния с высоким пространственным разрешением, и LUKE (LICIACube Unit Key Explorer), широкоугольную RGB-камеру, позволяющую проводить многоцветный анализ астероидного окружения.

«Hera» – миссия, разрабатываемая в рамках Программы космической безопасности ESA (European Space Agency), основной целью которой является проведение детальных измерений результатов миссии NASA «DART».

Основными целями миссии «Hera» являются:

- измерение массы Диморфоса, для оценки эффективности передачи импульса при попадании DART в астероид;

- определение точных характеристик кратера, созданного DART, для улучшения нашего понимания физики удара и наблюдение незатвердевшего материала, недавно вышедшего на поверхность;
- определение физических свойств Диморфоса, включая его внутреннюю структуру, для возможности более точного вычисления воздействий на различные типы астероидов;
- измерение динамических и физических состояний системы Дидимос и Диморфос, для ограничения сценариев двойного образования.

«Hera» оснащена следующей полезной нагрузкой:

1. Камеры для съемки астероидов являются одновременно научными и навигационными камерами. Они предоставят основные свойства астероидов, а также местную геоморфологию и исследуют кратер. Они также измерят массу Диморфоса с помощью “колебательного” движения Дидимоса;

2. Планетарный высотомер (PALT) измерит расстояние до цели и с близкого расстояния выведет информацию о форме и топографии, дополняющую информацию о форме на кадрирующих изображениях камеры;

3. Тепловизор в инфракрасном диапазоне (TIRI) предоставит информацию о тепловых свойствах системы Дидимос и спектральную информацию в средней инфракрасной области;

4. Гиперспектральный тепловизор Hyperscout-H будет предоставлять минералогическую информацию в спектральном диапазоне от 450 до 950 нм;

5. Milani – 6-модульный спутник cubesat, который несет тепловизор ASPECT Fabry-Perot для получения минералогической информации о составе астероидов и термогравиметр для измерения количества и ограничения состава частиц пыли в окружающей среде;

6. Juventas – 6-модульный спутник cubesat, который оснащен моноста- тическим низкочастотным радаром и гравиметром для определения внутренних и поверхностных свойств астероидов;

7. Радионаучный эксперимент позволит измерить гравитационное поле системы Дидимос. Он будет работать двумя способами: измерение ускорения космического корабля «Hera» парой астероидов по радиосвязи с Землей. А также будет использоваться межспутниковая связь между Hera и двумя cubesat, которая будет определять гравитационные параметры на основе взаимного положения и скорости трех космических аппаратов.

Рассмотренные миссии к астероидам «DART» и «Hera», технические характеристики космических аппаратов и инструменты, используемые на них, дают представления о тех технологиях, которые могут быть использованы для защиты Земли от потенциально опасных астероидов.

### Библиографический список

1. Астероидная угроза / Астрофизический Институт им. В. Г. Фесенкова. – URL: <https://fai.kz/ru/asteroidday/threat> (дата обращения 2022-11-29).
2. Impactor Spacecraft. – URL: <https://dart.jhuapl.edu/Mission/Impactor-Spacecraft.php> (дата обращения 2022-11-29).
3. Potter S. NASA, SpaceX Launch DART: First Test Mission to Defend Planet Earth // NASA, 2021. – URL: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-spacex-launch-dart-first-test-mission-to-defend-planet-earth> (дата обращения 2022-11-29).
4. Gridded Ion Thrusters (NEXT-C). – URL: <https://www1.grc.nasa.gov/space/sep/gridded-ion-thrusters-next-c/> (дата обращения 2022-11-29).
5. Küppers M. The measurement goals and payload of the Hera mission to Dimorphos / 7<sup>th</sup> IAA Planetary Defence Conference – 2021.

УДК 629.7

## **ВЕКТОРЫ РАЗВИТИЯ КИТАЙСКИХ ЧАСТНЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ КОМПАНИЙ**

*И.Д. Перетяченко*

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

Произведен поиск и анализ информации. Выявлены основные векторы развития китайских частных аэрокосмических компаний. Представлено описание действующих ракет-носителей (РН), прототипов и ракет-демонстраторов. Предоставлена информация об успешных запусках и испытании изделий.

Ключевые слова: китайские частные аэрокосмические компании, многоразовый ракета-носитель, ракетный твердотопливный двигатель (РДТТ), кислородно-метановый двигатель, технические характеристики, компоновка.

Китай является одной из наиболее развитых стран в сфере ракетостроения. Также Китай обладает хорошей экономикой, инвесторами и научно-техническими кадрами. Все эти факторы являются благоприятной средой для основания частных аэрокосмических компаний, состоящих из инженеров со своими оригинальными идеями. Именно поэтому китайский частный сектор аэрокосмических предприятий является особо интересным к исследованию.

По результатам поиска информации в различных источниках можно выявить несколько главных векторов развития частного аэрокосмического сектора в Китае. На данный момент наиболее крупные китайские космические компании занимаются разработкой и эксплуатацией РН на твердом топливе, многоразовых РН и РН с кислородно-метановыми двигателями.

Galactic Energy является ведущим предприятием в области коммерческих РН в Китае. Занять это место в столь большом бизнесе Galactic Energy сумели благодаря своим твердотопливным РН «Ceres-1» [1].

Ceres-1 представляет из себя одноразовую четырехступенчатую ракету массой 33 тонны, длиной 20 м и диаметром 1,4 м. Первые три ступени являются твердотопливными, и лишь последняя четвертая жидкостной, двигатели которой используются для более точного маневрирования и стабилизации головной части (ГЧ) при размещении спутников на орбите.

Ceres-1 способна доставить груз массой 300 кг на солнечно-синхронную орбиту (500 км). В этом ей помогают РДТТ с удельной тягой у земли 60 тс первой ступени, 30 тс второй ступени и 15 тс третьей ступени. Galactic Energy предлагает своим клиентам возможности по выведению в космос малых спутников типа CubeSat.

На данный момент компания завершила три удачные миссии по запуску спутников различных масс и габаритов: «I Believe I Can Fly» 7 ноября 2020 года, «Keep on Moving» 7 декабря 2021 года и «WHITE IS THE NEW BLACK» 9 августа 2022 года.

Проблема многоразового использования РН является одной из важнейших в современном ракетостроении. Китайские инженеры не остаются в стороне и разрабатывают свои прототипы данной системы. Наиболее успешными китайскими предприятиями в этой сфере являются LinkSpace, Deep Blue Aerospace и OneSpace.

Каждая из представленных компаний предлагает несколько концептов РН, которые напоминают немного уменьшенные ракеты Falcon 9 и Falcon Heavy от SpaceX. Но наиболее интересным в этом вопросе является не то, к чему хотят прийти китайские инженеры, а то какой путь они преодолевают для достижения своей цели по созданию работающей многоразовой РН.

LinkSpace и Deep Blue Aerospace имеют в планах создание многоразовых РН с грузоподъемностью 500 кг на солнечно-синхронную орбиту (500 км). Но для создания подобного изделия требуется достаточно опыта и знаний, наработкой которых представленные компании и занимаются. LinkSpace и Deep Blue Aerospace создали малогабаритные прототипы многоразовых РН для отстройки разработанных двигателей и отработки на них систем взлета и посадки. Такими изделиями стали RLV-T от LinkSpace и Nebula-M от Deep Blue Aerospace.

Линейка РН RLV-T разрабатывается LinkSpace с самого начала ее основания, с 2014 г. компания провела более 300 тестовых запусков этой серии (рис. 1). При помощи накопленного за это время опыта команда инженеров смогла настроить полетные алгоритмы, добиться высокой стабильности полета и точности посадки. Как заявляет LinkSpace, их ракета может выполнить посадку при скорости бокового ветра 10 м/с [2].

В данной ракете установлено 5 жидкостных ракетных двигателей переменной тяги, один из которых может изменять вектор тяги. Один такой двигатель, работая на топливной паре жидкий кислород/этанол развивает тягу в 3 кН. По словам компании данный двигатель имеет суммарный ресурс работы 30000 секунд.



Рис. 1. Испытания RLV-T

Двигатель оснащен дроссельной заслонкой для регуляции тяги, а также в ракете применено уникальное решение – подача компонентов топлива в камеру сгорания (КС) происходит при помощи электронасоса, который регулирует объем поступающего топлива в КС, тем самым влияя на силу тяги, создаваемой двигателем.

Именно благодаря двигателю с изменяемым вектором переменной тяги стала возможной идея взлета и посадки РН. В 2019 году RLV-T5, которой компания дала второе название NewLine Baby, после удачного старта поднялась на 300 м, а затем совершила удачную посадку в заданную точку с погрешностью в 7 см, всего полет длился 50 секунд.

Nebula-M разработанная Deep Blue Aerospace является ракетой-демонстратором, на которой компания тестирует алгоритмы «вертикального взлета – вертикальной посадки» (VTVL – Vertical Takeoff Vertical Landing), а также уменьшенную копию двигателя предназначенного для более тяжелой РН. Весь накопленный опыт инженеры планируют перенести на Nebula-1 – РН с возвращаемой первой ступенью, способный доставить 1000 кг на солнечно-синхронную орбиту (500 кг) [4].

На Nebula-M установлен двигатель с изменяемым вектором переменной тяги «Leiting-5» («Гром-5») (рис. 2), на нем так же, как и у двигателей от LinkSpace установлена схожая система регуляции тяги – дроссельная заслонка в связи с электронасосом, ограничивающим объем топлива, поступающего в КС.



На данный момент Nebula-M совершила несколько удачных взлетов. Ракета установила личный рекорд, поднявшись на 1000 м, задержавшись в воздухе и совершив успешную посадку. До этого Nebula-M поднималась лишь на 10 и 100 метров [5]. Далее Deep Blue Aerospace планирует производить испытания с более тяжелой ракетой Nebula-1 – ей предстоит совершить вертикальный взлет и посадку с подъемом на высоту в 10 и 100 км. Компания планирует совершить первый орбитальный полет Nebula-1 до конца 2024 года.

Двигатели на топливной паре кислород-метан имеют несколько положительных качеств, в основе которых можно выделить экологичность и снижение затрат на изготовление и эксплуатацию ракетных агрегатов. Именно поэтому многие предприятия заняты разработкой собственных кислородно-метановых установок.

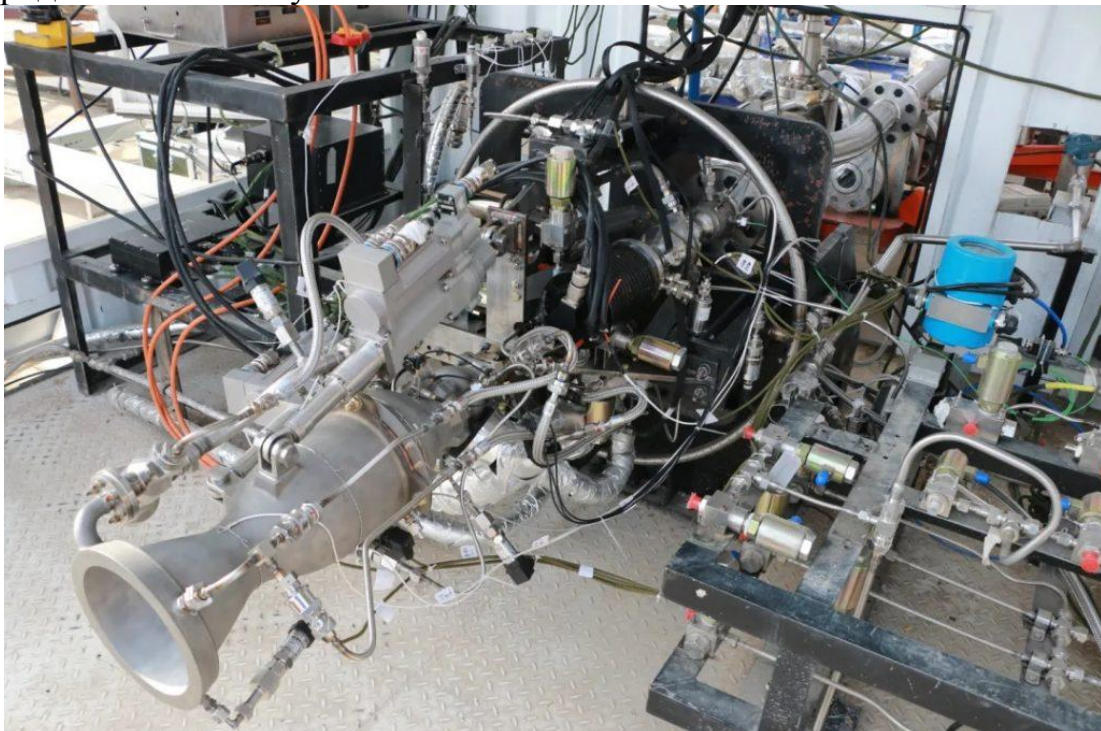


Рис. 2. Двигатель Leiting-5

В Китае первопроходцами в данной сфере стали инженеры компании LandSpace, представившие РН «Suzaku-2» (ZQ-2) на кислородно-метановом двигателе «Небесная сорока» (TQ-12) [6].

Suzaku-2 представляет из себя двухступенчатую ракету, длиной 49,5 м, диаметра 3350 мм, со взлетной массой 219 т. Четыре двигателя TQ-12, работающих на топливной паре жидкий кислород-метан, высотой 3,6 м, с диаметром сопла 1,5 м, обладающим удельной тягой в вакууме 80 т и удельным импульсом 350 с каждый, позволяют Suzaku-2 выводить груз массой 4000 кг на солнечно-синхронную орбиту (500 км) и 6000 кг на низкую околоземную орбиту (200 км). На данный момент ZQ-2 является лишь одноразовой ракетой, но в дальнейшем LandSpace планирует усовершенствовать ее, сделав первую ступень пригодной для многоразовых полетов.

На данный момент китайские инженеры имеют в арсенале действующие РН, такие как Ceres-1, прототипы и ракеты-демонстраторы – РН линейки RLV-T и Nebula-M. За последние годы частные компании Китая сделали большой шаг вперед и готовятся приступить к регулярным орбитальным запускам своих изделий.

#### Библиографический список

1. Galactic Energy. – URL: <https://www.galactic-energy.cn//index.php/En> (дата обращения 2022-11-29).
2. Link Space. – URL: <http://linkspace.com.cn/rlv.html> (дата обращения 2022-11-29).
3. ТАСС НАУКА. – URL: [https://nauka.tass.ru/nauka/6815365\\_](https://nauka.tass.ru/nauka/6815365_) (дата обращения 2022-11-29).
4. DEEP BLUE AEROSPACE. – URL: [http://dbaspace.com/rocket.html\\_](http://dbaspace.com/rocket.html_) (дата обращения 2022-11-29).
5. WeChat. – URL: [https://mp.weixin.qq.com/s/aAzakqf7izC4leZ8tmhgeA\\_](https://mp.weixin.qq.com/s/aAzakqf7izC4leZ8tmhgeA_) (дата обращения 2022-11-29).
6. LANDSPACE. – URL: [https://www.landspace.com/product.html\\_](https://www.landspace.com/product.html_) (дата обращения 2022-11-29).

УДК 533.17

### **АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ РАССТОЯНИЯ ОТ СРЕЗА СОПЛА ДО ПРЕГРАДЫ НА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПРИ НАТЕКАНИИ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ**

*А.С. Шметкова, О.В. Исправникова*  
*Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.*

В статье исследовано взаимодействие сверхзвуковой газовой струи с плоской преградой, перпендикулярной оси струи, с помощью моделирования в программном модуле *ANSYS Fluent*. Проанализировано влияние расстояния от среза сопла до преграды на распределение числа Маха в струе и давления на преграде.

Ключевые слова: газодинамика старта, сверхзвуковая струя, взаимодействие струи с преградой, численное моделирование, *ANSYS Fluent*.

Исследование взаимодействия сверхзвуковых газовых струй с преградами играет важную роль в обеспечении прочности и надежности элементов стартовых сооружений. Во время запуска ракеты-носителя струи продуктов сгорания ракетного топлива оказывают интенсивное воздействие на поверхности пускового стола, газоотражателя и газоотводного лотка, поэтому необходимо определение их газодинамического, теплового и других



видов нагружения. Одним из факторов, влияющих на характер взаимодействия струй с преградой, является расположение последней относительно среза сопел двигательной установки.

При свободном сверхзвуковом течении и нерасчетном режиме работы сопла, когда давление на срезе не равно давлению окружающей среды, струя имеет характерную бочкообразную структуру с периодическим чередованием волн разряжения и сжатия, а также скачков уплотнения [1]. Если на пути струи поместить преграду, то в зависимости от ее расположения в струе (например, приходится ли она на область возрастания или убывания чисел Маха) возможны два режима взаимодействия: стационарный, при котором максимум давления на преграде находится в критической точке на оси струи, и автоколебательный (нестационарный), при котором он смещен к периферии [2]. Соответственно, варьирование расстояния от выходного сечения сопла до препятствия позволяет получить различные режимы взаимодействия и проанализировать изменение распределения числа Маха и давления на преграде.

Рассмотрен случай взаимодействия одиночной сверхзвуковой воздушной струи с плоской алюминиевой преградой, перпендикулярной ее оси. Геометрические параметры сопла Лавалья взяты из экспериментального исследования [3], сопло обеспечивает число Маха на срезе  $M_a = 4$ . На рис. 1 приведен эскиз расчетной области при расстоянии от среза сопла до преграды  $h = 250$  мм. С целью уменьшения количества ячеек сетки выбрана осесимметричная постановка задачи, в которой расчетная область представляет собой сектор трехмерной модели с бесконечно малым углом [4].

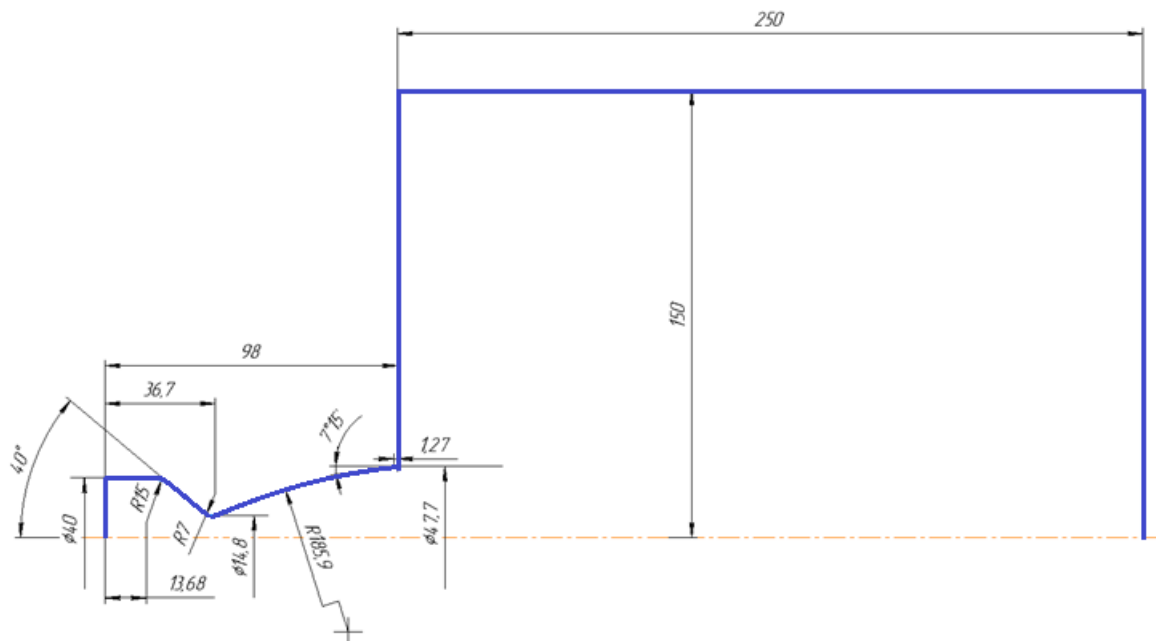


Рис. 1. Эскиз расчетной области (линейные размеры в мм)

С помощью модуля *ANSYS Meshing* построена неструктурированная четырехугольная сетка с размером элемента 1,2 мм. Также для моделирова-

ния пограничного слоя на преграде и стенке сопла выполнены 10 призматических слоев с высотой первой пристеночной ячейки  $\Delta y = 10^{-3}$  мм, что обеспечило параметр  $y^+ \approx 1,5$ .

Для моделирования натекания струи на преграду в работе использован специализированный программный модуль *ANSYS Fluent*. Описание газодинамических процессов производится с помощью дифференциальных уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, которые замыкаются моделью турбулентности *k- $\omega$  SST*. Она имеет функцию-переключатель, позволяющую активировать вблизи стенки стандартную модель *k- $\omega$* , а в области свободного потока – модель *k- $\epsilon$*  [5].

В настройках решателя *ANSYS Fluent* выбрано изменение плотности воздуха как идеального газа. Заданы следующие граничные условия (рис. 2): *inlet*: полное давление – 105 атм, статическое давление – 104,9 атм, полная температура – 300 К; *outlet*: избыточное статическое давление – 1 атм, температура обратного потока – 300 К. Для границы *wall* по умолчанию выбрано условие прилипания, что подразумевает нулевую скорость газа на стенке; для *axis* – условие симметрии.

Моделирование проведено с помощью решателя на основе давления со «связанным» алгоритмом, позволяющим повысить скорость сходимости расчета [4], и следующих схем дискретизации: *Least Squares Cell Based* – по градиенту; *Standard* – по давлению; *First Order Upwind* – по плотности, импульсу, энергии, кинетической энергии турбулентности (*k*) и удельной скорости её диссипации ( $\omega$ ).

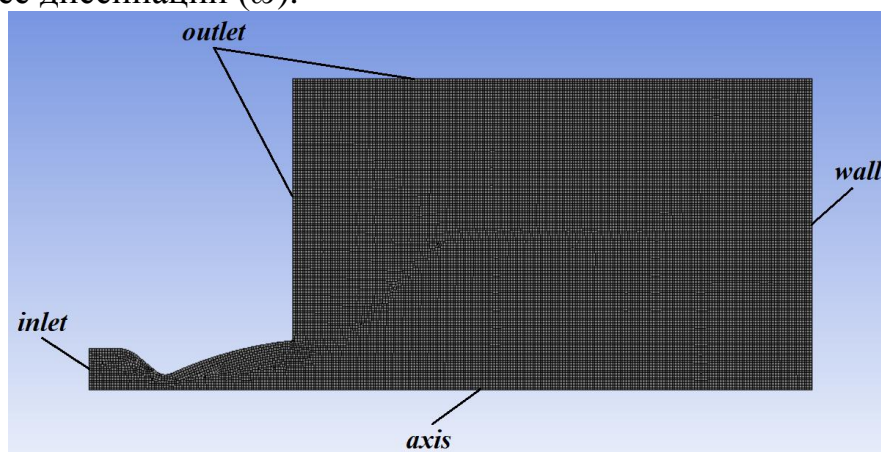


Рис. 2. Сеточная модель с граничными условиями

Аналогичным образом выполнены расчеты при  $h = 308, 590$  и  $700$  мм. На рис. 3–6 представлены картины распределения числа Маха (с симметричным отображением геометрии) при различных расстояниях от среза сопла до преграды.

Максимальное число Маха составляет 4,03–4,2, небольшое расхождение может быть обусловлено особенностями автоматического построения сеток. При  $h = 250$  мм (рис. 3) преграда расположена в середине второй «бочки», ярко выражены центральный и отраженные скачки уплотнения,

струя на преграде имеет волнообразную структуру. Подобная картина наблюдается и при  $h = 308$  мм (рис. 4), однако в этом случае преграда находится в конце второй «бочки», в зоне убывания чисел Маха, а центральный скачок имеет меньшую площадь.

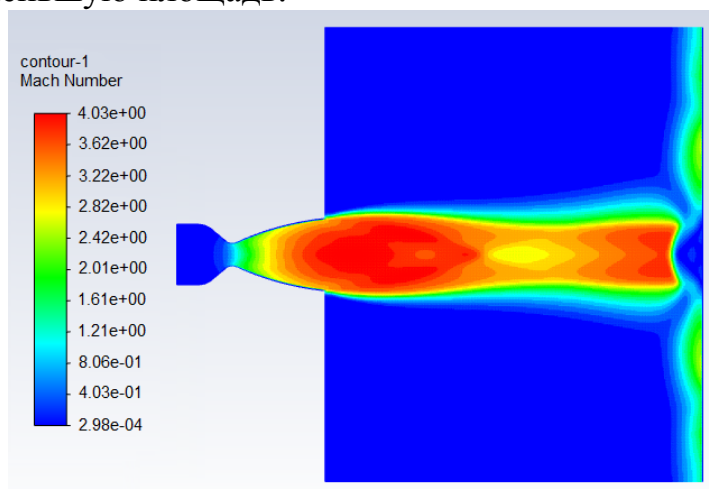


Рис. 3. Распределение числа Маха при  $h = 250$  мм

При  $h = 590$  мм (рис. 5) преграда расположена в середине четвертой «бочки» струи, диаметр которой в 4 раза меньше диаметра первой.

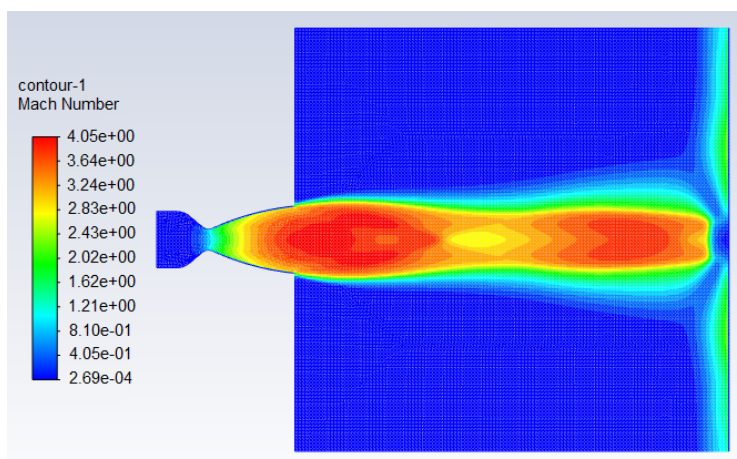


Рис. 4. Распределение числа Маха при  $h = 308$  мм

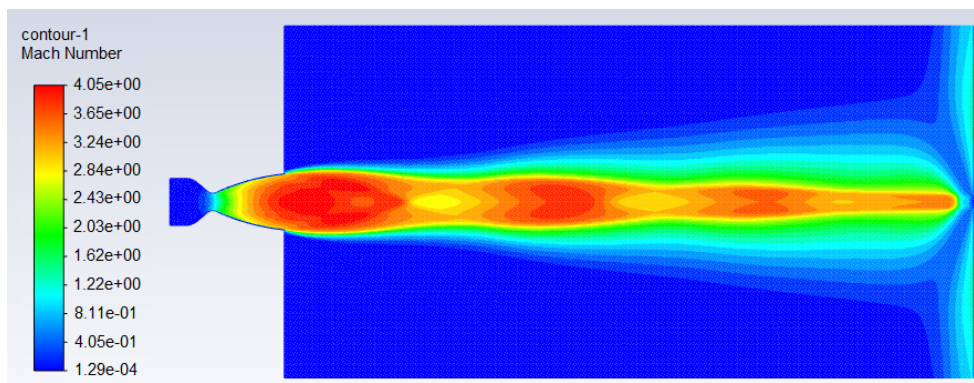


Рис. 5. Распределение числа Маха при  $h = 590$  мм

В случае  $h = 700$  мм (рис. 6) струя еще до приближения к преграде полностью теряет бочкообразную структуру вследствие диссипации энергии. Наблюдаются три «бочки», а четвертая почти вырождается в линию. Различается характер центрального скачка: на расстояниях до преграды 250 и 308 мм он имеет выпуклую форму, а при  $h = 590$  и  $700$  мм он плоский и трудно различим. При движении вдоль преграды струя достигает чисел Маха  $M = 2, 1,8, 1,1$  и  $1$  при  $h = 250, 308, 509$  и  $700$  мм соответственно.

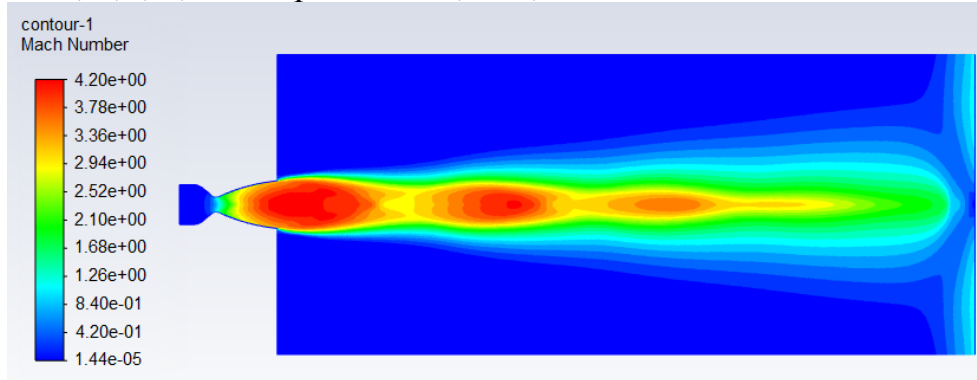


Рис. 6. Распределение числа Маха при  $h = 700$  мм

На рис. 7 приведены графики давления на преграде ( $x$  – расстояние от оси струи до выходной границы) для всех рассмотренных случаев.

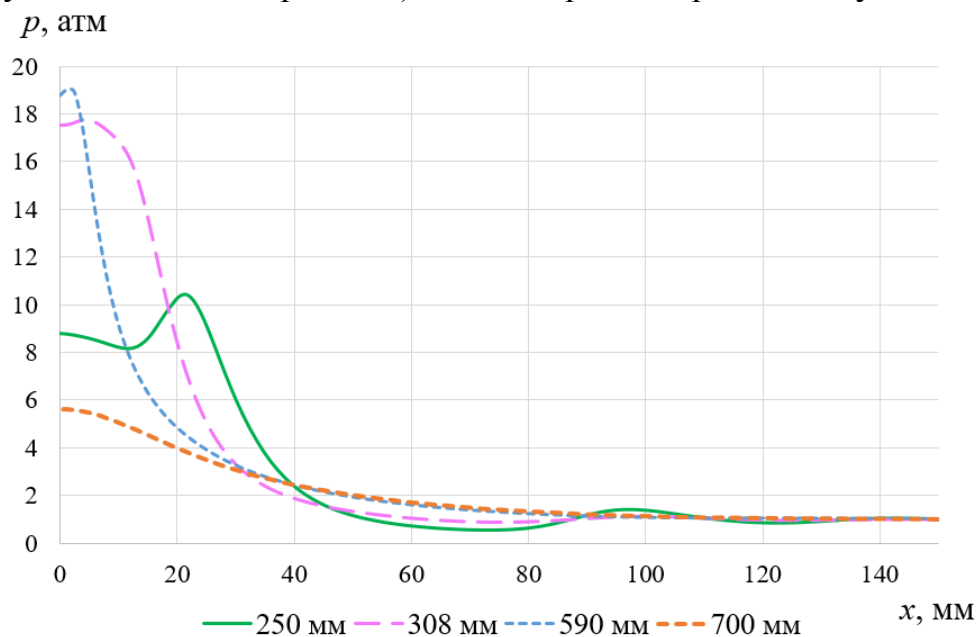


Рис. 7. Графики давления на преграде при различных расстояниях от среза сопла до преграды

В первом случае ( $h = 250$  мм) максимум давления смещен от оси на 21,6 мм и составляет 10,4 атм; заметны колебания далее вдоль преграды, что говорит об автоколебательном режиме взаимодействия струи с преградой. На оси струи наблюдается локальный максимум давления (8,76 атм). При расстоянии  $h = 308$  мм максимум также сдвинут к периферии на 4,8 мм и равен 17,8 атм. При  $63 < x < 87$  мм и  $118 < x < 135$  мм давление становится

меньше атмосферного, то есть совершаются колебания и режим взаимодействия нестационарный. То же происходит и при  $h = 250$  мм на расстояниях от оси  $53 < x < 87$  мм и  $112 < x < 134$  мм. На графике для случая  $h = 590$  мм заметно смещение максимума давления, равного 19 атм, на 1,83 мм, но в дальнейшем колебаний не наблюдается. При  $h = 700$  мм наибольшее давление составляет 5,61 атм и достигается в точке на оси; наименьшее (1 атм) – в точке  $x = 150$  мм. Кривая на протяжении всей преграды монотонно убывает, поэтому можно заключить, что при этом расстоянии до преграды реализуется стационарный режим взаимодействия.

Таким образом, с помощью программного модуля *ANSYS Fluent* проведен анализ влияния расстояния от среза сопла до преграды на параметры взаимодействия сверхзвуковой струи с преградой. При расстоянии до преграды 250 и 308 мм реализуется автоколебательный режим взаимодействия, при 509 и 700 мм – стационарный, однако для случая с  $h = 590$  мм наблюдается нетипичное для этого режима смещение максимум давления. Когда преграда расположена в середине второй «бочки» ( $h = 250$  мм), автоколебания выражены сильнее, максимум давления смещается дальше от оси, а его значение меньше, чем в предыдущем случае, на 7,4 атм. Максимальное значение давления возрастает на 71,2 %, 82,7 % и снижается на 46,1 % при увеличении  $h$  от 250 до 308, 590 и 700 мм соответственно.

#### Библиографический список

1. Бакулев, В.Л. Снижение шума блочной сверхзвуковой струи с возможным догоранием топлива при помощи инъекции воды: дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.05 / В.Л. Бакулев. – СПб, 2016. – 123 с.
2. Глазунов, А.А. Математическое моделирование взаимодействия одиночной сверхзвуковой струи с преградами / А.А. Глазунов, А.М. Кагенов, К.В. Костюшин, И.В. Еремин, К.Л. Алигасанова, В.А. Котоногов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2020. – № 63. – С. 87–101.
3. Кудимов, Н.Ф. Результаты экспериментальных исследований взаимодействия многоблочных сверхзвуковых турбулентных струй с преградой [Электронный ресурс] / Н.Ф. Кудимов, А.В. Сафронов, О.Н. Третьякова // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2013. – № 69. – С. 1–11. – Режим доступа: <https://trudymai.ru/upload/iblock/43b/43b42a0779a625ddc943df2709f05413.pdf?lang=ru&issue=69> (Дата обращения 05.12.2022)
4. Шаблий, Л.С. Компьютерное моделирование типовых гидравлических и газодинамических процессов двигателей и энергетических установок в ANSYS Fluent: учеб. пособие / Л.С. Шаблий, А.В. Кривцов, Д.А. Колмакова. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2017. – 108 с.
5. Продан, Н.В. Нестационарное взаимодействие сверхзвуковых струй между собой или с преградой: дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.05 / Н.В. Продан. – СПб, 2016. – 141 с.

**ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ  
СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ МЕТОДОМ  
ФОКСА ВИЛЬЯМСА-ХОКИНГСА**

*О.В. Исправникова, А.С. Шметкова  
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.*

В статье описан интегральный метод вычислительной аэроакустики – метод Фокса Вильямса-Хокинга (Ffowcs Williams & Hawkings (FWH)), а также проведено моделирование шума методом FWH в программном обеспечении *ANSYS Fluent*.

Ключевые слова: сверхзвуковая струя, шум, турбулентность, аэроакустика.

Сверхзвуковая турбулентная струя – сложный источник акустического излучения. На сегодняшний день полностью не установлены все механизмы излучения шума. Но основными составляющими шума являются: шум смешения, широкополосный ударно-волновой шум и дискретная составляющая ударного шума [1].

Исследования акустического поля сверхзвуковых струй, главным образом проводились экспериментально. Но так как сейчас предъявляются все более жесткие требования к летательным аппаратам, необходимо применение численных методов.

Современные методы вычислительной аэроакустики делятся на две категории: прямое моделирование и интегральные методы. Прямое моделирование требует чрезвычайно больших вычислительных затрат, поэтому в большинстве работ используются интегральные методы.

Основными интегральными методами являются метод Кирхгофа и метод Фокса Вильямса-Хокинга (Ffowcs Williams & Hawkings) [2], причем метод FWH в последние годы получил наиболее широкое распространение при решении задач аэроакустики, включая расчет шума, создаваемого выхлопными струями авиационных двигателей и плохообтекаемыми элементами конструкций современных самолетов.

Сущность используемых на практике вариантов обоих этих методов состоит в определении параметров звукового поля в произвольной точке дальнего поля (точка наблюдателя) на основе информации о нестационарных полях на замкнутой контрольной поверхности, охватывающей все источники звука. Уравнение Фокс Вильямс-Хокинга было получено в работе [3, 4]. В потоке есть область, которая является «генератором» шума. Для получения волнового уравнения вводится контрольная поверхность, которая задается уравнением:

$$f(\bar{x}, t): \begin{cases} >: \text{вне поверхности} \\ =: \text{на поверхности} \\ <: \text{внутри поверхности} \end{cases},$$

и будь то на контрольной поверхности или нет:

$$\frac{dH}{dt} = \frac{\partial H}{\partial f} \left( \frac{\partial f}{\partial t} + \frac{\partial f}{\partial x_i} \frac{\partial x_i}{\partial t} \right) = \frac{\partial H}{\partial t} + \frac{\partial H}{\partial x_i} v_i = 0, \quad (1)$$

где функция Хевисайда определяется как:

$$H(f(\bar{x}, t)) = \begin{cases} 1, f(\bar{x}, t) > 0 \\ 0, f(\bar{x}, t) < 0 \end{cases}, \quad (2)$$

где  $v_i = \frac{\partial x_i}{\partial t}$  – скорость контрольной поверхности.

Дельта-функция Дирака определяется как:

$$\delta(f(\bar{x}, t)) = \frac{\partial H}{\partial f} = \begin{cases} 1, f(\bar{x}, t) = 0 \\ 0, f(\bar{x}, t) \neq 0 \end{cases}, \quad (3)$$

Следовательно:

$$\frac{\partial H}{\partial x_i} = \frac{\partial H}{\partial f} \frac{\partial f}{\partial x_i} = \delta(f) \cdot \nabla f n_i, \quad (4)$$

где  $n_i$  – локальная внешняя нормаль поверхности управления:

$$n_i = \frac{\frac{\partial f}{\partial x_i}}{\sqrt{\frac{\partial f}{\partial x_j} \frac{\partial f}{\partial x_j}}}, \quad (5)$$

С помощью приведенных выше обобщенных функций основные уравнения аэродинамики могут быть преобразуются в уравнение FWH:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} [H(f)\rho u_i] + \frac{\partial}{\partial x_i} [H(f)c_0^2(\rho - \rho_0)] = & - \frac{\partial}{\partial x_j} [T_{ij}H(f)] + \\ & + [\rho u_i(u_j - v_j) + (p - p_0)\delta_{ij} - \tau_{ij}] \frac{\partial H(f)}{\partial x_j}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $\rho$  – плотность газа;  $p$  – давление газа;  $\rho_0$  – плотность звука в невозмущенной среде;  $p_0$  – давление звука в невозмущенной среде;  $c_0$  – скорость звука в невозмущенной среде;  $u_i$  –  $i$ -я компонента скорости газа;  $v_j$  –  $j$ -я компонента скорости контрольной поверхности;  $\tau_{ij}$  – компоненты тензора вязких напряжений;  $\delta_{ij}$  – символ Кронекера;  $T_{ij}$  – компоненты тензора напряжений Лайтхилла [1, 3]:

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + [(p - p_0) - c_0^2(\rho - \rho_0)] \delta_{ij} - \tau_{ij}, \quad (7)$$

в (6) и ниже подразумевается суммирование по повторяющимся индексам.

В качестве объекта для исследования выбрана работа [5], в которой проведены исследования для горячих сверхзвуковых струй с  $M_a = 2,8$  и  $T_0 = 3415$  К, истекающих из РДТТ.



В качестве исходной геометрии взято сопло из работы [5], и, исходя из расположения приёмников (микрофонов) построена геометрия расчетной области (рис. 1). После чего геометрия разделена на две области. Линия, разделяющая области, выполняет роль – контрольной поверхности.

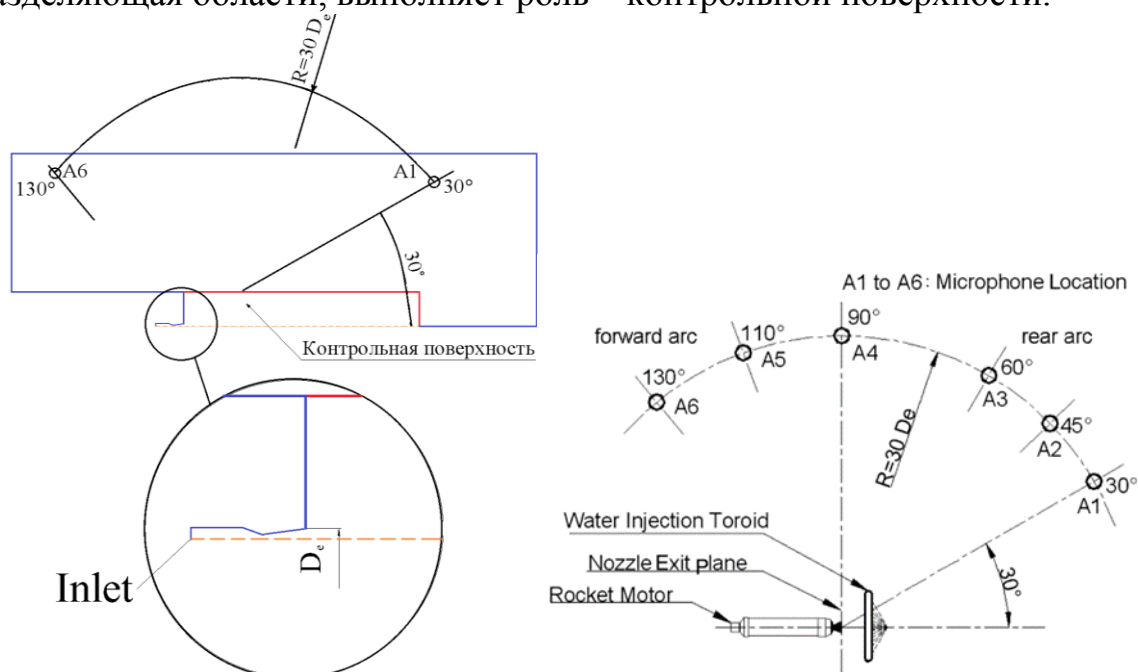


Рис. 1. Геометрия сопла и схема измерения звука

Для измерения шума модели из работы [5], методом *FWH*, решено установить приемники на расстоянии  $R=30D_e$  от центра среза сопла под углами  $30^\circ$  и  $130^\circ$  (относительно направления струи), что соответствует точкам на рис. 1 (A1 и A6).

Сетка для контрольной поверхности генерировалась в «Автоматическом режиме» в *ANSYS Meshing* (рис. 2 – 4). В окрестности стенок сопла сетка сгущена с помощью позиции *Refinement* (измельчение сетки), равного 3.

Остальной расчетной области строилась блочная сетка в *ICEM CFD* в качестве подпрограммы.

Основной особенностью построения сетки с проницаемой контрольной поверхностью является, обеспечение стыковки элементов «узел в узел», и создания псевдоцельной расчетной области. Это необходимо для устранения дополнительных возмущений потока при переходе через контрольную поверхность. Количество узлов в сетке 51406.

Гидрогазодинамический расчет проводился в два этапа. На первом этапе расчет проводился в стационарном режиме (*Steady*), с моделью турбулентности *k- $\omega$  SST*. На втором этапе использовались те же настройки, что и на первом, но расчет переключен в нестационарный режим с шагом по времени  $10^{-5}$  с, с подключением интегрального метода *FWH*. Тип контрольной поверхности задавался как *interface*, на которую записывались данные из внутренней части расчетной области.

В *solver* выбран решатель, основанный на решении уравнения для давления (Pressure-Based).

