

Акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Радар ммс»  
Государственное бюджетное нетиповое образовательное учреждение  
«Санкт-Петербургский городской Дворец творчества юных»



*Сборник тезисов работ  
участников секции*

## **«Аэрокосмическая техника и технологии»**

*XX Всероссийской юношеской  
научно-практической конференции*

**«БУДУЩЕ СИЛЬНОЙ РОССИИ —  
В ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЯХ»**

*8–10 апреля 2026 года  
Санкт-Петербург*

**Том 2**

Санкт-Петербург  
2026

Тезисы докладов печатаются в авторской редакции.

*«Будущее сильной России – в высоких технологиях»  
сборник тезисов XX Всероссийской юношеской научно-практической  
конференции, ГБНОУ «СПБ ГДТЮ», – СПб, 2026, 13 томов по секциям  
Том 2 «Аэрокосмическая техника и технологии»*

Отпечатано в РИС ГБНОУ «СПБ ГДТЮ». Тираж 40 экз.

*Сборник тезисов работ  
участников секции  
«Аэрокосмическая техника и технологии»  
XX Всероссийской юношеской  
научно-практической конференции  
«БУДУЩЕЕ СИЛЬНОЙ РОССИИ —  
В ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЯХ»*

## **Введение**

Научно-практические конференции как наиболее массовая форма привлечения подростков и юношества к научно-техническому творчеству и исследовательской деятельности начали проводиться в Ленинграде в 1973 году. Одним из важнейших факторов развития страны является развитие кадрового потенциала научных и производственных организаций. Для этого необходим постоянный приток в сферу исследовательской деятельности талантливой молодежи. Мировой и отечественный опыт показывает, что для решения этой проблемы необходима системная работа, предусматривающая раннюю профориентацию и привлечение молодежи, начиная со школьного возраста, к участию в выполнении (в том или ином качестве) реальных исследований и экспериментов.

О высоком уровне и значимости конференции говорит тот факт, что с каждым годом растет число участников конференции и уровень их подготовки, а также актуальность и практическая значимость представляемых работ, расширяется география участвующих в конференции регионов. В состав жюри ежегодно входят ведущие ученые, инженеры-конструкторы производственных предприятий Санкт-Петербурга и специалисты образовательных учреждений высшего профессионального образования.

Организаторы конференции: Санкт-Петербургский городской Дворец творчества юных, Акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Радар ммс», при поддержке Комитета по образованию Санкт-Петербурга, Комитета по промышленной политике, инновациям и торговле Санкт-Петербурга.

## **Cubesat-FireSense: прототип спутниковой платформы для обнаружения лесных пожаров**

**Баранова Анна Николаевна**

МАОУ «Инженерная школа им. М.Ю. Цирульников»

Пермь

Научный руководитель – Носков Николай Григорьевич

### **Аннотация**

Работа представляет прототип спутниковой платформы CubeSat-FireSense, предназначенной для оперативного обнаружения и мониторинга лесных пожаров. Разработанная система интегрирует сенсоры для анализа тепловых сигналов, оптические камеры и алгоритмы обработки данных в реальном времени, обеспечивая высокую точность выявления очагов возгорания даже в труднодоступных районах. Прототип демонстрирует потенциал для интеграции в глобальные системы предупреждения о чрезвычайных ситуациях, способствуя минимизации ущерба от пожаров и оптимизации усилий по тушению. Полученные результаты подчеркивают доступность и эффективность CubeSat-технологий для экологического мониторинга.

### **Ключевые слова**

CubeSat, FireSense, обнаружение пожаров, спутниковая платформа, лесные пожары, мониторинг.

### **Цель работы**

Разработка прототипа спутниковой платформы формата CubeSat, оснащённой системой тепловых и оптических датчиков, для раннего обнаружения и мониторинга лесных пожаров.

### **Введение**

В XXI веке проблема лесных пожаров стала одной из наиболее острых экологических и экономических проблем человечества. Каждый год по всему миру выгорают миллионы гектаров лесных массивов, что приводит к гибели флоры и фауны, загрязнению атмосферы, разрушению экосистем и значительным экономическим потерям. Одним из перспективных направлений решения данной проблемы является применение малых спутников формата CubeSat. CubeSat представляет собой миниатюрный спутник стандартизированного размера ( $1U = 10 \times 10 \times 10$  см), который может состоять из нескольких модулей. Реализация данного проекта сочетает в себе исследовательский и конструкторский подходы. В теоретической части изучаются принципы работы CubeSat, физические основы теплового излучения и методы дистанционного зондирования Земли. В практической части создаётся макет спутниковой платформы и проводится моделирование её работы при помощи наземного прототипа. Полученные результаты могут быть использованы для дальнейшей разработки реальных малых спутников, предназначенных для экологического мониторинга.

## Основные тезисы

После изучения теоретических основ была проведена практическая работа по анализу спутниковых карт пожаров. Для этого были выбраны данные за несколько лет, охватывающие разные сезоны. Результаты наблюдений были систематизированы в виде таблицы, где учитывались регион наблюдения, сезон и количество зафиксированных очагов возгорания. Анализ таблицы показывает, что наибольшее количество очагов возгорания фиксируется в летний период, что связано с высокими температурами воздуха, сухой погодой и активной антропогенной деятельностью.

Год	Регион наблюдения	Сезон	Количество зафиксированных очагов возгорания
2020	Пермский край (лесные районы)	Весна	≈15
2020	Пермский край (лесные районы)	Лето	≈60
2020	Пермский край (лесные районы)	Осень	≈20
2021	Пермский край (лесные районы)	Весна	≈25
2021	Пермский край (лесные районы)	Лето	≈75
2021	Пермский край (лесные районы)	Осень	≈30
2022	Пермский край (лесные районы)	Весна	≈20
2022	Пермский край (лесные районы)	Лето	≈70
2022	Пермский край (лесные районы)	Осень	≈25
2023	Пермский край (лесные районы)	Весна	≈20
2023	Пермский край (лесные районы)	Лето	≈75
2023	Пермский край (лесные районы)	Осень	≈25

Следующим этапом практической части стало моделирование принципа работы спутниковой системы обнаружения пожаров. Мною был разработан упрощённый алгоритм, описывающий последовательность действий спутника: получение данных с теплового датчика, сравнение температуры с пороговым значением, фиксация тепловой аномалии и передача информации на наземную станцию.

## Заключение, результаты или выводы

На основе проведённого анализа была рассмотрена возможность применения малых спутников формата CubeSat для решения задачи раннего обнаружения лесных пожаров. Было отмечено, что CubeSat, благодаря своим компактным размерам и относительно низкой стоимости, могут запускаться группами, образуя орбитальные группировки с высокой частотой пролёта над одной и той же территорией. В ходе практической работы был проведён сравнительный анализ традиционных спутников и CubeSat. Крупные спутники обладают высокой точностью измерений, но имеют большой период повторного пролёта. CubeSat, в свою очередь, уступают по мощности датчиков, но выигрывают за счёт частоты наблюдений, что особенно важно для раннего обнаружения пожаров. Таким образом, проект CubeSat-FireSense демонстрирует перспективность применения малых спутников в области экологического мониторинга и может служить основой для дальнейших научных и инженерных разработок.

## Список использованной литературы и источников

1. Дистанционное зондирование Земли: основы: учебно-методическое пособие / Сибирский федеральный университет, Институт космических и информационных технологий; сост. Е.В. Федотова. – Электрон. текстовые дан. (4,6 Мб). – Красноярск: СФУ, 2024. – 64 с. – Загл. с титул. экрана. – Библиогр.: с. 62. – Изд. № 2024-22387: Б.ц. – Текст: электронный.

- Европейское космическое агентство (ESA). Программа Sentinel. – URL: <https://www.esa.int> (дата обращения 11.02.2026)
- Официальный сайт NASA. Спутниковые данные о лесных пожарах. – URL: <https://www.nasa.gov> (дата обращения 11.02.2026)

## **Композиты на основе поликарбоната и наночастиц карбида вольфрама для аэрокосмической отрасли**

**Бердыева Асаль Ринатовна**

ГБОУ ЦДО «Малая академия наук»

Севастополь

Научный руководитель – **Гавриш Владимир Михайлович**

### **Аннотация**

В работе исследовано влияние наночастиц карбида вольфрама (WC) на механические свойства поликарбоната, широко используемого в авиационной технике. Образцы с содержанием WC от 0 до 5% получены методом экструзии. Проведены испытания на ударную вязкость по Шарпи, износостойкость и прочность при растяжении. Установлено, что оптимальная концентрация WC (2-3%) позволяет повысить ударную вязкость на 28% при 3% WC, и износостойкость на 25% при 2% WC при умеренном снижении прочности на разрыв.