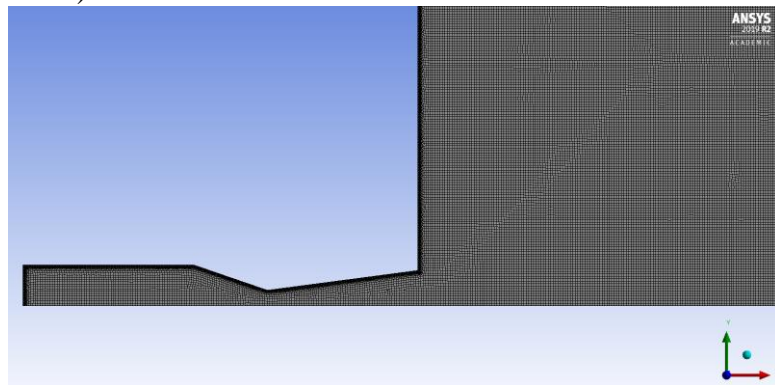


Рис. 2. 2D сеточная модель сопла

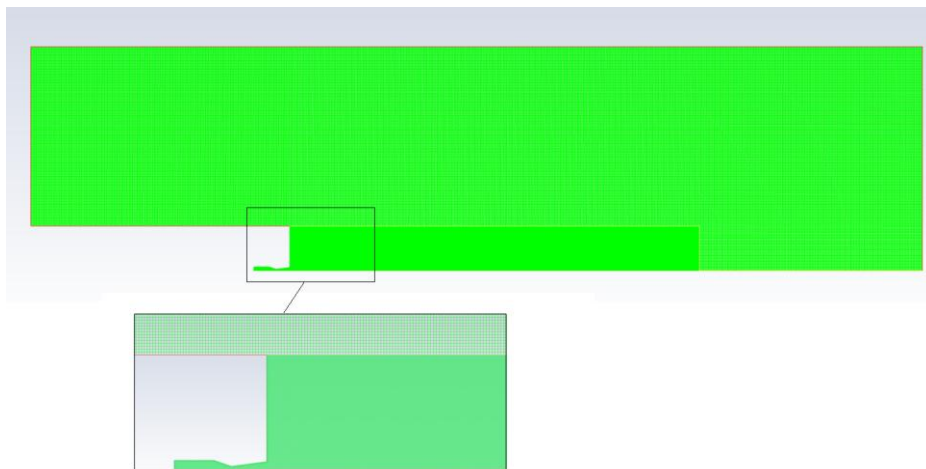


Рис. 3. 2D сеточная модель сопла и расчетной области (разделенная)

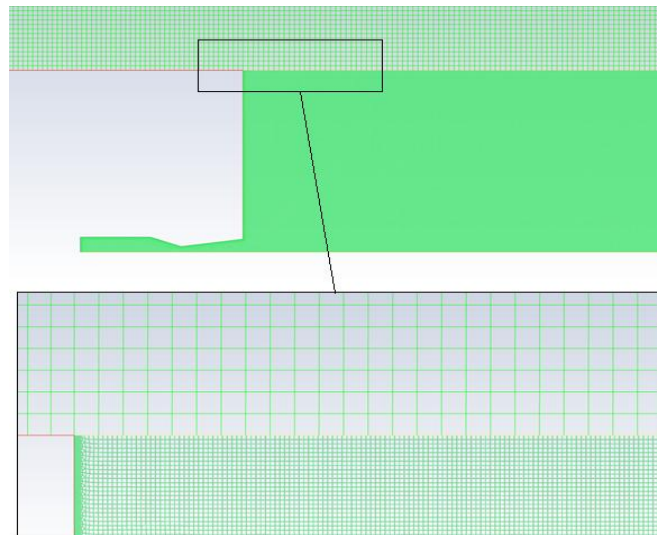


Рис. 4. 2D сеточная модель сопла и расчетной области генерации шума

Задача решается в осесимметричной (*Axisymmetric*) постановке.

В качестве граничных условий использовалось давление на входе и давление на выходе [6].

Схема дискретизации конвективных членов каждого уравнения основной системы уравнений – *Second Order Upwind* [6].

Алгоритм связывания полей скорости и давления – «связанная» схема «давление-скорость» (*Coupled*) [6].

Параметры граничных условий представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры потока	
Теплофизические свойства	Параметры
Давление застоя в камере $p_o$ , бар	40
Температура торможения камеры $T_o$ , К	3415
Коэффициент удельной теплоемкости $\gamma$	1,2
Диаметр выходного отверстия сопла $D_e$ , мм	144
Диаметр горловины сопла $D_t$ , мм	62,8
Соотношение площадей AR	5,26
Давление на выходе из сопла $p_e$ , бар (абсолютное)	1,2
Соотношение давлений сопла $p_o/p_e$	33:33
Число Маха полностью расширенной струи $M_j$	3,05
Температура на выходе из сопла $T_e$ , К	1900
Массовый расход (средний), кг/с	8,1
Реактивный выхлоп Число Маха $M_e$	2,81
Скорость истечения струи $U_e$ , м/с	2270

По результатам заданных настроек решателя и граничных условий построены картины распределения скорости (рис. 5) и картина распределения числа Маха (рис. 6).

По вышеизложенной методике проведена спектральная обработка по Фурье в *Post CFD* и получены графики распределения акустического давления (*SPL*) по частоте 1/3 – октавной обработке (рис. 7).

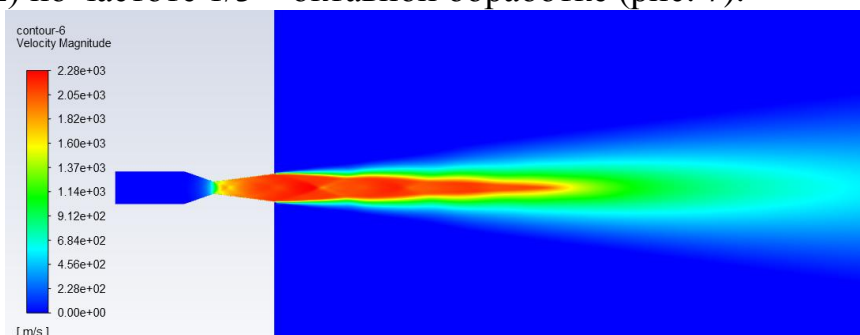


Рис. 5. Распределение скорости статического потока

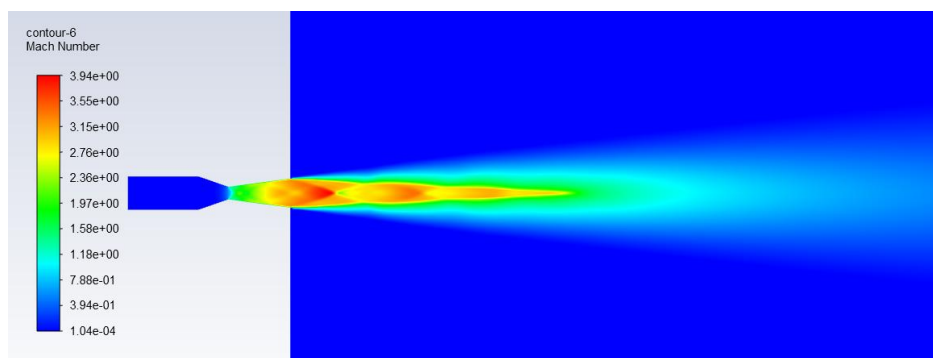


Рис. 6. Распределение числа Маха

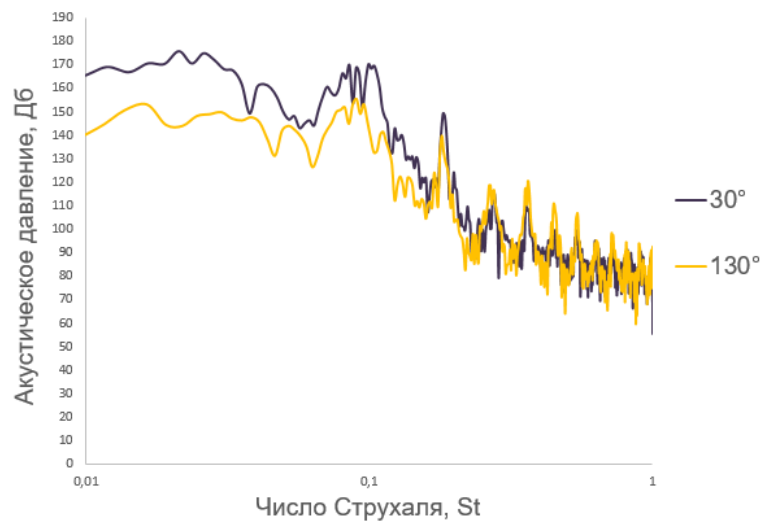


Рис. 7. Сравнение спектров шума полученных экспериментально и с помощью мат. моделирования на микрофонах  $A1(30^\circ)$  и  $A6(130^\circ)$

В результате численно моделирования, получилось, что при малых числах Струхалия, полученные значения максимального акустического давления не сильно различаются. В эксперименте максимальное значение шума без воды составляет  $\sim 144$  дБ (на микрофоне, расположенном под углом  $30^\circ$ ) и  $\sim 137$  дБ (на микрофоне, расположенном под углом  $130^\circ$ ), в то время как шум струи, посчитанный с помощью метода *FWH*, составил  $\sim 174$  дБ (на микрофоне, расположенном под углом  $30^\circ$ ) и  $\sim 135$  дБ (на микрофоне, расположенном под углом  $130^\circ$ ). Разница расчетов для микрофона, расположенного под углом  $30^\circ$  составляет  $\sim 17\%$ , а для микрофона, который располагался на  $130^\circ$   $\sim 1,5\%$ .

#### Библиографический список

1. Липницкий Ю.М. Наземная отработка акустики старта ракет-носителей / Ю.М. Липницкий, А.В. Сафронов // Ученые записки ЦАГИ. – 2014. – Т.45, №2. – С. 1–12.
2. Ffowcs-Williams J. E. The noise from turbulence convected at high speed // Phil Trans R Soc. A. – 1963. – no.255. – P. 469.
3. Ffowcs Williams J.E., Hawkings D.L. Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion // Philosophical Transactions of the Royal Society. – 1961. – Vol.A264. – №1151. – P. 321–342.
4. Kefan Tang M.S. Numerical Simulation of the Flow-Induced Noise by Means of the Hybrid Method by LES and Aeroacoustic Analogy. Dissertation. Siegen University, 2004.
5. Sankaran S. Suppression of high mach number rocket jet noise by water injection / S. Sankaran, J. K. Ignatius, R. Ramkumar [et al] // Journal of Spacecraft and Rocket. – 2009. – Vol. 46. – №26. – P.1164–1170.

6. Зиганшин А.М. Вычислительная гидродинамика. Постановка и решение задач в процессоре Fluent: методическое пособие для учебной и научной работы / А.М. Зиганшин. Казань, 2013 – 81 с.

УДК 629.78

## **ОЦЕНКА ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ОРБИТАЛЬНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ СПУТНИКОВ**

*Д.А. Малых, П.А. Третьяков*

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

Статья посвящена актуальной тематике по оценке целесообразности использования космических аппаратов для обслуживания и восстановления спутников на орбите. На основе анализа основных отказов сделаны выводы о необходимости создания космического аппарата для проведения работ на орбите и определены ключевые задачи для выполнения.

Ключевые слова: орбитальное обслуживание, отказ, космический аппарат, спутник.

При освоении космического пространства было запущено более 5000 космических аппаратов (КА). Страны всего мира становятся все более зависимыми от космических технологий для телекоммуникаций, наблюдения за Землей. После запуска, за редким исключением, не так просто добраться до КА для его спасения, ремонта, пополнения топлива или восстановления. Идея использования роботов или КА для обслуживания на орбите возникла с самого начала космической деятельности [1].

За последние два десятилетия некоторые из самых выдающихся успехов в освоении космоса подчеркнули растущую важность обслуживания на орбите. Задачи исследования космоса вышли за рамки простого запуска сложных КА и систем. Возникла необходимость более полно использовать уже запущенные полетные системы, создавать крупные конструкции на месте для осуществления новых научных исследований и обеспечивать системы, которые надежно и экономически эффективно поддерживают следующие шаги в освоении космоса. Распространение заброшенных спутников представляет известную опасность для новых КА и может занимать уникальную и экономически ценную орбитальную «недвижимость», которая может быть использована для других целей [2].

Концепция обслуживания спутников проста: заправка, ремонт или модернизация спутников после их запуска. Большинство спутников – это дорогостоящее оборудование, которое все еще может быть полезным после того, как некоторые критические ресурсы были израсходованы или некоторые критические технологии устарели. Отправка обслуживающего аппа-

рата для ремонта или замены сломанного важного компонента или перевода спутника на другую орбиту позволяет получить дополнительную пользу от того, что могло быть утрачено. Эти возможности обслуживания также могут быть применены для борьбы с космическим мусором – областью, вызывающей растущее беспокойство на низкой околоземной орбите (НОО), а также на геостационарной околоземной орбите (ГСО).

Возможности и надежность миссии ограничиваются технологией запуска. Могут возникнуть непреднамеренные механические помехи или сбои в разворачивании. После запуска доступ к аппаратуре ограничен или невозможен, поэтому даже небольшие сбои или недосмотры могут привести к серьезным последствиям. Расходуемые материалы ограничивают срок эксплуатации, и их количество должно тщательно контролироваться. Это неизбежные последствия и проблемы космических полетов.

Несмотря на то, что КА тщательно разрабатываются и испытываются для обеспечения их срока службы, многие из них очень рано получают неустраняемые отказы на орбите. Другие КА, несмотря на серьезные отказы, способны превысить ожидаемый срок службы, если применяются эффективные процедуры восстановления после отказов.

В любой электромеханической системе следует ожидать отказов, которые приводят к системным аномалиям и поломкам. Системы КА редко испытываются до отказа. Для анализа отказов во время полета необходимо полагаться на телеметрию, данные наземных испытаний и оперативный анализ. Лишь в редких случаях компоненты могут быть восстановлены. Анализ отказов дополняется измерениями космической среды, которые помогают установить причинно-следственные связи. Большая часть данных по отказам КА относится к КА США, поскольку данные из других стран либо не были найдены, либо не были опубликованы.

Отказы можно классифицировать как:

- события, вызванные космической средой, например, радиационное повреждение схем;
- инциденты, при которых некоторые аспекты конструкции оказались нерабочими;
- проблемы с качеством КА или деталей, использованных в конструкции;
- заранее определенный набор «других» отказов, которые включают ошибки эксплуатации.

Значительное количество инцидентов не поддается описанию и просто классифицируется как «неизвестные».

В каждой классификации может быть свой вид отказа: вывод на неверную орбиту, проблема разворачивания механизмов КА, отказы компонентов КА, израсходование топлива, неудачное перемещение КА, другие неисправности.

Типичный сценарий для вывода на неверную орбиту заключается в том, что на ракете-носителе или разгонном блоке (РБ) произошел сбой и КА оказался на более низкой орбите, чем планировалось. Примером такого сценария может быть спутник Orion 3, у него не было на борту достаточно топлива для выхода на нужную орбиту, вследствие чего он стал непригоден.

Еще одно развитие подобного сценария – КА вышел на необходимую орбиту, однако не был доставлен на нужную точку.

Отказ «неверная орбита» в большей части характерен для геостационарной орбиты (ГСО), в среднем в год происходит один-два таких отказа [3]. Что касается других орбит, подобный сбой практически не наблюдается.

Как только спутник достигает своего рабочего места на орбите, он обычно разворачивает антенны и солнечные панели (СП), которые были убраны во время запуска. Частичная неспособность СП развернуться ограничивает доступную КА мощность. Полный отказ в разворачивании СП может ограничить срок службы спутника начальным зарядом батареи.

Неудачное разворачивание СП, антенн и других разворачиваемых механизмов КА является одной из основных причин первоначальных отказов спутников и снижения их возможностей: в среднем один отказ происходит каждые два года [4].

Существует три типа отказов при разворачивании: сбой механизма разворачивания, сбой СП, сбой при разворачивании штанг. При этом возможна комбинация этих сбоев на КА. Если посмотреть на данные по страховым случаям с точки зрения типа задействованного объекта, то с 1998 по 2012 год в результате неудачного разворачивания солнечных батарей было выплачено около \$800 млн. страховых возмещений [4]. На рис. 1 представлены страховые выплаты по некоторым миссиям.

Обзор некоторых известных КА, на которых произошли такие аномалии, показывает, что в большинстве случаев они приводят к частичной, а иногда и серьезной потере целей научной миссии и характеристик КА, что приводит к страховым выплатам до \$200 млн. или более на каждый КА [5].

В течение срока службы КА любое количество систем или компонентов может деградировать или выйти из строя. Избыточность конструкции является единственным существующим методом устранения этих отказов.

Сноровка манипуляторов для ремонта или замены этих компонентов, зависит от типа поломки. Для КА, предназначенных для обслуживания, например международная космическая станция (МКС), критические компоненты, которые могут потребовать замены, разработаны как сменные модули, называемые орбитальными сменными блоками (ОСБ). Хотя ни один из современных КА на ГСО не спроектирован по модульному принципу, есть такие современные компоненты в некоторой степени похожие на ОСБ.



В течение последних десяти лет в среднем происходило 4,4 ежегодных сбоя типа ОСБ. Поскольку это были спутники ГСО, стоимость поврежденного КА была в диапазоне \$100 млн. Некоторые из этих событий привели к значительным страховым выплатам, а другие были устранены за счет резервирования конструкции КА. Для КА, находящихся на НОО обнаружена более низкая частота отказов типа ОСБ – 1 в год.

Отказы механизма развертывания отнесенные к страховым выплатам (\$M)

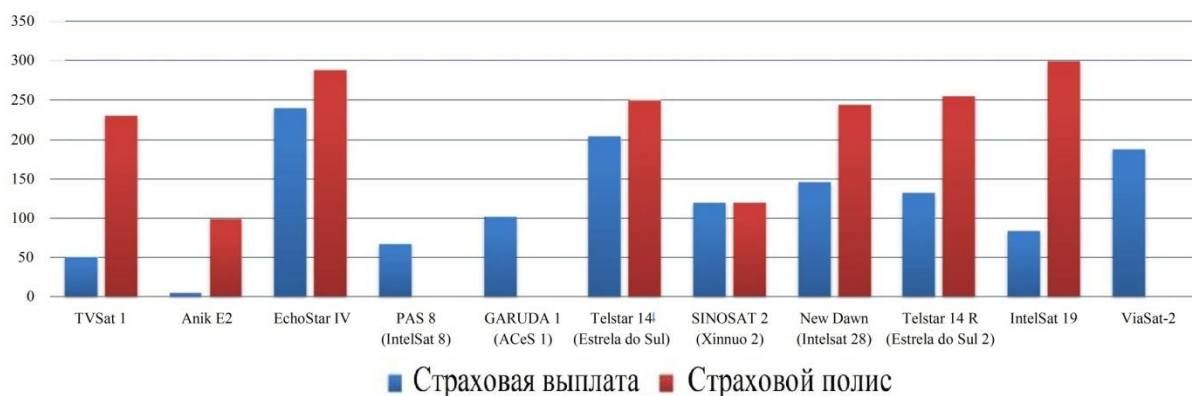


Рис. 1. Страховые претензии

На ряде КА по разным причинам произошло раннее истощение топлива. Причинами могут быть:

- переход на безопасный режим из-за неисправности (пока контроллер КА работает на пониженной мощности, неожиданное возмущение КА может привести к нерациональному использованию топлива для поддержания стабильности);
- отказ двигателей ориентации и стабилизации КА (операции могут продолжаться, но эффективность использования топлива нарушается, и расход топлива происходит с большей скоростью, чем обычно);
- отказы ксенон-ионных двигательных установок (ДУ) (КА переходит на резервные традиционные ДУ со значительно меньшим ресурсом).

К подобной причине сбоя может привести отказ «вывод на неверную орбиту», так как КА использует основной запас топлива для перехода на рабочую орбиту.

Некоторые КА выходят из строя на своих рабочих орбитах. Это означает, что они будут представлять опасность столкновения для других КА в этой рабочей зоне. Сервисное устройство должно быть способно захватить падающий спутник и изменить его орбитальную высоту на десятки и сотни километров в сторону от активных орбит. Для КА, обслуживающего перемещение на НОО еще одним вариантом является возвращение в атмосферу. Существование такого устройства позволит КА в любых орбитальных режимах расходовать больше топлива на продуктивные операции, а не резервировать часть топлива для маневров в конце срока эксплуатации.

Помимо описанных сбоев, имели место и другие потенциально ремонтно-пригодные отказы. К ним относятся КА, нуждающиеся в сложном об-

служивании, например, проблемы с системами электропитания, связи или ДУ. В эту категорию также входят «неизвестные» отказы, когда отказ произошел, но было опубликовано мало подробностей или они вообще отсутствуют.

Обслуживание таких КА предъявляет самые высокие требования к манипуляторам, человеческому контролю за операциями и резервным запасным частям для устранения малоизученных спутниковых аномалий. Повышенный контроль со стороны человека необходим для оценки состояния целевого спутника в реальном времени и определения необходимых действий по ремонту. Поскольку требуемый ремонт является либо обширным, либо широкомасштабным, ремонтному комплексу потребуется больше компонентов, чем для хорошо охарактеризованной миссии, а это увеличивает массу. Увеличение контроля со стороны человека может вызвать необходимость в дополнительных камерах, пропускной способности связи и персонале наземной станции. Все это также увеличивает стоимость.

Перечисленные виды отказов сформированы в схему (рис. 2).

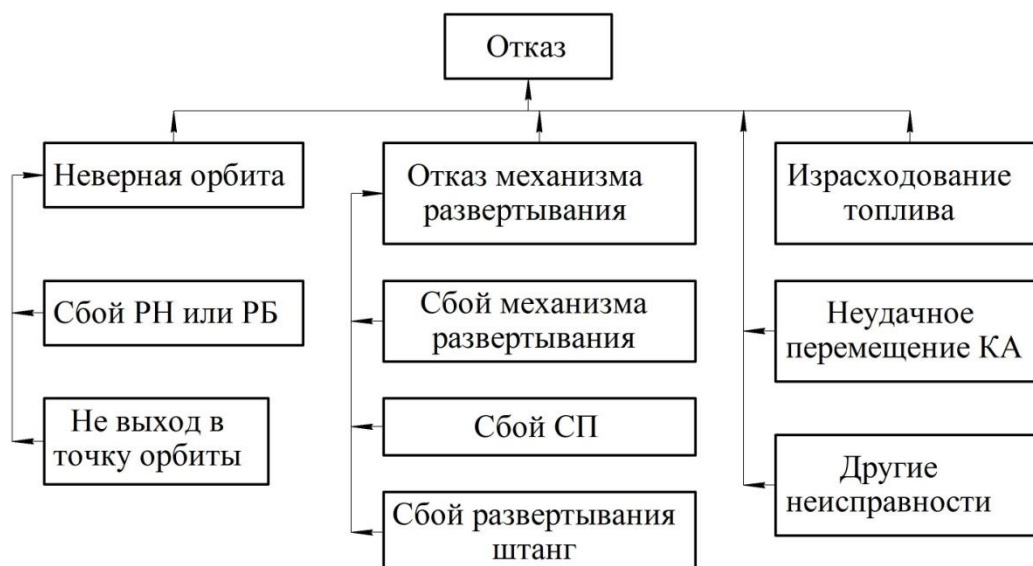


Рис. 2. Классификация отказов

Спутниковые системы могут быть единственными сложными системами, не имеющими программы планового технического обслуживания, ремонта или модернизации. Как правило, техническое обслуживание или модернизация означает запуск нового спутника для замены того, который может иметь полностью функциональный набор подсистем. Чтобы окупить эти высокие затраты, проектные сроки службы спутников увеличиваются, что повышает их стоимость.

Настоящая экономическая проблема заключается в определении ценности обслуживания и последующем поиске подходящего экономического обоснования. В простейшем случае экономические аспекты обслуживания на орбите включают сравнение стоимости обслуживания с затратами на замену вышедшего из строя спутника, а также потенциальную отдачу от

обслуживаемого спутника. Доходами могут быть доходы, научные данные или продолжение и улучшение работы.

Сравнивая стоимость замены спутника и его расчетный срок службы со стоимостью обслуживающего устройства и его возможностей по заправке, анализ [6] показал, что обслуживающее устройство должно заправлять от трех до пяти спутников клиентов, чтобы быть экономически эффективным.

К сожалению, эти упрощенные анализы не дают полной картины, поскольку они не учитывают внутреннюю ценность обслуживания, такую как предоставление вариантов, позволяющих миссии адаптироваться к изменяющимся требованиям.

Вместо прямого определения стоимости обслуживания миссий, можно изучить безубыточную стоимость между программой с обслуживанием как частью обычной программы и программой без обслуживания.

Оценка экономических проблем, связанных с обслуживанием спутников, является очень активной областью. Тем не менее, общие выводы таковы: существуют большие классы коммерческих спутников, обслуживание которых может быть экономически выгодным. Сколько именно и при каких условиях – вопрос дискуссионный, и зависит от некоторых неэкономических факторов, таких как воспринимаемый риск и то, используются ли возможности обслуживания спутников как часть общего дизайна миссии. Реальная стоимость отказа на орбите, безусловно, является ключевым параметром, который определяет, может ли быть оправдано конкретное увеличение или уменьшение затрат на сборку, интеграцию и проверку.

Самым дорогостоящим космическим элементом является платформа – 42%, в то время как на полезную нагрузку приходится 26% от общей стоимости неудач прошлых миссий. Это удивительно, поскольку гораздо легче повысить надежность такого элемента, как платформа, чем усовершенствовать такой элемент, как полезная нагрузка или прибор, поскольку они часто разрабатываются по специальным заказам, спецификациям и приложениям. Из всех отказов подсистем доминирующим и наиболее дорогостоящим является отказ системы управления, на долю которой приходится 20%, т.е. почти одна треть стоимости отказов подсистем.

#### Библиографический список

1. Sullivan, B., Technical and Economic Feasibility of Telerobotic On-Orbit Satellite Servicing, Ph.D. thesis, University of Maryland, 2005.
2. NASA. On-Orbit Satellite Servicing Study Project Report. National Aeronautics and Space Administration, Goddard Space Flight Center Space Servicing Capabilities, Project Flight Projects Directorate Greenbelt, MD 20771, 2010
3. Tafazoli, M. A study of on-orbit spacecraft failures. Acta Astronautica, 2009, P. 195–205. doi:10.1016/j.actaastro.2008.07.019

4. Kattakuri, Vikranth Reddy and Jitesh H. Panchal. "Spacecraft Failure Analysis From the Perspective of Design Decision-Making." Volume 1: 39th Computers and Information in Engineering Conference, 2019, doi: 10.1115/DETC2019-98420.

5. Saleh, J. H., & Castet, J.-F. Spacecraft Reliability and Multi-State Failures., 2011, doi:10.1002/9781119994077

6. X. -Y. Ji and J. Wang. Statistical Analysis of Spacecraft Failure in Full-Life Based on STED, 2019 IEEE 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE), 2019, P. 89–96, doi: 10.1109/ICMAE.2019.8880888.

УДК 629.7.018

## **КОНЦЕПЦИЯ СИЛОИЗМЕРИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКИ ДЕМОНСТРАТОРА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С СОПЛОМ ВНЕШНЕГО РАСШИРЕНИЯ И УПРАВЛЯЕМЫМ ВЕКТОРОМ ТЯГИ**

*А.Р. Воробьев, Е.А. Михайлов*

*Научный руководитель: В. Б. Фёдоров, к.т.н., доцент*

В работе проведено исследование предлагаемой концепции стенда для отработки двигательной установки с соплом внешнего расширения с применяемыми в его конструкции измерительными устройствами, его математическая модель была доработана для учёта погрешности сборки и монтажа и проведена тарировка с целью точного определения показателей тяги и моментов по трём осям.

Ключевые слова: испытательный стенд, гексапод, силоизмерительное устройство, математическая модель.

В современном этапе развития ракетостроения отработка отдельных элементов ракетно-космической техники является выгодным решением с точки зрения экономических затрат. Создание и отработка принципиально нового решения в измерении динамических характеристик объектов ракетно-космической техники с использованием испытательных стендом, и оценка перспектив их применения является актуальным направлением исследований.

В этой статье проводилась разработка концепции испытательного стенда для отработки двигательной установки с соплом внешнего расширения и математической модели, описывающей компоненты вектора тяги и моментов, возникающих во время испытаний демонстратора двигательной установки с соплом внешнего расширения по трём осям.

Демонстратор двигательной установки с соплом внешнего расширения размещен на испытательном стенде. Испытательный стенд с двигательной установкой с соплом внешнего расширения представлен на рис. 1. В предлагаемую концепцию этого стенда входит: рама с регулируемыми опорами

по схеме «гексапод»; силоизмерительное устройство с 6 тензометрическими датчиками, выполненное по той же схеме и позволяющее проводить измерения составляющих вектора тяги и опрокидывающих моментов по всем направлениям; математический аппарат, пересчитывающий показания датчиков и проецирующий на три ортогональные оси экспериментальные значения.

В конструкции датчиков используются штанги постоянной длины. В качестве штанг выступают силоизмерительные элементы, состоящие из S-образных тензометрических датчиков, способных регистрировать растягивающие и сжимающие усилия. Соединение этих штанг-датчиков с основанием и платформой осуществляется с использованием однотипных сферических шарниров, поступательные движения шарниров вдоль цилиндров ограничиваются шайбами. На рис. 2 показана расчетная схема шестикомпонентного силоизмерительного устройства.

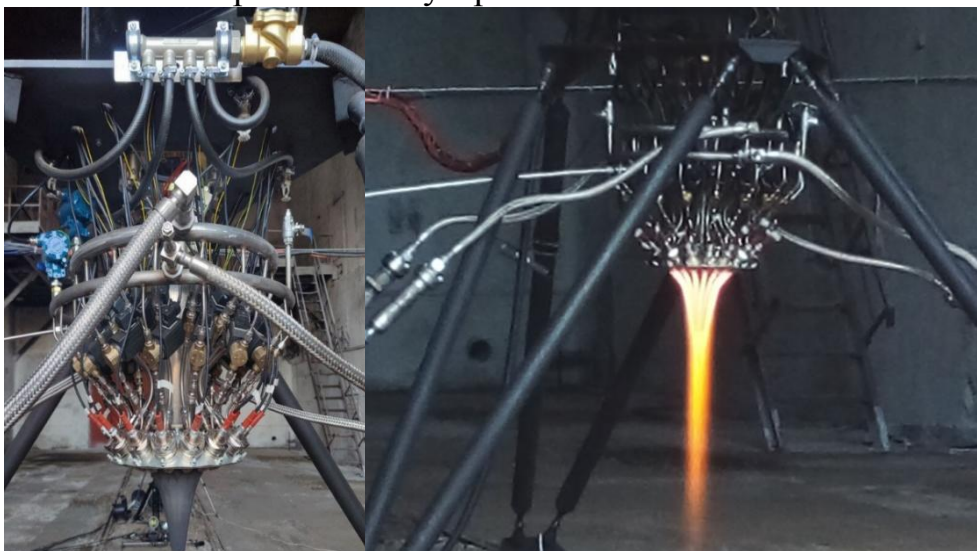


Рис. 1. Испытательный стенд с двигательной установкой с соплом внешнего расширения

Основная задача текущей концепции испытательного стенда для отработки демонстратора двигательной установки с соплом внешнего расширения – определение величины проекции суммарного вектора тяги  $\vec{P}$  и опрокидывающего момента  $\vec{M}$ , приложенных к платформе.

Пространственные механизмы с параллельной кинематикой отличаются высокой удельной жесткостью; в штангах гексапода возникают только усилия растяжения-сжатия, что позволяет упростить конструкцию применяемого для определения сил и моментов устройства.

За основу были взяты исследования применения параллельной кинематики для управления, изложенные в [1]. Однако в этой работе не была учтена погрешность позиционирования в случае применения этого типа кинематики для измерения составляющих вектора тяги и моментов и её влияние на отображаемые результаты. Тарировочные коэффициенты  $\mathbf{a}_i$  и  $\mathbf{b}_i$  для трёх осей собственной системы координат устройства, описы-



вающие отношение проекции интенсивности изменения движения к самой силе в каждом датчике, определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned} a_x(i) &= \frac{P_x(i)}{P(i)} & a_y(i) &= \frac{P_y(i)}{P(i)} & a_z(i) &= \frac{P_z(i)}{P(i)} \\ b_x(i) &= \frac{M_x(i)}{P(i)} & b_y(i) &= \frac{M_y(i)}{P(i)} & b_z(i) &= \frac{M_z(i)}{P(i)} \end{aligned} \quad (1)$$

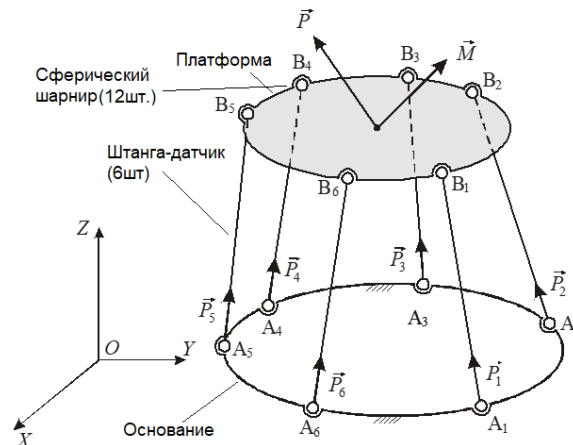


Рис. 2. Схема силоизмерительного устройства

Погрешности коэффициентов из системы уравнений (1), равно как усилий и моментов, вычисляются исходя из погрешности паспортных данных тензометрического датчика. Система уравнений (2), элементы которой выведены с учётом тарировочных коэффициентов (табл. 1), связывающих подлежащие определению величины проекций вектора тяги и опрокидывающих моментов в направлениях осей координат с усилиями в штангах и учитывающая погрешности монтажа и сборки и использованием зависимостей (табл. 2), имеет следующий вид:

$$\begin{cases} (a_{x1} + \delta a_{x1}) \cdot (P_1 + \delta P_1) + (a_{x2} + \delta a_{x2}) \cdot (P_2 + \delta P_2) + \dots + (a_{x6} + \delta a_{x6}) \cdot (P_6 + \delta P_6) = -(P_x + \delta P_x); \\ (a_{y1} + \delta a_{y1}) \cdot (P_1 + \delta P_1) + (a_{y2} + \delta a_{y2}) \cdot (P_2 + \delta P_2) + \dots + (a_{y6} + \delta a_{y6}) \cdot (P_6 + \delta P_6) = -(P_y + \delta P_y); \\ (a_{z1} + \delta a_{z1}) \cdot (P_1 + \delta P_1) + (a_{z2} + \delta a_{z2}) \cdot (P_2 + \delta P_2) + \dots + (a_{z6} + \delta a_{z6}) \cdot (P_6 + \delta P_6) = -(P_z + \delta P_z); \\ (b_{x1} + \delta b_{x1}) \cdot (P_1 + \delta P_1) + (b_{x2} + \delta b_{x2}) \cdot (P_2 + \delta P_2) + \dots + (b_{x6} + \delta b_{x6}) \cdot (P_6 + \delta P_6) = -(M_x + \delta M_x); \\ (b_{y1} + \delta b_{y1}) \cdot (P_1 + \delta P_1) + (b_{y2} + \delta b_{y2}) \cdot (P_2 + \delta P_2) + \dots + (b_{y6} + \delta b_{y6}) \cdot (P_6 + \delta P_6) = -(M_y + \delta M_y); \\ (b_{z1} + \delta b_{z1}) \cdot (P_1 + \delta P_1) + (b_{z2} + \delta b_{z2}) \cdot (P_2 + \delta P_2) + \dots + (b_{z6} + \delta b_{z6}) \cdot (P_6 + \delta P_6) = -(M_z + \delta M_z). \end{cases} \quad (2)$$

Важной частью концепции является шкаф, в котором для осуществления преобразования используется система из Аналого-Цифровых Преобразователей (АЦП). Предел основной приведенной погрешности модулей аналогового ввода с универсальными входами (с интерфейсом RS-485) МВ110 ОВЕН МВ110-224.4ТД –  $\pm 0,05 \%$  [2]. Комбинированная погрешность тензометрических датчиков класса точности С3 составляет  $0,03\%$  [3]. Суммарная погрешность (3) преобразования сигнала от 6 тензодатчиков и АЦП была вычислена следующим образом:

$$\delta_{\text{сум}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \delta_{\text{дати}}^2} + \sqrt{\sum_{i=1}^n \delta_{\text{АЦП}}^2} = 0,07 + 0,12 = 0,19\% \quad (3)$$

Таблица 1

Тарировочные коэффициенты  $a_{xi}$ ,  $a_{yi}$ ,  $a_{zi}$ ,  $b_{xi}$ ,  $b_{yi}$ ,  $b_{zi}$ 

№ датчика	$a_{xi}$	$a_{yi}$	$a_{zi}$	$b_{xi}$	$b_{yi}$	$b_{zi}$
1	0,3812	0,3697	0,8473	0,0133	0,0534	0,0293
2	-0,1296	-0,5150	0,8474	0,0396	0,0383	-0,0293
3	0,1296	-0,5150	0,8474	0,0396	-0,0383	0,0293
4	-0,3812	0,3697	0,8473	0,0133	-0,0534	-0,0293
5	-0,5108	0,1453	0,8473	-0,0529	-0,0152	0,0293
6	0,5108	0,1453	0,8473	-0,0529	0,0152	-0,0293

Таблица 2

Использованные расчётные уравнения

Параметр	Исходное уравнение	Уравнение с учётом погрешностей
$P_x(i)$	$P(i) \cdot \cos \alpha_i \cdot \cos \beta_i$	$\delta P(i) \cdot \cos(\delta \alpha_i) \cdot \cos(\delta \beta_i)$
$P_y(i)$	$P(i) \cdot \cos \alpha_i \cdot \sin \beta_i$	$\delta P(i) \cdot \cos(\delta \alpha_i) \cdot \sin(\delta \beta_i)$
$P_z(i)$	$-P(i) \cdot \sin \alpha_i \cdot \cos \beta_i$	$-\delta P(i) \cdot \sin \delta \alpha_i \cdot \cos \delta \beta_i$
$M_x(i)$	$P_z(i) y_A(i)$	$\delta P_z(i) \delta y_A(i)$
$M_y(i)$	$P_z(i) x_A(i)$	$\delta P_z(i) \delta x_A(i)$
$M_z(i)$	$P_x(i) y_A(i) + P_y(i) x_A(i)$	$\delta P_x(i) \delta y_A(i) + \delta P_y(i) \delta x_A(i)$
$AD_i$	$x_{Bi} - x_{Ai}$	$\delta x_{Bi} - \delta x_{Ai}$
$DC_i$	$y_{Bi} - y_{Ai}$	$\delta y_{Bi} - \delta y_{Ai}$
$AC_i$	$(AD_i^2 + DC_i^2)^{0.5}$	$(\delta AD_i^2 + \delta DC_i^2)^{0.5}$
$BC_i$	$z_{Bi} - z_{Ai}$	$\delta z_{Bi} - \delta z_{Ai}$
$\alpha_i$	$\arctg\left(\frac{BC_i}{AC_i}\right) \cdot \frac{180^\circ}{\pi}$	$\arctg\left(\frac{\delta BC_i}{\delta AC_i}\right) \cdot \frac{180^\circ}{\pi}$
$\beta_i$	$\arctg\left(\frac{DC_i}{AD_i}\right) \cdot \frac{180^\circ}{\pi}$	$\arctg\left(\frac{\delta DC_i}{\delta AD_i}\right) \cdot \frac{180^\circ}{\pi}$

В конструкции демонстратора двигательной установки (ДУ) с соплом внешнего расширения в качестве штанг-датчиков применяются тензометрические двунаправленные силоизмерители, которые позволяют измерять силу как растяжения, так и сжатия. Согласно общей концепции стенда, все тензометрические датчики должны быть подключены к вторичным преобразователям, которые преобразуют входные сигналы от датчиков в общепринятый протокол, по которому передают данные в контроллер. Контроллер, в свою очередь, пересчитывает по заданным уравнениям показания датчиков в значения изменения интенсивности движения и моментов



пар сил, и выводит эти значения на экран сенсорной панели управления и в электронный архив, с сопоставлением со временем измерений.

В ходе исследования была разработана концепция испытательного стенда двигательной установки с соплом внешнего расширения, позволяющего исследовать динамические характеристики демонстратора по трём осям одновременно. Разработанная концепция испытательного стенда может быть модернизирована для оценки влияния иных видов внешних воздействий. В процессе тарировки силоизмерительного устройства, входящего в концепцию испытательного стенда для исследования двигательных установок с соплом внешнего расширения были получены значения проекций вектора сил и опрокидывающих моментов. Погрешность полученных измерений укладывалась в область допустимой погрешности за редкими исключениями, вызванными особенностями характера нагружения и могут быть снижены.

В дальнейшем полученные данные позволят сформировать математическую модель двигательной установки с учётом внешних воздействий и, на основании этой функции, разработать систему управления демонстратора двигательной установки.

#### **Источник финансирования**

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

#### **Библиографический список**

1. Смирнов В.А. Научные основы и алгоритмы управления оборудованием с параллельными приводами: монография / В.А. Смирнов. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2009. – 163 с.
2. Модули аналогового ввода сигналов тензодатчиков (с интерфейсом RS-485) MB110. [Электронный ресурс]. URL: [https://owen.ru/product/moduli\\_analogovogo\\_vvoda\\_signalov\\_tenzodatchikov](https://owen.ru/product/moduli_analogovogo_vvoda_signalov_tenzodatchikov) (дата обращения 13.04.2022).
3. Тензодатчик STA. [Электронный ресурс]. URL: <https://tokves.ru/s-obraznyie-datchiki/tenzodatchik-sta.html> (дата обращения 15.02.2022).

## **Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

УДК 621.45.022.2

### **РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ ДЛЯ РАСЧЁТА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА ПО СЕЧЕНИЮ КАМЕРЫ**

*М.А. Железняк, В.В. Пушкарев*  
*Научный руководитель: В.В. Богданов*

Реализация методики расчета распределения топлива вокруг оси форсунки и подсчет коэффициента соотношения компонентов путем написания программы на языке «С».

Ключевые слова: распределение топлива; форсуночная головка; двигательная установка.

В процессе проектирования двигателя с центральным телом на топливе кислород-метан для семейства ракет легкого класса, имеющего модульную конструкцию из нескольких камер с определенной тягой, требуется обеспечение качества смесеобразования в индивидуальной камере – важной составляющей рабочего процесса, оказывающей влияние на величину удельного импульса. Необходимо, чтобы в каждой области в поперечном сечении камеры соотношение компонентов было оптимальным, а расходный комплекс был равен расчётному. Выполнение первого условия обеспечит соответствие действительного соотношения компонентов и расчетного, а соответствие действительного расходного комплекса расчетному уменьшит коэффициент потерь в камере. Для лучшего понимания картины распределения компонентов по сечению камеры необходимо провести расчёт и, по необходимости, изменить распределение и сущность элементов распыления топлива.

Применение топливной пары «кислород – метан» имеет ряд преимуществ, обуславливающих её использование. Во-первых, метан – обычное ископаемое вещество, которое в достаточных объёмах добывается на территории нашей страны, что обуславливает уменьшение затрат на эксплуатацию ракетного двигателя. Во-вторых, продукты сгорания данной топливной пары не токсичны, что позволяет рассматривать её как экологически чистую, даже слив компонентов обеспечивает безопасность для окружающей среды [1]. В-третьих, метан имеет хорошие показатели по теплоёмкости и энергетике, что увеличит возможный ресурс двигателя, повысит эффективность охлаждения.

Для решения поставленной задачи принято решение использовать методику, описанную в [2].

Согласно данной методике, распределение компонента вокруг оси форсунки происходит по закону Гаусса (1):

$$\frac{dm_{\phi}}{dF} = ke^{\frac{-r^2}{2H^2}} \quad (1)$$

где  $m_{\phi}$  – расход компонента через форсунку,  $dm_{\phi}$  – расход компонента через площадку  $dF$  равную  $rdrd\theta$ , нормальную к оси форсунки и расположенную на расстоянии  $r$  от оси,  $k$  – коэффициент пропорциональности, определяемый при интегрировании уравнения,  $H$  – шаг между форсунками.

В первую очередь, необходимо ввести входные данные, а именно: размеры форсуночной головки, параметры и местоположение форсунок. Далее необходимо произвести разбиение области форсуночной головки на сектора, для каждого из которых вычисляется количество компонента, которое попало в данный сектор от каждой форсунки.

По итогу расчетов получаем значения массового расхода, а также коэффициента соотношения компонентов для каждого сектора разбиения. В силу того, что не в каждом секторе будет обеспечен расчётный коэффициент соотношения компонентов, удельный импульс реального двигателя будет меньше расчётного. Произведя соответствующие вычисления, можно получить поправку, связанную с неравномерностью смещения в камере сгорания. Блок-схема программы приведена на рис. 1.

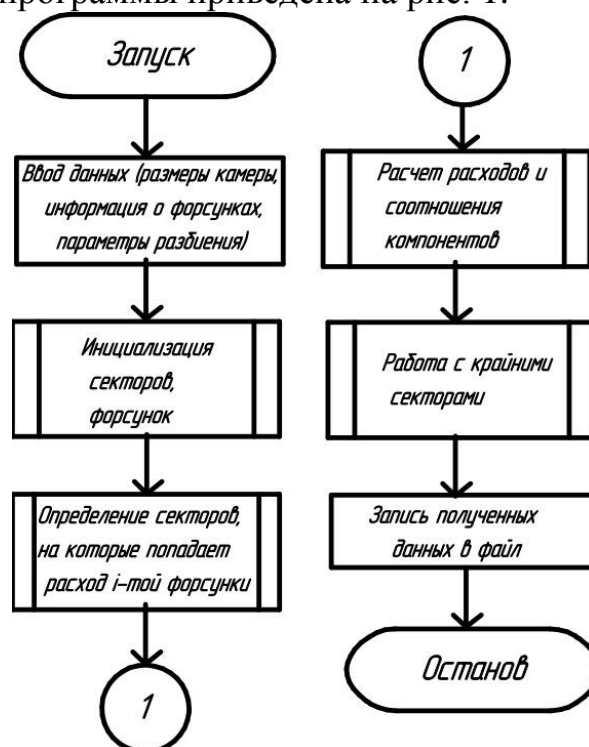


Рис. 1. Блок-схема программы

Методика обладает рядом недостатков. Например, параметр  $H$ , определяющий вид кривой нормального распределения предлагается выбирать равным шагом между форсунками. При определённых конфигурациях рас-

положения форсунок, а также при условии, что все форсунки имеют одинаковый угол распыла, такое допущение является приемлемым и позволяет получать значения близкие к действительным. Однако на практике может иметь место неравномерность распределения форсунок на головке, также зачастую в жидкостных ракетных двигателях применяются разные типы форсунок с разным углом распыла компонента. В таком случае необходимо корректировать параметр  $H$  для каждой форсунки индивидуально в зависимости от описанных выше факторов.

Несмотря на приведённый недостаток данная математическая модель для большинства типов форсуночных головок способна дать полезную качественную характеристику процесса смесеобразования. Описанный расчёт не способен заменить экспериментальную отработку изделия, однако позволит снизить количество образцов для испытаний.

Ручной расчёт по описанной выше методике представляется довольно трудоёмким: для каждого сектора необходимо учесть влияние всех форсунок, которые находятся от него в пределах некоторого радиуса. С целью упрощения вычислительного процесса принято решение написать консольное приложение на языке программирования «С».

Данное решение обладает следующими преимуществами:

1) инициализация координат форсунок производится автоматически, что значительно ускоряет процесс формирования входных данных. Вручную необходимо задавать только общие параметры размещения, такие, как схема расположения форсунок (концентрическое, шахматное), шаг между форсунками и т. д.;

2) появляется возможность создавать области с очень большим количеством секторов в разбиении (до 500 секторов вдоль радиуса камеры сгорания), что позволяет значительно увеличить точность расчёта;

3) вывод численных значений в файл позволяет удобно импортировать полученные данные в электронную таблицу, где есть возможность получить наглядное графическое представление данных в виде двумерных цветных диаграмм.

При написании программного кода использовалась функциональная парадигма программирования. Ряд функций совершает последовательные операции с двумя массивами структур: сектора и форсунки.

В двигателе, спроектированном непосредственно для использования в качестве унитарного совместно с центральным телом, выбрано расположение форсунок по окружностям. Форсунки ядра – двухкомпонентные, центробежно-центробежные. Отдельно размещены форсунки пристеночного слоя, на которые подается только горючее, они выбраны струйными из соображений простоты проектирования и изготовления. Коэффициент соотношения компонентов по результатам теплового расчёта:  $K_{m0r} = 2,771$ , суммарный расход горючего  $\dot{m}_{гг} = 0,513$  кг, суммарный расход окислителя  $\dot{m}_{от} = 1,35$  кг, общий расход топлива  $\dot{m}_p = 1,86$ . Для проведения расчета был

задан радиус камеры, расчётная область была поделена на ячейки, вдоль каждой оси область разбита на 200 одинаковых участков, что дало в целом 40000 ячеек в расчётной области. На изображениях ниже приведена четверть камеры, по каждой оси разбиение составило 100 участков, число ячеек 10000. Таким образом, сторона одной ячейки составила 0,47 миллиметра.

По результатам расчёта получено распределение коэффициента соотношения компонентов топлива (рис. 2). В ядре потока (зеленая область)  $K_{m0я} = 2,77$ , что крайне близко к расчетному (относительная погрешность много меньше одного процента). В красной области коэффициент соотношения доходит до 1,35, что демонстрирует работу форсунок пристеночного слоя.

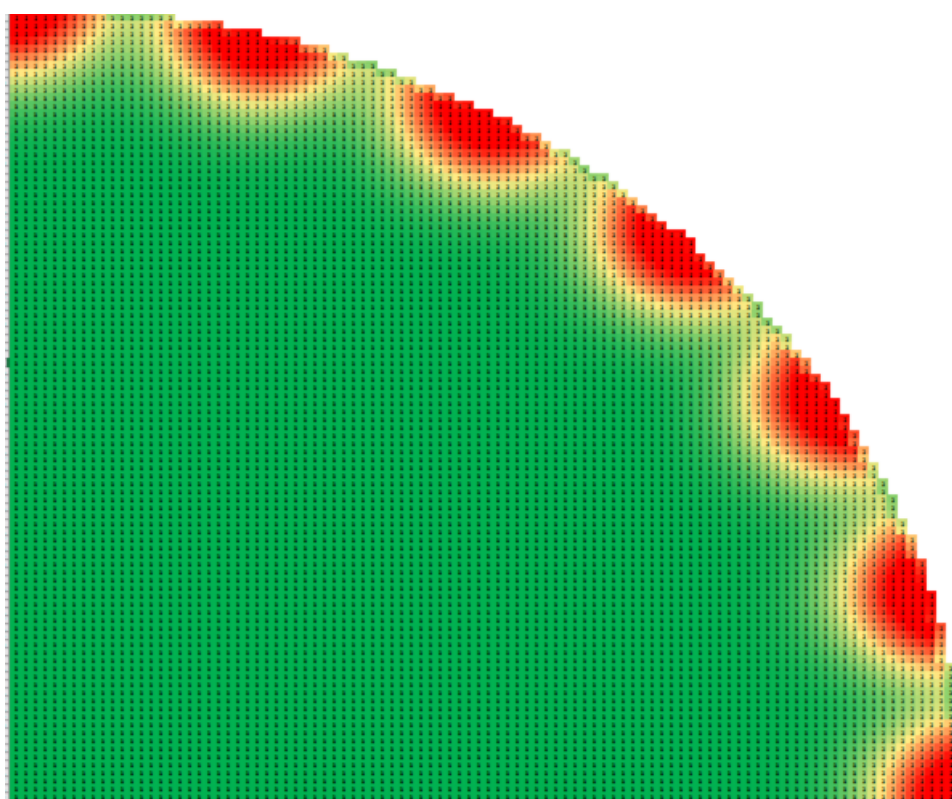


Рис. 2. Распределение значений коэффициента соотношения компонентов (градиент от зеленого к красному в сторону уменьшения)

Вместе с распределением соотношения компонентов интерес представляет картина распределения общей массы компонентов по сечению камеры (рис. 3).

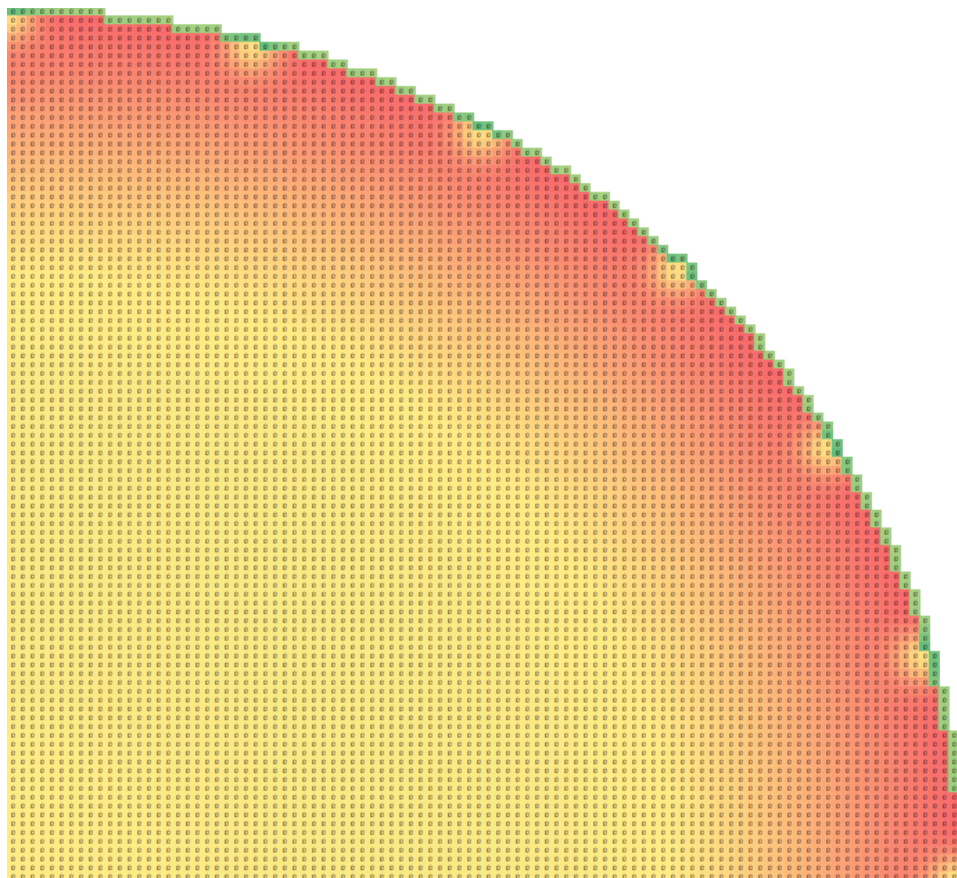


Рис. 3. Распределение массы компонентов (градиент от зеленого к желтому в сторону убывания)

Имеет место градиент расхода от 0,065 грамм в центре (желтая область) до 0,024 грамма (красные клетки). На границе камеры (зеленая область) расход составил до 0,32 грамм. Увеличение расхода в крайних областях связано с тем, что стенка камеры задерживает большую часть капель, которые в ином случае должны были попасть в области, находящиеся за ней. Заметно, что в районе стенки имеются локальные увеличения расхода, что обусловлено влиянием струйных форсунок пристеночного слоя.

По величине расходов получены следующие значения: суммарный расход горючего по результатам расчёта  $\dot{m}_{гр} = 0,503$  кг, суммарный расход окислителя  $\dot{m}_{ор} = 1,33$  кг, общий расход топлива  $\dot{m}_p = 1,83$ . Основные данные по расходам и погрешности расчетов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основные параметры расхода

Параметр	Теоретические значения	Результаты расчета	Относительная погрешность, %
Расход окислителя по камере, кг	1,35082	1,32753	1,72413
Расход горючего по камере, кг	0,51307	0,50384	1,79897
Коэффициент соотношения компонентов в ядре потока	2,77136	2,77136	0,00002

Исходя из вышеописанного, можно сделать вывод, что программа корректно считает расходы для каждой ячейки и, в целом, корректно моделирует распределение компонентов в соответствии с математической моделью. Вместе с этим, расчёт показал, что для форсунок пристеночного слоя плотность компоновки неудовлетворительна (суть области с коэффициентом соотношения компонентов как в ядре), необходимо увеличение их числа.

Полученный программный код можно модифицировать с целью улучшения возможностей взаимодействия с ним и расширения функционала. В числе опций для модификации можно назвать создание графического интерфейса, возможность подсчёта других параметров, связанных со смесобразованием, например, размера капель, распределения температур и др.

#### Библиографический список

1. Васянина А.Ю., Тонких А.А., Савчин Д.А., Ермоленко Д.А. Перспективы использования компонентов топлива метан-кислород в жидкостных ракетных двигателях // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. №13. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/perspektivy-ispolzovaniya-komponentov-topliva-metan-kislород-v-zhidkostnyh-raketnyh-dvigatelyah-1> (дата обращения: 08.05.2022)

2. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов./ М.В. Добровольский; под ред. Д.А. Ягодникова. – 2-е изд., перераб. и доп. – Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 448, [11]с. : ил.

УДК 629.764

### **АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО РЫНКА ПУСКОВЫХ УСЛУГ И ПРИМЕНЯЕМЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

*А.П. Ильенко*

*Научный руководитель: В.В. Богданов*

В работе представлен обзор используемых ракет-носителей, описаны некоторые их параметры, стоимость запуска ракеты-носителя и стоимость вывода 1 килограмма полезной нагрузки на низкую опорную орбиту. Даны рекомендации по приоритетным параметрам современных ракет-носителей.

Ключевые слова: ракета-носитель, стоимостной анализ.

#### **ВВЕДЕНИЕ**

В условиях растущей конкуренции на рынке пусковых услуг для успешности вновь разрабатываемой транспортной космической системы (ТКС) требуется понимание наиболее востребованных заказчиками и перспективных целевых орбит выведения. Другими важными факторами яв-



ляются максимальная потребная масса выводимого на орбиту полезного груза и стоимость вывода одного килограмма.

Цель данной работы: определение наиболее целесообразной конфигурации разрабатываемой ТКС, включающей в себя плавучую стартовую платформу и ракету-носитель (РН).

### **АНАЛИЗ ЦЕЛЕВЫХ ОРБИТ**

Наиболее ёмким рынком в космической отрасли в настоящий момент является рынок предоставления услуг связи и вещания, а также дистанционного зондирования Земли. Рассмотрим наиболее часто используемые данным рынком орбиты.

Главным достоинством геостационарной орбиты (ГСО) является тот факт, что космические аппараты (КА), находящиеся на ней, находятся над одной точкой на поверхности Земли в любой момент времени. Эта орбита очень важна для КА, занимающихся мониторингом метеорологических данных. КА на ГСО также могут обеспечивать радио-, телевизионную и телефонную связь, но время задержки при этом достаточно велико. При этом связь в полярных районах обеспечить КА на ГСО невозможно. Стоит отметить, что на ГСО сейчас «мало места», причем рядом находящиеся КА должны работать на разных частотах, чтобы не появлялись помехи. КА, находящиеся на ГСО, имеют большую продолжительность работы – до 20 лет [1].

Основным преимуществом КА, находящихся на низкой околоземной орбите (НОО), является малое время задержки сигнала. Это очень важно для КА услуг связи. Но при этом КА на НОО большую часть времени расположены низко над горизонтом. При этом связь может быть ухудшена, а в случае гористой местности может быть и вовсе потеряна. Поэтому для обеспечения охвата большой территории требуется несколько десятков КА, что в сравнении с тремя КА на геостационарной орбите, необходимыми для обеспечения глобальной системы связи, намного больше. Также нужно отметить, что вывод КА на ГСО обходится дороже, чем на НОО, причем одна и та же РН может вывести на ГСО один КА, а на НОО сразу 10 и более. КА на НОО имеют малый ресурс работы – 3-5 лет [1-2].

Увеличивающаяся плотность расположения КА на ГСО привела к поискам новых подходящих орбит. Одним из решений является средняя околоземная орбита (СОО). Преимуществом этой орбиты является меньшее время задержки сигнала, по сравнению с ГСО (примерно в 2 раза). Также, КА на СОО имеют больший угол радиовидимости и могут нести на борту большее количество топлива, чем КА на ГСО. При этом КА на этой орбите могут находиться 12-15 лет. А для обеспечения непрерывности связи нужно задействовать от 8 до 12 КА [1, 3].

КА, находящиеся на высокой эллиптической орбите (ВЭО), ускоряются при приближении к Земле и замедляют скорость при отдалении. Поэтому КА виден земной станции больший промежуток времени. Всего три КА на

этой орбите могут создать непрерывную связь по всей Земле. Недостатком является усложнение и удорожание наземного оборудования [1].

### **АНАЛИЗ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И ВЫВОДИМОЙ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ**

Для определения характеристик разрабатываемой ТКС целесообразно рассмотреть используемые в настоящий момент РН и ТКС на их основе (табл. 1).

Следует отметить, что сортировка по категориям проведена по первой и второй ступеням, так как верхние ступени РН зачастую являются разгонными блоками (РБ), к которым предъявляются особые требования, не связанные напрямую с требованиями к РН; зачастую компоненты топлива отличаются на РН и РБ, и на РН с использованием самовоспламеняющихся компонентов топлива может устанавливаться РБ на паре «кислород-керосин» (Протон-М с РБ серии Д), или наоборот (Ангара-5 с РБ «Бриз М»). Отметим, что на многих из приведённых РН устанавливаются верхние ступени или РБ на топливной паре «кислород-водород», в то время, как использование этой пары на первых ступенях в целом не нашло распространения: всего четыре образца РН, три из которых (за исключением «Дельта- IV» в модификации «Неаву») используют твердотопливные ускорители в качестве первой ступени.

По приведённым данным можно выявить следующую тенденцию: при увеличении массы полезной нагрузки (а следовательно, и стартовой массы ракеты-носителя), уменьшается цена вывода груза на орбиту, что особенно хорошо заметно для РН с использованием топливной пары «кислород – керосин».

### **ВЫВОДЫ**

Наиболее конкурентоспособными являются ракеты-носители, выводящие полезную нагрузку на несколько орбит, среди которых должны быть ГСО, ССО.

В ходе проведенного анализа рынка пусковых услуг была выявлена обратная зависимость между стоимостью вывода ПГ на орбиту и выводимой массой. Таким образом, можно сделать вывод о том, что РН следует проектировать с наибольшей возможной грузоподъемностью, однако увеличение выводимой массы может существенно ухудшить «гибкость» ТКС. Применение ТКС большой грузоподъемности видится более оправданным при пакетном выводе КА на НОО для развёртывания большой группировки КА с относительно коротким сроком эксплуатации.

Таблица 1

## Сравнение параметров используемых РН [4-20]

Название РН	Стоимость запуска, млн. долларов	Масса ПГ, выводимая на НОО, кг	Стоимость вывода 1 кг ПГ на НОО, долларов	Стартовая масса РН, т
РН на самовоспламеняющихся компонентах топлива				
PSLV	22-32	2 100 – 3 800	8 500	230-320
Чанчжэн-2D	31	3 500	9 100	232
Чанчжэн-4С	-	4 200	-	249
Чанчжэн-3В	70	12 000	5 833	426-459
Протон-М	171 – Протон (65-70)	23 000	8 200 - Протон (2 826)	705
РН с использованием твердотопливных ускорителей / ступеней				
Куайчжоу	3	225 - 400	10 600	30
Эпсилон	41	700 – 1 500	34 500	91 – 95,1
Чанчжэн-11	5	700	10 600	58
PSLV	22-32	2 100 – 3 800	8 500	230-320
Vega	39	2 300	20 000	137
Н-ПА	123	10 000 – 15 000	10 500	289-443
Атлас-5	115-189	9 800 – 18 800	8 100	334-547
Ariane-5 ECA	178	21 000	8 476	777
Space Launch System	2 555	95 000 – 131500	3 802 – 7 352	2 608
РН с использованием топливной пары «кислород – керосин»				
Электрон	5	250	23 100	12,55
LauncherOne	12	500	-	25,854
Firefly Alpha	15	1 000	15 000	54
Nuri (KSLV-II)	-	2 600	-	200
Союз-2	10,5-80	3 150 – 8 250	4 603- 16 495	313
Falcon 9	Новая: 67, Б/У: 50	9 000 – 22 800	2 600	318 - 549
Атлас-5	115-189	9 800 – 18 800	8 100	334-547
Ангара-А5	140	24 500	5 714	773
Falcon Heavy	95	63 800	1 500	1 420
РН с использованием топливной пары «кислород – водород»				
Дельта- IV	173-424	9 420 – 28 790	10 400	250-733
Н-ПА	123	10 000 – 15 000	10 500	289-443
Ariane-5 ECA	178	21 000	8 476	777
Space Launch System	2 555	95 000 – 131500	3 802 – 7 352	2 608

В качестве топливной пары рекомендуется выбрать «кислород – керосин», либо «кислород – водород», так как данные компоненты являются экологически чистыми. Самовоспламеняющиеся компоненты (например, пара «азотный тетраоксид + несимметричный диметилгидразин») являются ядовитыми и очень опасными для человека и природы: в результате аварии

РН с такими компонентами может произойти экологическая катастрофа. В настоящее время их использование на первых ступенях РН ограничено, а применяемые ТКС практически не демонстрируют тенденции к снижению стоимости вывода одного килограмма груза на НОО.

#### Библиографический список

1. Типы спутниковых орбит для систем связи – Текст: электронный // ГК Altegrosky – URL: <https://dzen.ru/media/id/5ca35f4b7545af00b3618365/typy-sputnikovyh-orbit-dlia-sistem-sviasi-5ef4d36b0ee01058dfd29bc9> (дата обращения: 8.11.2022).
2. Какие бывают околоземные орбиты – Текст: электронный // Исследователи космоса – URL: [https://pikabu.ru/story/kakie\\_byivayut\\_okolozemnyie\\_orbityi\\_7434036](https://pikabu.ru/story/kakie_byivayut_okolozemnyie_orbityi_7434036) (дата обращения: 8.11.2022).
3. Орбиты, которые мы выбираем – Текст: электронный // 2022, Вокруг света – URL: <https://www.vokrugsveta.ru/vs/article/6763/> (дата обращения: 8.11.2022).
4. Atlas V Launch Services User's Guide March 2010 [текст]/ United Launch Alliance – Литлтон, 2010. – 420 с.
5. Delta IV Launch Services User's Guide June 2013 [текст]/ United Launch Alliance – Сентенниал, 2013. – 293 с.
6. Falcon user's guide January 2019 [текст]/ SpaceX – Хоторн, 2019. – 72 с.
7. NASA's Space Launch System, preference guide [текст]/ National Aeronautics and Space Administration – Хантсвилл, 2022. – 86 с.
8. Payload user's guide [текст]/ Firefly Aerospace - Сидар-Парк, 2018. – 64 с.
9. The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2016 [текст]/ Federal Aviation Administration - Вашингтон, 2016. – 177 с.
10. Ariane 5 ECA – Текст: электронный // European Space Agency – URL: [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Launch\\_vehicles/Ariane\\_5\\_ECA](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Ariane_5_ECA) (дата обращения: 3.11.2022).
11. China's 'Speedy Vessel' races into Orbit on first Commercial Satellite Deployment – Текст: электронный // 2022, Spaceflight101 – URL: <https://spaceflight101.com/kz-1a-jilin-1-03-launch-success/> (дата обращения: 7.11.2022).
12. CZ-11 (Chang Zheng-11) – Текст: электронный // 1996-2022, Gunter's space page – URL: [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau/cz-11.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau/cz-11.htm) (дата обращения: 7.11.2022).
13. CZ-3B (Chang Zheng-3B) – Текст: электронный // 1996-2022, Gunter's space page – URL: [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau\\_det/cz-3b.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau_det/cz-3b.htm) (дата обращения: 29.10.2022).
14. CZ-4C (Chang Zheng-4C) – Текст: электронный // 1996-2022, Gunter's space page – URL: [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau\\_det/cz-4c.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau_det/cz-4c.htm) (дата обращения: 3.11.2022).
15. Electron – Текст: электронный // 1996-2022, Gunter's space page – URL: [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau/electron.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau/electron.htm) (дата обращения: 7.11.2022).
16. Epsilon – Текст: электронный // 1996-2022, Gunter's space page – URL: [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau/epsilon.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau/epsilon.htm) (дата обращения: 5.11.2022).

17. Firefly-Alpha (Firefly- $\alpha$ ) – Текст: электронный // 1996-2022, Gunter's space page – URL: [https://space.skyrocket.de/doc\\_lau/firefly.htm](https://space.skyrocket.de/doc_lau/firefly.htm) (дата обращения: 7.11.2022).

18. H-2A – Текст: электронный // Astronautica – URL: <https://web.archive.org/web/20041015211458/http://www.astronautix.com/lvs/h2a.htm> (дата обращения: 1.11.2022).

19. Korea Space Launch Vehicle KSLV-II – Текст: электронный // 2016 KARI – URL: [https://web.archive.org/web/20160229030855/http://www.kari.re.kr/eng/sub03\\_03\\_01.do](https://web.archive.org/web/20160229030855/http://www.kari.re.kr/eng/sub03_03_01.do) (дата обращения: 7.11.2022).

20. LM-2D – Текст: электронный // 2009, China great wall industry corporation – URL: <http://www.cgwic.com/LaunchServices/LaunchVehicle/LM2D.html> (дата обращения: 21.10.2022).

УДК 629.7.03

## ЗАПУСК КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

*И.И. Кучин, Д.В. Волошин, Е.М. Стародумов*  
*Научный руководитель: К.И. Хажиахметов*

Выполнен информационный обзор в области кислородно-водородных двигателей (КВРД). Поиск особенностей запуска КВРД позволил обнаружить большое количество научных публикаций, содержащих ценную информацию в области исследуемого вопроса.

Ключевые слова: кислородно-водородный ракетный двигатель.

**Введение.** Кислородно-водородный двигатель относится к жидкостным ракетным двигателям – ЖРД, работающим преимущественно на водороде и кислороде, и направлено на улучшение удельных характеристик и уменьшение затрат на запуск ракеты, на которой он установлен, и на значительное улучшение ее многих характеристик: дальности полета и т.д.

Не исключено применение предложенной конструкции для ЖРД, работающих на других компонентах топлива. Например, при использовании метана в качестве компонента горючего. Но в этом случае достигнутый результат будет значительно меньше.

### Схема двигателя 1

Кислородно-водородный двигатель предоставлен на рис. 1. В жидкостном ракетном двигателе данного типа содержатся: камера сгорания, имеющую систему регенеративного охлаждения сопла горючим, турбонасосный агрегат окислителя и турбонасосный агрегат горючего, при этом все турбонасосные агрегаты содержат основную турбину, насосы. А также

дополнительно содержит, по меньшей мере, один дополнительный турбо-насосный агрегат горючего. Насосы горючего всех турбо-насосных агрегатов соединены последовательно, основные турбины всех ТНА горючего также соединены последовательно, при этом турбо-насосные агрегаты окислителя и горючего имеют газогенераторы, конструктивно совмещенные со своими турбо-насосными агрегатами.

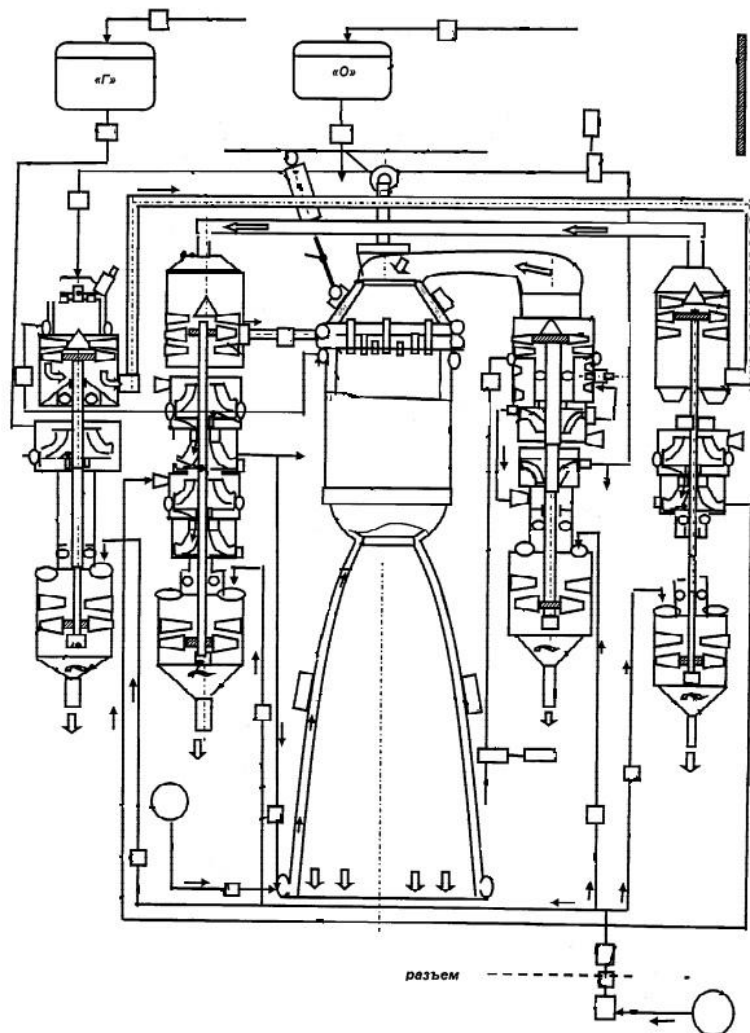


Рис. 1. Кислородно-водородный двигатель

Использование изобретения улучшает энергомассовые характеристики двигательной установки с кислородно-водородными двигателями за счёт увеличения тяги двигателей.

Эта конструкция имеет следующие недостатки:

1. Форсирование ЖРД увеличением давления в камере сгорания ограничено давлением 200...250 атм. Для дальнейшего увеличения давления потребуется увеличить мощности турбины турбо-насосного агрегата до сотен тысяч киловатт, что теоретически возможно путем увеличения температуры газа перед турбиной турбо-насосного агрегата, но не осуществимо из-за снижения прочности и ресурса деталей ротора турбины. Кроме того, учитывая, что в качестве второго горючего чаще всего применяют водород, имеющий очень низкую плотность, для повышения давления второго го-

горючего необходимо применить 10...15 и более ступеней насоса. При этом габариты турбонасосного агрегата значительно превысят габариты камеры сгорания. Это создаст большие трудности при компоновке ЖРД и при управлении вектором тяги;

2. ЖРД допускает только одноразовое включение в полете;

3. Недостаточно эффективен контроль работы жидкостного ракетного двигателя.

Многоразовое включение применяется на маломощных ЖРД последней ступени ракет-носителей. Использовать аналогичные системы воспламенения топлива на первых ступенях проблематично, т.к. требуется мощный источник энергии для запуска ЖРД, а конкретно для раскрутки ротора ТНА и запальников, из-за больших расходов окислителя и горючего, часто имеющих низкую температуру (для криогенных компонентов топлива).

Задачей создания изобретения является значительное улучшение удельных характеристик кислородно-водородный ЖРД, повышение его надежности, улучшение управляемости и уменьшение экономических затрат на запуск ракет, на которых устанавливается двигатель данного типа.

Применение изобретения позволит: Значительно улучшить удельные характеристики жидкостного ракетного двигателя, такие как удельная тяга и удельный вес:

– за счет полной газификации окислителя и горючего перед подачей в камеру сгорания, что обеспечивает большую мощность турбин и насосов и за счет значительно более высокого давления в камере сгорания ( $800...1000 \text{ кгс/см}^2$ ) и высокую энтальпию компонентов ракетного топлива еще до подачи в камеру сгорания;

– за счет использования двух турбонасосных агрегатов второго горючего, что позволит повысить давление на выходе второго горючего до  $1000 \text{ кгс/см}^2$  и соответственно повысить давление в камере сгорания, за счет использования последовательных гидравлических схем по линии второго горючего;

– повысить надежность жидкостного ракетного двигателя за счет разнесения насосов горючего и окислителя на значительное расстояние и исключение взаимного проникновения окислителя и горючего и их воспламенение;

– уменьшить длину турбонасосного агрегата и насосов второго горючего за счет применения трех последовательно соединенных турбонасосных агрегатов горючего (водорода, метана, или другого криогенного или высококипящего горючего);

– улучшить управляемость вектором тяги ЖРД используя центральный силовой шарнир и симметрично расположенные относительно камеры сгорания четыре турбонасосных агрегата, имеющие вес, соизмеримый с весом камеры сгорания, и приблизительно одинаковые гироскопические моменты роторов.



## Схема двигателя 2

Известен кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель многоразового использования, содержащий камеру сгорания, турбонасосный агрегат горючего, турбонасосный агрегат окислителя, бустерный насос горючего, бустерный насос окислителя с гидротурбиной, газогенераторы привода турбин турбонасосного агрегата горючего и окислителя. Такая конструкция обладает следующими недостатками:

– Двигатель содержит две газовые турбины для привода ТНА горючего и ТНА окислителя. Одним из элементов, ограничивающим ракурс двигателя, является турбина. Наличие двух газовых турбин усложняет отработку и эксплуатацию двигателя, так как при многоразовом использовании двигателя требуется проведение ремонта турбины;

– Турбонасосный агрегат окислителя содержит сложный в отработке узел уплотнения вала, разделяющий восстановительный высокотемпературный газ высокого давления в полости турбины и жидкий кислород в полости насоса окислителя.

Целью предлагаемого изобретения – устранение указанных недостатков, повышение экономичности насосов и снижение затрат на эксплуатацию двигателя:

В кислородно-водородном жидкостном ракетном двигателе, содержащем камеру сгорания, многоступенчатый насос горючего, газогенератор и турбину привода насоса горючего, основной насос окислителя с отводящим трубопроводом, соединенным с камерой сгорания, дополнительный насос окислителя с отводящим трубопроводом, соединенный с газогенератором, бустерный насос горючего, бустерный насос окислителя с гидротурбиной и проводящим и подводящим трубопровод гидротурбины, насосы горючего и окислителя выполнены с общим ротором и общей турбиной, вход в дополнительный насос окислителя соединен каналами со входом в основной насос окислителя, а подводящий трубопровод гидротурбины бустерного насоса окислителя соединен с отводящим трубопроводом дополнительного кислородного насоса.

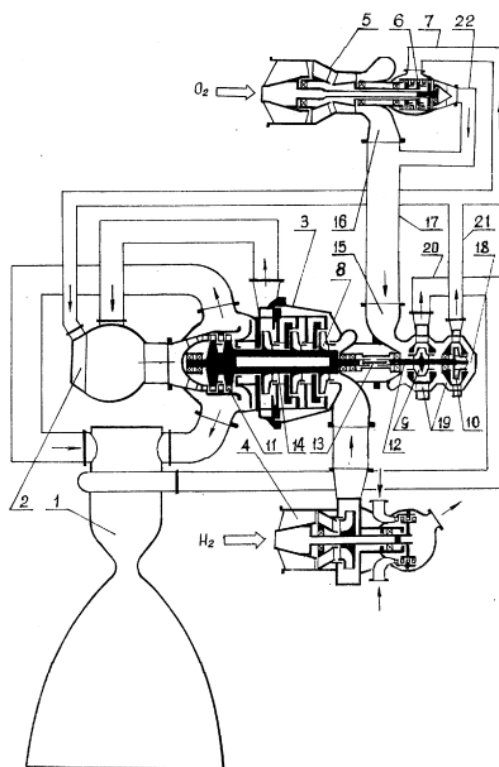


Рис. 2. Кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель многоразового использования

### Схема двигателя 3

Известен кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель с дожиганием газа после турбины. Двигатель содержит: камеру сгорания, газогенератор, турбонасосный агрегат, кислородный и водородный бустер-насосные агрегаты.

Турбонасосный агрегат содержит водородный насос и кислородный насос с главной и дополнительной ступенями. Главная ступень кислородного насоса питает камеру, дополнительная ступень – газогенератор. В этом двигателе выходы турбины турбонасосного агрегата соединены трубопроводами с головкой камеры и выход водородного насоса турбонасосного агрегата соединен трубопроводом с головкой газогенератора. Одним из направлений улучшения энергомассовых характеристик двигательных установок является увеличение тяги двигателя. Чем выше тяга двигателя, тем меньше его относительная масса. При создании крупноразмерного кислородно-водородного жидкостного ракетного двигателя по этой схеме требуемая величина тяги не может быть обеспечена из-за недопустимо высоких напряжений растяжения рабочих лопатках турбины от центробежных сил. Поэтому величина тяги ограничивается допустимыми напряжениями в рабочих лопатках турбины турбонасосного агрегата. Технической задачей предлагаемого изобретения является совершенствование энергомассовых характеристик двигательной установки за счёт повышения тяги жидкостного ракетного двигателя.

Это достигается снабжение конструкции вспомогательным турбонасосным агрегатом с установленными на одном валу водородным насосом и турбиной. При этом во вспомогательном турбонасосном агрегате вход турбины соединен трубопроводом с выходом газогенератора, выход с головкой камеры, вход водородного насоса соединен трубопроводом с выходом насоса водородного бустерного насосного агрегата.

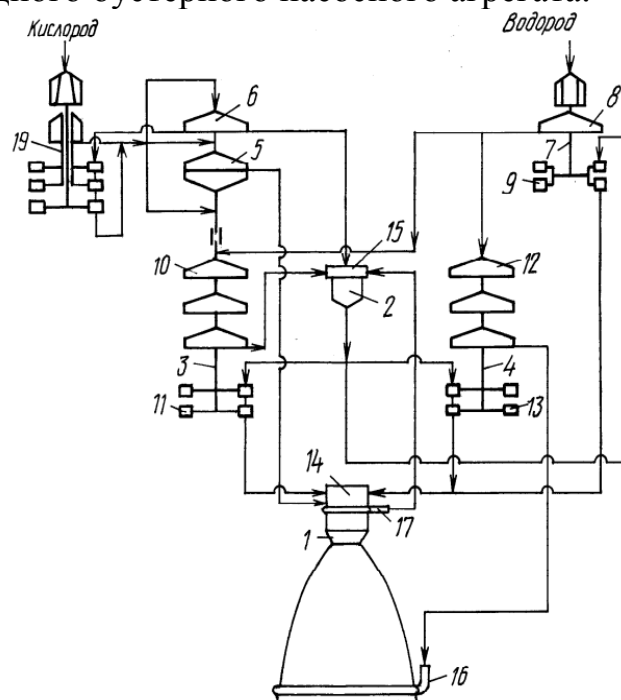


Рис. 3. Кислородно-водородный двигатель

**Вывод.** В данной научной работе были рассмотрены схемы кислородно-водородных ракетных двигателей. При сравнении схем, было выявлено, что каждая схема обладает своими недостатками и преимуществами. Кислородно-водородный ракетный двигатель можно применять как в жидкостных ракетных двигателях, так и в двигателях с центральным телом.

#### Библиографический список

1. Иванов, Н.Ф. Кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель / Н.Ф. Иванов. – Москва: Открытое акционерное общество "Ракетно-космическая корпорация"Энергия" им. С.П. Королёва", 2002. – 7 с.
2. Болотин, Н.Б. Кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель / Н.Б. Болотин. – Самара : Болотин Николай Борисович, 2013. – 34 с.
3. Гончаров, Н.С. Кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель / Н.С. Гончаров, В.Д. Горохов, А.И. Дмитриенко. – Воронеж: Конструкторское бюро химавтоматики, 1999. – 10 с.
4. Дмитренко, А.И. Кислородно-водородный ракетный двигатель / А.И. Дмитренко, В.К. Першин, Н.А. Зайцев. – Воронеж: Конструкторское бюро химавтоматики, 1997. – 6 с.

5. Гуртовой, А.А. Работы КБ химавтоматики по созданию кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей / А.А. Гуртовой, С.Д. Лобов, В.С. Рачук. – Воронеж: Конструкторское бюро химавтоматики, 2014. – 7 с.

6. Брегвадзе, Д.Т. Применение топлива "Кислород+метан" в жидкостных ракетных двигателях / Д.Т. Брегвадзе, О.В. Габидулин, А.А. Гуркин. – Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. – 13 с.

7. Кузин А.И., Вахниченко В.В., Лехов П.А. и др. Многоцветная ракетно-космическая система. Ближайшие перспективы разработки и лётно-экспериментальной отработки. Авиакосмическая техника и технология, №2. 2010. С. 9–18.

8. Клепиков И.А., Лихванцев А.А, Прокофьев В.Г., Фатуев И.Ю. Выбор принципиальной схемы и параметров маршевого многоцветного ЖРД на топливе кислород-метан для возвращаемой I ступени перспективного носителя // Труды НПО Энергомаш. М., 2012. №29. С. 224–239.

9. Чванов В.К., Коновалов С.Г., Клепиков И.А., Лихванцев А.А. Экспериментальная отработка и эксплуатация жидкостного ракетного двигателя многократного использования на компонентах топлива «кислород-метан». НПО Энергомаш, НТО №РД192.НТО.726-566-2009, 2009. 48 с.

УДК 621.45.076

## **ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВКИ УЗЛОВ И АГРЕГАТОВ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ**

*Я.Е. Шипков, А.А. Ширяев, Д.В. Худяков  
Научный руководитель: К.И. Хажиахметов*

Выполнен информационный обзор в области двигательных установок с центральным телом, а именно их особенностей узлов и агрегатов. Поиск позволил обнаружить научные публикации содержащие ценную информацию в области исследуемого вопроса.

Ключевые слова: Узлы и агрегаты, двигательные установки, центральное тело.

**Введение.** В наше время появляются новые технические требования, для которых требуются определенные решения. Одним из таких является компоновка узлов и агрегатов для жидкостных ракетных двигателей с центральным телом. В данной работе описаны проблемы и решения на основе предложенных двигательных установок как отечественных, так и зарубежных.

**Проблематика двигательных установок с центральным телом.** На основании существующих исследований (газодинамики, устойчивости, технологии производстве) двигателей с центральным телом, становится очевидным, что требуются новые конструктивные решения, которые уст-

ранили бы недостатки двигателей с кольцевым минимальным сечением и при этом удовлетворяли основным требованиям ЖРД [1].

Так, двигатели с ЦТ, у которых минимальное сечение кольцевое, склонны к неустойчивому горению, что приводит к высокочастотным и низкочастотным колебаниям. Одним из способов минимизации данного явления является дискретизация пространства горения. Как вариант - использование отдельных камер [2].

Кроме этого при определённых значениях проектных параметров, возникает конструктивный вариант, при котором проход газов становится затруднительным из-за кольцевого сечения, которое становится очень малым.

Так же существует проблема охлаждения центрального тела, так как на его охлаждение зависит от топливной пары и схемы подачи охлаждающего компонента через ЦТ. Наиболее подходящими компонентами для охлаждения это те компоненты, которые обладают высокой удельной теплоемкостью и низкой температурой кипения.

Так, была предложена технология для ракетносителя сверх тяжелого класса типа «Вулкан», на первой ступени которой были размещены 32 доработанных РД191 на которых были укорочены косые сопла и расположенные вокруг укороченного ЦТ. На второй же ступени были установлены РД120. Исходя из докладов ФГУП ЦНИИмаш предполагалось уменьшить потери удельного импульса тяги благодаря укорочению ЦТ, также это помогло бы уменьшить донное сопротивление РН благодаря созданию сверхзвукового потока продуктов сгорания ДУ, которое истекает из внутренней части ЦТ ДУ [3].

Также благодаря общей работе над многокамерной ДУ РН Н-1 (рис. 1) ОБН и ОКБ-456 были представлены конструкторские проработки кольцевой компоновки камер ЖРД вокруг ЦТ. В этой работе было показано конструкция кольцевой КС, разделенная на 24 сегмента с соплом предварительного расширения и предложенная на замену 24-сопловая компоновка круглых камер ЖРД для первой ступени. Но, к несчастью, ни одна из этих компоновок не была реализована из-за отсутствия времени на реализацию этого проекта. Правительство и экспертная комиссия указали начать летные испытания РН Н-1 в 1965г. В дальнейшем такие компоновки для РН СТК в нашей стране больше не разрабатывались [4].