### **Ключевые слова**

поликарбонат, карбид вольфрама, нанокompозит, ударная вязкость, прочность на растяжение, экструзия

### **Цель работы**

Исследовать влияние концентрации наночастиц карбида вольфрама (0–5 мас.%) на ударную вязкость, износостойкость и прочность при растяжении композитов на основе поликарбоната и определить оптимальное содержание наполнителя.

### **Введение**

Поликарбонат (PC) – востребованный конструкционный полимер, однако его применение в узлах трения и деталях, подверженных ударным нагрузкам, ограничено низкой абразивной износостойкостью. Традиционные методы упрочнения (армирование волокнами) ухудшают технологичность и увеличивают массу изделий. Альтернативой является создание нанокompозитов с использованием сверхтвёрдых частиц, например, карбида вольфрама (WC), по принципу структурной аналогии с металлическими баббитами.

### **Основные тезисы**

- Образцы изготавливались методом экструзии при температуре 230–245°C с последующим формованием. Составы: 0, 1, 2, 3, 4, 5% WC.
- Испытания на ударную вязкость по Шарпи (ГОСТ 4647-2014) проводили на маятниковом копере МТ 203. Испытания на растяжение (ГОСТ 11262-2017) – на универсальной машине ТРМ-50 С1.

3. При введении 1% WC ударная вязкость снижается (с 3,05 до 2,67 Дж), при 2% – восстанавливается до уровня чистого ПК, а при 3% достигает максимума (прирост 28%). При 4–5% вязкость вновь падает.
4. Прочность при растяжении монотонно снижается с ростом содержания WC (с 66,8 МПа для чистого ПК до 45,1 МПа при 3% и 45,9 МПа при 5%), что характерно для композитов с недостаточной адгезией на границе раздела фаз.
5. Наилучший баланс свойств достигается при 3% WC: повышение ударной вязкости на 28% при умеренном снижении прочности.

### **Заключение, результаты или выводы**

Модификация поликарбоната наночастицами WC позволяет существенно повысить ударную вязкость при оптимальной концентрации 3%. Полученные композиты перспективны для изготовления деталей, работающих в условиях ударных и истирающих нагрузок в авиационной отрасли.

### **Список использованной литературы и источников**

1. Петерсит, В.А. Триботехника: износ и безызносность. / В.В. Харин. – Москва: Машиностроение, 2010. – 328 с.
2. Козлов, Г.В. Современные полимерные композиционные материалы. / И.В. Долбин. – Нальчик: Полиграфсервис и Т, 2016. – 412 с
3. Фэн, Л.Й. Polymer Nanocomposites: Interface/Interphase Issues and Challenges // Journal of Materials Science. / Ю.Ц. Хан. – 2021. – Vol. 56. – P. 10279–10305
4. ГОСТ 4647–2014. Пластмассы. Метод определения ударной вязкости по Шарпи: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 25 ноября 2014 г. № 1850-ст: дата введения 2016-01-01. – Москва: Стандартинформ, 2015. – 12 с.
5. ГОСТ 11262–2017. Пластмассы. Метод испытания на растяжение: национальный стандарт Российской Федерации: издание официальное: утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 30 августа 2017 г. № 1033-ст: дата введения 2018-07-01. – Москва: Стандартинформ, 2017. – 16 с.

## **Валера: робоплатформа с шагающими гусеницами**

### **Виноградова Алина Андреевна**

ЦДО «Клуб юных моряков капитана Варухина Н.Г.»

Великий Новгород

Научный руководитель – Кот Сергей Михайлович

### **Аннотация**

В настоящее время всё чаще ставится вопрос об исследованиях и колонизации Марса. Подобная деятельность будет невозможна без надежного наземного транспортного средства. Валера – это быстросборная роботизированная амфибийная платформа, способная пройти в сложных инопланетных условиях, за счёт шагающих гусениц и оригинальной конструкции гермокорпуса.

## Ключевые слова

Безэкипажная платформа, марсоход, робот

## Эпиграф

Через тернии к звездам

## Цель работы

Освоение Марса будет сопряжено с научными исследованиями, для которых требуется масса оборудования, в т.ч. хрупкого с «тонкой настройкой».

1. Всесезонность, скорость и грузоподъемность
2. Высокая проходимость, амфибийность
3. Плавность хода, защита от толчков
4. Простота и технологичность сборки

## Введение

Существует достаточно большое количество изображений поверхностей Марса, по которым мы можем создать представление о его рельефе. Некоторыми ведущими астрономами предсказано наличие воды или ледняков на поверхности планеты. Исходя из этого мы пришли к выводу, что марсоход должен обладать высокой проходимостью и амфибийностью. В качестве движителя предлагается использовать шагающие гусеницы.

## Основные тезисы

Марсоход Валера имеет четыре гусеничных моноблока на независимых подвесках. Три ведущих катка размещены в вершинах равностороннего треугольника. Наличие магнитофрикциона позволяет стопорить катки, и тогда гусеница целиком вращается вокруг своей оси – это и есть шагающий режим. В гусеничном режиме аппарат способен преодолевать значительные расстояния по ровной поверхности, в шагающем режиме – каменные россыпи и другой сложный ландшафт, амфибийный гермокорпус позволит преодолевать водные препятствия, если такие встретятся на Марсе. Гусеничные моноблоки приводятся в движение электродвигателям, источниками питания которых могут служить аккумуляторы, топливные элементы, или изотопные батареи.

## Заключение, результаты или выводы

Сейчас создана действующая масштабированная модель устройства. Программное обеспечение для управления ею находится в стадии разработки. Модель ограниченно испытывается на стенде, затем будут проводиться испытания в полевых условиях.

## Список использованной литературы и источников

1. Митио Каку, Колонизация Марса, путешествия к звездам и обретение бессмертия, Изд-во «Alpina. Popular Science» 2018.
2. Дональд Рапп, Космические миссии на Марс, Изд-во Springer 2024.
3. С. А. Павлюковец, А. А. Вельченко, А. А. Радкевич, Д. Ю. Чаплыгин, Моделирование системы управления гусеничным мобильным роботом с учетом кинематических и динамических параметров, Журнал Наука и техника 2024.

## Ионолёт – будущее аэрокосмоса

Григорьев Николай Сергеевич

МАОУ Лицей № 2

Ангарск

Научный руководитель – Гончарова Наталья Владимировна

### Аннотация

В работе исследуется принцип действия ионолёта – летательного аппарата, использующего эффект Бифельда-Брауна для создания тяги без движущихся частей. Проведён теоретический анализ физики ионного ветра, оценены преимущества и ограничения технологии. Экспериментально собрана и испытана рабочая модель ионного двигателя, подтвердившая возможность преобразования высоковольтного электричества в кинетическую энергию воздушного потока.

### Ключевые слова

Ионолёт, ионный ветер, эффект Бифельда-Брауна, электростатический движитель, электрогидродинамика, бесшумный полёт, электрическая авиация

### Цель работы

Сконструировать и испытать модель ионолёта, продемонстрировать работоспособность принципа ионной тяги в атмосферных условиях

### Введение

Развитие авиации требует поиска экологически чистых и энергоэффективных решений. Традиционные двигатели приближаются к пределу совершенствования, тогда как электрические технологии открывают новые возможности. Ионолёт, работающий на принципе ионного ветра, предлагает бесшумный, безэмиссионный способ полёта с вертикальным взлётом. Актуальность исследования обусловлена потребностью в инновационных транспортных решениях и развитием беспилотных систем.

### Основные тезисы

1. Подъёмная сила ионолёта возникает благодаря электрогидродинамическому эффекту: при высоком напряжении между асимметричными электродами происходит ионизация воздуха, и ускоренные ионы увлекают нейтральные молекулы, создавая реактивную тягу. Формула расчёта силы:  $F = I \cdot d / k$ , где  $I$  – ток,  $d$  – зазор,  $k$  – подвижность ионов.
2. Технология обладает существенными преимуществами: отсутствие шума и выбросов, высокая удельная тяга (до 110 Н/кВт против 2 Н/кВт у реактивных двигателей), простота конструкции, возможность вертикального взлёта и зависания.
3. Ключевые ограничения: необходимость высокого напряжения (кВ-диапазон), низкая энергоёмкость современных аккумуляторов, малая грузоподъёмность моделей. В вакууме эффект не работает, что подтверждает атмосферную природу явления.
4. Перспективные области применения: беспилотные разведывательные аппараты (невидимы в ИК-диапазоне), метеозонды, патрульные платформы, строительные краны, а также космические миссии с использованием ионных реактивных двигателей (ИРД) с удельным импульсом до 50 км/с.

5. В практической части собрана модель из бальзы с алюминиевыми электродами, подключённая к высоковольтному генератору. Также был разработан ионный двигатель, показывающий впечатляющую мощность. Были разработаны программы для расчёта различных характеристик, описывающих процесс работы ионного двигателя. Эксперименты подтвердили возникновение ионной тяги: модель приводила в движение лёгкие конструкции, однако для автономного полёта требуется решение проблемы энергопитания.

### **Заключение, результаты или выводы**

1. Рабочая модель ионолёта успешно продемонстрировала преобразование электрической энергии в механическую тягу посредством ионного ветра.
2. Подтверждена гипотеза о возможности создания летательного аппарата без движущихся частей, работающего на электричестве.
3. Установлено, что ключевым барьером для масштабирования технологии является отношение массы источника питания к создаваемой тяге.
4. Ионолёт представляет значительный интерес для развития бесшумной беспилотной авиации и специализированных атмосферных миссий.
5. Дальнейшие исследования целесообразно направить на оптимизацию электродов, повышение КПД ионизации и интеграцию с перспективными системами накопления энергии.

### **Список использованной литературы и источников**

1. Прокофьев-Северский А.Н. Патент США № 3.130.945 «Ionocraft» // United States Patent Office. 1964.
2. Гринин А.С. Электрогидродинамические эффекты и их применение в авиации // Научное обозрение. Технические науки. 2023. № 4. С. 45-52.
3. Chen L., Wang Y. Electroaerodynamic propulsion: principles and applications // Journal of Electrostatics. 2022. Vol. 118. P. 103-115. [4] MIT Aerospace. First ion-propelled aircraft flight // Nature. 2018. Vol. 563. P. 485-489.

## **Ионный двигатель**

### **Елистратов Кирилл Максимович**

ЛИ ФГБОУ ВО КНИТУ

п. Дубровка

Научный руководитель – Багатова Резеда Гумаровна

### **Аннотация**

Данный проект посвящен исследованию работы ионного двигателя и созданию его демонстрационной модели. Проведен сравнительный расчет эффективности ионных, жидкостных и твердотопливных двигателей для полета к Марсу, подтвердивший, что ионный двигатель требует в 32 раза меньше топлива и в 3 раза дешевле при запуске. Собранная экспериментальная установка наглядно демонстрирует возникновение ионного ветра и коронного разряда. Результаты работы подтверждают перспективность применения ионных двигателей для грузовых космических миссий.

## Ключевые слова

Ионный двигатель, экономия топлива, низкая стоимость запуска, высокий удельный импульс, грузовые миссии, полёт на Марс, электрическая тяга

## Эпиграф

Маленькая тяга, работающая годами, способна свернуть горы. Или доставить корабль к Марсу

## Цель работы

Комплексное исследование ионного двигателя как высокоэффективной двигательной установки для космических аппаратов, включая анализ его физических принципов, технической реализации и практической значимости для современной и будущей космонавтики, реализация демонстрационной модели.

## Введение

Космос – это следующий великий рубеж человечества, но его освоение сдерживается фундаментальной проблемой: ограниченностью наших двигательных технологий. Традиционные ракетные двигатели, основанные на химических реакциях, быстро расходуют огромные запасы топлива, что делает дальние межпланетные путешествия чрезвычайно дорогими и сложными. Выходом из этого тупика может стать принципиально иной класс силовых установок – электрореактивные двигатели, среди которых наиболее перспективными и уже доказавшими свою эффективность являются ионные двигатели. Ионный двигатель – это тип электрического ракетного двигателя, который создает реактивную тягу, ускоряя ионизированные частицы (ионы) с помощью электрического поля. Его принципиальное отличие – в несоизмеримо более высокой эффективности использования рабочего тела (топлива) по сравнению с химическими аналогами. Если представить, что космический аппарат – это автомобиль, то химический двигатель будет подобен мощному внедорожнику, который сжигает огромное количество бензина, чтобы проехать километр, а ионный – экономичному электромобилю, который тратит минимум энергии на преодоление того же расстояния, но делает это очень медленно.

## Основные тезисы

Актуальность и проблема: Современная космонавтика упирается в «потолок» химических двигателей. Для дальних полетов (к Марсу, астероидам) нужно слишком много топлива, что делает миссии непомерно дорогими и сложными. Ионный двигатель – это технология, которая меняет подход: мы не толкаем корабль взрывами, а разгоняем его долго и экономично, используя электричество.

## Цель работы

Комплексное исследование принципов работы ионного двигателя и экспериментальное подтверждение его физической основы – создания ионного ветра. Ключевое преимущество (подтверждено расчетами): главное отличие ионного двигателя – рекордный удельный импульс (до 10 000 секунд против 350 у химических).

Расчет для полета на Марс: ионный двигатель требует в ~32 раза меньше топлива (2,1 т против 61,7 т у ЖРД). Это снижает стоимость запуска в ~3 раза (150 млн \$

против 500 млн \$), хотя время полета увеличивается с 8 месяцев до 2,2 лет. Вывод: идеален для грузовых миссий, где критична экономия, а не скорость.

**Физический принцип (просто): двигатель работает в 3 этапа:**

1. Ионизация: газ (ксенон) превращается в плазму (ионы + электроны).
2. Ускорение: электрическое поле (сила Лоренца  $F = qE$ ) разгоняет ионы до скоростей 30–50 км/с (в 10 раз быстрее, чем в ЖРД).
3. Нейтрализация: выброшенные ионы возвращаются в нейтральное состояние, чтобы не наэлектризовать корабль.

Практическая часть (эксперимент): собрана установка из двух колец: медное (эмиттер) и алюминиевое (коллектор). Между ними создано высокое напряжение (15–30 кВ).

**Что происходит:** высокое напряжение вырывает электроны с медного кольца, они ионизируют воздух. Положительные ионы летят к алюминиевому кольцу, увлекая за собой нейтральные молекулы воздуха – возникает ионный ветер.

**Результаты:**

1. Полоска пакета отклоняется от медного кольца к алюминиевому – доказательство направленного потока (тяги).
2. В темноте видно голубое свечение (коронный разряд) – доказательство ионизации. Установка наглядно демонстрирует физику работы настоящего ионного двигателя.

**Сравнение с аналогами:**

ЖРД и РДТТ: + Огромная тяга.

– Низкая затратность, малое время работы.

Ионный: + Сверхэкономичность, работа годами, точность.

– Очень низкая тяга (не взлетит с Земли), требует мощного источника энергии (солнце или ядерный реактор).

Гипотеза подтверждена: ионный двигатель является наиболее выгодной и перспективной технологией для дальних космических перелетов. Это не замена химическим двигателям, а идеальный симбиоз: химия – чтобы взлететь, ионы – чтобы лететь.

## **Заключение, результаты или выводы**

Моя гипотеза подтвердилась, ионный двигатель является ключевой и наиболее выгодной технологией для дальних космических полетов в сравнении с ЖРД и РДТТ. Все поставленные задачи выполнены в полном объеме. В ходе экспериментов зафиксировано возникновение коронного разряда в виде голубоватого свечения вокруг медного эмиттера, что подтверждает процесс ионизации воздуха. Также экспериментально доказано наличие направленного потока воздуха (ионного ветра): при подаче высокого напряжения легкие предметы отклонялись от эмиттера к коллектору. Полученные результаты полностью подтверждают теоретические положения о физической природе ионного ветра и демонстрируют ключевые процессы, лежащие в основе работы ионного двигателя.

## **Список использованной литературы и источников**

1. Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. Электрические ракетные двигатели. – М.: Машиностроение, 1975.
2. Чёрный Г.Г. Газовая динамика. – М.: Наука, 1988.
3. Ионные двигатели для космических аппаратов / под ред. А.И. Морозова. – М.:

Энергоатомиздат, 2000.

4. Jahn R.G. Physics of Electric Propulsion. – Dover Publications, 2006.
5. Официальные материалы NASA: Страница технологии ионных двигателей: <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs21grc.html>
6. Официальные материалы Европейского космического агентства (ESA): Раздел о двигательных установках: [https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Engineering\\_Technology](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology)

## **Повышение стойкости бортовой электроники космических аппаратов к воздействию тяжелых заряженных частиц**

**Захарова Мария Алексеевна**

МБОУ «Гимназия имени Подольских курсантов»

Подольск

Научный руководитель – **Бакеренков Александр Сергеевич**

### **Аннотация**

Разработан метод предотвращения сбоев и отказов интегральных микросхем (ИМС) в бортовой электронике космических аппаратов вследствие возникновения тиристорного эффекта путем оптимизации сопротивления токоограничивающего резистора в цепи питания.

### **Ключевые слова**

Интегральные микросхемы, тяжелые заряженные частицы, бортовая электроника

### **Цель работы**

Разработка метода предотвращения катастрофических отказов интегральных микросхем (ИМС) в бортовой электронике космических аппаратов вследствие возникновения тиристорного эффекта при воздействии тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) космического пространства путем оптимизации параметров элементов цепей питания.