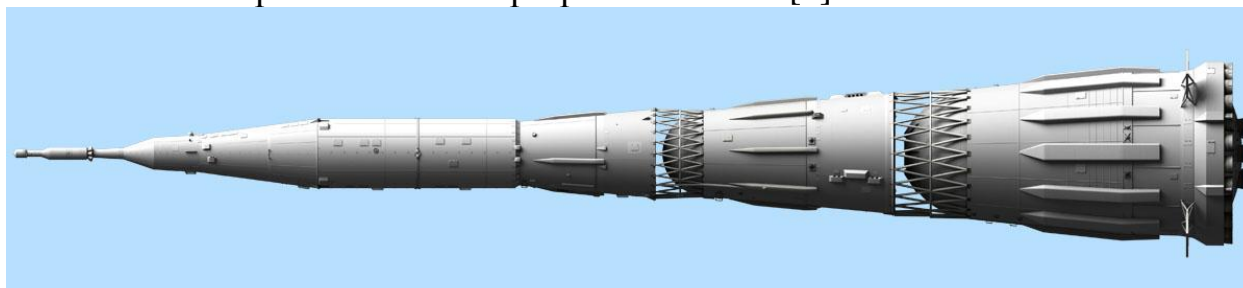


Рис. 1. Ракета-носитель сверх тяжелого класса Н-1

Также ОКБ-456 в 1969 г. была разработана конструкция 24-камерных ДУ с ЦТ в нескольких вариантах компоновок:

- с равномерным распределением камер на данном экране, а также с 8-ю качающимися камерами, которые были расположены по периферии донного экрана;

- компоновка с 24 сегментами, разделенные перегородками, пример – это компоновка ЖРД Aerospike;

- 24-камерная плотная компоновка камер вокруг общего ЦТ штыревого сопла;

- с соплами предварительного расширения с плавным переходом от круглого минимального сечения к прямоугольно-сегментному выходному сечению. Позволил исключить потери тяги из-за понижения донного давления между срезами круглых сопел (рис. 2) [5].

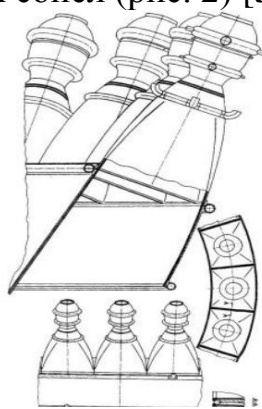


Рис. 2. Вариант плотной компоновки 24 камер

В США же в начале 1970-х годов был создан ЖРД Aerospike с укороченным кольцевым штыревым соплом, но также не нашел практического применения. Во второй же половине 70-х прошлого века в США для проекта одноступенчатой крылатой РН был разработан ЖРД с общим плоским штыревым соплом. Также в 1990-х годах был разработан экспериментальный кислородно-водородный ЖРД XRS-2200 (рис. 3), который прошел наземные и летные испытания на летающей лаборатории SR-71 (рис. 4).



Рис. 3. ЖРД XRS-2200



Рис. 4. Сверхзвуковой самолет США SR-71 Blackbird

**Решение.** Одним из решений является компоновка сопла PROSPECTOR 10. Основными конструктивными параметрами клиновидного сопла являются его длина, т.е. степень усечения, и контур. Центральное тело полной длины приводит к изоэнтропийному перенаправлению и расширению первоначально направленного внутрь выхлопного потока в осевом направлении. Чтобы уменьшить длину, центральное тело часто усекают на определенном расстоянии. Внешний контур усеченных сопел может быть либо просто коническим, либо изотропным. Более того, ЦТ может иметь осесимметричную форму или изменяющуюся форму по окружности для учета неравномерности потока структур, связанных с сегментированными камерами тяги или несколькими двигателями [6].

Основная идея двигателя Prospector 10 (рис. 5) – конструкция сопла с двойной кривизной в осевом направлении. Данное решение способствует максимальной площади выхода, тем самым смещая точки проектирования на большую высоту [7].

Слегка сужающаяся цилиндрическая камера сгорания и круглое сечение горла выбраны вместо прямоугольной формы для уменьшения локально повышенных тепловых потоков, а область выхода сверхзвукового модуля прямоугольная, чтобы использовать весь периметр. Общая конструкция нагнетателя соответствует основным принципам проектирования.

Если предположить, что система запуска с питанием от давления имеет ограниченное полное давление в камере сгорания, то внутреннее расширение выхлопного газа внутреннее расширение выхлопных газов внутри двигателей поддерживается на как можно более низком уровне, чтобы избежать разделения на малых высотах. Предположим, что общая площадь минимального сечения определяет тягу для заданного расхода, степень расширения в основном зависит от количества двигателей.

Кроме того, избегая сжатия в радиальном направлении и уменьшения сложности изготовления, высота двигателя вдоль сверхзвукового участка поддерживается постоянной и определяется диаметром минимального сечения. Очевидно, что большее количество двигателей приводит к меньшей степени расширения, однако это увеличивает взаимодействие продуктов сгорания. Минусами же будут являться: уменьшение числа двигателей, ко-



торое приводит к более высокому риску разделения потока на уровне моря из-за увеличения коэффициента расширения. Следовательно, количество подруливающих устройств уменьшается до тех пор, пока обеспечивается присоединенный поток, что выявлено предварительным численным анализом [8].

**Компоновка двигателя.** Схема установки одного модуля подруливающего устройства в двигателе показана на схеме вместе с системой подачи. Основная линия подачи окислителя и топлива подведены к двум коническим коллекторам, которые распределяют топливо по всем двигателям. Коллекторы расположены в области горла двигателей, чтобы служить в качестве теплообменника и обеспечивать достаточное пространство для интеграции управляющих клапанов в основные линии подачи топлива и окислителя в центральную линию подачи топлива. Линии питания двигателей расположены так, чтобы к ним был легкий доступ, что обеспечивает эффективную установку, обслуживание и замену каждого модуля.



Рис. 5. PROSPESTOR 10

Конструкция центрального тела предполагает равномерный поток на выходе из двигателя. Указывая, что даже высокие уровни усечения приводят лишь к незначительному снижению производительности за счет одновременного уменьшения массы системы, усечение производится на уровне 35%. Внешняя кормовая часть ракеты-носителя может быть удлинена до половины длины сопла двигателя, что уменьшает базовое сопротивление высоко интегрированного двигателя. Дальнейшая работа над устройством находится в стадии разработки, которая включает в себя рассмотрение установки, т.е. закрепление против управления вектором тяги посредством дифференциального дросселирования подруливающего устройства, общую поддержку и компоновку расширенных линий подачи и клапанов для ракетного топлива управления потоком [9].

**Заключение.** Исходя из этого, можно понять, что основной проблемой компоновки ДУ с ЦТ, является размещение и сопряжение камер вокруг ЦТ, поскольку на данный момент имеются проблемы с созданием кольцевых камер сгорания, в связи с возникающей неустойчивостью процессов в них. Поэтому в данный момент используются цилиндрические

камеры, который нужно сопрягать с ЦТ. Решением этой проблемы может быть предложенные ОКБ-456 плотная компоновка камер или же PROSPECTOR 10.

#### Библиографический список

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 488 с.
2. Горохов В.Д., Черниченко В.В. Исследование возможности создания жидкостного ракетного двигателя с изменяемой степенью расширения сопла. Двигатель, 2008, № 5, С. 8–10.
3. Проекты авторегулируемых по высоте полета двигательных установок со штыревыми соплами перспективных ракет-носителей/ В.К Чванов [и др.]. труды НПО ЭНЕРГОМАШ имени академика В.П. Глушко, 2017. – 18 с.
4. Семичастнов В.М., Терехов В.Ф. Исследование 24-х сопельной компоновки ракетной двигательной установки. НИИТП, 1962.
5. Meiss Jan-Hendrik, Besnard Eric. Numerical Analysis of Curved Thrusters for Multichamber Aerospike Engines in Flight Conditions / Jan-Hendrik Meiss, Eric Besnard. – California: California State University, Long Beach, 2017. – 18 с.
6. Meiss, Jan-Hendrik Advanced Design of a Multi-Thruster LOX/Propylene Aerospike Engine / Jan-Hendrik Meiss, Eric Besnard. – California: California State University, Long Beach, 2013. – 15 с.
7. Ваулин С.Д., Хажиахметов К.И. Жидкостные ракетные двигатели с центральным телом: состояние и перспективы. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2021, № 10, С. 74–83, doi: 10.18698/0536- 1044-2021-10-74-83.
8. Matthew Baker, Flight Test and Analysis of a Multi-Chamber Aerospike Engine / Matthew Baker. – California: Garvey Spacecraft Corporation Long Beach, CA, 2008. – 17 с.
10. Конструкторские разработки в проектах маршевых двигательных установок перспективных ракет-носителей с общими штыревыми соплами / В.К Чванов [и др.]. – Журнал: ТРУДЫ НПО ЭНЕРГОМАШ ИМЕНИ АКАДЕМИКА В.П. ГЛУШКО, 2019. – 31с.

УДК 621.454.2, 621.45.01, 621.45.015.4

## **О ВЫБОРЕ КОЛИЧЕСТВА КАМЕР МНОГОКАМЕРНОГО ШИРОКОДИАПАЗОННОГО ЖРД**

*Д.А. Бельчиков, К.И. Хажиахметов  
Научный руководитель: С.Д. Ваулин*

В работе предложен оценочный коэффициент, применяемый при проектировании многокамерных ЖРД с центральным телом внешнего расширения.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, центральное тело, многокамерный ракетный двигатель, характеристика, тяга.

### **Проблематика**

Анализ отечественных и зарубежных публикаций показывает существенный рост интереса научного сообщества к жидкостным ракетным двигателям (двигательным установкам) с центральным телом (ЦТ) в течение последних десятилетий. Применение данных двигателей целесообразно с точки зрения повышения удельного импульса на режимах, соответствующих нерасчётным режимам для аналогичных двигателей с соплом Лавалья. Однако, сопряжено с рядом технических ограничений, в основном связанных с обеспечением стабильности процессов смешения, воспламенения и горения топлива в кольцевой камере сгорания с щелевым минимальным сечением [1].

Из разработанных и испытанных за последние годы двигательных установок (ДУ) с кольцевой камерой, широко известные демонстраторы Project X компании NEXTAERO и DemoP1 компании PANGEA AEROSPACE обладают тягой 4 и 20 кН, соответственно, позволяющей относить их к двигателям средней тяги. Такие ДУ способны обеспечить выведение относительно небольших ракет-носителей на незамкнутую околоземную орбиту. Этот факт обеспечивает интерес к ДУ с ЦТ со стороны частных компаний, обладающих малогабаритными искусственными спутниками. Кроме того, подтверждается техническая возможность обеспечения удовлетворительного качества внутрикамерных процессов в двигателях, имеющих относительно малый объем кольцевой камеры сгорания (КС).

Значительные величины тяг, присущие маршевым двигателям крупных ракет-носителей, используемых для выполнения масштабных научных и гражданских миссий, приводят к закономерному увеличению требуемого объема КС и в случае проектирования кольцевых камер потенциально приводят к значительному удорожанию и затягиванию сроков отладки последних. Косвенным подтверждением чего является наиболее крупный и

известный ЖРД такого типа J-2Т, разработанный в рамках программы «Аполлон».

По этой причине определенное развитие получила концепция многокамерного двигателя с центральным телом внешнего расширения. Такие двигатели в зависимости от степени расширения штыревого сопла (центрального тела) и качества аппроксимации щелевого сечения (поверхности втекания центрального тела, в пределе являющейся критическим сечением), могут оснащаться круглыми соплами предварительного расширения, общие представления о которых представлены в [2].

Рассмотрим вариант конструкции многокамерного двигателя, в котором в отдельных камерах происходит ускорение потока до критической скорости с последующим истечением последнего на поверхность ЦТ, иными словами, вариант стыкования камер и ЦТ по минимальному сечению.

### Постановка задачи

Пусть перед нами стоит задача оценочного расчета величины тяги на расчетном режиме и необходимой плотности размещения камер [3] в многокамерном двигателе с центральным телом. Будем использовать спроектированную ранее круглую камеру, обладающую определенным качеством внутрикамерных процессов и тягой  $P_{к.р}$ .

Известно, что в этом случае величину массового расхода топлива  $\dot{m}$  и удельного импульса тяги камеры  $I_{у.к.р}$  можно однозначно связать уравнением (1).

$$P_{к.р} = \dot{m} \cdot I_{у.к.р} \quad (1)$$

Которое, используя определение расходного комплекса  $\beta$ , возможно преобразовать к виду (2)

$$P_{к.р} = F_M \cdot \frac{p_{0м}}{\beta_k} I_{у.к.р} \quad (2)$$

где  $p_{0м}$  – полное давление в минимальном сечении камеры.

Распространяя аналогичные рассуждения на двигатель с центральным телом и кольцевой камерой, можно справедливо отметить, что тяга в обоих случаях определяется экстенсивной величиной площади минимального сечения камеры  $F_M$  (кольцевой или цилиндрической) и интенсивной – комплекса, зависящего от качества процессов в камере сгорания и сопле.

Учитывая, что сама задача проектирования двигателя с ЦТ преследует цель максимизации удельного импульса на низких высотах, величина последнего на расчетном режиме должна быть не менее, а в идеальной постановке задачи равна аналогичному параметру для отдельной камеры. Тогда в частном случае равенства параметров расчетного режима для штыревого и круглого сопел, равенство характеристических скоростей истечения (удельных импульсов) будет обеспечиваться исключительно за счет выполнения условий безударного расширения потока, при обтекании последним угловой кромки или криволинейного участка и последующего отра-

жения от поверхности газодинамических профилей. Известно, что процесс обтекания потоком ЦТ с достаточной точностью возможно описывать закономерностями, присущими плоскому течению Прандтля-Майера. А само профилирование ЦТ производится путём откладывания прямолинейных характеристик [4]. Учет масштабируемости соотношений, определяющих параметры течения при такой постановке задачи производится путем введения величины расхода, который необходимо пропустить через критическое сечение (критическую характеристику) штыревого сопла, для создания двигателем заданной тяги.

Таким образом, существует характеристика (образующая конической поверхности), удовлетворяющая условиям течения потока со звуковой скоростью и имеющая явно заданную длину, определяющую профиль, тягу и характер обтекания, получаемого таким образом, ЦТ.

Принимая во внимание все вышесказанное, можно заключить, что для обеспечения равенства характеристических скоростей (в плоской постановке задачи) необходимо, чтобы длина критической характеристики профиля ЦТ совпадала с диаметром критического сечения круглой камеры.

Одновременно, ввиду того что реальные процессы горения в камере сгорания (КС) могут в значительной мере отличаться от идеальных и обладать параметрами, оценка которых обычно осуществляется введением поправочных коэффициентов. Рассмотрим идеальное приближение возможности обеспечения качества процессов в кольцевой КС сопоставимое с аналогичным для цилиндрической, согласно которому окончательно запишем (3)

$$\frac{p_k}{\beta_k} I_{у.к.р} \approx \frac{p_k}{\beta_{ц}} I_{у.ц.р} \quad (3)$$

Тогда получим, что для N-камерного с цилиндрическими и однокамерного с кольцевой КС выполняется соотношение (4)

$$\frac{NP_{ц}}{P_k} = \frac{NF_{кр.ц}}{F_{кр.к}} = \delta_{п} \quad (4)$$

То есть, в идеальном случае тяга N-камерного двигателя отличается от тяги двигателя с кольцевой камерой на величину, отражающую качество аппроксимации (перекрытия) площади щелевого критического сечения совокупной площадью круглых сечений. Таким образом, для многокамерного двигателя, образуемого камерами определенной геометрии, существует одно ЦТ, имеющее строго определенный профиль. При этом тяга, создаваемая многокамерным двигателем меньше тяги двигателя с кольцевой камерой (при том же ЦТ) на величину, определяемую диаметром (шириной) критического сечения, и требуемой тягой двигателя, т.е. количеством камер.

### **Ход решения**

Для определения коэффициента перекрытия, отыщем площадь критического сечения кольцевой камеры, используя формулу площади боковой поверхности усеченного конуса (5) и данные рис. 1.

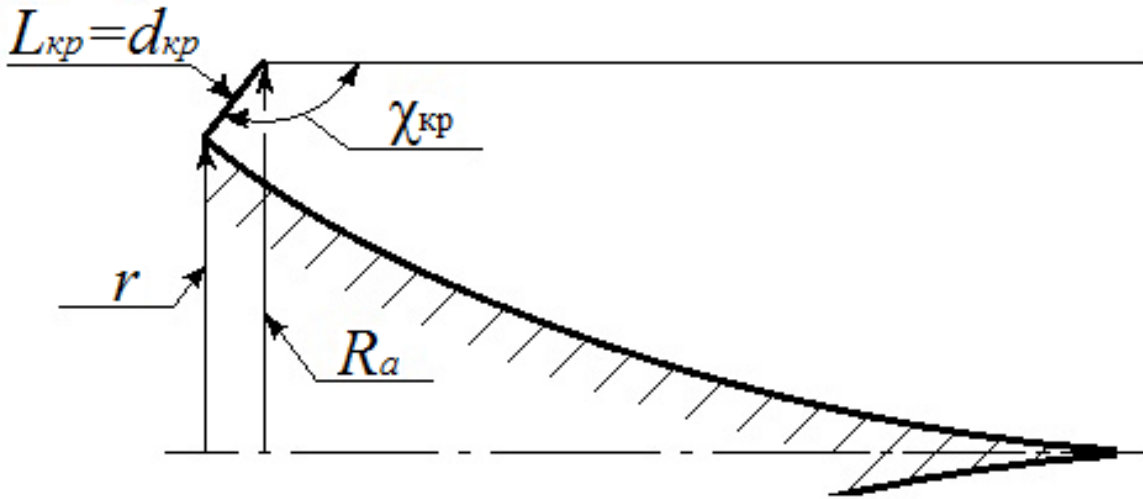


Рис. 1. Расчетная схема к определению коэффициента перекрытия

$$F_{кр.к} = \pi d_{кр}(R_a + r) \quad (5)$$

Из [5] известно, что величина радиуса среза сопла  $R_a$ , в общем случае также определяется массовым расходом через двигатель и связана с относительной длиной произвольной характеристики, частным случаем которой является критическая, соотношением  $R_a = d_{кр}/\bar{L}_{кр}$ . Величину параметра  $r$  из геометрических соображений можно определить, как  $r = R_a - d_{кр} \cos(\chi_{кр} - \pi/2)$ , где зависимость угла наклона критической характеристики относительно оси центрального тела  $\chi_{кр}$  от числа  $M_a = M_a(n, \pi_a)$  выражается соотношением (6)

$$\chi_{кр} = \frac{\pi}{2} + \omega_a \quad (6)$$

Величину угла поворота потока  $\omega_a$  при расширении до заданного числа  $M_a$  на срезе сопла в плоском течении возможно определить по формуле (7)

$$\omega_a = \sqrt{\frac{n+1}{n-1}} \arctg \sqrt{\frac{n-1}{n+1} (M_a^2 - 1)} - \arctg \sqrt{M_a^2} \quad (7)$$

где  $n$  — показатель процесса расширения.

Относительную длину критической характеристики  $\bar{L}_{кр}$  с учетом (6) для сокращения записи представим в форме (8)

$$\bar{L}_{кр} = \frac{1-\sqrt{B}}{\cos \omega_a}, B = 1 - \frac{\cos \omega_a}{\bar{F}_a} \quad (8)$$

Для которой геометрическая степень расширения сопла  $\bar{F}_a$  (как круглого, так и штыревого) может определяться формулой (9)

$$\bar{F}_a = \frac{F_a}{F_{кр}} = \frac{1}{M_a} \left[ \frac{2}{n+1} \left( 1 + \frac{n-1}{2} M_a^2 \right) \right]^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \quad (9)$$

Тогда, окончательно, используя определенные выше соотношения, коэффициент перекрытия  $\delta_{п}$  представим в виде (10)

$$\delta_{п} = \frac{NP_{ц}}{P_{к}} = \frac{NF_{кр.ц}}{F_{кр.к}} = \frac{N\pi d_{кр}^2}{4\pi d_{кр}(R_a - r)} = \frac{N(1-\sqrt{B})}{4(1+\sqrt{B}) \cos \omega_a} \quad (10)$$

Коэффициент  $\delta_{\Pi}$  является величиной, влияющей на эффективность (полноту) использования поверхности ЦТ, которая, как это следует из данных рис. 2, оказывает непосредственное влияние на уменьшение снимаемой с двигателя тяги при увеличении расстояния между отдельными камерами (снижении величины  $\delta_{\Pi}$ ). Величины  $\omega_a$  и  $\bar{F}_a$  в идеальной постановке задачи определяются исключительно параметрами процесса расширения, которые предполагаются тождественными для круглого и штыревого сопел. Таким образом, полнота восприятия тяги поверхностью последнего зависит лишь от количества камер  $N$ , в общем случае определяемого тягой рассматриваемой камеры  $P_{к.р}$  и потребной тягой  $N$ -камерного двигателя с ЦТ  $P_{цт.р}$ .

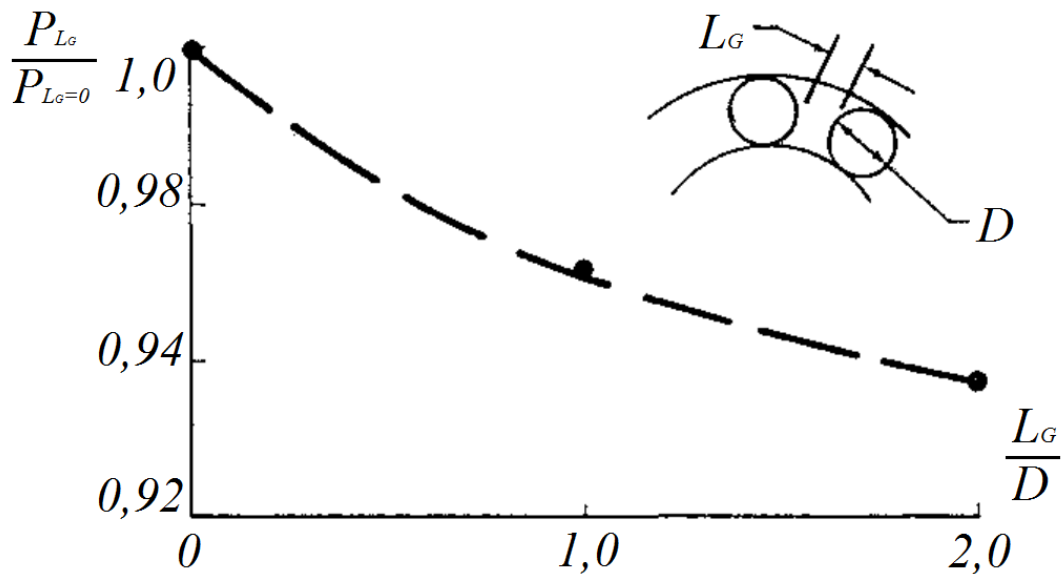


Рис. 2. Зависимость тяги, снимаемой с ЦТ, от расстояния между камерами [6]

Принимая для определения количества камер формулу  $N = P_{цт}/P_{к}$ , построим зависимость коэффициента  $\delta_{\Pi}$  от величины степени расширения  $\pi_a$  ( $n$  изменяется в малых пределах) для камер тягой: 0,25, 0,50 и 1,00 кН соответственно. Суммарную потребную тягу двигателя при этом будем полагать неизменной.

Видно, что лучшая аппроксимация критического сечения ЦТ обеспечивается камерами, имеющими меньший диаметр критического сечения (меньшую тягу) при меньшей степени расширения, что находится в согласии с общетехническими представлениями. При этом ясно, что большее количество камер меньшего диаметра приводит к увеличению массы двигателя. Поэтому для вынесения какого-либо однозначного решения об использовании той или иной тяги в определение  $\delta_{\Pi}$  требуется внесение соотношения, учитывающего выигрыш в тяге (удельном импульсе) двигателя и проигрыше в его массе.



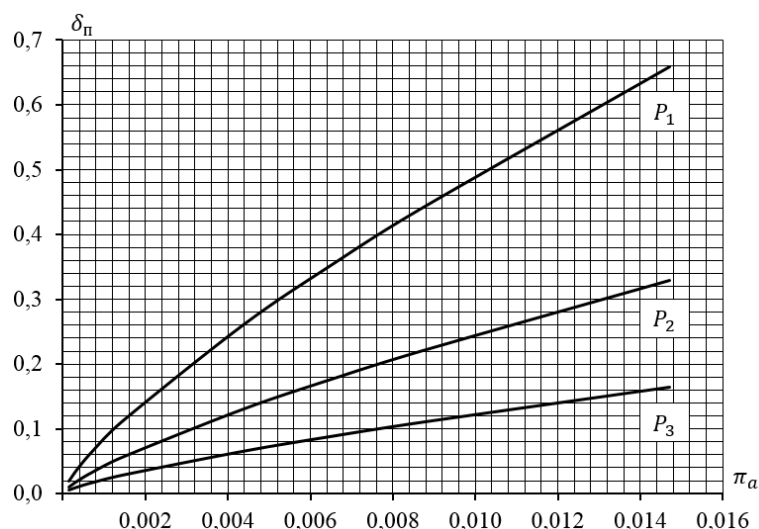


Рис. 3. Зависимость коэффициента  $\delta_p$  от  $\pi_a$  для камер различной тяги при давлении в камере  $p_k = 7$  МПа:  $P_1 - 0,25$  кН;  $P_2 - 0,50$  кН;  $P_3 - 1,00$  кН

### Заключение

Таким образом, коэффициент, введенный в настоящей работе, позволяет в первом приближении оценивать эффективность использования камер различной тяги при решении задачи их применения в составе N-камерного двигателя с ЦТ. Предложенный коэффициент позволяет оценить плотность компоновки многокамерной ЖРДУ с центральным телом, однако не учитывает влияние увеличения числа камер на массогабаритные характеристики ДУ. Очевидно, что процессы, протекающие в реальных двигателях, затрудняют применение коэффициента в непосредственной форме, однако с определенной точностью позволяют проводить оценочные расчеты, участвовать в дальнейшем формировании теории многокамерных двигателей с ЦТ.

### Источник финансирования

Работа выполнялась при финансовой поддержке Министерства образования и науки челябинской области в рамках комплексного проекта «Разработка демонстраторов водородных технологий полностью многоразовых перспективных ракет-носителей вертикального взлета и посадки» по Соглашению № 558 от 25.08.2022 г.

### Библиографический список

1. Ваулин, С. Д. Жидкостные ракетные двигатели с центральным телом: состояние и перспективы / С. Д. Ваулин, К. И. Хажиахметов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2021. – № 10(739). – С. 74–83. – DOI 10.18698/0536-1044-2021-10-74-83.
2. Методики проектирования и конструкции широкодиапазонных ЖРД / Д.А. Бельчиков, А.Е. Лапин // Астероидная безопасность: материалы II студенческой научно-технической конференции / под ред. С.Д. Ваулина. – Челябинск: ЮУрГУ, 2020. – С. 32–37.

3. Разработка конструкции соплового блока широкодиапазонного ЖРД / Д.А. Бельчиков, Р.Р. Давлятов, В.В. Пушкарев // Астероидная безопасность : материалы III студенческой научно-технической конференции / под ред. С.Д. Ваулина. – Челябинск : ЮУрГУ, 2021. – С. 74–78.
4. Течения газа в соплах / Пирумов У.Г., Росляков Г.С. – Москва : Изд-во Моск. ун-та, 1978. – 288 с.
5. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования / М.В. Добровольский. – 2-е изд., перераб. и доп. ; под ред. Д.А. Ягодникова. – Москва : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 488 с.
6. An experimental evaluation of plug clustered nozzles / D. Migdal, J.J. Horgan, A. Chamay // AIAA JOURNAL. – 1964. – Vol. 2, № 7. – P. 1325–1327.

### Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 681.5.01: 658.5

#### О СИСТЕМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ В ПЛОСКОСТИ ТАНГАЖА

*О.А. Гальт, В.В. Абрамов*

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

Рассматривается задача оптимального быстрогодействия автомата стабилизации по углу тангажа с применением принципа максимума Понтрягина. Для сравнения рассмотрим линейный закон управления для системы второго порядка и когда система второго порядка приведена к первому в предположении, что измеряется угловое ускорение.

Ключевые слова: оптимальное управление по быстродействию; автомат стабилизации по углу тангажа; измерение углового ускорения.

Задачей управления часто является достижение экстремума для некоторого параметра или показателя качества, который называют критерием оптимальности. Целью теории оптимальных систем является нахождение алгоритма управляющего устройства, при котором критерий оптимальности не выходит за некоторые заданные границы и его значение было минимально. Это и есть оптимальный алгоритм. В качестве критерия оптимальности переходного процесса обычно принимают время регулирования системы из-за налагаемых жестких ограничений на время работы и ограниченных энергоресурсов. Иными словами, главной задачей является кратчайший переход из начального положения в конечное, с минимальными затратами топлива и высокой точностью [6].

Цель настоящей работы – определение быстрогодействия системы управления ракет-носителей по углу тангажа.

Рассмотрим математическую модель автомата стабилизации в плоскости тангажа для случая жесткой ракеты, тогда, пренебрегая колебаниями корпуса и жидкости, получим [1, 4]:

$$\begin{cases} \ddot{v} + C_1 \dot{v} + C_2 v = -2C_3 \delta; \\ \ddot{y} + C_4 \dot{y} + C_5 v = -2C_6 \delta, \end{cases} \quad (1)$$

где  $v$ ,  $\dot{v}$ ,  $\ddot{v}$  – угол тангажа и его первая и вторая производная;  $y$ ,  $\dot{y}$ ,  $\ddot{y}$  – угловое движение, его первая и вторая производная, соответственно;  $C_i$ ,  $i = \overline{1,6}$  – известные параметры.

Процессы по углу тангажа более быстрые, чем по координате  $y$ , поэтому в первом приближении в уравнении по углу тангажа слагаемым  $C_1\dot{y}$  пренебрегают, тогда, рассматривая управление объектом только по углу тангажа, первое уравнение системы (1) примет вид:

$$\ddot{v} + C_2 v = -2C_3 \delta, \quad (2)$$

где  $C_2 = -0,014$ ,  $C_3 = 0,018$ ,  $\delta = 0,7$  рад.

Для упрощения расчета исключим переменную  $C_2 v$  из (2) и позже проанализируем его влияние на систему. Тогда уравнение примет вид:

$$\ddot{v} = -2C_3 \delta, \quad (3)$$

где  $-2C_3 \delta = -0.025$ .

Согласно принципу максимума Понтрягина [3] оптимальное управление для уравнения (3) будет иметь вид:

$$U = \pm 2C_3 \delta. \quad (4)$$

Построим фазовый портрет системы. Для этого проинтегрируем (3) и получим уравнения  $\dot{v}$  и  $v$ . Затем, задавая положение начальной точки  $v(0) = -0.2$ ,  $\dot{v}(0) = 0.4$  и исключая  $t$ , получим уравнение для фазовой кривой при оптимальном управлении.

$$v = \frac{(\dot{v} - \dot{v}(0))^2 + 2\dot{v}(0)(\dot{v} - \dot{v}(0)) + 2Uv(0)}{2U}, \quad (5)$$

где  $U = \pm 0.025$ .

На рис. 1 покажем фазовую плоскость, на которой видно направление движения фазовых кривых (продолжение фазовых кривых без учета переключения управления показаны пунктиром).

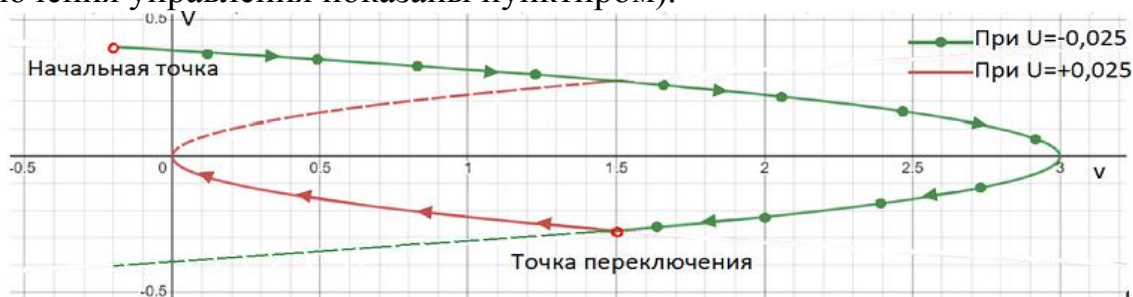


Рис. 1. Фазовая плоскость системы при оптимальном управлении

Согласно принципу оптимального управления, оптимальное время регулирования системы достигается при достижении и системы положения равновесия при попадании фазовой кривой на линию переключения.

На рис. 2 покажем график переходного процесса по углу тангажа и график переключения управления для системы оптимального управления.

На рис. 2 видно, что до момента времени переключения управления  $t = 26.9$  с переходный процесс по углу тангажа протекал по одному квадратичному закону, затем его характер изменился, в связи с переключением управляющего воздействия с  $-0,025$  до  $+0,025$ .

Проанализируем влияние переменной  $C_2 v$  уравнения (2) на поведение системы. Зная начальное положение угла тангажа  $v(0) = -0.2$  и значение параметра  $C_2$ , получим значение выражения в начальный момент

ни  $C_2 v = -2.8 \cdot 10^{-3}$ . Сравним значение  $C_2 v$  и управляющего воздействия.  $U = 2.5 \cdot 10^{-2}$ , что на порядок больше  $C_2 v$ , следовательно, для упрощения расчетов, выражением  $C_2 v$  в уравнении (2) можно пренебречь.

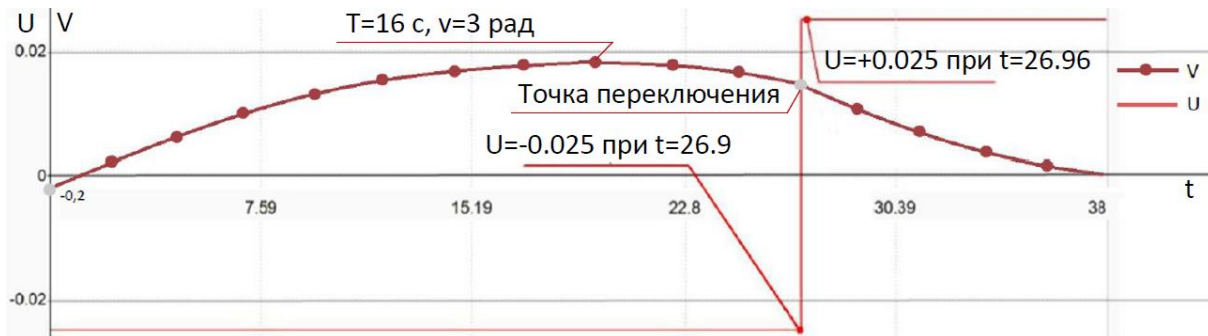


Рис. 2. Графики переходного процесса по углу тангажа  $v$  и переключения управления  $U$

Найдем время, за которое система перейдет из начального положения в положение равновесия при  $Ut = \dot{v} - \dot{v}(0)$ :

$$t_1 = \frac{-0.274 - 0.4}{-0.025} = 26.96 \text{ (с)}, \quad (6)$$

$$t_2 = \frac{0 + 0.274}{0.025} = 10.96 \text{ (с)}, \quad (7)$$

$$T_{\text{пп}} = t_1 + t_2 = 37.92 \text{ (с)}. \quad (8)$$

Таким образом, было найдено время переходного процесса  $T_{\text{пп}} = 37,92$  с для  $v(0) = -0,2$ ,  $\dot{v}(0) = 0,4$  что составляет  $11,46^\circ$ . Очевидно, что время, необходимое для поворота на  $11,46^\circ$ , необходимо снизить. Время переходного процесса  $T_{\text{пп}}$  примем порядка 2 с.

Так как максимальное отклонение рулей составляет 0,7 радиан, изменим  $C_3$  в (4). В результате расчетов получили  $C_3 = 0,25$  для обеспечения  $T_{\text{пп}}$  порядка 2-х секунд, тогда  $U = \pm 0,35$ .

На рис. 3 покажем фазовую плоскость при  $U = \pm 0,35$ .

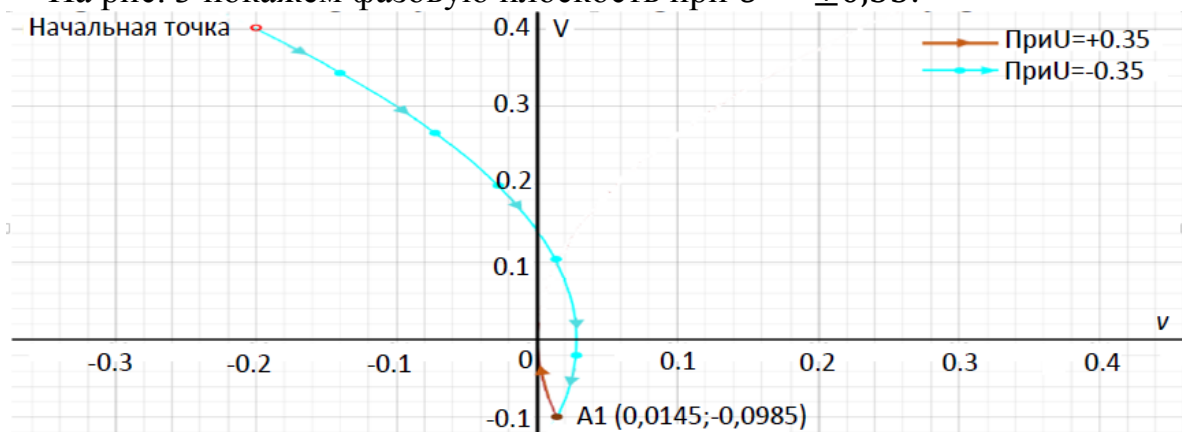


Рис. 3. Фазовая плоскость системы при оптимальном управлении

Проведем расчет оптимального времени переходного процесса  $T_{\text{пп}}$ :

$$T_{\text{пп}} = t_1 + t_2 = 1.706 \text{ (с)}. \quad (9)$$

Получение времени переходного процесса  $T_{\text{пп}}=1.7$  с, объясняется увеличением коэффициента  $C_3$  в 14 раз.

Рассмотрим возможность по оценке времени переходного процесса  $T_{\text{пп}}$  для случая линейного регулятора, когда информационно-измерительная система объекта позволяет получать измерения  $\dot{v}$  и  $\ddot{v}$ , с помощью гироскопов и акселерометра [5]. Запишем закон управления  $\delta_1 = k_1 v + k_2 \dot{v} + k_3 \ddot{v}$ , при отсутствии ошибок измерений.

Тогда управление можно представить в виде:

$$U = -2C_3(k_1 v + k_2 \dot{v} + k_3 \ddot{v}), \quad (10)$$

Используя (10) получим модель системы:

$$\ddot{v} = -2C_3(k_1 v + k_2 \dot{v} + k_3 \ddot{v}). \quad (11)$$

Преобразовав, уравнение примет вид:

$$a_0 \ddot{v} + a_1 \dot{v} + a_2 v = 0, \quad (12)$$

где  $a_0 = (1 + 2C_3 k_3)$ ,  $a_1 = 2C_3 k_2$ ,  $a_2 = 2C_3 k_1$ .

Перейдем к характеристическому уравнению, тогда (12) примет вид:

$$T^2 S^2 + 2T\xi S + a_2 = 0. \quad (13)$$

Как показывают расчеты, для обеспечения  $T_{\text{пп}} = 1$  с для системы второго порядка достаточно, чтобы  $T_{\text{пп}} = 5T$ . Для обеспечения устойчивости в (13) необходимо, чтобы  $a_i > 0$ ,  $i = \overline{1,3}$ .

Тогда, выразив постоянные времени через коэффициенты, получим:

$$T = \sqrt{\frac{a_0}{a_2}}, \quad 2T\xi = \frac{a_1}{a_2}, \quad T = 0,2. \quad (14)$$

где  $\xi \geq 1$

Для времени переходного процесса  $T_{\text{пп}} = 1$  с, необходимо подобрать параметры  $k_i$ ,  $i = \overline{1,3}$  из условия  $a_i > 0$ , следовательно  $k_1 > 0$ ,  $k_2 > 0$ ,  $k_3 > -1/2C_3$ . Используя (14) получим значения коэффициентов:

$$k_1 = \frac{k_2}{0,4}, \quad k_3 = 1,11(0,09k_2 - 25). \quad (15)$$

Таким образом, подобрав коэффициент  $k_2$  из условия  $k_2 > 0$ , можно обеспечить время регулирования  $T_{\text{пп}} = 1$  с.

На рис. 4 построим график переходного процесса (13), приняв  $k_2 = 1$ .

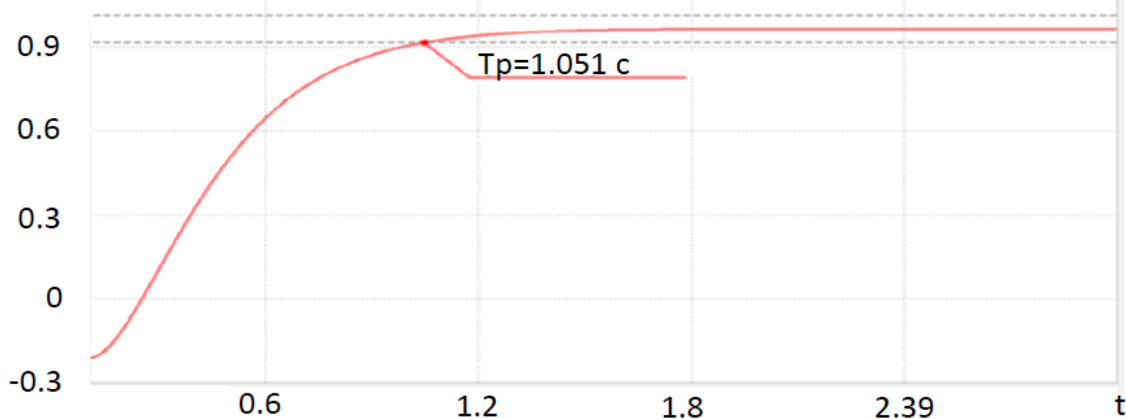


Рис. 4. График переходного процесса

Из графика видно, что угол тангажа входит в зону допустимого отклонения в момент времени  $t = 1.051$  с при  $k_2 = 1$ . При измерении углового

ускорения с помощью акселерометра [5], подберем коэффициент  $k_3$  из (15) такой, что  $a_0 = 0$ , тогда:

$$k_3 = -\frac{1}{2c_3} = -27,8. \quad (16)$$

Подставив (16) в (12), с учетом замены  $a_1$  и  $a_2$ , получим:

$$\frac{k_2}{k_1} \dot{v} + v = 0. \quad (17)$$

Уравнение (17) – уравнение первого порядка. Заменяв коэффициент  $\frac{k_2}{k_1}$  на постоянную времени  $T$ , получим:

$$T\dot{v} + v = 0. \quad (18)$$

Как показывают расчеты, для системы первого порядка  $T_{пп} = 1$  с достигается при  $T = \frac{1}{3}$ . Тогда для обеспечения требуемого качества системы необходимо, чтобы  $k_1, k_2 > 0$ ,  $k_1 = 3k_2$

Получим оптимальное время переходного процесса построив фазовый портрет системы (18) с начальной точкой  $A_0(-0,2; 0,0665)$ . Запишем уравнения фазовых кривых:

$$\dot{v} = -3v. \quad (19)$$

На рис. 5 покажем фазовую плоскость

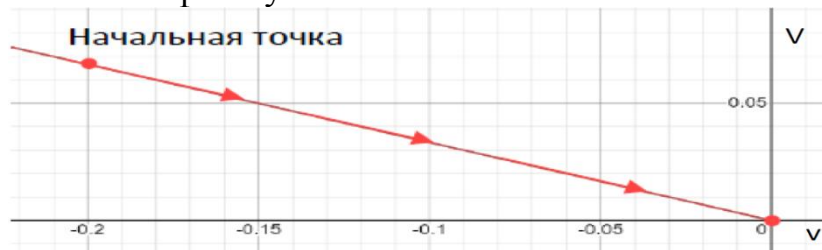


Рис. 5. Фазовая плоскость системы при оптимальном управлении

Найдем время переходного процесса  $T_{пп}$ , проинтегрировав (19):

$$T_{пп} = -\ln\left(\frac{v}{c}\right) T, \text{ где } c = -0.2, v = 0.01, T = \frac{1}{3}.$$

В результате расчета, время переходного процесса  $T_{пп} = 0,998$  с.