### **Введение**

Воздействие тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) на электронные компоненты, применяющиеся в составе бортовых электронных систем космических аппаратов, вызывает различные виды сбоев и функциональных отказов. Наиболее опасен тиристорный эффект (ТЭ), проявляющийся в виде резкого роста тока потребления при попадании ТЗЧ в кристалл ИМС. Для предотвращения функционального отказа необходимо как можно быстрее закрыть тиристорную структуру в составе ИМС, кратковременно снизив напряжение питания. В цифровых ИМС данный метод может привести к потере информации, хранящейся в энергозависимой (оперативной) памяти, что требует особого подхода к обеспечению их стойкости к воздействию ТЗЧ. В данном случае наилучшим решением является оптимизация параметров цепи питания ИМС для исключения возможности развития ТЭ при воздействии ТЗЧ.

## Основные тезисы

Введение правильно подобранного резистора в цепь питания ИМС ограничивает рост тока потребления и предотвращает дальнейшее развитие ТЭ при незначительной кратковременной просадке напряжения питания, не вызывающей нарушения рабочего режима микросхемы и потери информации.

## Заключение, результаты или выводы

Экспериментальная апробация метода подбора номинала резистора проводилась при напряжении питания 5,0 В, что соответствуют одному из типовых уровней напряжений питания цифровых ИМС. Для различных значений температур экспериментально подбиралось максимальное значение номинала резистора, при котором возникал ТЭ. Пользуясь экспериментально определенной аналогичной зависимостью для выбранной ИМС разработчик бортовой электронной системы может определить наименьший номинал резистора, необходимый для исключения ТЭ в заданном рабочем диапазоне температур. Преимуществом представленного метода является полное исключение развития ТЭ, в отличие от известных методов борьбы с уже возникшим ТЭ путем сброса напряжения питания в случае превышения заданного уровня тока потребления [1,2]. Описанный метод предполагает использование резистора, не подверженного влиянию ионизирующих излучений, в то время как реализация контроля тока потребления требует использования дополнительных компонентов, таких как операционные усилители, компараторы и транзисторы, параметры которых могут деградировать при воздействии ионизирующих излучений космического пространства.

## Список использованной литературы и источников

1. Петух Н.Н. «Схемотехническое решение парирования тиристорного эффекта в бортовых изделиях космических аппаратов», Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Том 5, выпуск 3. С. 45–51.
2. А.В. Яненко, А.Р. Грицаенко, Д.Н. Кузнецов, М.М. Новикова, А.А. Печенкин, А.Н. Цирков и др. «Защита ЭКБ от одиночного тиристорного эффекта: проблемы и предложения», Совет по ЭКБ кооперации АО «РЕШЕТНЕВ» и АО «НПО Лавочкина», 30 мая 2024 г.

## Определение погрешностей методов вычисления положения спутника по данным TLE

### Злуницын Глеб Ильич

ГБНОУ «СПБ ГДТЮ» Юношеский клуб космонавтики им. Г.С. Титова

ГБОУ «Школа-интернат № 1 им. К.К. Грота»

Санкт-Петербург

Научный руководитель – Жуковский Валерий Филиппович

### Аннотация

В работе рассматривается задача определения положения спутника на орбите на основе параметров данных формата TLE. Особое внимание уделено этапу перехода от средней аномалии к истинной аномалии, поскольку именно этот этап является одним из ключевых при вычислении текущего положения спутника.

## Ключевые слова

Спутник, параметры орбиты, TLE, уравнение Кеплера

## Цель работы

Оценить погрешность методов вычисления положения спутника по данным TLE и определить их применимость для задач наведения наземной антенны.

## Введение

Для обеспечения устойчивой связи со спутником и корректной работы наземной станции необходимо точно определять положение космического аппарата на орбите. От точности этих расчётов зависит возможность правильного наведения наземной антенны на спутник и, следовательно, качество приёма сигнала.

## Основные тезисы

В работе решаются следующие задачи:

1. Изучить структуру и параметры формата TLE.
2. Рассмотреть математические основы метода уравнения Кеплера и метода равенства долей площадей.
3. Разработать программы для определения положения спутника по обоим методам.
4. Провести сравнительный анализ результатов вычислений и оценить возникающую погрешность.
5. Разработать программу отслеживания положения спутника по данным TLE для задач наведения наземной антенны.

Для решения данной задачи были изучены два метода вычисления истинной аномалии. Первый основан на классическом решении уравнения Кеплера и предполагает последовательное определение эксцентрической и истинной аномалий. Второй основан на геометрическом методе равенства долей площадей, который опирается на второй закон Кеплера и позволяет определить положение спутника на эллиптической орбите через соотношение площадей.

В практической части работы были созданы две программы в среде Microsoft Excel. Первая программа реализует вычисление положения спутника методом уравнения Кеплера. Вторая программа реализует вычисление положения спутника методом равенства долей площадей. Обе программы позволяют определять истинную аномалию спутника и, следовательно, его положение на орбите в заданный момент времени.

Кроме того, в работе ведётся разработка отдельной программы для отслеживания положения спутника по данным TLE. В основе вычислений используется метод, основанный на равенстве долей площадей. Программа выполняет преобразование орбитальных параметров в координаты, необходимые для наведения антенны, позволяет вычислять азимут и высоту спутника над горизонтом.

## Заключение, результаты или выводы

На данном этапе основное внимание сосредоточено на сравнении двух методов вычисления положения спутника и оценке возникающей погрешности. Полученные результаты позволяют определить особенности каждого подхода и оценить их применимость для задач практического сопровождения спутника.

### Список использованной литературы и источников

1. Чагина В.А. Расчёт движения космического аппарата на околокруговой орбите по данным TLE по упрощённой модели SGP /В.А. Чагина, Д.А. Гришко, В.И. Майорова. – Москва: Сетевое научное издание, 2016. – 15с.
2. Рой А. Движение по орбитам. 1981. – 544 с., стр.97
3. Баяндин А.В. Некоторые свойства эллипса /А.В. Баяндин. – 9с.
4. Суров М.Д. Система управления антенной. Прогнозирование траектории спутника – Санкт-Петербург: Выпускная работа Юношеского клуба космонавтики им. Г. Титова, 2020. – 81с.

## ВМС-АП «Стилет» – высокоточный малоразмерный снаряд аэродинамического планирования

**Кириллова Ксения Андреевна**

ГБНОУ «СПБ ГДТЮ»

Санкт-Петербург

Научный руководитель – **Матвеев Александр Альбертович**

### Аннотация

В работе рассматривается проект малогабаритного беспилотного летательного аппарата «Стилет», сочетающего в себе характеристики планирующего боеприпаса и высокоточного снаряда. Особенностью конструкции является использование электрического двигателя и складного крыла, что позволяет осуществлять запуск с компактных катапультных установок или авиационных носителей. Аппарат реализует концепцию «управляемой пули», обеспечивая снайперскую точность поражения целей при минимальных массогабаритных характеристиках.

### Ключевые слова

Складное крыло, электрический двигатель, планирующий боеприпас, управляемая пуля, БПЛА, высокоточное оружие, точечное поражение

### Цель работы

Разработка и обоснование концепции малогабаритного высокоточного снаряда со складным оперением, предназначенного для выполнения задач селективного поражения целей в условиях современного городского и ландшафтного боя.

### Введение

В современных локальных конфликтах возрастает потребность в средствах точечного воздействия, способных минимизировать сопутствующий ущерб. Традиционные артиллерийские системы и крупные ударные БПЛА не всегда эффективны при работе по малоразмерным подвижным целям в условиях плотной застройки. Проект «Стилет» предлагает решение на стыке аэродинамики планера и баллистики управляемого снаряда. Применение электрической силовой установки и трансформируемой геометрии крыла обеспечивает аппарату высокую скрытность и скорость развёртывания. Актуальность работы обусловлена

необходимостью создания дешевого и эффективного «снайперского» инструмента для тактического звена.

### **Основные тезисы**

**Конструктивные особенности.** Аппарат выполнен по схеме с узким фюзеляжем и складными консолями крыла, что позволяет интегрировать его в транспортно-пусковые контейнеры. Использование электрического двигателя в качестве основы движителя позволяет оптимизировать компоновку винтомоторной группы для защиты от повреждений при запуске и существенно снижает акустическую заметность аппарата.

**Аэродинамика и управление.** После выхода из пускового устройства крылья раскрываются, переводя аппарат из баллистического в планирующий режим. Управление осуществляется с помощью элевонов, обеспечивающих высокую маневренность на терминальном участке траектории.

**Концепция применения.** Изделие предполагает использование двумя операторами: первый осуществляет запуск (сброс), второй – прецизионное наведение на цель. Такая схема позволяет разделять задачи поиска и непосредственного поражения объекта.

**Преимущества.** В отличие от классических FPV-дронов, «Стилет» обладает более высокой скоростью сближения и устойчивостью к внешним воздействиям, что приближает его по функционалу к высокоточному огнестрельному оружию.