На рис. 6 покажем график переходного процесса для подтверждения расчета.

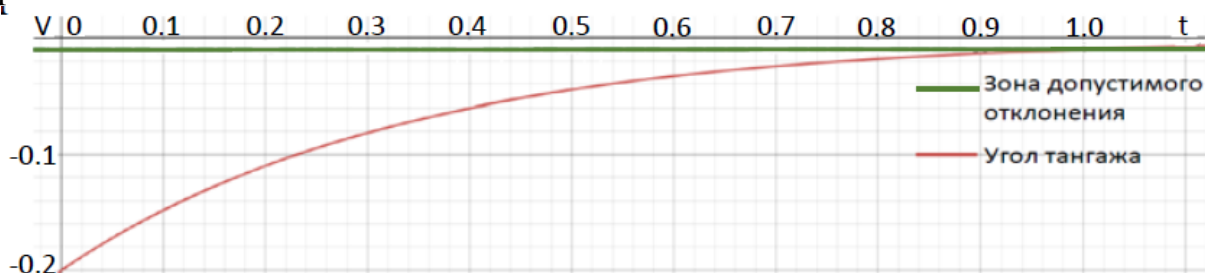


Рис. 6. График переходного процесса

Из графика видно, что угол тангажа входит в зону допустимого отклонения в момент времени  $t = 1$  с.

Вывод: при использовании принципа оптимального управления удается получить лучшее время переходного процесса системы. В данном удалось



достигнуть времени переходного процесса порядка двух секунд, однако для этого пришлось увеличить коэффициент  $C_3$  в 14 раз. В случае линейного управления, при начальных условиях – удалось достичь времени переходного процесса  $T_{пп} = 1$  с, для этого достаточно изменять  $k_2$  в диапазоне  $k_2 > 0$ . Это объясняется возможным превышением управляющего воздействия: в случае оптимального управления угол отклонения рулей  $\delta$  не превышает 0,7 рад., однако для линейного управления превышение возможно, что и объясняет возможность сокращения времени переходного процесса  $T_{пп}$  без изменения параметра  $C_3$ . Также нужно учесть, что при измерении параметров системы возникает ошибка оценивания, а в данной работе рассмотрен случай с идеальными измерениями. Если ошибка оценивания будет мала, то можно использовать данный случай, однако, если разница велика, использовать данный подход нежелательно.

#### Библиографический список

1. Кирилин А.Н. Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб. – М.: Машиностроение – Машиностроение-Полет, 2013. – 296 с.
2. Игдалов И.М. Ракета как объект управления / Игдалов И.М., Кучма Л.Д., Поляков Н.В., Шептун Ю.Д. – Днепропетровск АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.
3. Понтрягин Л.С. Математическая теория оптимальных процессов / Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкредидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. – М.: Наука, 1983. – 393 с.
4. Айзенберг Я.Е. Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов / Айзенберг Я.Е, Сухоробрый В.Г. – М.: Машиностроение, 1986. – 222 с.
5. Межконтинентальная баллистическая ракета LGM-30A/B Minuteman-1. URL: <https://missilery.info/missile/minuteman-1>
6. Фельдбаум, А.А. Основы теории оптимальных автоматических систем / Фельдбаум, А.А.; под. ред. Новосельцева Н.В., Рутмана Р.Ш.– М.: Физматгиз, 1963. – 552 с.

УДК 681.5.01: 658.5

### **ПОСАДКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ АСТЕРОИДА ЗА МИНИМАЛЬНОЕ ВРЕМЯ**

***В.В. Абрамов, О.А. Гальт, М.В. Щербатов***

В работе представлены результаты применения принципа максимума Понтрягина для посадки космического аппарата на астероид.

Ключевые слова: оптимальное управление; принцип максимума Понтрягина.

Для решения поставленной задачи необходимо задаться некоторыми начальными данными, конечными условиями для посадки и указать основные допущения, принимаемые в основе проводимой работы. По необходимости, дополнительно будем указывать некоторые в ходе составления алгоритма.

Начальные условия:

- космический аппарат (КА) находится на расстоянии до 1 км от астероида и движется с некоторой скоростью (направление движения и величина скорости может быть наверняка неизвестна);
- управление КА полностью автономное, всем процессом управляет бортовая аппаратура;
- место посадки является известным;

Допущения:

- не учитывается влияние гравитации астероида;
- не учитывается движение астероида в пространстве (линейное и угловое), его вращение вокруг собственной оси;
- отсутствует влияние на КА со стороны других небесных тел;
- форма астероида, вероятно, является сложной, но без выбора конкретного небесного тела учет её влияния затруднителен, поэтому опустим этот фактор.

Принятые выше допущения в некоторой степени опираются на [1]. В приведенной работе, сравниваются факторы, влияющие на движение КА при спуске на астероид. Самыми существенными являются именно форма астероида и действие близкорасположенных небесных тел. Однако, вследствие того, что составляется общий алгоритм и не выбирается конкретное малое небесное тело (МНТ), невозможно сказать, какие небесные тела находятся поблизости от него и могут нарушить или изменить спуск к астероиду, равно как и сложно предусмотреть влияние формы самого астероида, которая может принимать достаточно разнообразные виды.

Все вышеперечисленное негативно скажется на точности процесса посадки, если алгоритм будет применяться со всеми допусками. Тем не менее, как уже было сказано, выбор конкретного объекта и знание его формы и приблизительных размеров уже существенно улучшат этот критерий.

Необходимо задать краевые условия, выполнение которых и будет являться целью управления, а также указать условия, при которых посадка будет считаться мягкой.

Посадка считается мягкой при выполнении следующих условий: вертикальная скорость не больше 6 м/с; остаточная горизонтальная скорость 1–2 м/с; погрешность выполнения терминальных условий по месту посадки 10–50 м.

Краевые условия:  $V(t_1) = V_{t_1} = 0$ ;  $h(t_1) = h_{t_1} = 0$ ;  $\dot{V}(t_1) = \dot{V}_{t_1} = 0$ ;  $t = t_1 \rightarrow \min$ .

Для решения задачи посадки на астероид в первом приближении воспользуемся принципом максимума Понтрягина. Данный алгоритм оптимального управления позволяет решать задачи, требующие минимизации затраченного времени [2], [3], [4], [5].

Чтобы решить задачу, выберем систему координат (СК) и модель, описывающую движение КА [6]. Упростим модель с учетом принятых допущений.

Центр выбранной СК расположен в проекции центра масс (ЦМ) астероида на его поверхность. Ось  $z$  совпадает с осью вращения астероида, а ось  $x$  – с осью минимальной инерции астероида. В качестве допущения примем, что проекция ЦМ на поверхность и выбранное место посадки КА совпадают. В таком случае, при решении задачи необходимо будет достичь нуля по каждой из координат, чтобы достичь требуемого места посадки – центра СК.

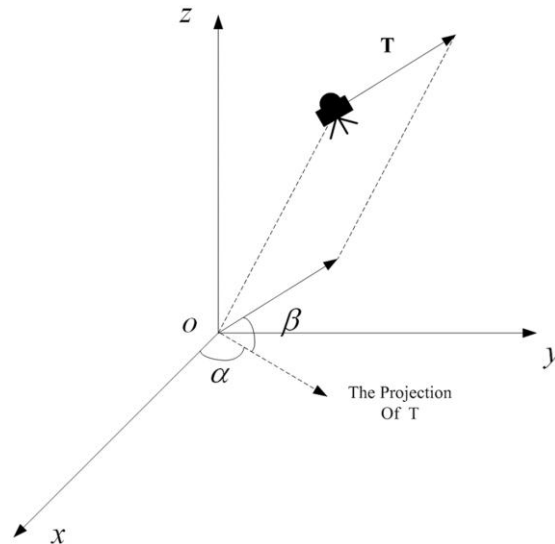


Рис. 1. Система координат для решения задачи

Модель, описывающая поступательное движение центра масс КА:

$$\ddot{x} = \frac{Pu}{m} \cos \alpha \cos \beta; \quad (1)$$

$$\ddot{y} = \frac{Pu}{m} \cos \beta \sin \alpha; \quad (2)$$

$$\ddot{z} = \frac{Pu}{m} \sin \beta, \quad (3)$$

где  $r = [x, y, z]^T$  – радиус-вектор в декартовой СК;  $P$  – сила тяги;  $\alpha$  – угол между проекцией вектора тяги КА и осью  $x$ ;  $\beta$  – угол между вектором тяги и его проекцией на плоскость  $Oxy$ ;  $m$  – мгновенная масса КА;  $u$  – сигнал управления двигательной установкой (имеет значения 0 и 1).

Как видно из приведенной системы, единственное, чем возможно управлять – наличие тяги двигателя. Направление движения при этом определяется углами, включенными в систему (1) – (3). Таким образом, необ-

ходимо управлять угловым движением для направления тяги двигательной установки (ДУ), для чего составим модель углового движения.

Управлять напрямую углами, использованными в системе (1) – (3), не представляется возможным, но с помощью маневровых двигателей возможно управлять связанными с ними углами тангажа и рыскания.

Система, описывающая угловое движение КА выглядит следующим образом:

$$\ddot{\vartheta} = \frac{M}{I_1}, \quad (4)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{M}{I_2}, \quad (5)$$

где  $M$  – момент вращения КА, развиваемый за счет изменения одного из углов;  $I_i$  – момент инерции КА при вращательном движении;  $\vartheta$  – угол тангажа;  $\psi$  – угол рыскания,  $i = \overline{1,2}$

Таким образом, во многом управление движением КА при такой постановке сводится к управлению угловым движением. Для применения алгоритма оптимального управления перезапишем уравнения (4) – (5) и на примере угла тангажа разберем составление управления.

$$\ddot{x}_1 = \frac{M}{I_1} u_1(t),$$

$$\ddot{x}_2 = \frac{M}{I_2} u_2(t),$$

где  $x_1 = \vartheta$  – угол тангажа;  $x_2 = \psi$  – угол рыскания;  $u_i = \{-1; 0; 1\}$  – сигнал управления ДУ.

В случае нашей задачи примем, что управление является релейным и трехпозиционным, как записано выше.

Составим соотношения для угла тангажа  $x_1$ , обозначив следующие переменные в его уравнении движения:

$$\dot{x} = y(t);$$

$$\dot{y} = u(t);$$

$$t_1 - t_0 \rightarrow \min;$$

$$x(t_0) = x^0, x(t_1) = x^1, y(t_0) = y^0, y(t_1) = y^1.$$

Как уже отмечалось выше, у КА имеется некоторая скорость (причем и угловая, и линейная), и на момент начала движения он находится в некоторой позиции, относительно астероида и связанной с ним СК. Следуя заданным конечным условиям, необходимо обнулить конечные значения координат и скоростей в конечный момент времени  $t_1$ . Если говорить об угловом управлении, то обнуление значений в конце полета необходимо для того, чтобы КА имел устойчивое положение на поверхности астероида, в противном случае, он не сможет закрепиться на ней или приземлиться без повреждений. Также примем начальное время  $t_0$  за 0.

Далее начнем применение непосредственно принципа максимума Понтрягина.

Функционал Гамильтониана:

$$H(x, y, u, \psi_1, \psi_2) = \psi_1 y + \psi_2 u - 1$$

достигает максимума на концах отрезка  $[-1, 1]$

$$u^* = \operatorname{sgn} \psi_2 = \begin{cases} 1, & \psi_2 > 0 \\ -1, & \psi_2 < 0 \end{cases}$$

Сопряженная система:

$$\frac{d\psi_1}{dt} = 0, \quad \frac{d\psi_2}{dt} = -\psi_1.$$

Решения сопряженной системы:

$$\psi_1 = c_1, \quad \psi_2 = -c_1 t + c_2.$$

В таком случае возможно несколько вариантов:

- Если  $c_1 = 0 \rightarrow \psi_2 = c_2$  и  $u^*(t) = \operatorname{sgn} c_2$ .
- Если  $c_1 > 0 \rightarrow \psi_2$  – убывающая линейная функция. Её знак может изменяться только с «+», на «-». Таким образом:

$$u^*(t) = \begin{cases} 1, & 0 \leq t < \tau \\ -1, & \tau < t < t_1 \end{cases}$$

где  $\tau$  - момент переключения.

Примем, что момент переключения является моментальным, хотя в реальных условиях из-за инерциальных свойств исполнительных устройств переключение с разгона на торможение или наоборот будет занимать не большое время.

- Если  $c_1 < 0 \rightarrow \psi_2$  – возрастающая линейная функция:

$$u^*(t) = \begin{cases} -1, & 0 \leq t < \tau \\ 1, & \tau < t < t_1 \end{cases}$$

Система состояний:

$$\frac{dx}{dt} = y, \quad \frac{dy}{dt} = \pm 1.$$

Решение системы:

$$y(t) = \pm t + c_3;$$

$$x(t) = \pm \frac{t^2}{2} + c_3 t + c_4 = \pm \frac{y^2}{2} + c.$$

Таким образом, нами получено аналитическое решение задачи о быстродействии. Построим фазовую плоскость для демонстрации решения при некоторых начальных координатах.

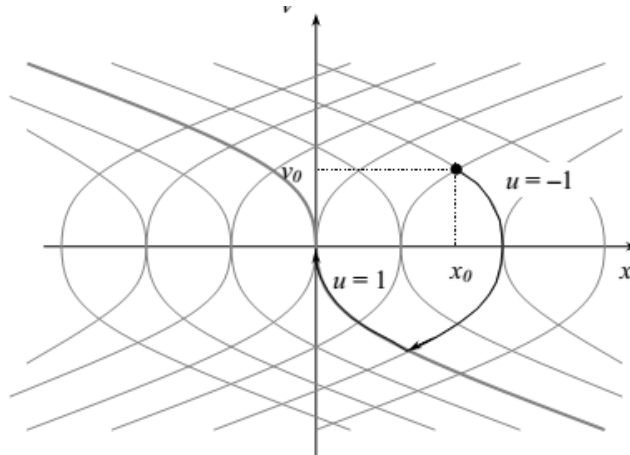


Рис. 2. Траектория движения КА при заданных условиях

В данном случае при заданном положении КА и начальной скорости подобная траектория движения является оптимальной, хотя и требует некоторого времени движения дальше от места посадки с целью компенсации имеющейся скорости. Даже в условиях без атмосферы и серьезно влияющей на движение гравитации невозможно моментально начать двигаться в нужном направлении без какой-либо инерции.

На рис. 2 видно, что достичь заданной точки при заданных начальных условиях возможно при управлении  $u = -1, t \in [0, \tau]$ , после чего произойдет переключение  $u = 1, t \in [\tau, t_1]$ .

Для управления  $u = -1$ :

$$\begin{aligned} y(t) &= y_0 - t; \\ x(t) &= -\frac{t^2}{2} + y_0 t + x_0. \end{aligned}$$

Для управления  $u = 1$ :

$$\begin{aligned} y(t) &= t - t_1; \\ x(t) &= \frac{t^2 + t_1^2}{2} - t_1 t, \end{aligned}$$

поскольку ранее было принято, что  $x(t_1) = 0, y(t_1) = 0$ .

Принимая состояние системы непрерывным, в момент  $\tau$  получим:

$$\begin{aligned} y_0 - \tau &= \tau - t_1; \\ -\frac{\tau^2}{2} + y_0 \tau + x_0 &= \frac{\tau^2 + t_1^2}{2} - t_1 \tau. \end{aligned}$$

Из данных формул можем получить формулу расчета для момента переключения:

$$\tau = y_0 + \sqrt{\frac{y_0^2}{2} + x_0};$$

и для расчета оптимального, с точки зрения быстродействия, времени посадки:

$$t_1 = y_0 + 2 \sqrt{\frac{y_0^2}{2} + x_0}.$$

С целью подтверждения работы алгоритма и составленной модели движения было проведено моделирование по полученному решению в программном пакете Vissim, где были составлены характеры изменения углов и координат с течением времени.

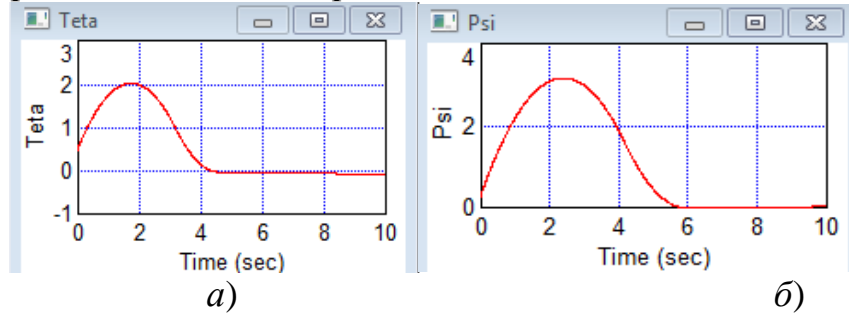


Рис. 3. Графики изменения углов: а) изменение угла тангажа со временем, б) изменение угла рыскания со временем

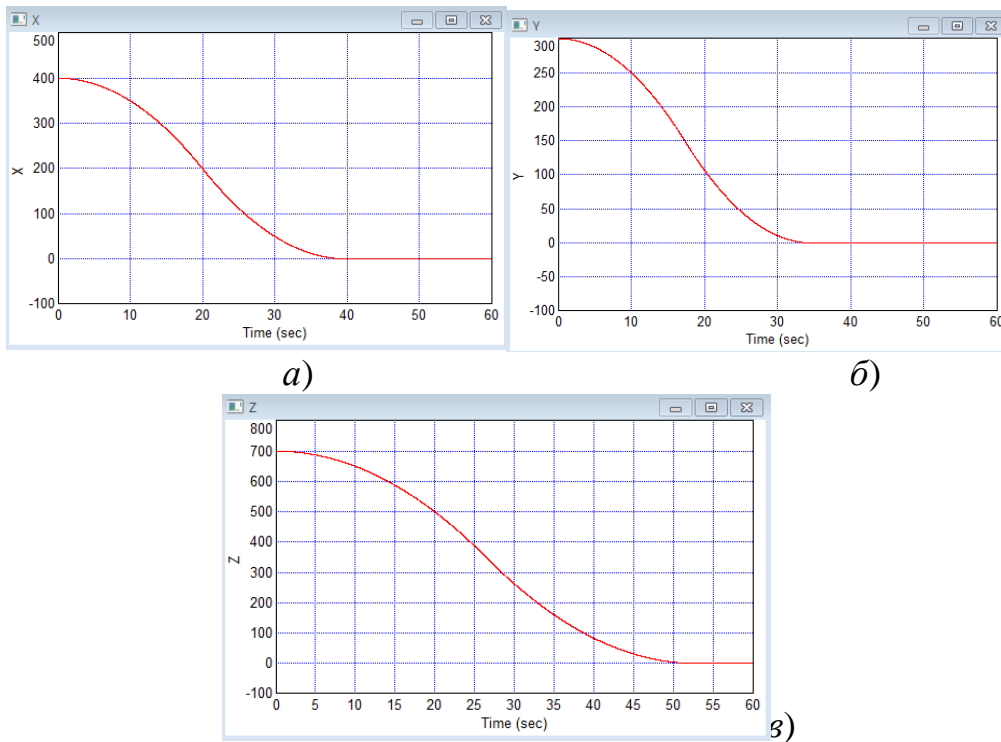


Рис. 4. Графики изменения линейных координат: а) изменение  $x$ , б) изменение  $y$ , в) изменение  $z$

Итак, благодаря рис. 4 можно сделать вывод, что КА выводится ровно над местом посадки, вследствие чего обнуляются остальные линейные координаты, при этом сразу начинается постепенный спуск на поверхность. Графики углов на рис. 5 позволяют понять, что КА достаточно быстро принимает ровное положение и не наклоняется каким-либо образом в ходе дальнейшего движения.



В заключении можно сказать, что с помощью принципа максимума Понтрягина был получен простейший способ оценки время спуска КА, находящегося на небольшом расстоянии от астероида, при его движении в идеальных условиях. Полученное время спуска является минимальным, учет любых дополнительных условий и большая конкретизация задачи смогут сделать алгоритм точнее, но вместе с тем увеличится время, затраченное на движение КА.

#### Библиографический список

1. Польш В.Г. Оценка параметров динамики движения КА вблизи МНТ (Апофис) // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. – 2009. – № 2. – С. 49 – 58.
2. Бушуев А.Ю Введение в оптимальное управление. Электронное учебное издание. – М.: МГТУ имени Н.Э. Баумана, 2014. – 23 с.
3. Понтрягин Л.С. Математическая теория оптимальных процессов / Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. – 4-е изд., стереотипное. М.: Наука, 1983. – 393 с.
4. Прикладная теория оптимального управления: Оптимизация, оценка и управление / А.Э. Брайсон, Хо Ю-ши; перевод с англ. Э.М. Макашова, Ю.П. Плотникова; под ред. А. М. Летова. – Москва: Мир, 1972. – 544 с
5. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / К.К. Веремеенко, С.Ю. Желтов, Н.В. Ким [и др.]. – Москва: ООО Издательская фирма "Физико-математическая литература", 2009. – 556 с.
6. A computationally inexpensive optimal guidance via radial-basis-function neural network for autonomous soft landing on asteroids / P. Zhang et al // Journal Plos One. 2015. Vol. 10 (9).

УДК 681.5.01: 658.5

### **СРАВНЕНИЕ ФИЛЬТРА КАЛМАНА И МИНИМАКСНОГО ФИЛЬТРА**

***В.В. Абрамов, О.А. Гальт, М.В. Щербатов***  
***Научный руководитель: В.И. Ширяев, д.т.н., проф.***

В работе представлены результаты сравнения гарантированного и доверительного подходов фильтрации

Ключевые слова: оценивание вектора состояний; ФК; мини-максный фильтр; гарантированной оценивание; вероятностное оценивание; комбинированный фильтр.

Рассматривается задача синтеза системы управления летательным аппаратом (ЛА) без учета колебаний конструкции её корпуса, а также без учета колебаний горючего и окислителя в баках.

Запишем систему уравнений движения ЛА в плоскости тангажа:

$$\begin{cases} \ddot{\vartheta} + C_1 \cdot \dot{\vartheta} + C_2 \cdot \vartheta = -2 \cdot C_3 \cdot \delta; \\ \ddot{y} + C_4 \cdot \dot{y} + C_5 \cdot y = -2 \cdot C_6 \cdot \delta. \end{cases} \quad (1)$$

Значения коэффициентов  $C_i$  меняются с течением времени. Для упрощения задачи используем метод замороженных коэффициентов. Примем следующие значения коэффициентов:  $C_1 = 3,15 \cdot 10^{-5}$ ;  $C_2 = -0,014$ ;  $C_3 = 0,01815$ ;  $0,052$ ;  $C_5 = -40,78$ ;  $C_6 = -0,1509$ .

Зададим следующий закон формирования сигнала в канале стабилизации с учетом действия шума:

$$\delta_c = k_1 \cdot (\vartheta + V_1) + k_2 \cdot (\dot{\vartheta} + V_2) \quad (2)$$

Покажем график переходного процесса:

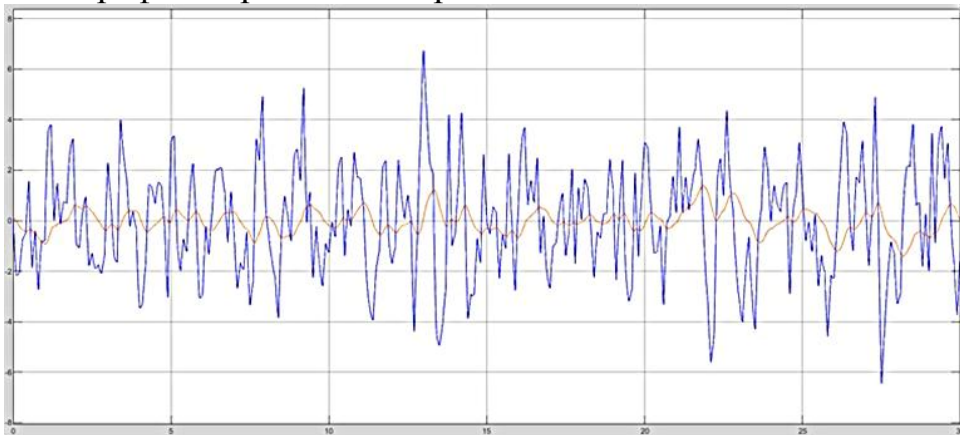


Рис. 1. Переходный процесс системы

Поскольку график переходного процесса сильно зашумлен необходима фильтрация. Произведем фильтрацию используя фильтр Калмана (ФК) и минимаксный фильтр, а также произведем фильтрацию, используя комбинированный подход.

В основу синтеза и работу ФК берется система уравнений (1). Особенностью калмановской фильтрации является предположение о том, что возмущения ( $w(t)$  и  $v(t)$ ) являются белым гаусовским шумом (БГШ) с нулевыми корреляционными матрицами.

Уравнение ФК:

$$\hat{x}_{k+1} = A \cdot \hat{x}_k + B \cdot u_k + K_{k+1} \cdot (y_{k+1} - y_{k+1/k}). \quad (3)$$

Прогноз измерений:

$$y_{k+1/k} = G \cdot \hat{x}_{k+1}. \quad (4)$$

Коэффициент усиления фильтра Калмана:

$$K_k = P_k \cdot H^T \cdot R^{-1}. \quad (5)$$

Матрица ковариаций ошибок оценивания:

$$P_k = (M_k^{-1} + H^T \cdot R^{-1} \cdot H)^{-1}. \quad (6)$$

Матрица ковариаций ошибок прогнозирования:

$$M_{k+1} = A \cdot P_k \cdot A^T + \Gamma \cdot Q \cdot \Gamma^T. \quad (7)$$

Главным преимуществом ФК является его простой алгоритм, не требующий больших вычислительных ресурсов, по сравнению с минимаксным подходом. Однако, суждение о том, что ошибки измерения являются БГШ

во многих реальных задачах является неоправданным и в этом случае использование вероятностного метода оценивания является ошибочным. Поэтому задача оценивания вектора состояний может быть решена только в рамках гарантированного оценивания.

Рассмотрим задачу, в которой знание о априорных данных исчерпываются лишь значением допустимых областей неизвестных величин, т.е. заданы в виде множеств.

Начальное состояние системы  $x_0$ , возмущение  $w_k$ , ошибки измерений  $v_k$  могут в  $i$ -й момент времени принимают значение из заданных множеств

$$x_0 \in X_0, w_k \in W, v_{k+1} \in V, k = 0, 1, \dots, N - 1, \quad (8)$$

Информационное множество  $\bar{X}_{k+1}$  является результатом гарантированного оценивания вектора состояния  $x_{k+1}$ .

Множество прогнозов  $x_{k+1}$ :

$$X_{k+1/k} = A\bar{X}_{k+1} + Bu_k + \Gamma W. \quad (9)$$

Множество состояний совместимых с измерением:

$$X[y_{k+1}] = \{x \in R^n | Gx + Hv = y_{k+1} \forall v \in V\}. \quad (10)$$

Информационное множество является пересечением множества прогнозов и множества, совместимого с измерениями:

$$\bar{X}_{k+1} = X_{k+1/k} \cap X[y_{k+1}]. \quad (11)$$

На рис. 1 продемонстрируем работу ФК и минимаксного фильтра. Для 1-го шага результат фильтрации ФК и минимаксного фильтра совпадают для любых видов шумов. Приведем график для 1-го шага под действием нормального и белого шума.

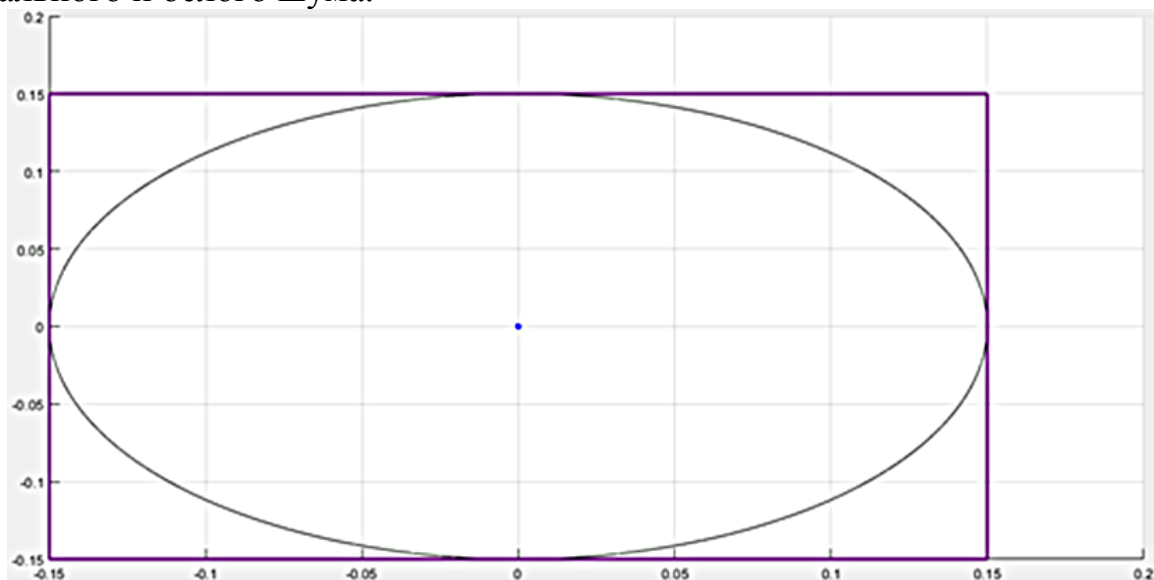


Рис. 2. Сравнение оценок ФК и Минимаксного фильтра на  $k=1$  шаге под действием БГШ и нормального шума

Продемонстрируем работу фильтров на 150-ом шаге. Слева приведен график под действие белого шума. Справа под действием равномерного шума.

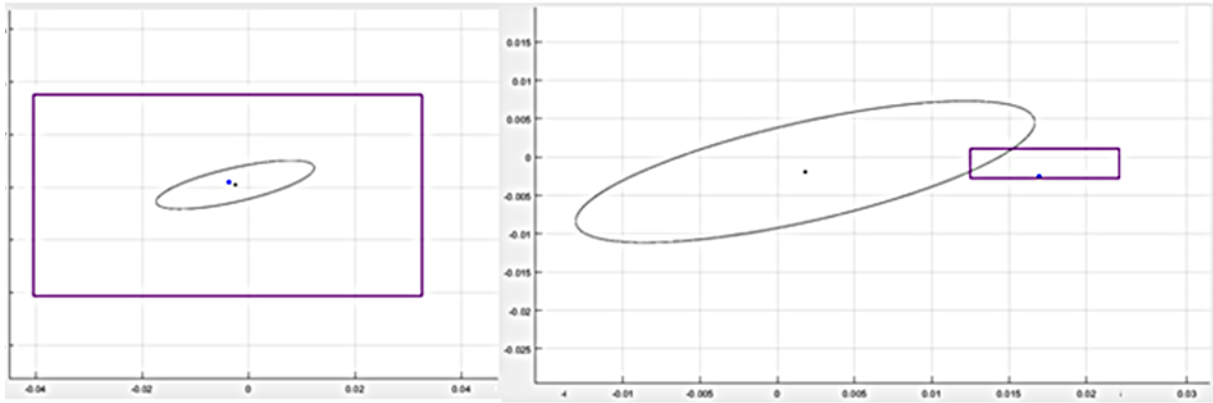


Рис. 3. Оценка Фильтра Калмана и Минимаксного фильтра на  $k=150$  шаге

В случае БГШ доверительный эллипс значительно меньше информационного множества. Это подтверждает суждение о том, что под действием БГШ фильтр Калмана обеспечиваем оптимальные оценки. Под действием нормального шума информационное множество значительно меньше доверительного эллипса и возникает вопрос о точности калмановской фильтрации. Применим комбинированный подход, а именно объединим калмановский подход с минимаксным. В этом случае результатом фильтрации будет пересечение информационного множества и доверительного эллипса, то есть  $\bar{X}_{k+1} \cap \mathcal{E}_{x_{k+1}}$ .

Результат совместного использования фильтра Калмана и минимаксного фильтра на  $k=150$  шаге покажем на рис. 4.

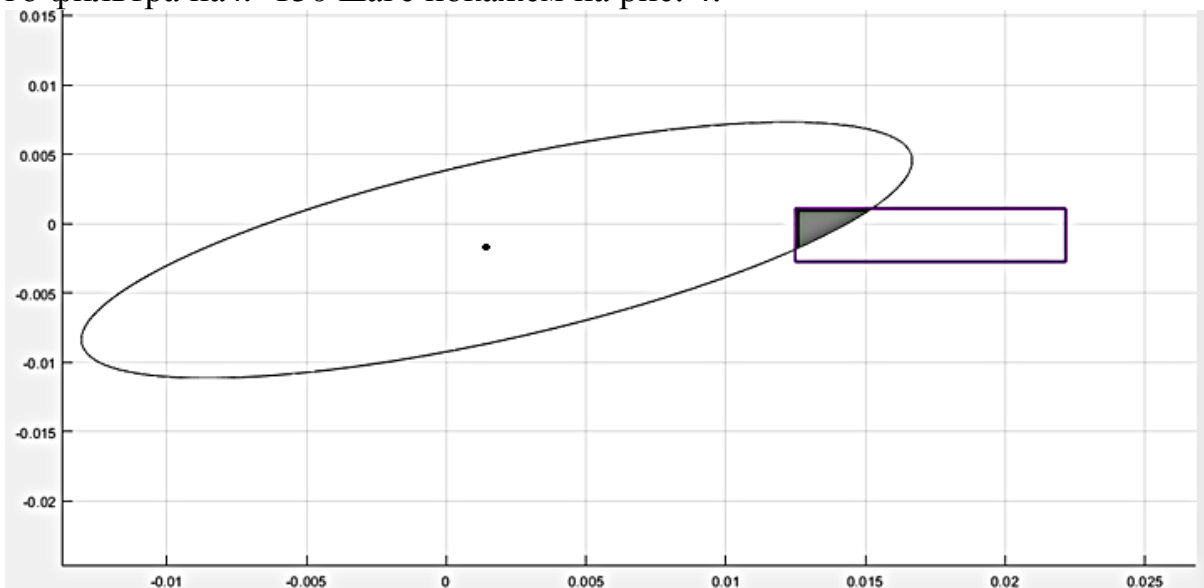


Рис. 4. Совместное использование минимаксного фильтра и фильтра Калмана для  $k=150$  шага

Истинное значение вектора состояний попадёт в полученный при помощи калмановской фильтрации эллипс с вероятностью 0,996 %. А минимаксный фильтр гарантирует попадание истины в информационное множество. Таким образом истина располагается в пересечении ( $\bar{X}_{k+1} \cap \mathcal{E}_{x_{k+1}}$ ).

На рис. 5 покажем получившуюся область после процедуры пересечения.

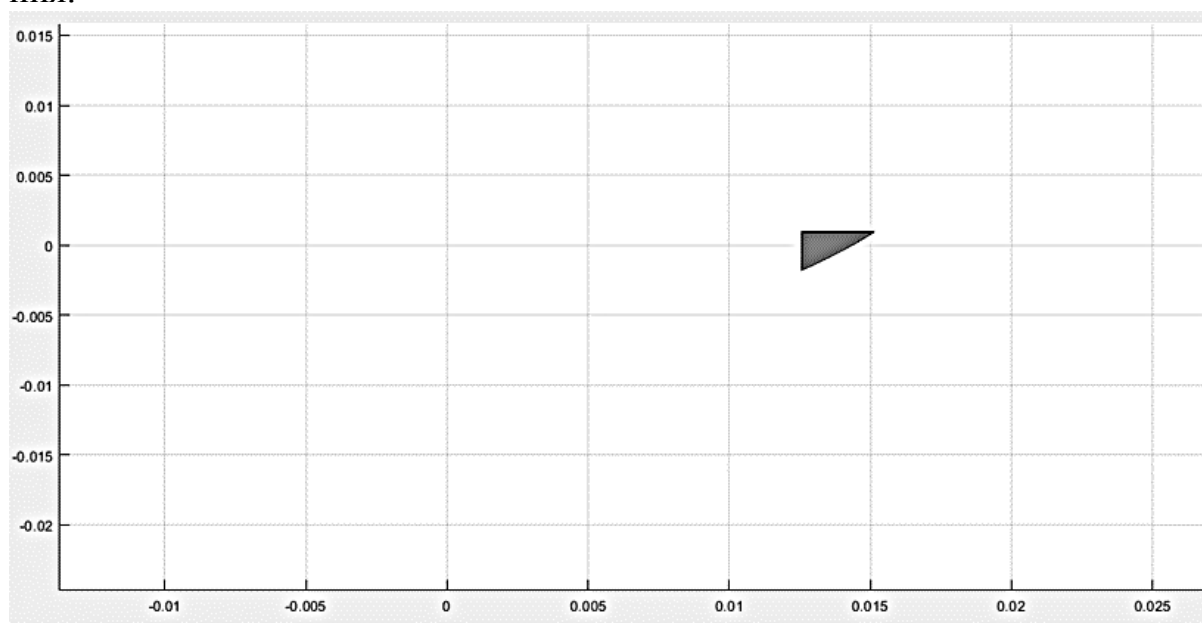


Рис. 5.  $\bar{X}_{k+1} \cap \mathcal{E}_{x_{k+1}}$  для  $k=150$  шага

Таким образом, процедура совместного использования, гарантированного и вероятностного подхода под средством пересечения доверительного эллипса и информационного множества позволяет значительно сократить область множества прогнозов вектора состояния  $x_k$  системы.

#### Библиографический список

1. Кирилин А.Н. Проектирование, динамика и устойчивость движения ракет-носителей: Методы, модели, алгоритмы, программы в среде MathCad / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб. – М.: Машиностроение – Машиностроение-Полет, 2013. – 296 с.
2. Игдалов И.М. Ракета как объект управления. – Днепропетровск АРТ-ПРЕСС, 2004.
3. Кузовков Н.Т. Теория автоматического регулирования, основанная на частотных методах. М.: Оборонгиз, 1960. – 446 с.
4. Подвилова, Е.О. Сравнение оценок минимаксного фильтра и фильтра Калмана / Е.О. Подвилова, В.И. Ширяев // Вестник ЮУрГУ, т. №40, 2012. – С. 182–186.

## Секция 4. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 533.9

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ДН АНТЕННЫ ПРИ РАСПРОСТРАНЕНИИ ЕЁ ИЗЛУЧЕНИЯ ЧЕРЕЗ НЕОДНОРОДНУЮ ПЛАЗМЕННУЮ СТРУЮ

*Р.И. Баимов, В.А. Бухарин*

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

В статье проведен анализ процесса распространения радиосвязи через неоднородную плазменную струю. Проведены оценочные расчёты с применением современных асимптотических вычислительных технологий в программе электромагнитного моделирования HFSS. Построены диаграммы направленности на разных расстояниях от центра основания носителя до рупорной антенны.

Ключевые слова: плазма, неоднородная плазменная струя, обеспечение радиосвязи в плазменном слое, диаграммы направленности.

#### Введение

Во время приземления или старта носителя струя газа реактивного двигателя не имеет чётких границ и может окружить весь носитель. Атмосферные газы при высокой температуре струи легко ионизируются. Антенны, расположенные на носителе, оказываются окружёнными оболочкой ионизированного газа. На достаточно большом расстоянии от поверхности Земли струя реактивного двигателя имеет определённую конфигурацию. На рис. 1 изображена конфигурация струи реактивного двигателя, определяемая уровнями постоянной электронной плотности [2].

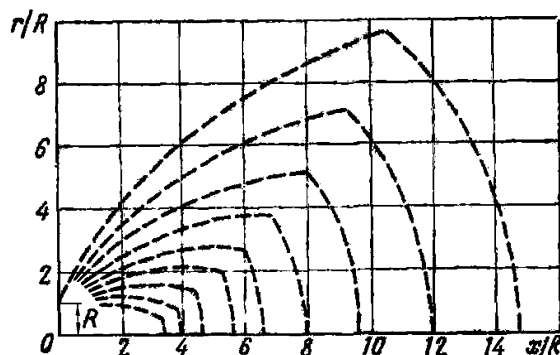


Рис. 1. Конфигурация струи реактивного двигателя (пунктирными линиями показаны уровни постоянной электронной плотности) [2]

Электроны в струе распределяются прямо пропорционально давлению газа и обратно пропорционально температуре. В результате электронная плотность убывает, примерно, обратно пропорционально расстоянию от сопла двигателя. Максимальная электронная плотность, имеющая место вблизи сопла двигателя, достигает значений  $N_э = 10^{10} - 10^{11}$ , эл/см<sup>3</sup> [3].

Абсолютная диэлектрическая проницаемость  $\varepsilon$  и удельная проводимость  $\sigma$  ионизированного газа определяются формулами [1]:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 - \frac{e_0^2 N_э}{m_0(\omega^2 + \nu^2)}, \quad (1)$$

$$\sigma = \frac{e_0^2 N_э \nu}{m_0(\omega^2 + \nu^2)}, \quad (2)$$

где  $N_э$  — концентрация электронов в ионизированном газе,  $\omega$  — круговая частота приёмопередатчика,  $\nu$  — частота соударений электронов,  $e_0$  — заряд электрона,  $m_0$  — масса электрона,  $\varepsilon_0$  — диэлектрическая постоянная,  $\varepsilon_0 \approx 10^{-9} / (36\pi)$  Ф/м;  $\omega_0 = \sqrt{\frac{e_0^2 N_э}{\varepsilon_0 m_0}}$  — плазменная частота или частота Ленгмюра.

Относительная диэлектрическая проницаемость

$$\varepsilon_r = 1 - \frac{e_0^2 N_э}{\varepsilon_0 m_0} \cdot \frac{1}{\omega^2 + \nu^2} = 1 - \frac{\omega_0^2}{\omega^2 + \nu^2}. \quad (3)$$

С учётом формул (1) и (2) постоянная затухания

$$\alpha = \frac{\beta_0}{\sqrt{2}} \sqrt{\sqrt{1 - \frac{\omega_0^2}{\omega^2 + \nu^2} \left( 2 - \frac{\omega_0^2}{\omega^2} \right)} - 1 + \frac{\omega_0^2}{\omega^2 + \nu^2}}. \quad (4)$$

Из приведённых выражений следует, что электрические параметры ионизированного газа зависят от частоты.

Оценочные параметры первых четырёх ионизированных слоёв приведены в таблице. Расчёты сделаны на частоте  $f = 4,1$  ГГц при условии, что частота соударений электронов  $\nu = 0,82 \cdot 10^9$ , 1/с. Частота соударений определена приблизительно по оценкам, имеющимся в [3]. При прохождении радиолинии через центральную, наиболее плотную часть плазменной струи, поглощение на волне длиной 3 см составляет около 3 дБ, а на метровых волнах связь оказывается невозможной.

Таблица 1

Параметры плазменных слоёв реактивной струи двигателя на частоте  $f = 4,1$  ГГц при условии, что частота соударений электронов  $\nu = 0,82 \cdot 10^9$ , 1/с

№ слоя	$N_e, 1/\text{м}^3$	$\varepsilon_r$	$\sigma, \text{См/м}$	$\omega_0 = \sqrt{\frac{e_0^2 N_e}{\varepsilon_0 m_0}}, \text{рад/с}$	$f_0, \text{ГГц}$
1	$0,60 \cdot 10^{17}$	0,71	0,002089	$1,38 \cdot 10^{10}$	2,2
2	$0,18 \cdot 10^{17}$	0,91	0,000627	$7,57 \cdot 10^9$	1,2
3	$0,16 \cdot 10^{17}$	0,92	0,000557	$7,14 \cdot 10^9$	1,1
4	$0,13 \cdot 10^{17}$	0,94	0,000452	$6,43 \cdot 10^9$	1,0

Плазменные частоты ионизированных слоёв меньше чем частота приёмопередатчика. Рабочая частота превышает плазменную частоту ионизированного газа в струе. Следовательно, сильного отражения радиоволн от плазменной струи не будет и радиосвязь возможна. Однако при прохождении волны в ионизированном газе происходит поглощение энергии волны, которое на один метр пути в ионизированном газе определяется величиной  $\alpha$ . Поглощение волн в струе уменьшается с увеличением рабочей частоты. Точный расчёт поглощения волн в струе и собственной частоты ионизированного газа затруднён тем, что сведения об электронной плотности и её распределении являются приближёнными [1].