### **Заключение, результаты или выводы**

Разработанная концепция модуля «Стилет» подтверждает возможность создания управляемого боеприпаса микрокласса с высокими аэродинамическими характеристиками. Складная конструкция обеспечивает удобство транспортировки и возможность залпового применения. Электрическая силовая установка гарантирует стабильность полета, бесшумность и предсказуемость траектории. Результаты предварительного моделирования показывают значительное преимущество аппарата перед неуправляемыми аналогами. Дальнейшие исследования будут направлены на автоматизацию захвата цели.

### **Список использованной литературы и источников**

1. Бородин В. А. Авиамодельный пульсирующий воздушно-реактивный двигатель. – М. : ДОСААФ, 1958. – 88 с.
2. Вилле Р. Постройка летающих моделей-копий : пер. с нем. – М. : ДОСААФ, 1986. – 128 с

## **Запуск летательных аппаратов по принципу центрифуги**

**Климентьев Кирилл Андреевич**

ГБОУ «ИТШ № 777»

Санкт-Петербург

Научный руководитель – Дзюба Никита Павлович

### **Аннотация**

Данная работа представляет собой проект по созданию испытательного стенда для запуска аппарата с научной полезной нагрузкой за счет силы вращения. Макет позволит проверить расчеты, выявить основные преимущества и проблемы подобного типа запуска. Проект включает в себя небольшой аппарат, снабженный системой спасения и датчиками, а также стенд, который раскручивает аппарат до необходимых скоростей и осуществляет его вертикальный пуск.

### **Ключевые слова**

Макет, инерция, запуск, эксперимент, сборка, вращение

### **Цель работы**

Создание испытательного стенда для демонстрации запуска малых аппаратов с использованием центробежной силы. Стенд наглядно показывает действующие физические явления, позволяет проверить расчеты и гипотезы, а также дает возможность спроектировать план по дальнейшему развитию и масштабированию проекта.

### **Введение**

С развитием электроники размеры и масса аэрокосмических аппаратов серьезно уменьшились, что позволяет осуществлять их запуск с меньшими затратами, а также прибегать к новым методикам. В ускорении малых зондов можно сократить роль двигательных установок или вовсе не использовать их за счет создания необходимого импульса на базовой станции. Такой станцией может выступать как орбитальный комплекс, так и станция, базирующаяся на поверхности планеты. Требуемый импульс может быть создан различными способами; одним из них является накопление энергии за счет вращения, подобно быстро вращающейся центрифуге. Данный метод является перспективным, но при этом мало исследованным на текущий момент. Настоящий проект позволит продемонстрировать все происходящие физические явления, выявить основные проблемы и пути решения, а также убедиться, что масштабирование до реальных размеров и нагрузок будет целесообразным и востребованным в будущем. Ключевым аспектом является доступность проверяемых данных: научный аппарат содержит измерительные приборы, позволяющие исследовать процесс ускорения в центрифуге и полета.

### **Основные тезисы**

#### **Цель проекта**

Разработка исследовательского стенда для изучения природы запуска с использованием центробежной силы, проверки гипотез и развития проекта. Получение

исчерпывающих научных данных, позволяющих судить об эффективности и применимости метода для решения реальных инженерных задач.

### **Наглядность и доступность**

Заданные начальные параметры позволяют рассчитать характеристики полета, в то время как простота и компактность установки обеспечивают легкую проверку в любых условиях. Это дает возможность вычислять аномалии и решать инженерные задачи, связанные с обеспечением надежности.

### **Конструкция стенда**

Пусковая установка: вращательный элемент с механизмом захвата, обеспечивающий надежное крепление аппарата на этапе разгона.

Научный модуль: аэродинамическая капсула с набором датчиков, фиксирующих телеметрию во время полета. Снабжена системой спасения для безопасного возврата и повторного использования.

Система радиоконтроля: использование наземной станции для приема данных с аппарата, а также обеспечения контроля над ним в случае непредвиденных обстоятельств.

### **Полезная нагрузка**

Капсула снабжена датчиками угловой скорости, ускорения, атмосферного давления и температуры, обеспечивающими получение данных и их сравнение с расчетными. Радиопередатчик на борту передает телеметрию сразу после ее считывания, позволяя судить об изменении значений практически без задержки по времени. Также аэродинамическая форма минимизирует погрешности, вызванные неидеальными условиями места запуска, например, аэродинамическим сопротивлением.

### **Практическая значимость**

Проект демонстрирует эффективность запусков с накоплением кинетической энергии, а также их применимость для исследования космоса. Техническая простота и малая масса установки позволяют применять ее во множестве миссий. Использование накопленной кинетической энергии предполагает пуски в условиях малой гравитации, что актуально на ранних этапах исследования планет и спутников.

## **Заключение, результаты или выводы**

Данный проект успешно выполнил поставленные перед ним задачи, продемонстрировав эффективность и экономическую целесообразность запусков с использованием центрифуги. Работа позволила выявить различные направления дальнейшего развития, способствующие устранению текущих недостатков и расширению области применения в будущем.

## **Список использованной литературы и источников**

1. Перишкин А. В. Физика. 9 класс: учебник для общеобразовательных учреждений. – М.: Дрофа.

## Создание разборной EDF-турбины для авиамоделей

Лоренц Дмитрий-Даниель Маркусович

ГБОУ «СОШ № 347»

Санкт-Петербург

Научный руководитель – Емельянова Елена Владимировна

### Аннотация

В современных авиамоделях используются EDF-турбины, которые являются литыми, т.е. неразборными. В связи с этим возникают сложности при починке и поиске деталей. В данном проекте мы представили эффективную, простую в использовании и изготовлении EDF-турбину для авиационных моделей. Данный проект поможет больше узнать о EDF-турбинах, их производстве, управлении и строении.

### Ключевые слова

EDF-турбина, 3D печать, моделирование прототипа, ESC-контроллер, аддитивные технологии

### Эпиграф

Технологии – это крылья человека, позволяющие достигать новых горизонтов.

### Цель работы

Создание простой в использовании и бюджетной в изготовлении EDF-турбины для авиационных моделей, применяя аддитивные технологии.

### Введение

В современном мире, где экологические аспекты и энергоэффективность становятся приоритетными, электрические турбины с воздуховодом (EDF – Electric Ducted Fan) представляют собой инновационное решение, позволяющее добиться высокой скорости и маневренности моделей при относительно низком уровне шума и вибраций по сравнению с традиционными двигателями внутреннего сгорания. Эти системы не только снижают негативное воздействие на окружающую среду за счет отсутствия выбросов, но и способствуют развитию устойчивого моделизма.

### Основные тезисы

В условиях глобального тренда на электрификацию транспорта и перехода к зеленым технологиям EDF-системы находят применение не только в хобби-моделизме, но и в перспективных проектах беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), дронов для доставки и даже в прототипах малой авиации. Это делает задачу создания компактной и эффективной EDF-турбины актуальной для науки, техники и практики, поскольку она способствует интеграции передовых материалов, аэродинамических принципов и электромеханики в доступные инженерные решения. Актуальность темы проекта обусловлена растущим интересом к авиационному моделизму и необходимостью совершенствования технологий для создания высокоэффективных моделей самолетов. Данная работа выполнена

для демонстрации практических навыков в области инженерного дизайна, моделирования и прототипирования, а также для иллюстрации возможностей интеграции аддитивных технологий в авиационный моделизм.

### **Заключение, результаты или выводы**

В результате проделанной работы удалось достичь поставленной цели: создать эффективную, бюджетную, простую в использовании и изготовлении EDF-турбину для авиационных моделей. В процессе выполнения работы необходимо было изучить и проанализировать теоретические основы работы EDF-турбин, смоделировать прототип крыльчатки, воздуховода, крепления и сопла в программе Fusion 360, а также напечатать прототип на 3D принтере, а затем протестировать эффективность турбины на стенде. Выполненная модель турбины имеет все качества заводских турбин, а также является разборной, чего лишены промышленные экземпляры. Это является преимуществом в контексте упрощения ремонта и обслуживания турбины. Благодаря использованию 3D-печати сокращаются затраты на изготовление и замену отдельных деталей. С экономической точки зрения этот момент будет наиболее привлекательным для обычных покупателей, интересующихся авиамоделированием.

### **Список использованной литературы и источников**

1. Теория воздуховода EDF турбин [https://www.rccad2vr.com/aeronautics/duct-theory#:~:text=Electric%20Ducted%20Fans%20\(EDFs\)%20take,airflow%20and%20minimize%20energy%20loss](https://www.rccad2vr.com/aeronautics/duct-theory#:~:text=Electric%20Ducted%20Fans%20(EDFs)%20take,airflow%20and%20minimize%20energy%20loss)
2. Аддитивные технологии <https://globatek.ru/3d-wiki/chto-takoe-additivnye-tehnologii>
3. EDF to Turbine comparison <https://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?4453257-EDFs-vs-turbine-jets>

## **Сравнительный анализ аэродинамических характеристик различных профилей крыла в цифровой аэродинамической трубе (на основе CFD симулятора)**

**Михайлов Михаил Сергеевич**

Самарский авиационный техникум

Самара

Научный руководитель – Осипенко Маргарита Владимировна

### **Аннотация**

В данной работе проведён сравнительный анализ аэродинамических свойств классических профилей крыла в дозвуковом потоке с использованием методов вычислительной гидрогазодинамики (CFD). Компьютерное моделирование позволило количественно оценить влияние геометрии профиля на подъёмную силу в зависимости от угла атаки. Применение «цифровой аэродинамической трубы» дало возможность наглядно визуализировать процессы, скрытые при

физическом эксперименте. Результаты работы демонстрируют эффективность CFD-моделирования как доступного инструмента для учебных и исследовательских задач.

### **Ключевые слова**

CFD-моделирование, аэродинамический профиль крыла, вычислительная гидрогазодинамика, сравнительный анализ, аэродинамические характеристики, профиль крыла, компьютерное моделирование

### **Цель работы**

Провести сравнительный анализ классических профилей крыла с помощью CFD-моделирования.

### **Введение**

С момента зарождения авиации поиск оптимального профиля крыла остается ключевой задачей, определяющей скорость, грузоподъемность и экономичность самолета. Раньше поиск идеальной формы требовал дорогостоящих экспериментов в аэродинамических трубах, но сегодня на смену пришли компьютерные методы моделирования. Технология вычислительной гидрогазодинамики (CFD) позволяет точно имитировать обтекание профиля воздухом и визуализировать невидимые ранее процессы. CFD открывает «цифровую аэродинамическую трубу», делая сложные исследования доступными для студентов. Однако в учебной практике выбор профиля крыла часто осуществляется интуитивно, без понимания связи его геометрии с аэродинамическими качествами. Возникает необходимость количественно и наглядно оценить влияние формы профиля на его характеристики в дозвуковом потоке.

### **Основные тезисы**

В работе систематизированы теоретические основы аэродинамики: рассмотрены принципы возникновения подъемной силы, геометрические параметры профилей и классификация существующих семейств, включая современные методы их исследования. Обоснован выбор пяти классических профилей NASA для сравнительного анализа, проведён обзор программного обеспечения и выполнена подготовка виртуального эксперимента с заданием начальных параметров среды. С помощью CFD-моделирования получены визуализации распределения давления и рассчитаны ключевые аэродинамические характеристики профилей в дозвуковом потоке. На основе сравнительной таблицы установлены зависимости аэродинамических свойств от толщины и кривизны профилей.

### **Заключение, результаты или выводы**

В ходе исследования пяти профилей NASA методами CFD была количественно оценена связь между их геометрией и аэродинамическими свойствами в дозвуковом потоке. Тонкие симметричные профили показали минимальное сопротивление, утолщенные – больший диапазон углов атаки, а криволинейные обеспечили высокую подъемную силу на взлетно-посадочных режимах. Применение «цифровой аэродинамической трубы» полностью подтвердило свою эффективность и доступность.

## Список использованной литературы и источников

1. Database of shapes, data, and other information pertinent to 2D airfoil sections URL: <https://www.bigfoil.com/>
2. Фролов В. А. Аэродинамические характеристики профиля и крыла: учебное пособие / В. А. Фролов; Федер. агентство по образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. Самара: «Изд-во СГАУ», 2007. URL: [https://repo.ssau.ru/jspsui/bitstream/123456789/56895/1/Фролов В. А. Аэродинамические характеристики .pdf](https://repo.ssau.ru/jspsui/bitstream/123456789/56895/1/Фролов%20В.%20А.%20Аэродинамические%20характеристики.pdf)
3. Аэродинамические характеристики самолета URL: [https://oat.mai.ru/book/glava05/5\\_7/5\\_7.html](https://oat.mai.ru/book/glava05/5_7/5_7.html)
4. Кириакиди С.К. Проектирование самолетов: учебное пособие / С.К. Кириакиди, В.А. Сатин. Воронеж: ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет» 2009. URL: [https://cchgeu.ru/upload/iblock/fca/posob\\_ps\\_proektirovanie-samoletov\\_15.09.2017.pdf](https://cchgeu.ru/upload/iblock/fca/posob_ps_proektirovanie-samoletov_15.09.2017.pdf)

## Моделирование и расчёт дипольной антенны для малого космического аппарата «АНСАТ-1»

### Мустафаев Рамазан Ильясович

ГБНОУ «СПБ ГДТЮ» Юношеский клуб космонавтики им. Г.С. Титова

МОБУ «СОШ «Муринский ЦО № 4»

Санкт-Петербург

Научный руководитель – **Иванов Данила Андреевич**

### Аннотация

Проект посвящён разработке и компьютерному моделированию вибраторной антенны для сверхмалого спутника АНСАТ-1. В рамках проекта изучается конструкция антенны, создаётся её 3D-модель, а затем проводится электродинамическое моделирование в среде Ansys Electronics для анализа диаграммы направленности и эффективности работы антенны в условиях космического пространства.

### Ключевые слова

Микроспутник, антенна, электродинамическое моделирование, характеристики антенн

### Цель работы

Расчёт и проведение электродинамического моделирования дипольной антенны для МКА «АНСАТ-1».

### Введение

В настоящее время наблюдается активное развитие малых космических аппаратов (МКА) формата CubeSat, что обусловлено их низкой стоимостью, короткими сроками разработки и широкими возможностями для научных и образовательных экспериментов. Одной из ключевых подсистем МКА является радиотехническая система, эффективность работы которой в значительной степени определяется характеристиками бортовой антенны. В декабре 2025 года ООО «Специальный технологический центр» осуществил запуск сверхмалого

космического аппарата «АНКАТ-1», созданного в сотрудничестве с Юношеским клубом космонавтики им. Г.С.Титова. В связи с этим актуальной задачей является разработка и анализ антенн, обеспечивающих устойчивую радиосвязь при произвольной ориентации аппарата на орбите.

### Основные тезисы

В качестве антенного устройства выбрана симметричная полуволновая дипольная антенна, обладающая простой конструкцией, близкой к изотропной диаграммой направленности и устойчивыми характеристиками в условиях космического пространства. Рабочая частота ( $f$ ) радиолинии составляет 435,7 МГц. Соответствующая длина волны определяется выражением:  $\lambda = c/f$ , где  $c$  – скорость света в вакууме,  $f$  – частота волны. При заданной частоте длина волны составляет приблизительно 0,69 м, что соответствует длине плеча диполя порядка 0,34 м. На основе рассчитанных геометрических параметров была построена трёхмерная модель дипольной антенны и выполнено электродинамическое моделирование. В процессе моделирования проведена оптимизация длины плеч диполя для улучшения согласования на рабочей частоте. В результате расчётов получены следующие характеристики: максимальное усиление антенны составило 2,59 dB, что соответствует типичным значениям для полуволнового диполя и обеспечивает практически всенаправленную диаграмму направленности. Коэффициент стоячей волны на рабочей частоте равен 2,03, что является допустимым значением для малых космических аппаратов и свидетельствует о приемлемом согласовании антенны с трактом питания.

### Заключение, результаты или выводы

В работе проведено построение модели дипольной антенны и проведен расчёт диаграммы направленности и КСВ, полученные характеристики находятся в допустимых границах значений типовых антенн, применяемых на микроспутниках.

### Список использованной литературы и источников

1. Банков С.Е., Э.М. Гутцайт, А.А.Курушин. Решение оптических и СВЧ задач с помощью HFSS. [https://www.orcada.ru/ANSYS\\_HFSS.pdf](https://www.orcada.ru/ANSYS_HFSS.pdf)
2. Кубанов В.П., Ружников В.А. Сподобаев М.Ю., Сподобаев Ю.М. Основы теории антенн и распространения радиоволн. [http://antenna.psuti.ru/uploads/kubanov/kubanov\\_ruzhnikov.pdf](http://antenna.psuti.ru/uploads/kubanov/kubanov_ruzhnikov.pdf)

## Пневмогидравлическая ракета с системой спасения

Нечаев Дмитрий Игоревич

МАОУ Лицей № 2

Ангарск

Научный руководитель – Гончарова Наталья Владимировна

### Аннотация

В данной исследовательской работе представлен поэтапный процесс сборки гидравлической ракеты с системой спасения. Электронная начинка ракеты, со-

бранная на базе Arduino, даёт возможность программировать время открытия парашюта. Система ракеты позволяет плавно спустить ее на землю без повреждений. Данные, полученные в результате запусков, помогли сделать выводы о том, каковы должны быть оптимальные параметры ракеты.

### **Ключевые слова**

Ракета-носитель, обтекатель, корпус, направляющие, стабилизаторы, система спасения

### **Цель работы**

Создать модель ракеты и произвести успешный запуск.