Если концентрация электронов в ионизированном газе будет больше в несколько раз, то плазменная частота ионизированного газа в струе  $f_0$  будет больше рабочей частоты  $f = 4,1$  ГГц. В этом случае волна не проникнет в плазменную струю и полностью отразится от данного уровня электронной плотности. Плазменная струя представляет собой непрозрачный экран, через который радиоволны не могут пройти. Электромагнитное поле носит не волновой, а апериодический затухающий характер. Радиосвязь через плазменную струю оказывается полностью нарушенной.

#### **Численное моделирование влияния струи газа реактивного двигателя на ДН антенны.**

Строгое численное электродинамическое моделирование возможно, но ограничено вычислительными ресурсами, даже в том случае, когда применяются самые совершенные гибридные вычислительные технологии. Из-за ограниченности и приближённости сведений об электронной плотности и её распределении в струе газа реактивного двигателя целесообразно проведение оценочных численных расчётов с применением современных асимптотических вычислительных технологий. Выбор останавливаем на программе электромагнитного моделирования HFSS.



## Решение задачи. Расчет ДН.

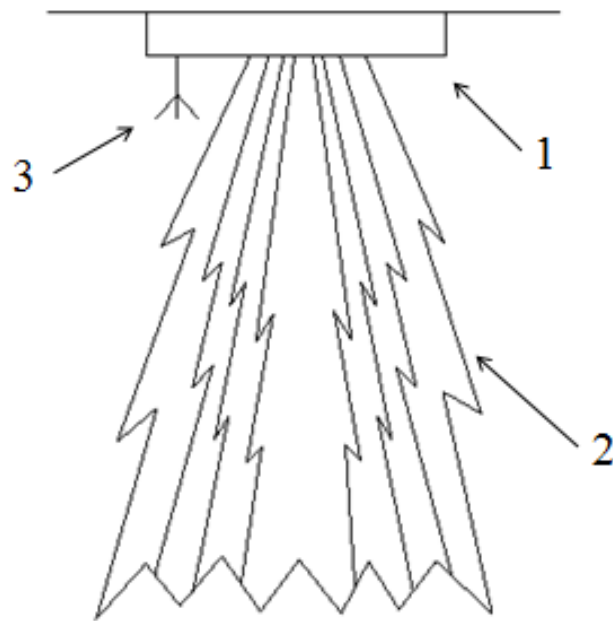


Рис. 2 Постановка задачи (Схема размещения антенны): 1) реактивный двигатель; 2) неоднородная плазменная струя; 3) рупорная антенна

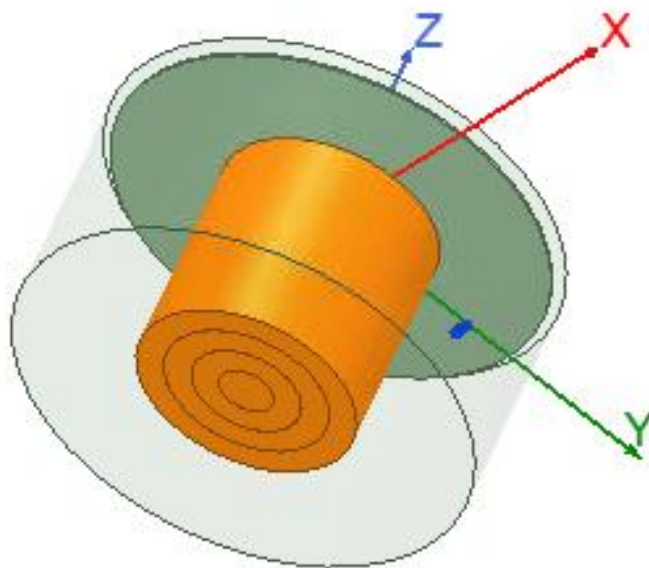


Рис. 3. Рабочее окно программы HFSS: зелёный диск — основание носителя, на котором расположена рупорная антенна (справа); цилиндр — ионизированный газ в виде «столба»

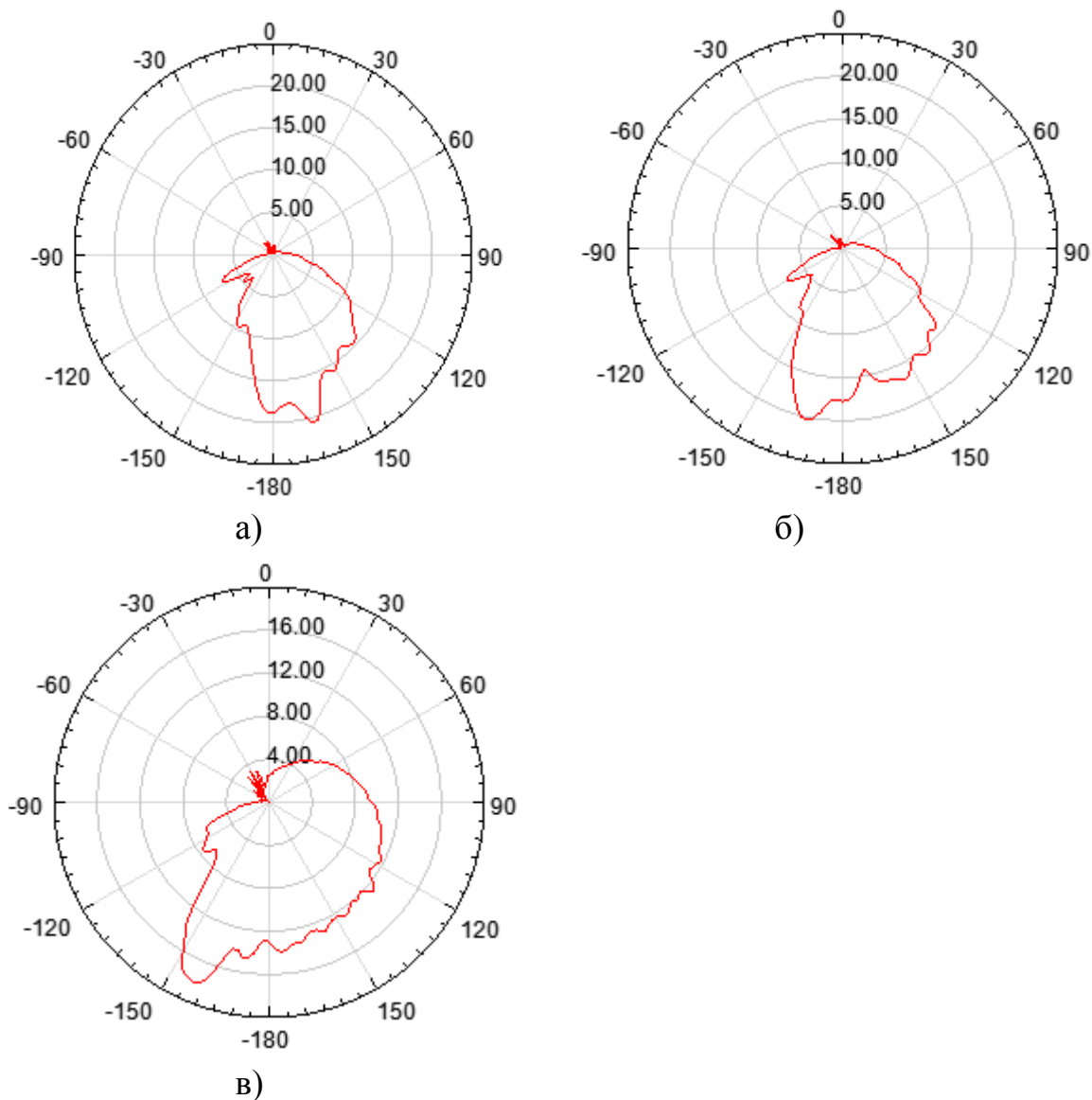


Рис. 4. ДН рупорной антенны на носителе с плазменным «столбом». Антенна расположена справа. Расстояние от центра основания носителя до рупорной антенны: *а*) – 2,5 м; *б*) – 3,5 м; *в*) – 5 м («столб» идеально проводящий)

Результаты моделирования (рис. 4) свидетельствуют о искажении ДН в направлении плазменного потока при уменьшении расстояния. При этом при отдалении антенны от слоистой структуры газа на расстояния 5 м искажения ДН становятся менее значимыми.

**Вывод:** По результатам асимптотических расчётов можно сделать следующий вывод. ДН антенны изрезана и направлена вниз. В теневой области за «столбом» по отношению к антенне наблюдаются острые лепестки ДН большой величины. У антенны, расположенной ближе к «столбу» главный лепесток ДН становится уже и отклоняется от оси в сторону расположения антенны.

Проводились и строгие электродинамические расчёты на моделях меньшего размера. В отличие от приближённого моделирования, результаты строгого электродинамического моделирования показали, что для че-

тырёхслойной структуры ионизационных слоёв (см. табл. 1) наблюдается «втягивание» ДН антенны в ионизированный «столб». ДН имеет многоигольчатую структуру, причём основные максимумы ДН находятся в теневой области за «столбом» по отношению к антенне приёмопередатчика. Максимумы ДН направлены под разными углами к оси «столба».

Поглощение электромагнитной энергии зависит от пути, проходимого волной в плазменной струе, т. е. от угла связи (угла между осью носителя и направлением распространения волны). Для уменьшения поглощения радиоволн желательно увеличивать угол связи, что достигается расположением антенны дальше от ионизированного «столба» газа.

#### Библиографический список

1. Грудинская, Г.П. Распространение радиоволн / Г.П. Грудинская. – Москва: Высшая школа, 1975. – 280 с.
2. Ющенкова Н.И. Проблемы энергетики. Изд-во АН СССР, 1959.
3. Влияние факела двигателя на распространение радиоволн. Экспресс-информация. Серия РТ, вып. 37, 1959, № III.
4. Грибанов, А.Н. Асимптотические методы электродинамики в ANSYS HFSS / А.Н. Грибанов, И.А. Кузнецов, А.А. Курушин. – М.: «One-Book», 2019. – 340 с.

УДК 004.942

### **ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДА ДЛЯ КАЛИБРОВКИ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ**

*П.С. Говядин*

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

Рассматривается проблема входного контроля параметров акселерометра с целью максимального использования его потенциальных возможностей путем построения калибровочной характеристики. Сформированы технологические приспособления для установки акселерометра в различном положении относительно осей формирования эталонных ускорений. Использовано одноосное устройство формирования ускорений в виде центрифуги с компьютерным управлением. В среде Matlab\Simulink разработана программа моделирования работы центрифуги с акселерометром в динамике переходных процессов.

Ключевые слова: акселерометр, калибровка, центрифуга, лабораторный стенд, моделирование, Matlab\Simulink.

Датчики, предназначенные для измерения линейных ускорений подвижных объектов, называются акселерометрами. Внешний вид макетного

образца акселерометра представлен на рис. 1 (позиция 1). С помощью устройства согласования 2 через разъем 3 акселерометр подключается к компьютеру.

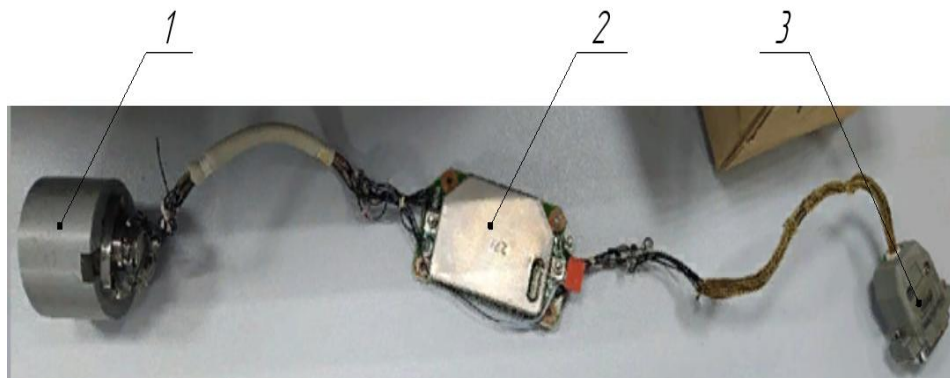


Рис. 1. Акселерометр

В статье [1] рассматривается конструкции одноосного лабораторного стенда для измерения характеристик датчика угловых скоростей летательных аппаратов как объекта модернизации с целью автоматизации процессов исследования свойств датчика. В представляемой работе в качестве прототипа стенда выбрана центрифуга с компьютерным управлением, внешний вид которой представлен на рис. 2.



Рис. 2. Центрифуга

Основные технические характеристики центрифуги приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основные технические характеристики центрифуги

Электропитание	220 В, 50 Гц
Максимальная скорость вращения поворотного стола	750 оборотов в минуту
Диаметр стола	580 мм
Количество коллекторных линий стола для приема и передачи сигналов	12
Погрешность задания скорости вращения поворотной платформы	0,1 оборота в минуту

Структурная схема стенда представлена на рис. 3. В состав стенда входит компьютер, центрифуга, испытуемый акселерометр, блок питания, устройство согласования.

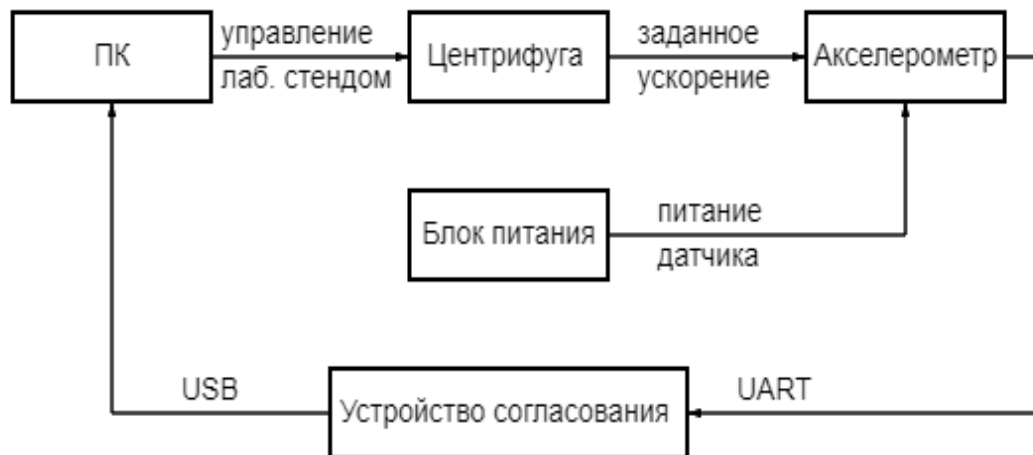


Рис. 3. Структурная схема стенда

Математическая модель поворотного стола центрифуги представляет собой обыкновенное дифференциальное уравнение 1 порядка. С его помощью описывается динамика разгона стола с целью оценивания времени переходного процесса на заданную угловую скорость. Математическую модель акселерометра можно представить системой обыкновенных дифференциальных уравнений 2 порядка [2]. По модели акселерометра также выполняется оценка времени переходного процесса, необходимого для измерения ускорения. Объединенная математическая модель стенда с акселерометром будет иметь 3 порядок. В векторно-матричной форме объединенная математическая модель представлена векторно-матричным уравнением (1):

$$\frac{dz}{dt} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{z} + \mathbf{B} \cdot u(t), \quad (1)$$

где  $\mathbf{z}$  – вектор состояния с 3 компонентами:  $\mathbf{z}_1 = \Omega$  – угловая скорость платформы;  $\mathbf{z}_2$  – линейная скорость чувствительной массы акселерометра,  $\mathbf{z}_3$  – перемещение чувствительной массы акселерометра относительно его корпуса;  $\mathbf{B}$  – вектор входа управления платформой размерности  $[3 \times 1]$ ;  $u(t)$  – напряжение управления платформой;  $\mathbf{A}$  – матрица состояния стенда с акселерометром размерности  $[3 \times 3]$ .

Компоненты матрицы состояния, представленные выражением (2), сформированы по уравнениям из :

$$\mathbf{A} = \begin{vmatrix} -1/\tau & 0 & 0 \\ k_a & -k_d & -c_p \\ 0 & 1 & 0 \end{vmatrix}; \quad (2)$$

где  $k_d$ ,  $c_p$  – внутренние параметры акселерометра, настраиваемые по критериям желаемых динамических характеристик с помощью обратной связи по скорости и углу отклонения ротора гироскопа;  $k_a$  – масштабный коэффициент для перевода скорости вращения стола в сочетании со смещением

акселерометра относительно оси вращения стола в величину эталонного ускорения;  $\tau$  – постоянная времени стола.

Компоненты вектора  $\mathbf{V}$ :

$$\mathbf{V} = \begin{pmatrix} k_u \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}; \quad (3)$$

где  $k_u$  – масштабный коэффициент по управлению столом центрифуги.

Поскольку акселерометр является однокомпонентным измерителем, а стенд одноосный, то в матрице состояния (2) присутствует только один масштабный коэффициент  $k_\Omega$ , расположенный на пересечении 2 строки и 1 столбца, с помощью которого обеспечивается передача центробежного ускорения со стола на вход по оси чувствительности акселерометра.

По уравнению (1) и выражениям (2), (3) сформирована программа моделирования работы стенда в среде Simulink, представленная на рис. 4. Программа позволяет моделировать работу поворотного стола и испытуемого прибора в динамике переходных процессов, выполнять численные оценки по времени накопления данных, необходимых для статистических оценок характеристик акселерометра. Управляющий сигнал  $U(t)$  формируется в компьютере и подается на электропривод центрифуги. В программе моделирования  $U(t)$  задано в виде блока константы, который можно интерпретировать как релейный вариант управления – ступенькой управляющего напряжения. Визуализация результатов осуществляется с помощью виртуального осциллографа Scope. В программе моделирования сформирован блок Statistika для оценки погрешностей моделирования в динамике переходных процессов.

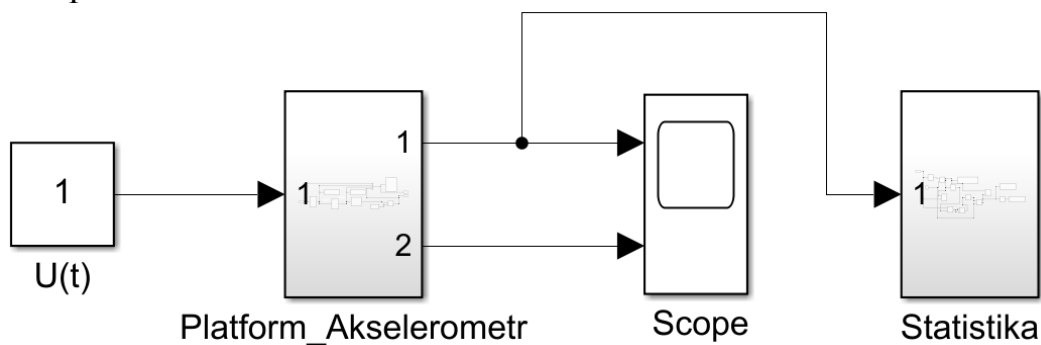


Рис. 4. Программа моделирования работы стенда в среде Simulink

На рис. 5, 6 и 7 представлены подпрограммы моделирования работы стенда, поворотного стола и акселерометра и отдельно детализированная подпрограмма акселерометра. Основным параметром моделирования работы поворотного стола является постоянная времени, обозначенная переменной «Тau» на рис. 5.

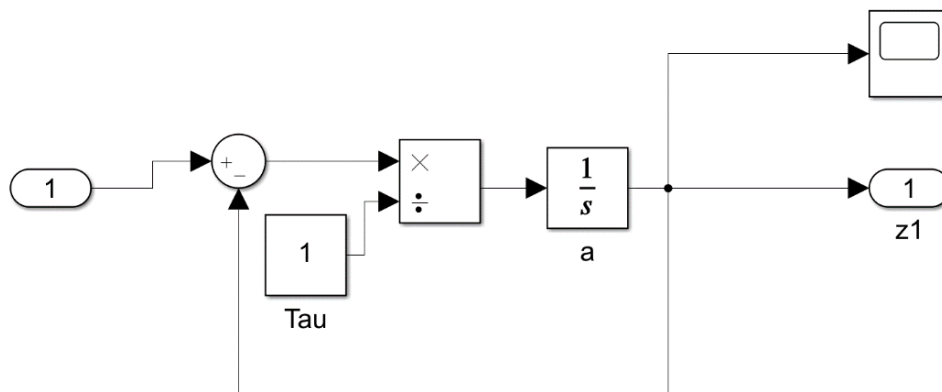


Рис. 5. Программа моделирования работы поворотного стола станда

На рис. 6 поворотный стол представлен модулем «Platforma», на выходе которого сформировано эталонное значение ускорения.

Динамическая модель акселерометра содержит параметры  $k_d$  и  $k_p$ , с помощью которых можно подобрать частоту собственных колебаний и время переходного процесса на основе, например, паспортных его паспортных данных: полосу пропускания полезного сигнала (ускорения), постоянной времени. Параметр  $k_a$  из матрицы  $A$  (2) представлен усилительным звеном с коэффициентом « $k_a$ ». Ввод данных в компьютер представлен функциональным блоком Quantizer с параметрами 16-битного аналого-цифрового преобразователя (АЦП). Калибровка вводимого в компьютер ускорения осуществляется в зависимости от разрядности АЦП и задается через блок const.

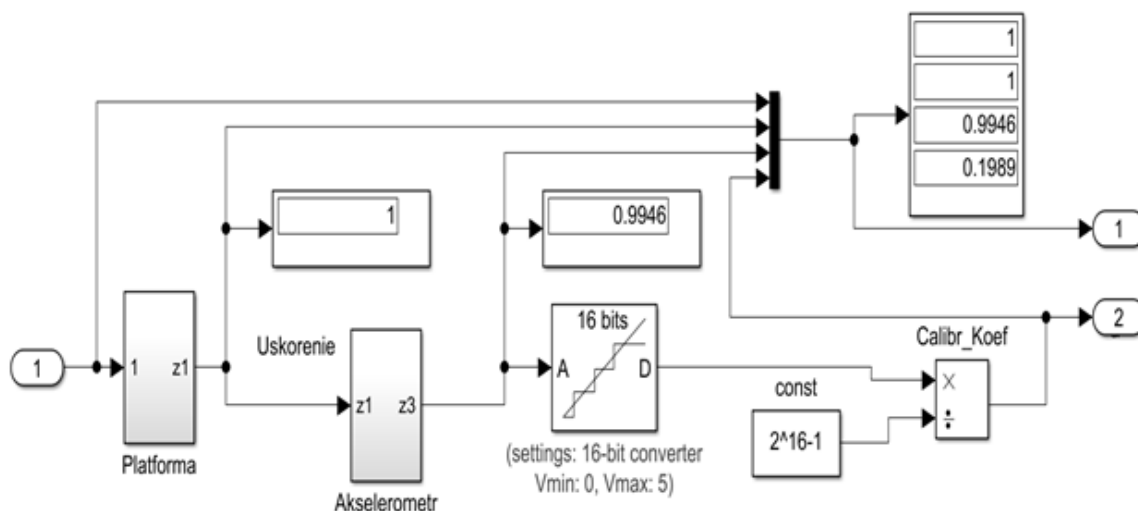


Рис. 6. Программа моделирования работы акселерометра в составе станда

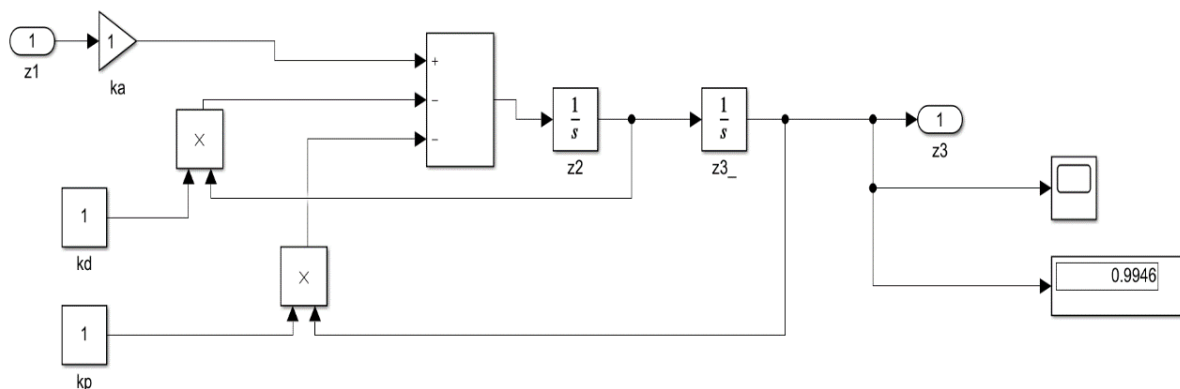


Рис. 7. Программа моделирования работы акселерометра

Для установки акселерометра на поворотном столе станда в программе Компас 3Д сконструировано технологическое приспособление, представленное на рис. 8. На рис. 8а изображен внешний вид акселерометра и вид в разрезе на рис. 8б. Сборка состоит из акселерометра 1, корпуса технологического приспособления 2, крышки 3, основания 4. Отдельные детали приспособления представлены на рис. 9.

Акселерометр 2 имеет цилиндрический корпус. Ось чувствительности акселерометра направлена по продольной оси цилиндрического отверстия в корпусе 2. Ограничение осевого смещения акселерометра осуществляется с помощью крышки 3. Фиксация углового положения корпуса акселерометра реализовано по типу клеммного зажима. Отверстия в основании корпуса технологического приспособления сформированы для установки его на имеющиеся резьбовые отверстия поворотного стола центрифуги. Основание 4 – это согласующая по соединительным отверстиям деталь, которая позволяет установить акселерометр на другом поворотном столе станда, имеющегося в лаборатории испытаний приборов.

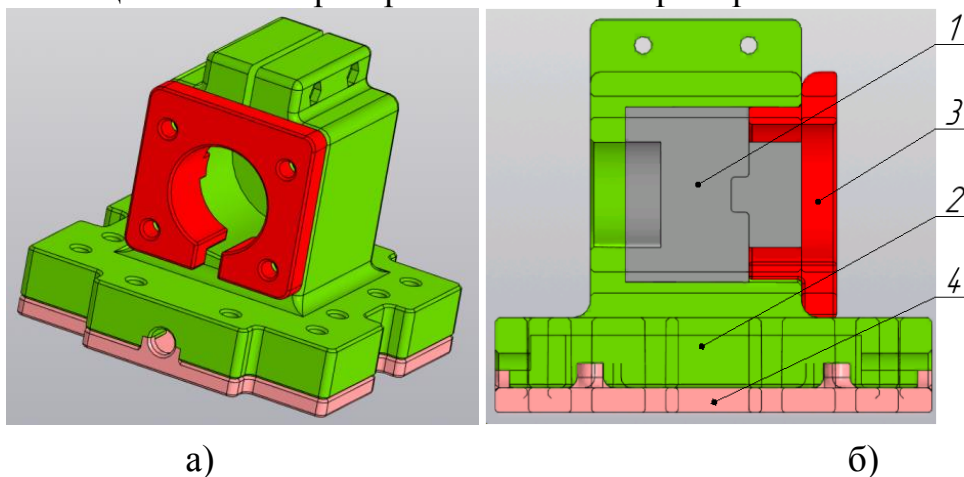


Рис. 8. Технологическое приспособление в сборе: а – общий вид; б – вид в разрезе



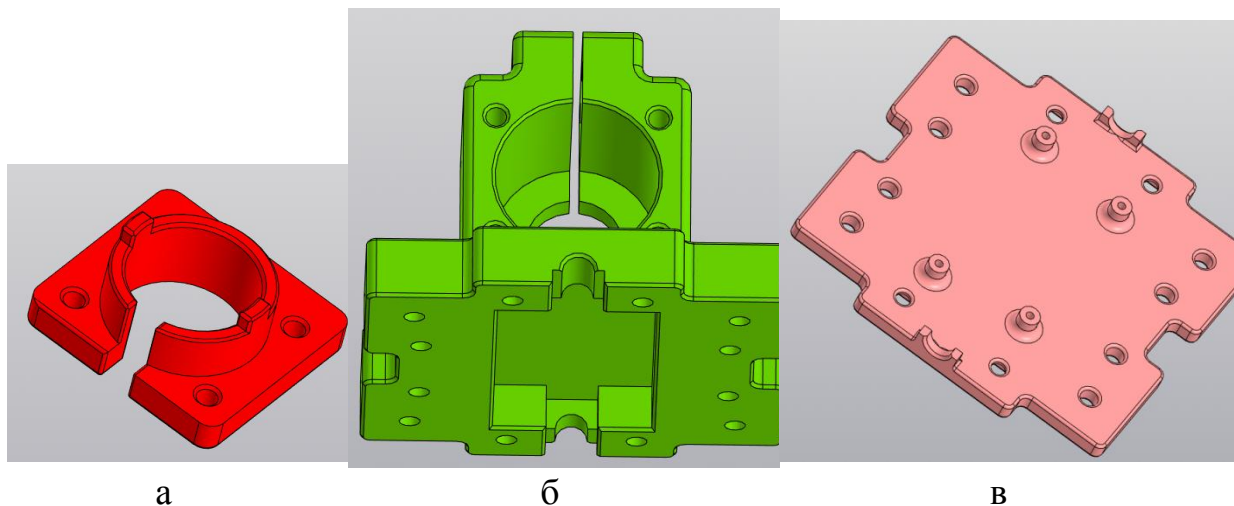


Рис. 9. Детали крепления: а – крышка; б – корпус; в – основание

В ходе данной работы разработано технологическое приспособление для установки акселерометра на испытательном стенде. Сформирована программа моделирования работы стенда в среде Simulink. После реализации проекта стенд будет использован для испытаний и построения калибровочной характеристики акселерометра.

#### Библиографический список

1. Чичева, О.С. Модернизация лабораторного стенда для измерения характеристик датчика угловых скоростей летательных аппаратов / О.С. Чичева, В.А. Федоров // СибГУ имени академика М.Ф. Решетнева. Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – Т.2. – С. 1106–1108.

2. Матвеев, В.В. Инерциальные навигационные системы: учебное пособие / В.В. Матвеев. – Изд-во ТулГУ, 2012. – 199 с.

УДК 004.942

## МОДЕЛИРОВАНИЕ СТЕНДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ

*О.Н. Попкова*

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

Рассматривается задача обеспечения исследования характеристик двухкомпонентного датчика угловых скоростей на одноосном поворотном стенде. Сформировано технологическое приспособление для установки датчика, позволяющее менять расположение осей чувствительности относительно поворотного стола стенда. Сформирована математическая и программная модели стенда с двухкомпонентным датчиком угловых скоростей.

Ключевые слова: датчик угловых скорости, моделирование, поворотный стол, лабораторный стенд.

Исследование датчиков угловых скоростей (ДУС) происходит на поворотных столах. В статье [1] представлен проект модернизации лабораторного стенда для измерения характеристик однокомпонентного гироскопического ДУС. Основной проблемой исследования двухкомпонентного ДУС [2] на одноосном поворотном стенде является необходимость переустановки ДУС относительно оси вращения поворотного стола стенда.

В статье представлены результаты разработки технологического приспособления для исследования двухкомпонентного ДУС на одноосном поворотном стенде. В качестве прототипа рассматривается одноосный поворотный стенд, управляемый с помощью компьютера (ПК). Внешний вид стенда представлен на рис. 1. Технические характеристики стенда отображены в табл. 1.



Рис. 1. Внешний вид испытательного поворотного стенда

Таблица 1

Основные технические данные поворотного стенда

Электропитание	от сети 220В, 50 Гц
Максимальные скорости вращения	$\pm 600$ градусов/сек
Диаметр вращающейся поверхности	315 мм
Количество линий коллекторного узла для приема и передачи сигналов к испытуемому датчику	19
Мощность привода	150 Вт

На рис. 2 представлены системы координат (СК), необходимые для формирования математической модели стенда:  $O_0x_0y_0z_0$  – связана с основанием стенда,  $Oxuz$  – связана с поворотной платформой стенда. Положение СК  $Oxuz$  относительно СК  $O_0x_0y_0z_0$  задается углом  $\varphi$ .

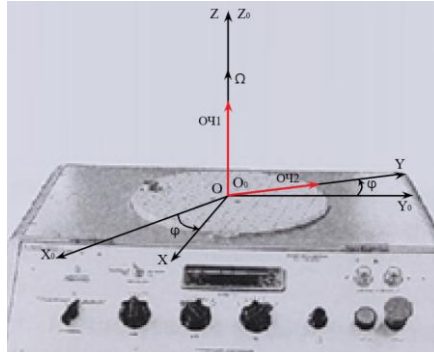


Рис. 2. Системы координат

Структурная схема станда представлена на рис. 3.

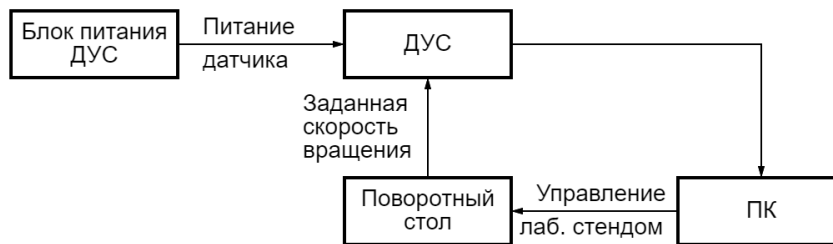


Рис. 3. Структурная схема станда для испытания ДУС

Математическая модель поворотного стола станда представляет собой обыкновенное дифференциальное уравнение 1 порядка. Математическая модель двухкомпонентного ДУС на ДНГ можно представить системой обыкновенных дифференциальных уравнений 4 порядка [2]. Объединенная математическая модель поворотного стола станда с двухкомпонентным ДУС будет иметь 5 порядок. В векторно-матричной форме объединенная математическая модель представлена уравнением (1):

$$\frac{dz}{dt} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{z} + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}(t), \quad (1)$$

где  $\mathbf{z}$  – вектор состояния с 5 компонентами:  $\mathbf{z}_1 = \Omega$  – угловая скорость платформы;  $\mathbf{z}_2, \mathbf{z}_3$  – угловые скорости прецессии ротора ДУС,  $\mathbf{z}_4, \mathbf{z}_5$  – углы поворота ротора ДУС относительно его корпуса;  $\mathbf{B}$  – вектор входа управления платформой размерности  $[5 \times 1]$ ;  $\mathbf{u}(t)$  – напряжение управления стандом;  $\mathbf{A}$  – матрица состояния станда с двухкомпонентным ДУС размерности  $[5 \times 5]$ .

Компоненты матрицы состояния, представленные выражением (2), сформированы по уравнениям из (1):

$$\mathbf{A} = \begin{vmatrix} -1/\tau & 0 & 0 & 0 & 0 \\ k_\Omega & -k_d & h & k_p & c_p \\ 0 & -h & -k_d & -c_p & -k_p \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{vmatrix}; \quad (2)$$

где  $k_d, h, k_p, c_p$  – внутренние параметры ДУС, настраиваемые по критериям желаемых динамических характеристик с помощью обратной связи по

скорости и углу отклонения ротора гироскопа [2];  $k_{\Omega}$  – масштабный коэффициент по скорости вращения стола;  $\tau$  – постоянная времени стола.

Компоненты вектора  $\mathbf{V}$ :

$$\mathbf{V} = \begin{pmatrix} k_{\Omega} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}; \quad (3)$$

где  $k_{\Omega}$  – масштабный коэффициент.

Поскольку ДУС является двухкомпонентным измерителем, а стенд одноосный, то в матрице состояния (2) присутствует только один масштабный коэффициент  $k_{\Omega}$ , расположенный на пересечении 2 строки и 1 столбца, с помощью которого обеспечивается передача угловой скорости стола на вход по одной оси чувствительности ДУС. Для моделирования работы ДУС по второй оси, необходимо в матрице состояния переместить коэффициент  $k_{\Omega}$  в ячейку на пересечении 3 строки и 1 столбца. В натурном эксперименте развернуть корпус ДУС на 90 градусов в вертикальной плоскости относительно платформы.

По уравнениям (1) и (2) сформирована программа моделирования работы стенда в среде Simulink, представленная на рис. 4. Программа позволяет моделировать работу поворотного стола и испытуемого прибора в динамике переходных процессов, выполнять численные оценки по времени накопления данных, необходимых для статистических оценок характеристик ДУС.

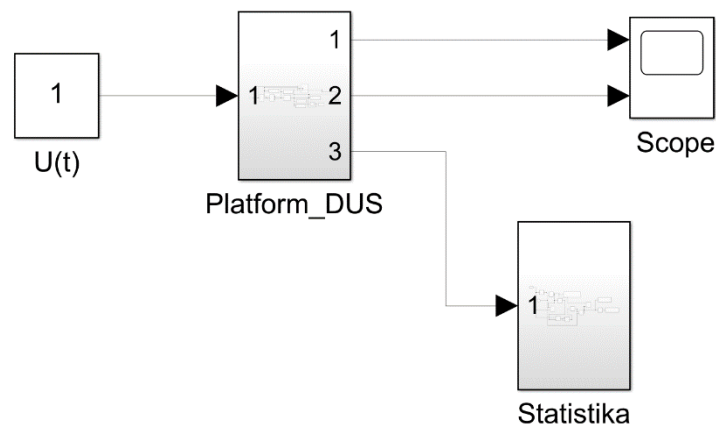


Рис. 4. Программа моделирования работы стенда в среде Simulink

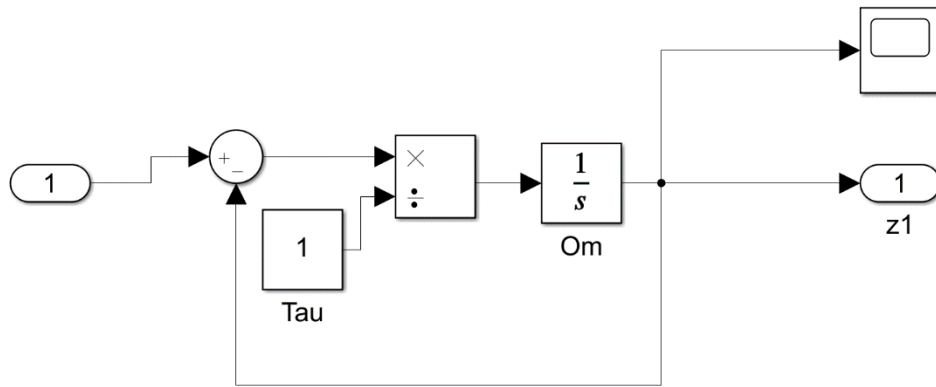


Рис. 5. Программа моделирования работы платформы станда

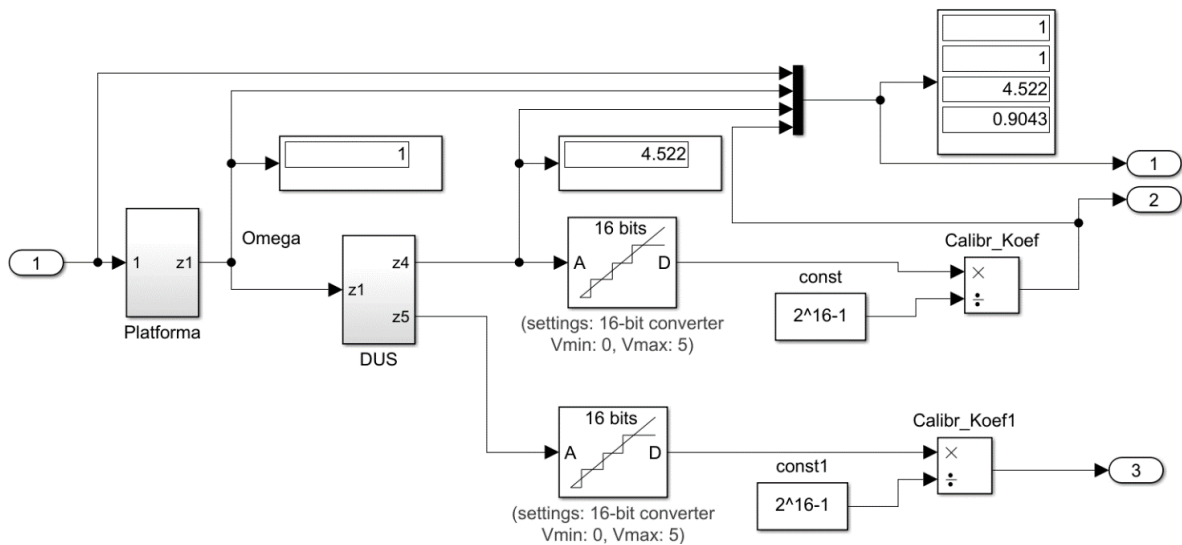


Рис. 6. Программа моделирования работы ДУС в составе станда

На рис. 7 представлена универсальная поворотная конструкция, позволяющая устанавливать любое угловое положение испытуемого датчика относительно оси вращения стола. Данная конструкция имеет шкалы для контроля углового положения датчика с ценой деления 1 градус, что оказывается недостаточно для точной выставки осей чувствительности ДУС при смене его положения на поворотном станде.



Рис. 7. Поворотная конструкция

Для установки ДУС на платформу разработана конструкция технологического приспособления, показанного в сборе на рис. 8. Приспособление позволяет установить ДУС на поворотную конструкцию в двух фиксированных положениях осей чувствительности.

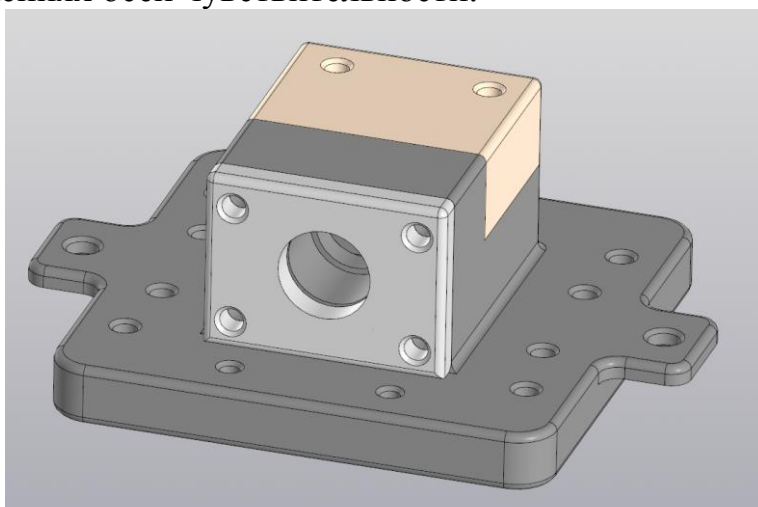


Рис. 8. Технологическое приспособление для установки ДУС

На рис. 9 показаны отдельные детали универсального технологического приспособления.

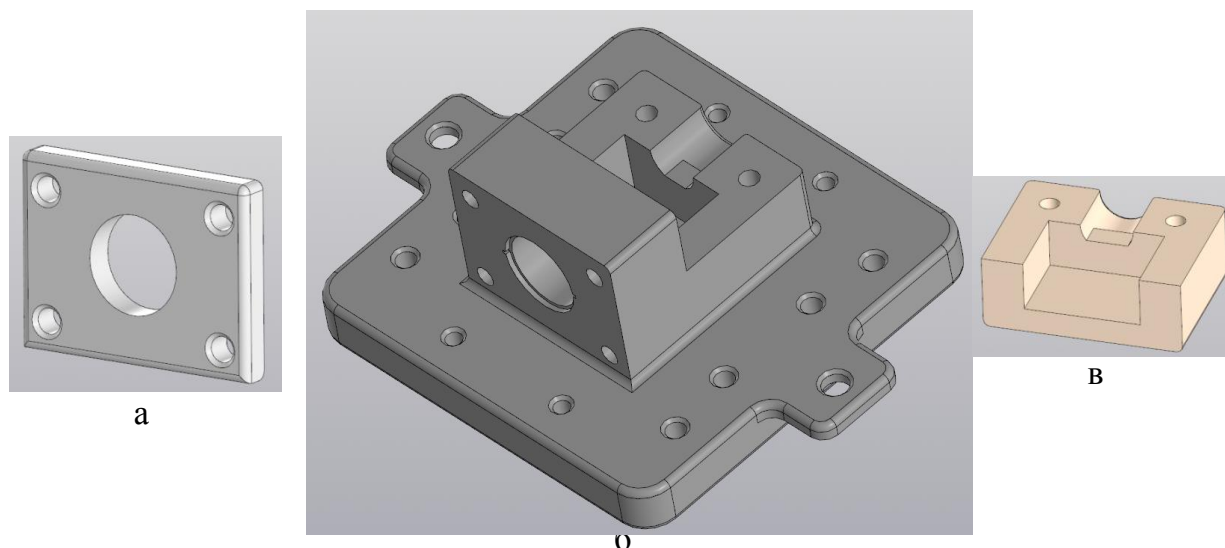


Рис. 9. Отдельные детали универсального технологического приспособления:  
а - панель; б – основание; в – крышка (перевернута)

Сформированная конструкция универсального технологического приспособления позволяет выполнить натурный эксперимент по калибровке двухкомпонентного ДУС, оценить смещение нуля. Разработанная математическая модель стенда в сочетании с двухкомпонентным ДУС позволяет отлаживать программное управление платформой, алгоритмы обработки информации, проводить численные эксперименты с учетом их динамических свойств.