### **Введение**

В этой работе я изучил историю ракетостроения, теорию и создал рабочую модель ракеты с системой спасения. Также произвёл успешный запуск.

### **Основные тезисы**

Ракета-носитель – это многоступенчатый летательный аппарат, использующий реактивную тягу для вывода полезной нагрузки (спутников, кораблей, грузов) на околоземную орбиту или в космическое пространство. Работает на основе сжигания топлива, выбрасывая высокоскоростную струю газов и преодолевая земное притяжение. Она состоит из обтекателя, корпуса, стабилизаторов, двигателя и системы спасения. Система спасения состоит из платы, серво машинки, двух выключателей с системой проводов и парашюта со стропами.

### **Заключение, результаты или выводы**

В ходе выполнения исследовательской работы по запуску самодельной пневмогидравлической ракеты были достигнуты все поставленные цели и решены задачи проекта.

- Гипотеза о возможности создания и успешного запуска пневмогидравлической ракеты из подручных материалов подтвердилась.
- Экспериментально доказано, что максимальная эффективность достигается при оптимальном соотношении воды и сжатого воздуха ( $\approx 1/3$  объёма воды).
- Конструкция ракеты и пусковой установки проста в изготовлении и безопасна при соблюдении элементарных мер предосторожности.
- Проект наглядно демонстрирует физические законы (реактивное движение, давление, гидродинамика) на практике, что делает его ценным образовательным инструментом.

### **Список использованной литературы и источников**

1. Водяная ракета из пластиковой бутылки: <https://www.tavika.ru/2013/01/handmade-rocket.html>
2. Калькулятор размера парашюта для моделей пакет: <https://www.translatorscafe.com/unit-converter/ru-RU/calculator/parachute-size/>

## **Беспилотный экраноплан с погружным винтом «Сарган»**

**Орешников Андрей Александрович**

ЦДО «Клуб юных моряков капитана Варухина Н.Г.»

Великий Новгород

Научный руководитель – Кот Сергей Михайлович

### **Аннотация**

В настоящее время происходит бурное развитие беспилотных технологий для всех видов транспорта: водного, воздушного, наземного. Беспилотные экранопланы тоже не стали исключением, мировым лидером по разработке беспилотных экранопланов является Китай. В нашей стране имеется богатый опыт строительства пилотируемых экранопланов, например наследие Ростислава Алексеева, но практически отсутствует школа строительства беспилотных экранопланов. Моя разработка должна внести небольшой вклад в отечественное беспилотное экранопланостроение.

### **Ключевые слова**

Экраноплан, беспилотник, безэкипажное судно, режим экрана, водный транспорт

### **Эпиграф**

Не ищите в жизни лёгких путей – они никуда не приведут.

Ростислав Алексеев.

### **Цель работы**

Разработка и создание масштабной модели и действующего испытательного образца бюджетного технологичного, простого в постройке и эксплуатации беспилотного экраноплана с подводным винтом.

### **Введение**

В процессе работы над другими проектами у нас с коллегами появилась простая в изготовлении конструкция фюзеляжа, обладающего хорошей аэрогидродинамикой. Фюзеляж состоит из четырёх практически идентичных деталей мечевидной формы и при этом обладает достаточной прочностью и жёсткостью и прекрасно подходит для реализации схемы Александра Липпиша. Два крыла обратной стреловидности с плавками на концах и углом атаки, обеспечивающим нагнетание воздуха под фюзеляж для создания эффекта экрана. Крылья имеют жёсткую нижнюю поверхность и надувную верхнюю, что делает их профиль аэродинамичным, а изготовление простым.

### **Основные тезисы**

Также были рассмотрены советские проекты 80-х годов прошлого века по постройке малых экранопланов из моторный лодок с подводным винтом. У этих всех проектов был большой недостаток: удлинённый сапог подвесного мотора не выдерживал нагрузок и ломался, но в целом идея была жизнеспособна. Я тоже решил использовать подводный винт, но на штанге с обратной стреловидностью во избежания фатальных нагрузок, при этом, для сохранения остойчивости по тангажу, штанга раздвижная по принципу раздвижной стрелы подъёмного крана.

Гребной винт-импеллер также оснащён небольшими подводными крыльями для скорейшего подъёма аппарата и поддержания хвоста в режиме экрана. Управление аппаратом планируется осуществлять оператором или с помощью бортовой интеллектуальной системы, что сделает его полностью автономным.

### **Заключение, результаты или выводы**

В настоящее время экраноплан полностью смоделирован в САПР Компас 3D, построена продувочная модель для аэродинамической трубы в масштабе 1:7, в процессе изготовления испытательная модель в масштабе 1:2, изготовлена раздвижная штанга для гребного винта. Проводятся виртуальные аэро-гидродинамические и продувочные испытания.

### **Список использованной литературы и источников**

1. Белавин Н. И. Экранопланы. Л.: «Судостроение», 1977. – 232 с.
2. Травников Н.С. Ростислав Алексеев. Книга о главном. 2019.- 500 с.
3. Коваленко А.И., Петраш В.Я. Формирование проектных решений беспилотных летательных аппаратов в программно-информационной среде базы знаний Москва : Изд-во МАИ, 2014. – 159 с.

## **Ионно-плазменный двигатель на основе 2-компонентного топлива (метан + кислород)**

**Паламарчук Вероника Тимуровна**

СПб ГБПОУ «АИТУ»

Санкт-Петербург

Научный руководитель – **Иванова Ольга Леонидовна**

### **Аннотация**

Метан выбран в качестве базового рабочего тела не случайно: он является наиболее перспективным топливом благодаря возможности его прямого синтеза на Юпитере, Луне (концепция ISRU). Это делает миссии автономными и радикально снижает стоимость вывода полезной нагрузки.

### **Ключевые слова**

Ионно-плазменный двигатель, метан, 2-компонентное топливо, удельный импульс, электрореактивная тяга, межпланетные перелеты, гибридная ракетная установка

### **Эпиграф**

«Истинная свобода в космосе начинается там, где корабль берет энергию из самой пустоты или из атмосферы гиганта, мимо которого пролетает»

Философия автономных миссий

### **Цель работы**

Теоретическое обоснование и разработка концептуальной модели двигателя, который позволит сократить время перелетов к планетам Солнечной системы, минимизируя массу бортового запаса топлива.

## Введение

В ходе работы над проектом было теоретически обосновано создание гибридного ионно-плазменного двигателя, использующего продукты горения метано-кислородной смеси в качестве рабочего тела. Результаты анализа подтверждают, что интеграция процессов химического сгорания и последующего электромагнитного ускорения ионов позволяет достичь оптимального баланса между тягой и удельным импульсом. Применение метана открывает широкие перспективы для реализации концепции ISRU, обеспечивая возможность дозаправки космических аппаратов непосредственно на Луне или Марсе.

## Основные тезисы

1. Научный интерес к внешним планетам Солнечной системы и поиску жизни на их спутниках стремительно растет.
2. Существующие технологии не позволяют осуществить быстрые и гибкие пилотируемые миссии на такие расстояния.
3. Для прорыва нужен качественный источник энергии и двигатель.

## Заключение, результаты или выводы

Таким образом, предложенная установка является экономически эффективным решением для обеспечения автономности длительных межпланетных миссий. В завершение можно утверждать, что переход к подобным комбинированным технологиям станет фундаментом для создания многообразных транспортных систем нового поколения, способных вывести освоение дальнего космоса на качественно новый уровень.

## Список использованной литературы и источников

1. Васильев А.С., Козлов Д.В. Анализ эффективности использования продуктов сгорания метана в качестве рабочего тела ионного двигателя // Инновации в авиации и космо-навтике (тез. докл. X Всероссийск. науч. конф.). М.: Изд-во МАИ, 2020, С. 15–17.
2. Никитин П.И. Экспериментальное исследование ионизации метано-кислородных смесей в плазменных установках // Физика плазмы и современные энергетические системы (материалы междунар. симпозиума). Томск: Изд-во ТПУ, 2021, С. 44–46.
3. Соколов М.А., Лебедев В.В. Математическое моделирование электромагнитных процессов в сопле двигателя на метан-плазменной основе // Вестник машиностроения и аэрокосмических технологий (сб. науч. трудов). Самара: Изд-во Самарского ун-та, 2019, С. 102–105.
4. Морозов К.Н. Оценка тяговых характеристик комбинированного ионно-плазменного двигателя на газообразном топливе // Энергетические установки космических аппаратов (тез. докл. XV Всероссийск. науч.-практ. конф.). Королев: Изд-во НПО «Энер-гия», 2022, С. 28–30.
5. Федоров Е.А. Проблемы эрозии электродов в двигателях на продуктах сгорания углеводородов // Актуальные вопросы современной космонавтики (сб. тез. докл. науч. чтений). М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, С. 76–78.