Дальнейшей задачей исследования ДУС будет являться физическая реализация разработанного технологического приспособления и испытания на лабораторном стенде с калибровкой датчика и анализом данных, заложенных в модуль Statistika на рис. 4, полученных при проведении эксперимента.

#### Библиографический список

1. Кацай Д.А., Ключев В.Ю. Структурно-параметрический синтез и калибровка датчика угловой скорости, построенного на ДНГ // Изв.вузов СССР – Приборостроение, т. XXXIII, №1, 1990.– С. 29–36.
2. Чичева, О.С. Модернизация лабораторного стенда для измерения характеристик датчика угловых скоростей летательных аппаратов / О.С. Чичева, В.А. Федоров // СибГУ имени академика М. Ф. Решетнева. Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – Т. 2. – С. 1106–1108.



УДК 629.056.84

ББК 39.959

## АНАЛИЗ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АЛГОРИТМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

*А.М. Трунин, Д.М. Трунин, А.Д. Кузьмин*  
*Научный руководитель: Н.В. Дударев, к.т.н.*

В статье описывается синтез алгоритма определения координат центра масс летательного аппарата при помощи спутниковых систем навигации и приводится сравнение точностей, обеспечиваемых системами ГЛОНАСС и GPS. Для определения точностных характеристик полученного алгоритма в исследовании применяется алгоритм получения координат на основе вычисления псевдодальностей. Приведены результаты вычисления координат летательного аппарата, построена карта расположения спутников в зоне видимости и вычислены значения геометрического фактора, а также определена спутниковая система навигации, обеспечивающая предельную точность на всей траектории полета.

Ключевые слова: спутниковая система навигации, алгоритм определения центра масс, ГЛОНАСС, GPS, точность определения координат, навигация

### **Введение**

Современная радионавигация требовательна к точностным характеристикам определения координат центра масс летательных аппаратов, что приводит к необходимости совершенствования алгоритмов определения навигационных параметров при помощи спутниковых навигационных систем. Современные радионавигационные системы используют спутниковую навигацию как способ точного и быстрого обеспечения временными и позиционными параметрами потребителя в глобальной рабочей зоне [1].

В работе рассматривается алгоритм определения координат центра масс беспилотного летательного аппарата на протяжении всей длительности полета с применением спутниковых систем навигации ГЛОНАСС и GPS (NAVSTAR).

Производится моделирование позиционирования спутников по их актуальным эфемеридам относительно пункта наблюдения, строится карта расположения спутников, определяются их координаты в геоцентрической и прямоугольной системах координат. Также определяется видимость спутников относительно точки наблюдения. Задается траектория и скоростные параметры посадки летательного аппарата. Вычисляются псевдодальности на всем протяжении полета, определяются координаты центра масс объекта



с применением систем спутниковой навигации ГЛОНАСС и GPS, производится сравнение точности определения характеристик.

### Описание алгоритма

Движение спутников и летательного аппарата удобно описывать в геоцентрической экваториальной прямоугольной системе. Координаты спутников и летательного аппарата заданы в экваториальной прямоугольной системе и обозначены соответственно  $x_c, y_c, z_c$  и  $x, y, z$ , отсюда расстояние между ними:

$$r = \sqrt{(x_c - x)^2 + (y_c - y)^2 + (z_c - z)^2},$$

где  $r$  – расстояние от потребителя до наблюдаемого спутника.

При распространении волны в пространстве происходит временная задержка, поэтому измеренная дальность именуется псевдодальностью  $\tilde{r}$  [2], с учетом временных поправок:

$$\tilde{r} = \sqrt{(x_c - x)^2 + (y_c - y)^2 + (z_c - z)^2} + c\Delta t_{Ai} + c(\Delta t_{ci} - \Delta t_{\Pi}),$$

где  $c\Delta t_{Ai}$  – ионосферная задержка распространения волны;  $c(\Delta t_{ci} - \Delta t_{\Pi})$  – расхождение шкалы навигационной системы и потребителя.

Вычисление псевдодальностей происходит только до видимых спутников относительно пункта наблюдения. Видимость спутника определяется вычислением его горизонтального угла азимута и высоты и сравнением данных параметров с точкой наблюдения [3].

При вычислении координат центра масс летательного объекта также оцениваются параметры геометрического фактора [4]. В данном случае задача является пространственной, поэтому за оценку влияния расположения спутников на точность определения координат потребителя был взят пространственный геометрический фактор:

$$K_{\Gamma\Pi} = \sqrt{D_{xx} + D_{yy} + D_{zz}},$$

где  $D_{xx}, D_{yy}, D_{zz}$  – первые три диагональных элемента квадратной четырехмерной матрицы  $D$ :

$$D = \begin{vmatrix} D_{xx} & D_{xy} & D_{xz} & D_{xb} \\ D_{yx} & D_{yy} & D_{yz} & D_{yb} \\ D_{zx} & D_{zy} & D_{zz} & D_{zb} \\ D_{bx} & D_{by} & D_{bz} & D_{bb} \end{vmatrix},$$

которая вычисляется на основе градиентной матрицы координат навигационных спутников  $H$  по формуле:

$$D = (H^T \cdot H)^{-1}.$$

Наконец градиентная матрица  $H$  вычисляется по формуле:

$$H = \begin{vmatrix} -\cos(\alpha_1) & -\cos(\beta_1) & -\cos(\gamma_1) & 1 \\ -\cos(\alpha_2) & -\cos(\beta_2) & -\cos(\gamma_2) & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ -\cos(\alpha_N) & -\cos(\beta_N) & -\cos(\gamma_N) & 1 \end{vmatrix},$$

где  $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$  – углы линии визирования (потребитель –  $i$ -й наблюдаемый летательный аппарат) относительно осей координат  $x, y, z$ ;  $N$  – количество видимых потребителем НКА.

Направляющие косинусы определяются соотношениями:

$$\cos(\alpha_i) = \frac{x_i - x_{\Pi}}{R_{i,\Pi}},$$

$$\cos(\beta_i) = \frac{y_i - y_{\Pi}}{R_{i,\Pi}},$$

$$\cos(\gamma_i) = \frac{z_i - z_{\Pi}}{R_{i,\Pi}},$$

$$R_{i,\Pi} = \sqrt{(x_i - x_{\Pi})^2 + (y_i - y_{\Pi})^2 + (z_i - z_{\Pi})^2},$$

где  $x_i, y_i, z_i$  – координаты  $i$ -го наблюдаемого спутникового аппарата;  $x_{\Pi}, y_{\Pi}, z_{\Pi}$  – координаты потребителя навигационных измерений.

### Исходные данные

В данном исследовании в качестве опорных данных была разработана траектория движения (посадки) беспилотного летательного аппарата. Параметры движения объекта представлены ниже (табл. 1).

Таблица 1

Параметры движения летательного аппарата

Параметры	Начало наблюдения	Промежуточные значения (половина пути)	Параметры приземления
Высота	70 км	35 км	10 км
Скорость ЛА	2833,3 м / с	1768,4 м/с	200 м/с

По данным табл. 1 построена траектория посадки летательного аппарата (рис. 1). Время моделирования составляет 3 минуты или 180 секунд.

Траектория перемещения объекта

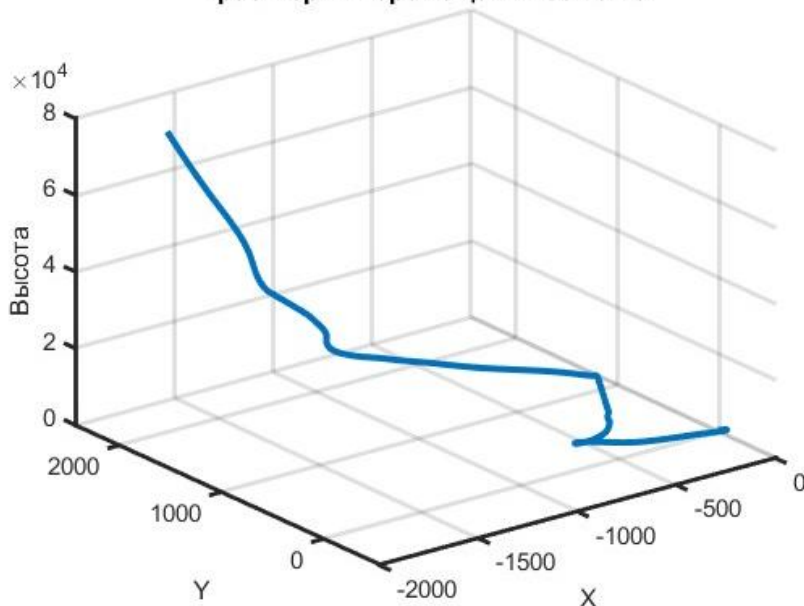


Рис. 1. Траектория перемещения летательного аппарата

В качестве пункта наблюдения был выбран город Челябинск с координатами 55°09'44" северной широты и 61°24'11" восточной долготы.

### Анализ работы алгоритма

Для вычисления координат спутников систем GPS и ГЛОНАСС использовались интерфейсные контрольные документы, описывающие методику вычисления координат спутников по эфемеридам [2, 3, 4]. Дата моделирования 09.11.2022, актуальные эфемериды от 08.11.2022. Примеры расположения спутников ГЛОНАСС и GPS относительно точки наблюдения представлены относительно точки наблюдения (рис. 2 и рис. 3 соответственно).

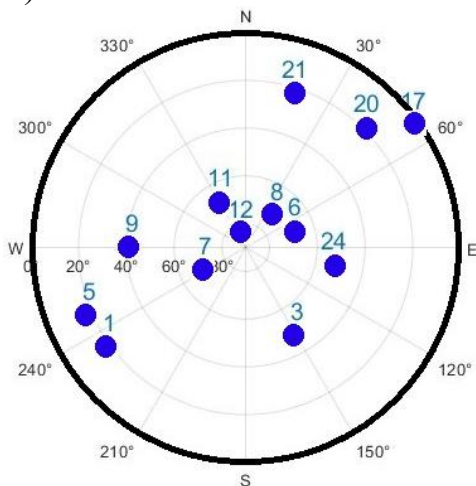


Рис. 2. Расположение спутников ГЛОНАСС относительно точки наблюдения

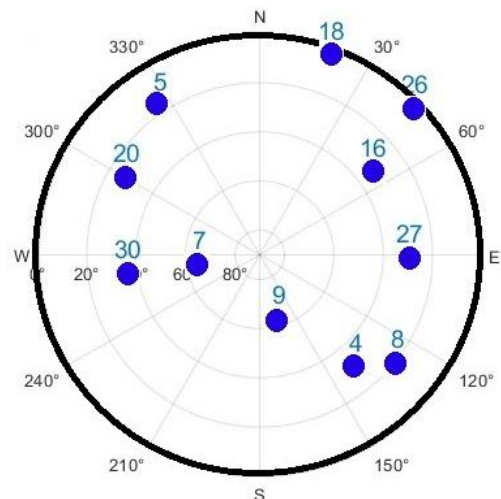


Рис. 3. Расположение спутников GPS относительно точки наблюдения

Были вычислены погрешности определения координат летательного аппарата с учетом влияния расположения спутников (рис. 4).

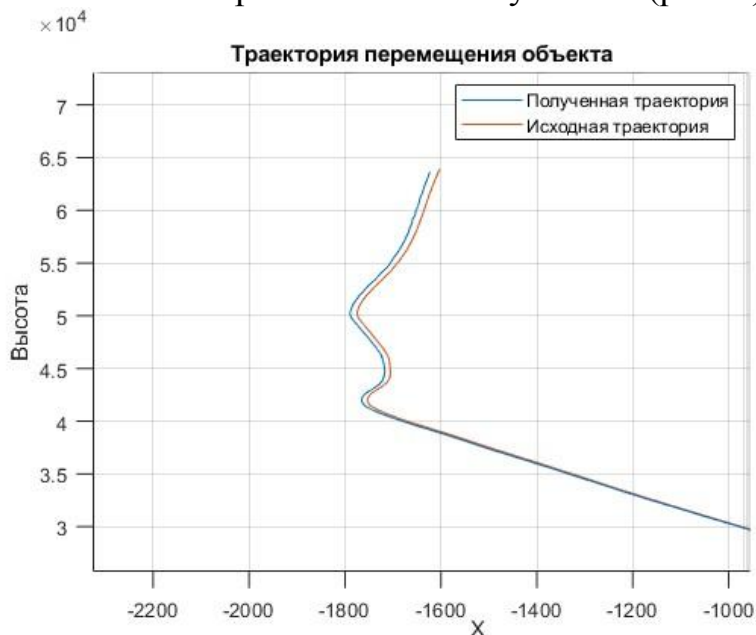


Рис. 4. Расхождение траектории летательного аппарата при вычислении координат с помощью спутниковой системы навигации

Результаты моделирования (рис. 4) показывают, что полученная траектория отличается от исходной, это объясняется влиянием взаимного расположения спутников, выраженного значением геометрического фактора, а также ионосферными и другими задержками распространения сигнала. Для получения погрешностей измерения центра масс летательного аппарата были найдены значения ошибок вычисления координат по трем осям на протяжении всего полета (рис. 5).

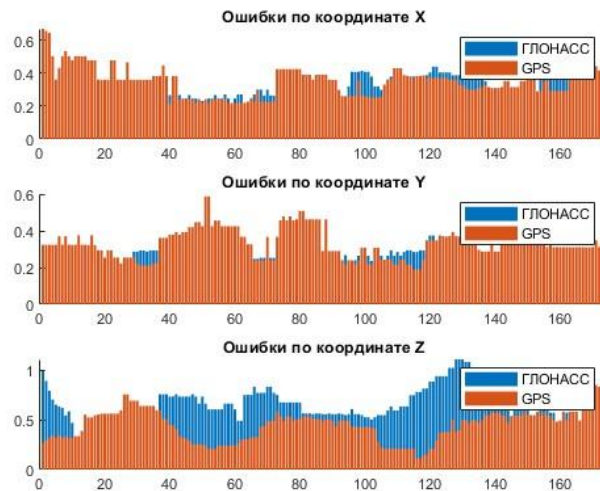


Рис. 5. Сравнение ошибок определения координат GPS и ГЛОНАСС

На протяжении всего полета значение геометрического фактора было меньше или близко к единице, что указывает на высокую точность полученного решения с незначительной погрешностью (рис. 4). Величина этой погрешности, выраженная в метрах, является оценкой погрешности измерения положения тела в географических координатах.

Результаты вычисления навигационной функции показывают, что погрешность измерения координат по любой из осей не превышает 1 метра, что обусловлено минимальным значением пространственного геометрического коэффициента. Также не были учтены ионосферные задержки сигнала и задержки сигнала при прохождении его через среду высоких температур, возникающую при движении летательного объекта на высоких скоростях.

### Заключение

Алгоритм определения координат беспилотного летательного аппарата позволяет определять навигационные параметры при помощи спутниковых систем навигации ГЛОНАСС и GPS на всей траектории полета.

Сравнение значений ошибок определения координат по осям XYZ, которые составляют менее 0.5 метра, и показателей геометрического фактора равных или меньших единицы позволяет говорить о том, что алгоритм успешно справляется с решением навигационной задачи вне зависимости от типа используемой навигационной системы (ГЛОНАСС или GPS).

Ошибка определения центра масс незначительная и в большинстве своем определяется взаимным расположением спутников. Также необходимо

оценить время задержки сигнала в ионосфере и при прохождении через слои плазмы, которые образуются вокруг летательного аппарата при скоростном спуске. Данные задержки могут оказать значительное влияние на получаемые значения псевдодальностей и, при неблагоприятных, неидеальных условиях, оказать значительное влияние на точность работы алгоритма.

#### Библиографический список

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. – 4-е изд., перераб. – Москва: Радиотехника, 2010. – 800 с.
2. Яценков, В.С. Основы спутниковой навигации: системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС / В.С. Яценков. – Москва: 2005. – 272 с.
3. Гребенко, Ю.А. Использование системы NAVSTAR для определения угловой ориентации объектов / Ю.А. Гребенко, В.Н. Лукин, И.Н. Мищенко и др. // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – №1. – С. 46–53.
4. Гришин, Ю.П. Радиотехнические системы / Ю.П. Гришин, В.П. Ипатов, Ю.М. Казаринов и др.; под ред. Ю.М. Казаринова. – М.: Высш. Шк., 1990. – 250 с.

## **Секция 5. СИСТЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

УДК 621.38

### **ОБЗОР РЫНКА ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ**

*А.А. Чупрунова*

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

В работе рассмотрены российские предприятия, производящие электронные компоненты. Представлен анализ их продукции и сделан общий вывод о направлениях работы отечественных предприятий электронной промышленности.

Ключевые слова: транзистор, драйвер, конденсатор, выпрямитель, микроконтроллер, микросхема, резистор.

Глобальная цифровизация и повсеместное внедрение электроники в жизнь каждого человека породили огромный спрос на различные радиоэлектронные компоненты.

По данным SIA (Semiconductor Industry Association) мировые продажи полупроводников выросли со 139,0 млрд долларов в 2001 году до 555,9 млрд долларов в 2021 году и совокупный годовой темп роста составил 7,18% в год. Согласно прогнозу Мировой статистики торговли полупроводниками (WSTS), сделанному осенью 2021 года, объем продаж полупроводниковой промышленности в мире достигнет 601 миллиарда долларов в 2022 году и 633 миллиардов в 2023 году [1].

По данным отчета, составленного в сентябре 2020 года Boston Consulting Group и SIA, в 2020 году основным регионом производства радиоэлектронных компонентов стала Азия. На Китай, Тайвань, Южную Корею и Японию суммарно приходится более трети (73%) мировых производственных мощностей. Остальную заметную долю занимают США (12%) и Европа (9%) [2]. Что касается России, то по оценке основанной на данных ЕМИСС (Единой межведомственной информационно-статистическая система), в 2020 году внутренний рынок производства полупроводникового оборудования достиг 2,7–3 млрд долларов, что составило 0,7% от мирового рынка за этот же период.

Основную часть используемых в России радиоэлектронных компонентов страна импортировала. По данным сервиса статистики внешней торговли России, в 2020 году в страну были ввезены компоненты электроники общей стоимостью 1,688 млрд долларов. Главными импортерами радио-

электронных компонентов в Россию стали Китай, Малайзия, Вьетнам и Тайвань [3, 4].

В 2022 году в Россию существенно сократился импорт электроники и было приостановлено сотрудничество с рядом крупных компаний в этой отрасли. Такая ситуация обострила необходимость развития данной индустрии внутри страны и позволила более детально изучить отечественную продукцию.

### **Группа компаний «Микрон»**

«Микрон» был создан в г. Зеленограде Московской области в 1967 г. на базе Научно-исследовательского института молекулярной электроники, основанного в 1964 г [5]. Сегодня завод, является крупнейшим производителем и экспортером микроэлектроники в России. Он производит более четырех млрд. микросхем в год, а на его долю приходится 54<sup>0</sup>% от экспорта всех отечественных радиокомпонентов. В 2018 г. ГК «Микрон» заняла лидирующую позицию в рейтинге организаций радиоэлектронной промышленности России по объему выручки в сегменте радиоэлектроники и по выручке от производственной деятельности [6].

Продукцией завода «Микрон» являются общепромышленные микросхемы, микросхемы для жестких условий эксплуатации, дискретные полупроводниковые устройства, RFID-продукция, автоэлектроника, микроконтроллеры (выпуск заявлен на 2023 г.), функциональные аналоги.

Среди общепромышленных микросхем, выпускаемых компанией, можно выделить: контроллеры тока и напряжения, DC-DC преобразователи, микросхемы LED драйверов, LDO стабилизаторы напряжения, AC-DC контроллеры импульсных источников питания, компараторы и операционные усилители.

К микросхемам для жестких условий относятся микропроцессоры DSP, микросхемы памяти и преобразователей, микросхемы аналоговые и интерфейсные (для интерфейсов Ethernet, LINK, LVDS), а также программируемая и стандартная логики.

Сегодня завод ориентирован на производство чипов. Он выпускает чипы для банковских карт (на них работает большинство карт НСПК «Мир»), паспортов, проездных в общественном транспорте и поездах и т.д.

### **Государственный завод «Пульсар»**

Завод «Пульсар» построен в 1953 г. в Москве. Специализируется на выпуске полупроводниковых приборов, материалов и технологий. Преимуществом завода является полный технологический цикл производства продукции, включающий в себя выпуск корпусов, кристаллов, их сборку и испытания.

Сегодня завод предлагает своим клиентам следующую продукцию: быстродействующие диоды, биполярные СВЧ транзисторы, полевые ВЧ и СВЧ транзисторы, силовые переключательные транзисторы, интегральные микросхемы (а именно, СВЧ МИС, БИС и ВЧ МИС, драйверы управле-

ния), изделия фотоэлектроники (диоды, ПЗС, фоточувствительные КМОП-матрицы), СВЧ модули, модули силовой электроники, фотоприемные устройства [7]. Потребителями продукции завода являются более чем 300 предприятий федерального значения.

#### **Научно-производственное предприятие «Завод Искра»**

Завод был построен в г. Ульяновске в 60-е годы XX века. «Искра» обладает всем необходимым набором технологических и производственных процессов, необходимых для осуществления замкнутого цикла производства полупроводниковых приборов. Завод поставляет элементную базу предприятиям из отраслей радиоэлектронной аппаратуры, вычислительной техники, средств связи и аппаратуры специального назначения.

Продукцию завода составляют транзисторы, диоды Шоттки, оптопары, модули биполярные с изолированным затвором, СВЧ модули, гибридные микросборки, ЛТСС керамика [8].

#### **АО «ГРУППА КРЕМНИЙ ЭЛ»**

Завод был построен в 1958 г. в Брянске. Предприятие активно участвует в федеральной программе импортозамещения по изделиям на карбиде кремния и силовой электронике. И все эти продукты являются уникальными разработками заводского Управления развития.

Сегодня завод специализируется на выпуске интегральных микросхем, дискретных полупроводников, кремниевых структур и силовых модулей [9].

#### **ПАО «Электровыпрямитель»**

Завод ПАО «Электровыпрямитель» был построен в 70-е гг. В Саранске. Он специализируется на разработках и производстве силовых полупроводниковых приборов и оборудования для нужд многих отраслей промышленности, энергетики и транспорта. А именно, к продукции завода относятся: силовые полупроводниковые приборы, силовые блоки, преобразовательная техника, драйверы, светотехническая продукция и электробытовые приборы [10].

#### **Северо-Задонский конденсаторный завод (СКЗ)**

Строительство завода началось в 1964 г. в Москве. СКЗ оснащен базой для проведения типовых, периодических испытаний, металлообработывающим, литьевым, технологическим оборудованием, собственным гальваническим производством, конструкторским и технологическим отделами, способными в минимально короткие сроки разработать и изготовить конденсаторы общего и специального применения под конкретные условия эксплуатации с определенными характеристиками.

Ключевой продукцией завода являются разные виды конденсаторов. Среди них можно выделить электролитические, оксидно-электролитические, изготовленные из алюминия, а также металлопленочные полистирольные, пленочные полипропиленовые и др. Также помимо конденсаторов завод производит комплектные вводные устройства [11].



### **АО «Элеконд»**

Завод был построен в начале 60-х годов в городе Сарапул. АО «Элеконд» – единственное предприятие в России и СНГ, сохранившее полный цикл производства алюминиевых электролитических конденсаторов.

Сегодня завод выпускает более 50 млн конденсаторов в год, а доля, занимаемая предприятием на российском рынке конденсаторов, составляет порядка 60%. Высокое качество и широкая линейка продукции позволяют АО «Элеконд» сотрудничать с такими компаниями, как Росатом, РЖД и Роскосмос.

Завод производит 78 типов различных конденсаторов. К ним относятся алюминиевые электролитические, танталовые объемно-пористые и оксидно-полупроводниковые, ниобиевые оксидно-полупроводниковые. Также завод выпускает суперконденсаторы, модули суперконденсаторные, алюминиевую фольгу и электротехническую продукцию [12].

### **АО «Новосибирский завод радиодеталей «Оксид»**

Строительство завода началось в 1948 г. в Новосибирске.

В настоящее время завод специализируется на выпуске танталовых конденсаторов с оксидным диэлектриком. Также часть продукции “Оксида” составляют резисторы [13].

### **Воронежский завод полупроводниковых приборов**

Строительство завода было начато в 1957г. в Воронеже. На заводе впервые в России было освоено серийное производство программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) специального назначения. Клиентами завода «ВЗПП-С» являются предприятия, изготавливающие радиоэлектронную аппаратуру, средства связи и специальную технику. Всего число российских и зарубежных компаний, куда поставляет продукция завода, составляет порядка 800. Завод является крупнейшим в России производителем ПЛИС.

К продукции завода относятся ПЛИС, транзисторы, диоды и силовые модули. Основная серийно-выпускаемая продукция включает в себя более 900 различных типономиналов [14].

Таким образом, отечественная элементная база в той или иной степени способна удовлетворить потребности рынка. Сегодня рынок ориентирован на два основных направления.

Первое – управление электромеханическими системами, где применяются генераторы, трансформаторы и электродвигатели. Для данных устройств необходимы силовые полупроводниковые приборы и также конденсаторы, микроконтроллеры и силовые драйверы). Эти компоненты в России производятся заводами «Микрон», «Кремний ЭЛ», «Электровыпрямитель», Северо-Задонский конденсаторный завод, «Элеконд», «Оксид».

Вторым направлением являются системы энергообеспечения транспорта, судовой, авиационной и ракетно-космической техники. Для них нужны

устройства сбора сигналов, передачи данных и устройства, обеспечивающие радиосвязь. Внутри них используются логические микросхемы, микросхемы передачи данных, полупроводники и устройства сбора информации.

#### Библиографический список

1. Semiconductor Industry Association Factbook [Электронный ресурс]: [https://www.semiconductors.org/wp-content/uploads/2022/05/SIA-2022-Factbook\\_May-2022.pdf](https://www.semiconductors.org/wp-content/uploads/2022/05/SIA-2022-Factbook_May-2022.pdf) (дата обращения: 03.12.2022).
2. Government Incentives and US Competitiveness in Semiconductor Manufacturing [Электронный ресурс]: <https://www.semiconductors.org/wp-content/uploads/2020/09/Government-Incentives-and-US-Competitiveness-in-Semiconductor-Manufacturing-Sep-2020.pdf> (дата обращения: 03.12.2022).
3. Импорт диодов, транзисторов, аналогичных и фоточувствительных полупроводниковых приборов в Россию – Статистика внешней торговли России [Электронный ресурс]: <https://statimex.ru/statistic/8541/import/2020-2021/world/RU/> (дата обращения: 03.12.2022).
4. Импорт интегральных электронных схем в Россию – Статистика внешней торговли России [Электронный ресурс]: <https://statimex.ru/statistic/8542/import/202001-202012/world/RU/> (дата обращения: 03.12.2022).
5. Официальный сайт ГК «Микрон» [Электронный ресурс]: <https://www.mikron.ru/company/> (дата обращения: 04.12.2022).
6. Рейтинг организаций радиоэлектронной промышленности России [Электронный ресурс]: <https://www.instel.ru/upload/iblock/810/reiting-2019.pdf> (дата обращения: 04.12.2022).
7. Официальный сайт ГЗ «Пульсар» [Электронный ресурс]: <https://pulsarnpp.ru/gz-pulsar> (дата обращения: 04.12.2022).
8. Официальный сайт АО «НПП Завод «Искра» [Электронный ресурс]: <https://zavod-iskra.ru/about/index.php> (дата обращения: 04.12.2022).
9. Официальный сайт АО «ГРУППА КРЕМНИЙ ЭЛ» [Электронный ресурс]: <https://group-kremny.ru/> (дата обращения: 04.12.2022).
10. Официальный сайт ПАО «Электровыпрямитель» [Электронный ресурс]: <http://elvpr.ru/> (дата обращения: 05.12.2022).
11. Официальный сайт ООО «Северо-Задонский конденсаторный завод» [Электронный ресурс]: <http://skzcond.ru/> (дата обращения: 05.12.2022).
12. Официальный сайт АО «Элеконд» [Электронный ресурс]: <https://elecond.ru/> (дата обращения: 05.12.2022).
13. Официальный сайт АО «Новосибирский завод радиодеталей «Оксид» [Электронный ресурс]: <https://www.nzroksid.ru/> (дата обращения: 05.12.2022).
14. Официальный сайт АО «ВЗПП-С» [Электронный ресурс]: <https://vzpps.ru/> (дата обращения: 05.12.2022).

## Секция 6. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

УДК 533.6.013.622

### МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА «НОРМАЛЬНОЙ» СХЕМЫ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ

*А.В. Хозова*

*Научный руководитель: А.А. Терехин, к.т.н.*

Рассматривается моделирование движения беспилотного летательного аппарата «нормальной» схемы с возможностью управления силой тяги двигателя и углом отклонения рулей высоты с целью оценки возникающих перегрузок при совершении маневров, наиболее приближенных к реальным.

Ключевые слова: динамика полета, траектория, маневрирование, управление, ПИД, ПИД-регулятор.

В условиях проектно-подготовительных работ для предварительной оценки воздействия на конструкцию летательного аппарата (ЛА) нагрузок, а также дальнейшей оценки прочности элементов при совершении маневров, необходимо иметь теоретические расчетные параметры движения по траектории.

«Нормальная» схема летательного аппарата имеет управляющие рули, которые создают управляющие движением моменты и большую часть стабилизирующих по углам атаки, в хвостовой части корпуса позади центра масс (ЦМ) [1].

Для описания полета в вертикальной плоскости рассматриваются угловые координаты, описывающие положение ЛА и внешние нагрузки (рис. 1).

Модуль вектора силы сопротивления определяется как сумма сил сопротивления фюзеляжа с крылом и поворотного руля [2, 3]:

$$X = (C_{x_{\phi}}(\alpha) \cdot S_{\phi} + C_{x_p}(\alpha) \cdot S_p) \cdot q, \quad (1)$$

где  $S_{\phi}$ ,  $S_p$  – характерные площади фюзеляжа с крылом и рулей,  $C_{x_{\phi}}$ ,  $C_{x_p}$  – зависимости коэффициентов сил лобового сопротивления от угла атаки элементов,  $q$  – скоростной напор [1]:

$$q = \rho \frac{V^2}{2}, \quad (2)$$
$$\rho = 1,225 \left( 1 - \frac{H}{43300} \right)^{4,256}.$$

Аналогично определяется подъемная сила:

$$Y = (C_{y_{-\phi}}(\alpha) \cdot S_{\phi} + C_{y_{-p}}(\alpha - \beta) \cdot S_p) \cdot q, \quad (3)$$

где  $C_{y_{-\phi}}(\alpha), C_{y_{-p}}(\alpha)$  – зависимости коэффициентов подъемных сил элементов,  $\beta$  – угол отклонения руля.

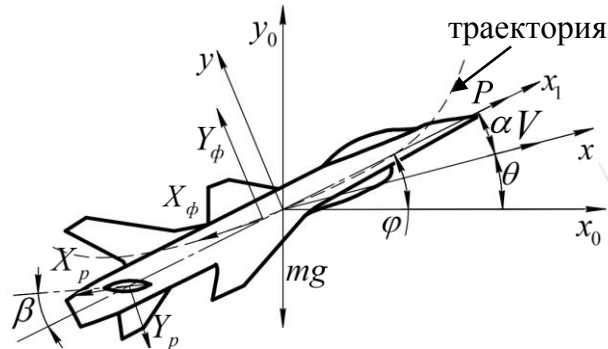


Рис. 1. Полет в вертикальной плоскости:  $x_0Oy_0$  – Земная система координат,  $xOy$  – скоростная СК,  $x_1Oy_1$  – связанная СК,  $\varphi$  – угол тангажа,  $\alpha$  – угол атаки,  $\beta$  – угол отклонения руля,  $\theta$  – угол наклона траектории,  $mg$  – вес ЛА,  $P$  – тяга двигателя,  $V$  – скорость движения,  $X_{\phi}$  – сила сопротивления фюзеляжа (совместно с крылом) крыла,  $X_p$  – сила сопротивления руля,  $Y_{\phi}$  – подъемная сила фюзеляжа с крылом,  $Y_p$  – подъемная сила руля

Сумму моментов относительно оси  $Oz$  составляют стабилизирующий и демпфирующий моменты. Стабилизирующий момент представляется суммой от действия подъемных сил фюзеляжа (совместно с крылом) и отдельно руля [4]:

$$M_{cm} = [C_{y_{-\phi}}(\alpha) \cdot S_{\phi} (L_{ц.м.} - L_{ц.д.}) + C_{y_{-p}}(\alpha - \beta) \cdot S_p (L_{ц.м.} - L_{с.д.р.})] \cdot q, \quad (4)$$

где  $L_{ц.м.}$  – расстояние от носка до центра тяжести,  $L_{ц.д.}$  – расстояние от носка до центра давления,  $L_{с.д.р.}$  – расстояние от носка до центра давления руля.

Демпфирующий момент [4]:

$$M_D = m_z \cdot q \cdot S_{\phi} \left( \frac{\omega_z \cdot L}{V} \right). \quad (4)$$

Для случая движения в плоскости  $xOy$ , учитывая, что проекция ускорения на касательную к траектории равна  $a_x = \frac{dV}{dt}$ , проекция ускорения на нормаль к траектории, лежащую в вертикальной плоскости соответственно равна  $a_y = V \frac{d\theta}{dt}$ , зависимость ускорения свободного падения от высоты –

$$g = g_0 \frac{R^2}{(R + H)^2}, \text{ а массовый расход } - \frac{dm}{dt} = \dot{m}, \text{ система дифференциальных}$$

уравнений представляется следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \frac{dm}{dt} = \dot{m}, \\
 q = \frac{V^2}{2} 1,225 \left( 1 - \frac{y}{43300} \right)^{4,256}, \\
 m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - C_{x_{\phi}}(\alpha) \cdot S_{\phi} \cdot q + C_{x_p}(\alpha) \cdot S_p \cdot q - \frac{mg \cdot R^2 \sin \theta}{(R+h)^2}, \\
 mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + C_{y_{\phi}}(\alpha) \cdot S_{\phi} \cdot q + C_{y_p}(\alpha - \beta) \cdot S_p \cdot q - \\
 \frac{mg \cdot R^2 \cos \theta}{(R+h)^2}, \\
 I_z \frac{d\omega_z}{dt} = C_{y_{\phi}}(\alpha) \cdot S_{\phi} \cdot q (L_{y.m.} - L_{y.d.}) + C_{y_p}(\alpha - \beta) \cdot S_p \cdot \\
 \cdot q (L_{y.m.} - L_{y.d.p}) + m_z \cdot q \cdot S_{\phi} \left( \frac{\omega_z \cdot L}{V} \right), \\
 \frac{d\varphi}{dt} = \omega_z, \\
 \varphi = \theta + \alpha.
 \end{array} \right. \quad (5)$$

где  $m$  – масса ЛА,  $V$  – скорость ЛА,  $P$  – сила тяги двигателя,  $I_z$  – момент инерции относительно главной оси,  $h$  – высота.

При огибании горного рельефа важным этапом, с точки зрения безопасности полета, является этап полета над восходящим скатом.

Примем, что траектория огибания горной местности беспилотным летательным аппаратом представляет собой кривую и интерполируется уравнениями (рис. 2).

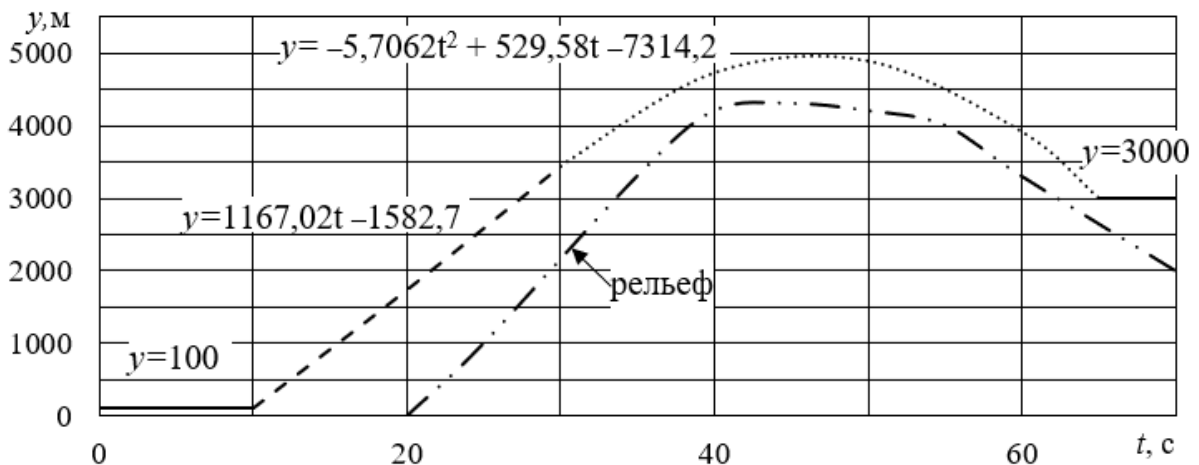


Рис. 2. Задаваемое изменение координаты  $y(t)$

Угол наклона траектории в каждый момент времени, вычисляется:

$$\theta_{\text{траект}} = \text{arctg} \left( \frac{y_{i+1} - y_i}{t_{i+1} - t_i} \right). \quad (6)$$

Значения скорости в каждый момент времени:

$$\begin{aligned} V_{\text{траект } y} &= \frac{dy(t)}{dt} = V_{\text{траект}} \sin(\theta_{\text{траект}}), \\ V_{\text{траект } x} &= V_{\text{траект } y} \operatorname{tg}(\theta_{\text{траект}}), \\ V_{\text{траект}} &= \sqrt{(V_{\text{траект } x})^2 + (V_{\text{траект } y})^2}. \end{aligned} \quad (7)$$

Для управления выбирается простейшая схема регулирования по ошибке с использованием пропорционально-интегрально-дифференциального (ПИД) регулятора (рис. 3). Принцип работы состоит в том, что регулируемая величина  $y$  непрерывно сравнивается с заданным её значением  $r$  и в зависимости от результатов сравнения, по величине рассогласования  $e$ , ПИД-регулятором вырабатывается регулирующее воздействие  $u$ , которое обеспечивает изменение сравниваемой величины в сторону увеличения или уменьшения параметра.

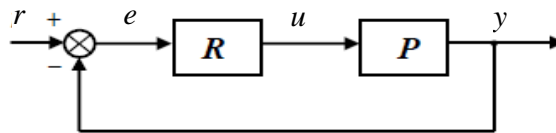


Рис. 3. Схема классического ПИД-регулятора

$R$  – регулятор,  $P$  – объект регулирования,  $r$  – необходимая величина параметра,  $e$  – сигнал рассогласования,  $u$  – выходная величина регулятора,  $y$  – регулируемая величина

Выходная переменная состоит из трёх основных элементов: пропорциональной, интегральной и дифференциальной составляющих с соответствующими коэффициентами [5]:

$$u(t) = K_{\text{П}} e(t) + K_{\text{И}} \int_0^t e(t) dt + K_{\text{Д}} \frac{de(t)}{dt}, \quad (8)$$

где  $u(t)$  – регулируемая величина;  $e(t)$  – ошибка рассогласования – разница между текущим значением и заданным;  $K_{\text{П}}$  – коэффициент пропорциональной составляющей;  $K_{\text{И}}$  – коэффициент интегральной составляющей;  $K_{\text{Д}}$  – коэффициент дифференциальной составляющей. Все коэффициенты являются размерными величинами.

Для управления ЛА вводятся 2 регулятора: регулирование угла тангажа происходит за счет изменения положения угла поворота рулей высоты, регулирование скорости осуществляется путем изменения тяги двигателя.

После интегрирования методом Эйлера [6], уравнение запишется:

$$u_{i+1}^j = K_{\text{П}} e_{i+1}^j + K_{\text{И}} (e_i^j + e_{i+1}^j \Delta t) + K_{\text{Д}} \frac{e_{i+1}^j - e_i^j}{dt}, \quad (9)$$

где  $e_i^j$  – рассогласование  $j$ -ого параметра в  $i$ -ый момент времени интегрирования. По углу и скорости, соответственно:  $e_i^\beta = \theta_i - \theta_{\text{траект } i}$ ,  $e_i^p = V_i - V_{\text{траект } i}$ .

При ручной настройке ПИД, подбор коэффициентов выполняется в следующей последовательности:

1. Настройка начинается с  $K_{II}$  учитывая, что его увеличение приводит к ускорению переходного процесса, уменьшению устойчивости и статической ошибки (и наоборот). Получается устойчивый колебательный процесс, этот коэффициент больше изменять не нужно;

2. При настройке  $K_{II}$  следует уменьшать его до тех пор, пока он не перестанет оказывать на процесс никакого действия;

3. Подбирается  $K_D$  для уменьшения разброса значений регулируемой величины и получения характеристики изменения нужного вида. Увеличение  $K_D$  приводит к повышению устойчивости процесса и его быстродействию, однако при этом регулятор становится восприимчивым к высокочастотным шумам (и наоборот).

В результате настройки коэффициентов, для описываемого ЛА получается следующий набор:

- для регулирования угла поворота рулей  $K_{II}^\beta = 10^{-5}$ ,  $K_{II}^\beta = 10^{-7}$ ,  $K_D^\beta = 1,1$ ;
- для регулирования угла поворота рулей  $K_{II}^p = 4$ ,  $K_{II}^p = 10^{-7}$ ,  $K_D^p = 7$ .

Решение системы дифференциальных уравнений (6) проводится модифицированным методом Эйлера [6].

Траектория движения ЛА с управлением представлена на рис. 4.

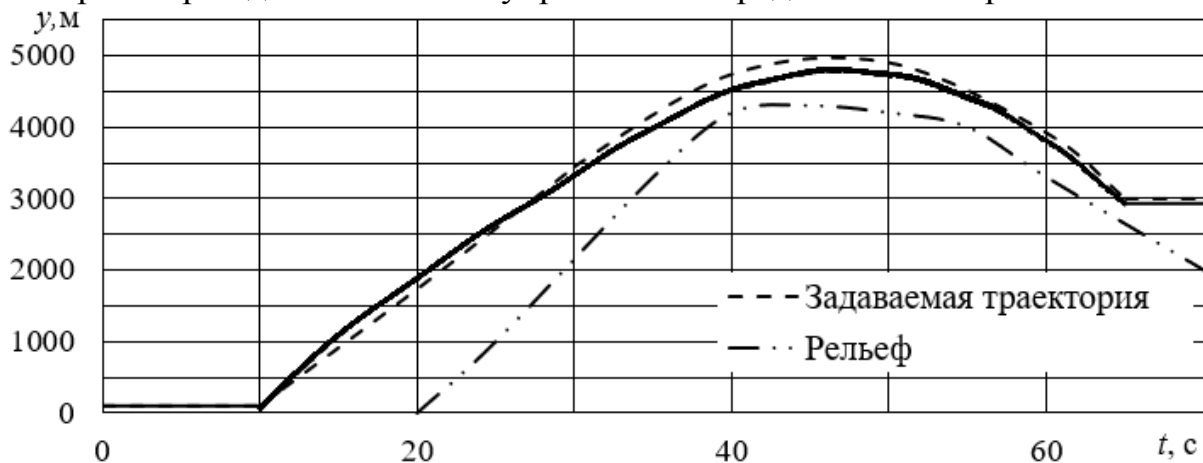


Рис. 4. Траектория движения  $y(t)$  с управлением

Для оценки силовых воздействий на ЛА получен график изменения осевой перегрузки (рис. 5).

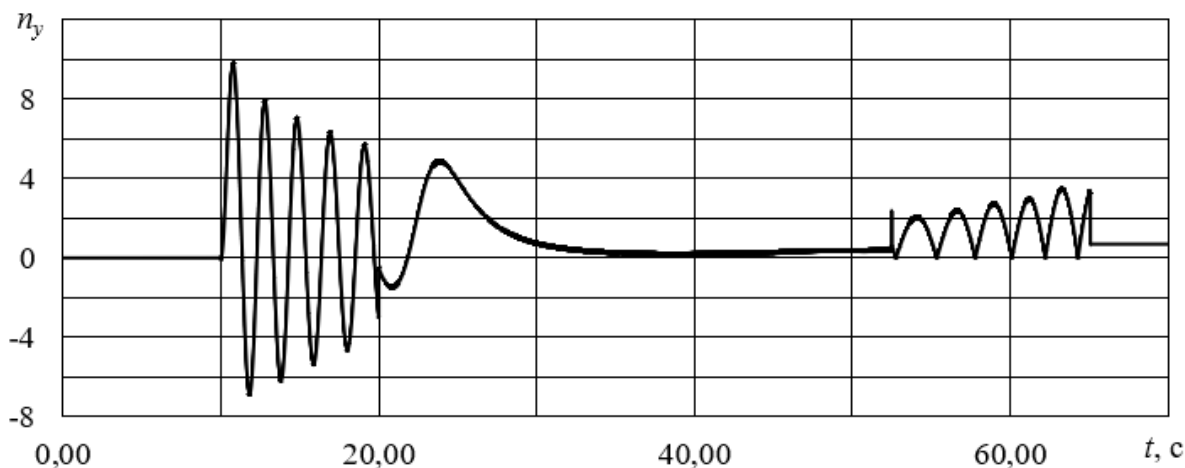


Рис. 5. График осевой перегрузки  $n_y(t)$  при движении с управлением

Таким образом, проведение предложенного моделирования движения БПЛА по программно-заданной траектории позволяет оценить возникающие в процессе совершения полета перегрузки, воздействующие на ЛА, а также нагрузки, возникающие в процессе выполнения маневров, наиболее близких к реальным.

#### Библиографический список

1. Мануйленко В.Г., Удин Е.Г. Теоретические основы построения крылатых управляемых ракет: учеб. пособие / В.Г. Мануйленко, Е.Г. Удин; – СПб: ун -т. ИТМО., 2020. – 201 с.
2. Остославский И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева – М.: Машиностроение, 1963. – 501 с.
3. Исаков А.Л. Проектные модели крылатых ракет: учеб. пособие / А.Л. Исаков; Балт. гос. техн. ун -т. – СПб., 2009. – 78 с.
4. Лебедев, А.А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: учеб. пос. / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
5. Денисенко В.В. ПИД регуляторы: принципы построения и модификации // Современные технологии автоматизации. № 4. 2007. С. 66–74;
6. Калиткин Н.Н. Численный анализ: учебник для студ. учреждений высш. проф. образования/ Н.Н. Калиткин, Е.А. Альшина. – М.: Издательский центр «Академия», 2013. – 304 с.



## **РАЗРАБОТКА ПРОТОТИПА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЕТНОГО ТИПА С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ**

*О.А. Мельникова, И.Д. Колмагоров, С.М. Рассказов*

Разработан прототип беспилотного летательного аппарата (БПЛА) самолетного типа, основным отличием от других БПЛА самолетного типа является вертикальный взлет. Представлен общий образ летательного аппарата (ЛА). Схема основных составляющих ЛА включает фюзеляж, переднее и заднее крылья, силовую установку, систему управления. Создан опытный образец данного ЛА и протестирован.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, вертикальный взлет.

Россия охватывает достаточно большое количество территорий, которые относятся к труднодоступным районам, доступ по земле к которым возможен только в ограниченный период времени. Доставка различного груза в такие населенные пункты может быть выполнена с помощью беспилотных летательных аппаратов, которые не потребуют специальных устройств для взлета.

По результатам рассмотрения различных типов наиболее подходящим является самолетный тип с вертикальным взлетом. Самолетный тип БПЛА позволит увеличить дальность полета и массу полезной нагрузки (ПН). При отказе, поломке силовой установки или разряда батареи ЛА самолетного типа планирует, а не спикирует вниз, что позволяет обеспечить безопасность. Вертикальный взлет позволяет заметно уменьшить необходимое пространство для взлета, не требует дополнительных устройств и физической подготовки.

Были рассмотрены несколько типов аэродинамических схем, оптимальной и полностью удовлетворяющей по характеристикам является аэродинамическая схема «тандем» (рис. 1).

Она позволяет сохранять оптимальную центровку летательного аппарата независимо от массы ПН или его отсутствия. Также с этой целью грузовой и батарейный отсеки размещены в окрестности центра масс аппарата.

На мотогандолы переднего крыла установлены 2 электродвигателя с толкающим винтом, что обеспечивает обдув заднего крыла, увеличивая эффективность его управляющих поверхностей на малых скоростях.

Управляющими поверхностями служат 2 элерона на переднем крыле и 2 элевона на заднем, что увеличивает управляемость. Концевые шайбы на

заднем крыле служат для обеспечения курсовой устойчивости, а также являются опорами при старте с хвоста.

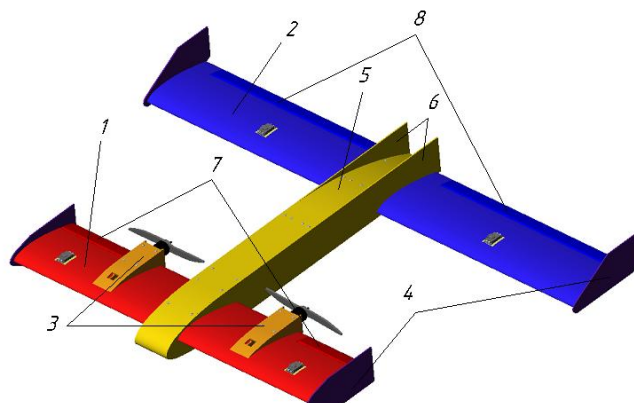


Рис. 1. Общий вид ЛА: 1 – переднее крыло; 2 – заднее крыло; 3 – мотогондолы; 4 – концевые шайбы; 5 – фюзеляж; 6 – аэродинамические гребни; 7 – элероны; 8 – элевоны

Шайбы на переднем крыле улучшают качество крыла, ограничивая перетекание воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю, так крылья имеют малое удлинение. На хвостовом отсеке фюзеляжа располагаются два аэродинамических гребня, которые улучшают качество планера на ~40%.

Площадь и размахи крыльев выбраны, исходя из того, что подъемная сила  $Y$  в крейсерском полёте на нулевом угле атаки  $\alpha$  равна силе тяжести  $G$ , так как при  $\alpha=0^\circ$  коэффициент  $C_x$  силы лобового сопротивления  $X$  имеет наименьшее значение. В первом приближении коэффициент подъемной силы  $C_y$  летательного аппарата принят равным коэффициенту подъемной силы профиля крыла.

В крыльях использован профиль NAVY N60, так как он обладает хорошим качеством  $K_{\alpha=0^\circ}=42$  и высоким коэффициентом подъемной силы, что позволяет уменьшить геометрические размеры крыла.

Хорда крыла  $b=200$  мм выбрана, исходя из относительной толщины профиля, так чтобы толщина крыла позволяла проложить в нём провода для питания и управления двигателем и сервомашинками, а также установить углеродную трубку диаметром 20 мм, достаточным, чтобы крыло выдержало изгибающий момент создаваемый двигателем на взлётном режиме.

Крейсерская скорость выбрана равной  $V=60$  км/ч, так как эта скорость позволит уменьшить нагрузку на консоли и фюзеляж, при возникновении сваливания малая скорость поможет быстро среагировать и выровнять ЛА, и избежать падения и повреждения ПН, что обеспечивает безопасность.

Тогда площадь крыла будет определена по формуле [1]:

$$S'_{\text{кр}} = \frac{2G}{C_{y\text{профиля}} \rho V^2}, \quad (1)$$

где  $G = mg$  – взлётный вес ЛА;  $C_{y\text{профиля}}$  – коэффициент подъёмной силы профиля крыла при  $\alpha = 0^\circ$ ;  $\rho = 1,205 \text{ кг/м}^3$  – плотность воздуха при нормальных условиях;  $g = 9,81 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$  – ускорение свободного падения.

Тогда площадь крыла в первом приближении:

$$S'_{\text{кр}} = 0,4 \text{ м}^2.$$

Значение вычислено без учёта подфюзеляжной части крыла, так как площадь крыла вычислена из коэффициента подъёмной силы профиля крыла. С учетом подфюзеляжной части:

$$S'_{\text{кр}} = 0,44 \text{ м}^2.$$

Считая оба крыла тандема прямоугольными, принимаем размах переднего крыла  $H1$  и заднего крыла  $H2$  равными:

$$H1 = 900 \text{ мм}, H2 = 1300 \text{ мм}.$$

Это необходимо для обеспечения необходимой центровки в 20–25% средней аэродинамической хорды. Для предотвращения сваливания переднее крыло имеет угол атаки в 2 градуса относительно заднего, так срыв потока на переднем крыле произойдёт раньше, чем на заднем, и ЛА опустит нос, а не свалится в плоский штопор.

Ширина и высота фюзеляжа приняты 100 мм, минимально необходимые габариты для размещения ПН, размером 200x70x70 мм.

Длина фюзеляжа  $L = 930$  мм, достаточная для обеспечения расстояния между передним и задним крылом, так как возмущенные воздушные потоки с переднего крыла ухудшают качество заднего, с этой же целью крылья разнесены по высоте на 40 мм, максимально возможные при данных габаритах фюзеляжа, дальнейшее увеличение высоты фюзеляжа увеличит лобовое сопротивление, усложнит и утяжелит конструкцию.

По известным параметрам построена итоговая модель и проведен аэродинамический расчёт в *ANSYS CFX* для получения зависимости аэродинамических коэффициентов от угла атаки (рис. 2).

Из графиков на рис. 2 можно сделать вывод, что такого крыла достаточно, чтобы обеспечивать крейсерский полёт аппарата при  $\alpha = 0^\circ$ , так как коэффициент подъёмной силы в этом случае:  $C_y = 0,457$ .

Тогда подъёмная сила в крейсерском полёте будет равна [1]:

$$Y = \frac{rV^2}{2} C_y S_{\text{кр}} = 31 \text{ Н}. \quad (2)$$

Коэффициент силы лобового сопротивления при  $\alpha=0^\circ$  равна  $C_x = 0,058$ . Тогда сила лобового сопротивления в крейсерском полёте равна [1]:

$$X = \frac{\rho V^2}{2} C_x S_{\text{кр}} = 4,27 \text{ Н.} \quad (3)$$

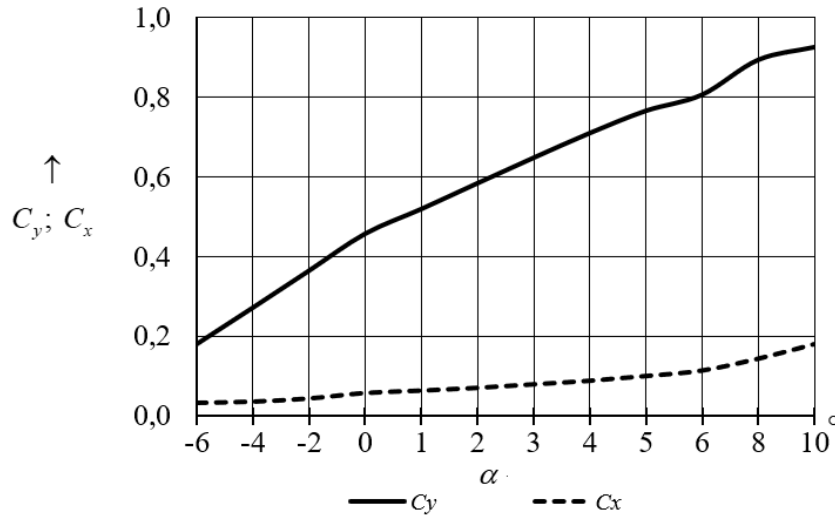


Рис. 2. Аэродинамические характеристики БПЛА с прямоугольным крылом  
Аэродинамическое качество аппарата [2] (рис. 3):

$$K = \frac{C_y}{C_x}. \quad (4)$$

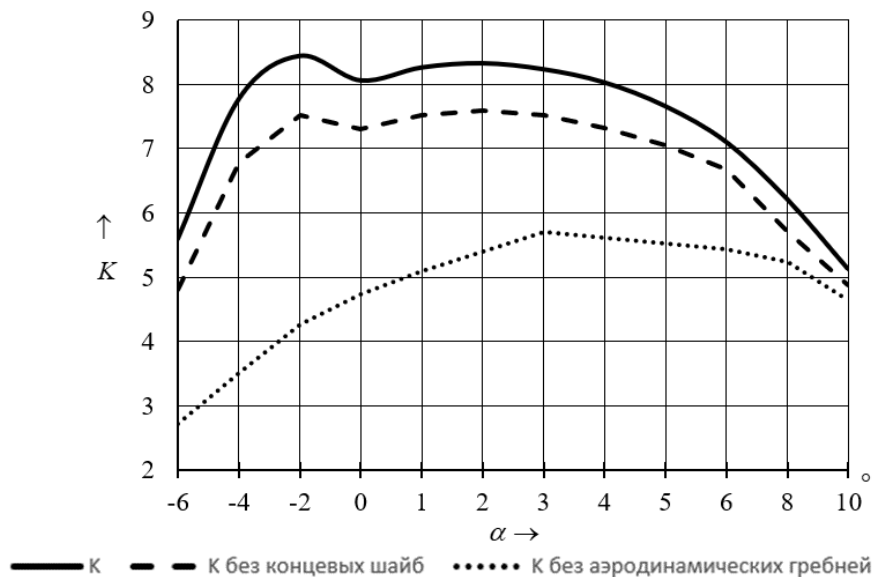


Рис. 3. Аэродинамическое качество ЛА

Из графика на рис. 3 видно, что аэродинамическое качество с концевыми шайбами и аэродинамическими гребнями выше.

Так как скорость в крейсерском полёте постоянная, то тяга, требуемая для движения с крейсерской скоростью равна силе лобового сопротивления:  $P=4,27 \text{ Н}$ , что составляет 11% от номинальной мощности выбранных

двигателей. Это обеспечивает запас на случай полёта против сильного ветра, а также для манёвров в плоскости рысканья с помощью разности тяг двигателей. Потребная мощность двигателя на крейсерский полёт составляет [3]:

$$W = PV = 71,18 \text{ Вт.} \quad (5)$$

Крейсерское число Рейнольдса равно [4]:

$$\text{Re} = \frac{VL}{\mu} \rho = 104000. \quad (6)$$

Система управления и контроля ЛА реализована с помощью полетного контроллера с прошивкой с открытым исходным кодом *ArduPilot*. Также на борту установлен GPS-модуль, используемый для оценивания координат, скорости и путевого угла ЛА. Для оценивания воздушной скорости ЛА используется дифференциальный манометр с трубкой Пито.

Предусмотрен режим ручного управления ЛА. Ручное управление осуществляется с использованием пульта *Futaba* и приемника на борту ЛА. Переход в режим ручного управления осуществляется в экстренных ситуациях. PPM преобразователь служит для преобразования входящих сигналов со всех каналов в один и это позволяет использовать обычный радиомодуль *r8fa* для связи с пультом. В противном случае подключение происходит напрямую к полетному контроллеру и управление с пульта невозможно.

Передача телеметрии от контроллера ЛА на ПК оператора, а также передача управляющих команд оператора контроллеру ЛА осуществляется с помощью беспроводного модуля.

Наземная станция представляет из себя ноутбук оператора с подключенным к нему радиомодулем через *USB-UART* преобразователь.

Контроллер ЛА формирует желаемую траекторию полета ЛА и корректирует управляющие сигналы на управляющие поверхности, с учетом данных, полученных с комплекса датчиков, вносит при необходимости изменения в желаемую траекторию полета.

Используемые комплектующие приведены в табл. 1.

Был создан образец данного БПЛА для полетов, нацеленных на исследование совпадения теоретических расчетов с реальными характеристиками. Беспилотник проходил трассу на автопилоте, с возможностью перехвата на ручное управление. Траектория длиной 5 км была задана по точкам, находящимся на разной высоте. Во время летных испытаний стоял порывистый ветер. Аппарат летал плавно и устойчиво со скоростью 60 км/ч, во время порывов ветра выдерживал высоту и не сваливался, взлет и посадка были выполнены в автономном режиме, посадка произведена по-самолетному.

## Комплектующие ЛА

Комплектующие	Характеристики
Электродвигатели	Максимальная мощность: 770W Тяга: 1780 гр. Электропитание: LiPo 3-5S Оборотов на 1 Вольт электропитания: 900 об/В Максимальный ток: 42.5А Вес: 155 гр.
Регулятор оборотов	Вес: 82 гр. Продолжительный ток: 80А Кратковременный ток: 100А Кол-во банок применяемых батарей: LiPo - 2-6
Сервомашинки для переднего крыла	Усилие, кг/см: 3,2 кг
Сервомашинки для заднего крыла	Усилие, кг/см: 3,9 кг
Аккумуляторные батареи	Тип аккумулятора: литий-полимер Емкость, mAh: 1800 Вес: 156 гр.

**Заключение.** Разработан прототип БПЛА самолетного типа с аэродинамической схемой «тандем» с вертикальным взлетом, предназначенного для доставки грузов или установки аппаратуры массой до 1 кг. Конструкция ЛА позволяет сохранять равновесие как с ПН на борту, так и без него, а также заменой комплектующих, заменой силовой установки (двигатели, регуляторы оборотов, батареи), составляющих достигать необходимых характеристик. Система управления состоит из автопилота (основное управление) и ручного управления (резервное). Подобраны комплектующие для силовой установки: электродвигатель, регулятор оборотов, рулевые машинки, аккумуляторные батареи. Образец при испытаниях показал себя как быстрый и манёвренный аппарат, соответствующий рассчитанным характеристикам.

## Библиографический список

1. Мхитарян А.М. Аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1976. – 448 с.
2. Чумак П.И., Кривокрысенко В.Ф. Расчёт, проектирование и постройка сверхлёгких самолётов. – М.: Патриот, 1991. – 238 с.
3. Краткий курс физики: учебное пособие / С.Ю. Гуревич – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2018. – Ч. I. – 183 с.
4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. – 712 с.

## **ПРОГРАММНЫЙ РАСЧЕТ ЛИНЕЙКИ СИНХРОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ВОЗБУЖДЕНИЕМ ОТ ПОСТОЯННЫХ МАГНИТОВ ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*М.С. Беляков, Д.В. Rogov, М.В. Горт  
Научный руководитель: П.О. Шабуров, к.т.н.*

Статья посвящена актуальной проблеме расчета характеристик двигателей с возбуждением от постоянных магнитов для беспилотных летательных аппаратов, а именно трудностям расчета характеристик, их способов решения; а также приведён анализ возможных вариантов переноса расчёта характеристик двигателя в прикладную программу и варианты реализации данной программы.

Ключевые слова: двигателей с возбуждением от постоянных магнитов, беспилотный летательный аппарат, расчёт в программе, языки программирования, web – разработка.

В настоящее время создание беспилотных летательных аппаратов как никогда востребовано. Однако проектирование летательного аппарата – задача нетривиальная, потому что он состоит из множества взаимосвязанных компонентов. В данной статье будут рассмотрены сложности проектирования двигателя с возбуждением от постоянных магнитов для беспилотных летательных аппаратов, возможные пути решения данной проблемы.

Для начала следует обозначить, в чем заключается сложность расчёта данного двигателя. Сейчас расчёт проходит в специальной программе Mathcad – системе компьютерной алгебры из класса систем автоматизированного проектирования, которая является платной и принадлежит иностранной компании, что может вызвать трудности в дальнейшем из-за невозможности продления лицензии. Однако даже Mathcad не устраняет все трудности, связанные с проведением вычислений:

1. Данный расчёт, в зависимости от вариации, может иметь около 200 уравнений. И это не было бы такой проблемой, однако некоторые коэффициенты и переменные нуждаются в ручной настройке. И подбор нужных переменных может занять достаточно продолжительное время.

2. Передача данного расчёта в руки другого человека потребует достаточно длительного экскурса из-за достаточно большого объёма самого расчёта, который может занимать около 10 страниц формата А4. Пример предоставлен на рис. 1.

45.3. Индуктивность  
секции

45.3.1. Коэффициент проводимостей для потоков пазового  
рассеяния

$$\Lambda_{\text{paz}} := \left[ 0.618 + \frac{h_{s1}}{b_{s1}} + \frac{(h_{\text{paz}} - h_{s1} - 1.5 \cdot b_{s1})}{3 \cdot d_1} \right] \quad \Lambda_{\text{paz}} = 1.7507$$

45.3.2. Коэффициент проводимостей для потоков лобового  
рассеяния

$$q_1 := \frac{z}{2 \cdot p \cdot N_c} \quad \text{число пазов на полюс и фазу} \quad q_1 = 0.4$$

$$D_\delta := D_a + \delta$$


---


$$\Lambda_{\text{lob}} := 0.34 \cdot \frac{q_1}{l_a} \left( l_{\text{lob}} + \tau_{\text{cp}} - 0.64 \cdot \frac{\pi \cdot D_\delta}{z} \right) \quad \Lambda_{\text{lob}} = 0.0688$$

45.3.3. Коэффициент проводимостей для потока статора, замыкающегося через  
магниты

$$BH_m := \frac{B_r}{2} \cdot \frac{H_c}{2}$$

$$\Lambda_m := \frac{1}{2 \cdot p \cdot \mu_0} \left[ 1 - \left( 2 \cdot \sqrt{\frac{B_r \cdot H_c}{BH_m}} - \frac{B_r \cdot H_c}{BH_m} \right) \right] \cdot \frac{B_r}{H_c} \quad \Lambda_m = 0.103$$

45.3.4. Сумма коэффициентов проводимостей для всех потоков  
статора

$$\Lambda := \Lambda_{\text{paz}} + \Lambda_{\text{lob}} + \Lambda_m \quad \Lambda = 1.9225$$

Рис. 1. Пример формул из программы Mathcad

3. Для понимания данных вычислений требуется, как минимум, специальное техническое образование и умения пользоваться программным обеспечением данного типа, что влечёт за собой дополнительные денежные и временные потери. Также потребуется найти и изучить специальную техническую литературу, например, для выполнения этого расчёта были использованы книги авторов Копылова «Проектирование электрических машин» [1], Вешеневского «Характеристика двигателей» [2] или же Кацман «Электрические машины» [3]. Однако некоторые книги могли уже устареть и потерять свою актуальность, или же в них могут быть допущены ошибки, что требует дополнительной сверки и актуализации представленных там данных и формул.

4. После проведенный расчётов в Mathcad требуется вручную перенести данные в специализированные программы для моделирования, например Ansys или Maxwell.



Чтобы облегчить расчеты и увеличить их скорость, было принято решение перенести эти расчёты из Mathcad в отдельную программу. Это должно устранить все вышеописанные минусы.

Для реализации графического интерфейса расчётной программы была выбрана платформа web. Веб-платформа включает в себя компьютерные языки и API-интерфейсы, которые изначально были созданы для публикации веб-страниц. Сюда входят стандарты HTML, CSS, Javascript и многие другие. Альтернативы – это нативные, или другими словами, платформозависимые приложения. Стандарт таких приложений под Windows это Win32 API/WPF, а для частично кроссплатформенных приложений Qt приложения. Минусами нативных приложений, как понятно из названия, является зависимость от платформы разработки. Так, написанные на Windows приложения, могут не работать на MAC или Linux и наоборот. Хотя web тоже платформа, но её поддерживает не только ПК, но также мобильные устройства и всё, где есть браузер. Так же программирование на связке HTML [4]/CSS [5]/JavaScript [6] открывает большую вариативность для создания интерфейсов.

Так как программа требует только вычисление значений по не затратным формулам и графический интерфейс то язык программирования выбран Javascript. Этот язык обычно используется как встраиваемый язык для программного доступа к объектам приложений. Наиболее широкое применение находит в браузерах как язык сценариев для придания интерактивности веб-страницам. По причине примитивности архитектуры в приложении не используются большие библиотеки или фреймворки.

Приложение на выходе предоставляет матрицу данных из которых уже можно построить 3D модель для дальнейших этапов создания двигателя.

#### Библиографический список

1. Копылов И.П. «Проектирование электрических машин»: учебник для вузов. – 4-е издания. – М.: Юрайт, 2011.– 767 с.
2. Вешеневский. С.Н., «Характеристика двигателей», 6-е Изд., – М.: Энергия, 1977 – 432 с.
3. Кацман Н.Н. «Электрические машины»: учебник для сред. спец. учеб. заведений. – М.: Академия, 2013. – 496 с.
4. Изучение HTML. – электронный ресурс // MDN Web Docs. – URL: <https://developer.mozilla.org/ru/docs/Learn/HTML> (дата обращения: 07.12.2022).
5. Уроки CSS. – электронный ресурс // itProger. – URL: <https://itproger.com/course/css> (дата обращения: 07.12.2022).
6. JavaScript Programming Full Course. – видео-ресурс // Freecodecamp. – URL: <https://youtube.com/watch?v=jS4aFq5-91M> (дата обращения: 07.12.2022).

*К.Д. Колесников*

В последнее время особую популярность получили беспилотники различного применения. Это связано с дешевизной, доступностью и простотой управления. Сегодня управляемые беспилотники возможно создавать в домашних условиях в кратчайшие сроки. Единственной проблемой является электроника. Для каждого беспилотника нужна своя аппаратура и программа управления. Поэтому, в целях экономии оборудования и средств, будет правильно создавать универсальные или амфибийные беспилотники. Один из таких беспилотников разрабатывается отделением МКБ «Астероид» «Белка». Также продемонстрированы уже реализованные беспилотники-амфибии.

Ключевые слова: БПЛА, беспилотник, амфибия, передвижение в двух средах, механизм, полёт, плавание, «LoonCopter», «EagleRay», «SplashDrone», «SPRY», разработка, МКБ, «Астероид», «Белка».

### **Полёт**

Особое внимание стоит обратить на механизм полёта (рис. 1): двигатель самолёта вращает воздушный винт, который «вкручивается» в воздушные слои, создавая и направляя поток воздуха в определённую сторону, перпендикулярную вращению винта, тем самым, создавая толкающую силу. Самолёт начинает движение.

По закону Бернулли, за счёт разницы расстояний, которые проходят воздушные потоки, огибая профиль крыла, создаётся разница давлений снизу и сверху, что и поддерживает самолёт в воздухе. Это подъёмная сила. На крыло также действует сила сопротивления, препятствующая движению тела. Коэффициенты этих сил влияют на качество крыла. При изменении геометрии и профиля крыла можно добиться повышения одних, и понижения других характеристик самолёта.

Существует проблема стабилизации тела и центровки самолёта. Для решения этой проблемы на хвосте самолёта расположен стабилизатор или стабилизирующее крыло. На него действуют те же законы, но в отличие от главного крыла, стабилизатор расположен за центром тяжести на конце корпуса, что позволяет самолёту придерживаться одного вертикального курса (тангажа). Для изменения тангажа на стабилизаторе предусмотрены рули высоты.

Руль направления расположен на киле – вертикальном стабилизаторе. Этот руль позволяет изменять «рысканье» аппарата. Помимо этого, на зад-

ней кромке крыльев располагаются элероны, необходимые для изменения крена.

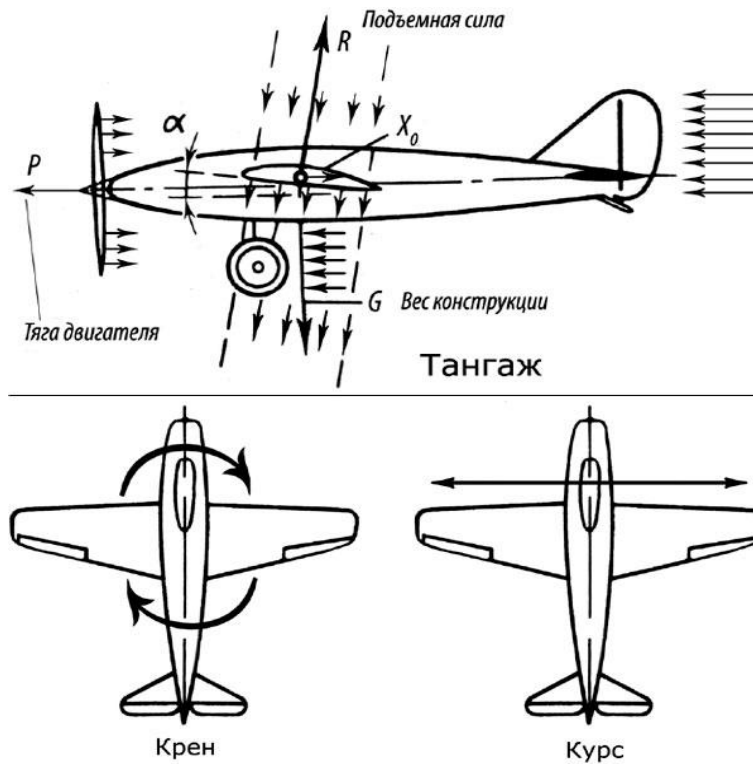


Рис. 1. Силы действующие на летательный аппарат

### Плавание

Механизм плавания (рис. 2) основывается на действии выталкивающей силы. При погружении любого тела в воду оно либо всплывает, либо тонет, либо плавает. Для плавания необходимо уравновесить выталкивающую силу и вес тела. Стоит заметить, что выталкивающая сила справедлива как для жидкостей, так и для газов.

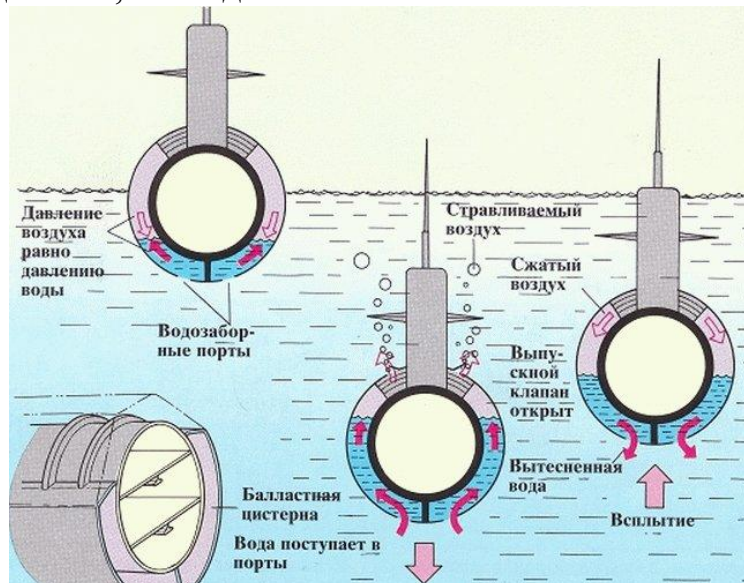


Рис. 2. Устройство подводной лодки

Так устроены подводные лодки, которые должны иметь возможность всплывать, погружаться под воду и плыть под поверхностью воды. Для выполнения этих действий на лодке установлено устройство для изменения её массы. Это устройство состоит из ряда балластных отсеков в корпусе лодки, которые заполняются заборной водой. Благодаря выталкивающей силе вес любого тела, находящегося в воде оказывается меньше, чем в воздухе, а в воздухе меньше, чем в безвоздушном пространстве.

### **Сравнение двух механизмов**

Полет воздушного шара в воздухе имеет схожий с плаванием механизм. Для передвижения в воде на лодке установлены рули высоты (рис. 3) в виде маленьких крыльев, что также позволяет сказать, что полёт в двух средах реализуем.



Рис. 3. Рули высоты подводной лодки

Стоит подметить, что до изобретения самолётов воздух сравнивался с водой, а для изобретения амфибии сравнивается вода с воздухом.

Как итог, полёт в двух средах одновременно возможен.

### **Достоинства и недостатки амфибии**

К достоинствам следует отнести возможность передвигаться в двух средах и выполнять задачи, присущие и самолёту и лодке, а также необходимость использовать один аппарат, вместо двух.

К недостаткам относятся:

- Средние характеристики как на воде, так и в воздухе;
- Трудность передачи сигнала в подводном состоянии;
- Необходимость полной гидроизоляции электроники, что увеличивает вес конструкции;
- Необходимость использовать балласт для погружения под воду;
- Необходимость защиты винтов.

Большинство недостатков преодолеваются созданием выверено рассчитанных конструкций.

### Существующие модели амфибийных БПЛА

На данный момент существует сравнительно большое количество разработок в этой сфере. Стоит рассказать о наиболее известных. В основном, такие разработки представлены американскими и британскими институтами и компаниями.

Например, разработка Оклендского университета – дрон LoonCopter (рис. 4). Он представляет собой квадрокоптер с балластным отсеком. При погружении в воду, коптер наклоняется в сторону, так, что два винта оказываются снизу. Так изменяется вектор тяги, воздушные винты работают в качестве водных, но это не даёт развить ему большую скорость под водой. Другой проблемой является передача видеосигнала сквозь воду [1].

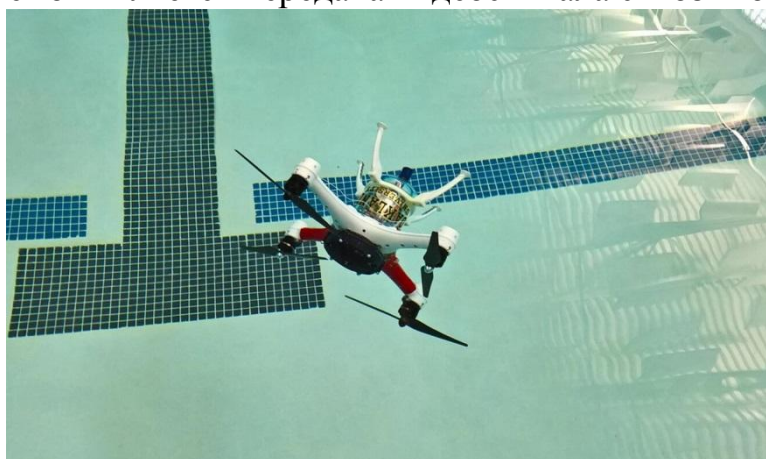


Рис. 4. Дрон «LoonCopter»

Другая Американская разработка – дрон EagleRay (рис. 5). Этот дрон представляет собой простую и лёгкую схему с неподвижным крылом и классической компоновкой. Балластный отсек расположен в корпусе дрона и действует как клапан или шприц, забирая и выталкивая воду. У аппарата есть проблемы с передачей потокового видео и не предусмотрен грузовой отсек [2].

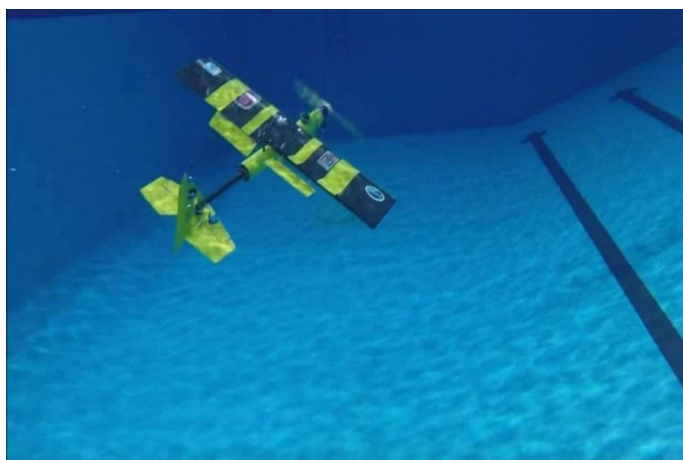


Рис. 5. Дрон «EagleRay»

Интересная разработка представлена Британской компанией Urban Drones. Это квадрокоптер с подводной камерой на тросе – SplashDrone



(рис. 6). Он может сесть на воду и передавать потоковое видео, не боясь экранирования сигнала или непосредственно воды [3].



Рис. 6. Дрон «SplashDrone»

Вместе с разработчиками EagleRay эта компания в 2021 году выпустила дрон SPRY (рис. 7). Эта модель способна сама погружаться и передавать потоковое видео. Но, для передачи устойчивого сигнала используется плавающий модуль, принимающий короткие волны и сигнал Wi-Fi [4].



Рис. 7. Дрон «SPRY»

### **Разработка отделения МКБ «Астероид» «Белка»**

Ведётся разработка отечественного амфибийного беспилотника – «Белка» (рис. 8).

Отличие этой конструкции от вышеописанных моделей – наличие грузового отсека для размещения оборудования. В крыльях предполагается разместить балластные отсеки как у EagleRay. Под грузовым отсеком находится турбина, выполняющая защитную и динамическую роль в подводном режиме. В турбине расположен лодочный винт. В моторном отсеке в носовой части находится блок управления с передатчиком коротких волн. Данная идея находится на расчётной стадии, поэтому более подробно рассказать о ней на момент создания статьи не представляется возможным.

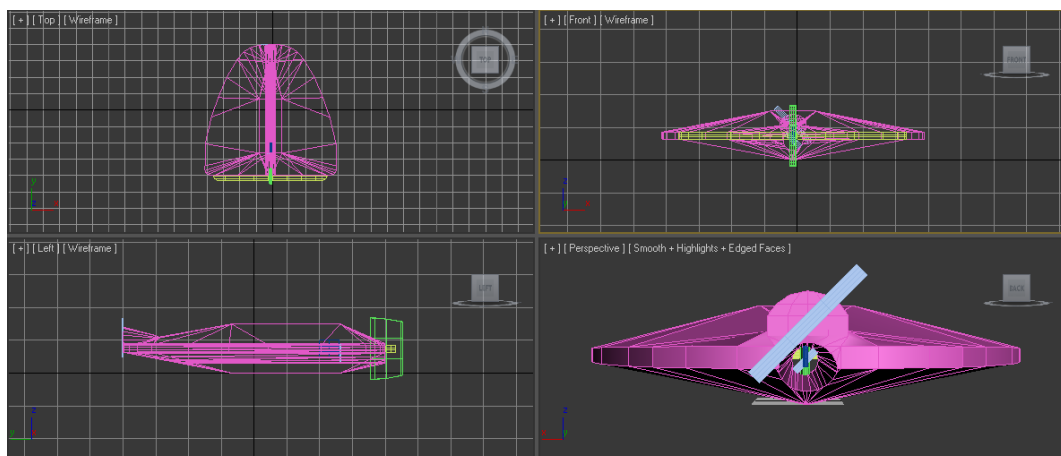


Рис. 8. Концепт-модель дрона «Белка»

### Библиографический список

1. Портал КЦ Башня Электронный ресурс: <http://tower.tomsk.ru/news/it/80076/> (дата обращения 02.12.2022).
2. Журнал NewAtlas.com EagleRay amphibious fixed-wing drone is at home in sea or sky Электронный ресурс: <https://newatlas.com/eagleray-amphibious-drone/53419/> (дата обращения 03.12.2022).
3. Сайт SwellPro.com SplashDrone 4 Электронный ресурс: <https://www.swellpro.com/products/splashdrone-4.html> (дата обращения 03.12.2022).
4. Сайт SwellPro.com SPRY+ Электронный ресурс: <https://www.swellpro.com/products/spry-.html> (дата обращения 03.12.2022).

## СОДЕРЖАНИЕ

<i>Пешков Р.А.</i> Молодежное конструкторское бюро «Астероид» .....	3
<b>Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ</b>	
<i>Лазорак Р.А., Максименко А.Е., Шайнурова Д.Р.</i> Моделирование Монте-Карло при определении районов падения отделяющихся частей ракет-носителей .....	6
<i>Устинова А.П.</i> Определение аэродинамических характеристик решетчатых стабилизаторов многоразового возвращаемого ракетного блока первой ступени на участке спуска .....	11
<i>Шайнурова Д.Р., Максименко А.Е., Лазорак Р.А.</i> Анализ возможности использования лазерного воздействия при изучении астероидов.....	17
<i>Скорых Е.С., Колмагоров И.Д.</i> Анализ аэродинамических характеристик пилотируемого космического аппарата различной формы .....	22
<i>Максименко А.Е., Лазорак Р.А., Шайнурова Д.Р.</i> Анализ возможности применения воздушно-реактивных двигателей в конструкциях ракет-носителей .....	26
<i>Капелюк В.Д.</i> Обзор космических миссий по защите земли от астероидов .....	30
<i>Перетяченко И.Д.</i> Векторы развития китайских частных аэрокосмических компаний .....	35
<i>Шметкова А.С., Исправникова О.В.</i> Анализ влияния расстояния от среза сопла до преграды на газодинамические параметры при натекании сверхзвуковой струи .....	39
<i>Исправникова О.В., Шметкова А.С.</i> Исследование акустических параметров сверхзвуковой струи методом Фокса Вильямса-Хокинга ...	45
<i>Малых Д.А., Третьяков П.А.</i> Оценка целесообразности орбитального обслуживания спутников .....	51
<i>Воробьев А.Р., Михайлов Е.А.</i> Концепция силоизмерительного устройства для наземной отработки демонстратора двигательной установки с соплом внешнего расширения и управляемым вектором тяги ..	57
<b>Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ</b>	
<i>Железняк М.А., Пушкарев В.В.</i> Разработка программы для расчёта распределения компонентов топлива по сечению камеры .....	62
<i>Ильенко А.П.</i> Анализ современного рынка пусковых услуг и применяемых ракет-носителей .....	67
<i>Кучин И.И., Волошин Д.В., Стародумов Е.М.</i> Запуск кислородно-водородного ракетного двигателя .....	72



<i>Шипков Я. Е., Ширяев А. А., Худяков Д. В.</i> Особенности компоновки узлов и агрегатов двигательной установки с центральным телом .....	78
<i>Бельчиков Д.А., Хажиахметов К.И.</i> О выборе количества камер многокамерного широкодиапазонного ЖРД .....	84

### **Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

<i>Гальт О.А., Абрамов В.В.</i> О системе стабилизации ракетносителя в плоскости тангажа .....	91
<i>Абрамов В.В., Гальт О.А., Щербатов М.В.</i> Посадка космического аппарата на поверхность астероида за минимальное время .....	96
<i>Абрамов В.В., Гальт О.А., Щербатов М.В.</i> Сравнение фильтра Калмана и минимаксного фильтра .....	103

### **Секция 4. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

<i>Баимов Р.И., Бухарин В.А.</i> Моделирование ДН антенны при распространении её излучения через неоднородную плазменную струю .....	108
<i>Говядин П.С.</i> Проектирование стенда для калибровки акселерометров .....	113
<i>Попкова О.Н.</i> Моделирование стенда для исследования датчика угловых скоростей .....	119
<i>Трунин А.М., Трунин Д.М., Кузьмин А.Д.</i> Анализ точностных характеристик алгоритма определения центра масс летательного аппарата с помощью спутниковой навигационной системы .....	126

### **Секция 5. СИСТЕМЫ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ**

<i>Чупрунова А.А.</i> Обзор рынка отечественной электронной промышленности .....	132
--	-----

### **Секция 6. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ**

<i>Хозова А.В.</i> Математическое моделирование движения беспилотного летательного аппарата «нормальной» схемы при маневрировании .....	137
<i>Мельникова О.А., Колмагоров И.Д., Рассказов С.М.</i> Разработка прототипа беспилотного летательного аппарата самолетного типа с вертикальный взлетом .....	143
<i>Беляков М.С., Рогов Д.В., Горт М.В.</i> Программный расчет линейки синхронных двигателей с возбуждением от постоянных магнитов для беспилотных летательных аппаратов .....	149
<i>Колесников К.Д.</i> БПЛА, способные передвигаться в двух средах .....	152

*Научное издание*

АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы  
VI студенческой научно-технической конференции  
7–9 декабря 2022 г.

Под редакцией С.Д. Ваулина

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

Издательский центр Южно-Уральского государственного университета

Подписано в печать 29.12.2022. Формат 60×84 1/16. Печать цифровая.  
Усл. печ. л. 9,30. Тираж 100 экз. Заказ 449/395.

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