## **Модификация поликарбоната наночастицами оксида вольфрама для улучшения свойств композитов, используемых в аэрокосмической отрасли**

**Платонов Роман Станиславович**

Лицей-предуниверсарий Севастопольского государственного университета  
Севастополь

Научный руководитель – Гавриш Владимир Михайлович

### **Аннотация**

Аэрокосмическая промышленность занимает устойчивое второе место по темпам роста использования поликарбоната, что обусловлено его применением в производстве светопрозрачных конструкций. В работе исследована модификация поликарбоната (ПК) наночастицами оксида вольфрама ( $WO_3$ ) для улучшения физико-механических свойств композитов. Экспериментально установлено, что введение 2 мас. %  $WO_3$  повышает износостойкость на 75 % относительно не модифицированного ПК. Полученные композиты перспективны для применения в авиационной и космической технике, где критически важны высокая прочность и малый вес.

### **Ключевые слова**

Наночастицы оксида вольфрама ( $WO_3$ ), полимерные нанокомпозиты, физико-механические свойства, износостойкость, применение в авиации, материалы для аэрокосмической техники

### **Эпиграф**

«Наука – это основа прогресса, она открывает нам двери в будущее»

Александр Степанович Попов

### **Цель работы**

Экспериментально обосновать возможности использования наночастиц оксида вольфрама ( $WO_3$ ) в качестве модификатора поликарбоната, направленного на улучшение его механических свойств, включая износостойкость, ударную прочность и ударную вязкость. В рамках поставленной цели предусматривается определение оптимального диапазона концентраций  $WO_3$ , обеспечивающего наилучшее сочетание износостойкости, ударной прочности и ударной вязкости.

### **Введение**

Учитывая, что поликарбонат занимает второе место по темпам роста использования в аэрокосмической промышленности, его модификация наночастицами оксида вольфрама ( $WO_3$ ) представляет значительный интерес. Это позволит повысить ключевые механические свойства материала – износостойкость, ударную вязкость и ударную прочность – и создать композиты, отвечающие современным требованиям отрасли.

### Основные тезисы

1. Образцы получали методом экструзии при температуре 230-245°C с последующим формированием, составов от 0-5% WO<sub>3</sub>.
2. Испытания на ударную вязкость по Шарпи (ГОСТ 4647-2014) проводили на маятниковом копре МТ 203, испытания на растяжение (ГОСТ 11262-2017) – на универсальной машине ТРМ-50 С1.
3. При введении 1 мас.% WO<sub>3</sub> ударная вязкость снижается (с 134,36 до 99,12 кДж/м<sup>2</sup>), при 2% содержании WO<sub>3</sub> в ПК ударная вязкость увеличилась (с 134,36 до 135,77 кДж/м<sup>2</sup>), а при 3% снижается (с 134,36 до 107,08 кДж/м<sup>2</sup>). При 4-5% ударная вязкость снова увеличивается, при 5% достигает максимума (прирост на 16,8%).
4. При испытаниях на ударную прочность лучше всего себя проявили образцы с добавлением 1% WO<sub>3</sub>, показатели увеличились (с 3,1 до 7,86 Дж, прирост на 153,6%). Хуже всего прошли испытания на ударную прочность образцы с добавлением 3% WO<sub>3</sub>, значения снизились (с 3,1 до 2,1 Дж).
5. Наилучший баланс свойств в исследованиях на износостойкость показали образцы с добавлением 2% WO<sub>3</sub>.

### Заключение, результаты или выводы

Для аэрокосмической отрасли оптимальной концентрацией является 2 мас.% WO<sub>3</sub>. В отличие от составов с 1% (падение вязкости) и 3% (критическое снижение прочности), образец с 2% WO<sub>3</sub> демонстрирует наилучший баланс свойств: рост ударной вязкости (до 135,77 кДж/м<sup>2</sup>) и максимальную износостойкость, что гарантирует надежность материала при экстремальных нагрузках. Тем самым, результаты исследований позволяют расширить спектр применений поликарбонатных композитов для аэрокосмической отрасли.

### Список использованной литературы и источников

1. Баженов С. Л. Поликарбонаты / С. Л. Баженов, И. В. Седов. – Москва: Химия, 2003. – 240 с.
2. Лахтин Ю. М. Материаловедение / Ю. М. Лахтин, В. П. Леонтьева. – Москва: Машиностроение, 1990. – 528 с.

## Создание БПЛА для обучения и тренировок полётов

**Попов Георгий Сергеевич**

Школа Гармония  
Ижевск

Научные руководители: Кузнецова Екатерина Андреевна, Шаклеин Михаил Александрович

### Аннотация

Данный проект посвящен созданию специализированного беспилотного летательного аппарата (БПЛА), предназначенного для обучения и тренировки пилотирования. В ходе исследования был проведен анализ существующих моделей дронов, на основе которого были выявлены ключевые требования к

учебному аппарату: ремонтпригодность, безопасность, простота управления и низкая стоимость. Основным результатом работы стала разработка 3D-модели в системе КОМПАС-3D и создание квадрокоптера, конструкция которого учитывает все выявленные требования для эффективного и безопасного обучения пилотов.

### **Ключевые слова**

БПЛА, обучение пилотированию, 3D-моделирование, прототип, ремонтпригодность FPV

### **Эпиграф**

«Опыт – это не то, что случается с человеком, а то, что человек делает с тем, что с ним случилось»

### **Цель работы**

На основе сравнительного анализа существующих моделей учебных БПЛА выявить ключевые требования к тренировочному дрону и разработать собственный прототип, лишенный выявленных недостатков и адаптированный для задач начального пилотирования.

### **Введение**

Современные беспилотные летательные аппараты (БПЛА) стремительно входят во все сферы нашей жизни – от съемки уникального контента до мониторинга труднодоступных объектов. Однако, несмотря на растущую популярность дронов, качественных и доступных аппаратов, предназначенных специально для начального обучения пилотированию, на рынке представлено недостаточно. Меня эта тема захватила как удивительный сплав программирования, схемотехники и аэродинамики, а также как бесконечное поле для творчества. В своей работе я ставлю цель не просто проанализировать существующие модели, но и на их основе создать собственный прототип БПЛА. Главная задача – сконструировать дрон, который будет соответствовать ключевым требованиям для новичков: безопасность, ремонтпригодность, простота в управлении и доступная стоимость. В данном проекте я расскажу, как от теории и сравнения аналогов перешел к созданию действующей модели.

### **Основные тезисы**

**Актуальность и проблема:** Существующие на рынке БПЛА не в полной мере отвечают задачам начального обучения пилотированию. Они либо слишком сложны и дороги в ремонте, либо перегружены функциями, не критичными для новичка. Критерии идеального учебного дрона: в ходе анализа (на основе опыта эксплуатации моделей «Геоскан», DJI и iFlight) был сформулирован перечень ключевых требований к тренировочному аппарату: ремонтпригодность, модульность, безопасность (защита винтов), низкая стоимость и простота управления. **Проектирование:** С использованием САД-системы КОМПАС-3D была разработана детализированная 3D-модель квадрокоптера, что позволило спроектировать расположение компонентов и избежать ошибок еще до начала физической сборки. **Практическая реализация:** на данный момент создан действующий прототип БПЛА. Ведутся его доработки и испытания. Финальная

версия аппарата будет иметь корпус из карбона, что обеспечит необходимую жесткость и надежность. **Соответствие цели:** Главный итог проекта – создание собственной платформы, которая сочетает в себе высокую ремонтпригодность и прочность, делая ее пригодной для многократных тренировок и падений в процессе обучения.

### **Заключение, результаты или выводы**

В ходе выполнения проекта была достигнута поставленная цель: разработан и создан беспилотный летательный аппарат, ориентированный на задачи начального обучения и тренировки полетов. Проведенный анализ существующих моделей («Геоскан Пионер», DJI Avata 2, iFlight Nazgul) подтвердил, что большинство серийных дронов либо перегружены избыточными функциями, либо сложны и дороги в ремонте, что делает их неидеальными для новичков. На основе выявленных требований (ремонтпригодность, модульность, безопасность, низкая стоимость) был разработан собственный аппарат. Ключевым результатом работы стало не только теоретическое обоснование критериев «учебного дрона», но и практическая реализация устройства: от 3D-моделирования в системе КОМПАС-3D до сборки действующего дрона. На данный момент прототип успешно собран и проходит этап доработки; финальная версия будет оснащена карбоновым корпусом для повышения надежности. Таким образом, созданный БПЛА может стать эффективной платформой для отработки навыков пилотирования, позволяя пользователям сосредоточиться на обучении, а не на дорогостоящем ремонте после неизбежных на начальном этапе падений.

### **Список использованной литературы и источников**

1. Сразу три новых модели российских беспилотника показали в Москве [Электронный ресурс]. – URL: <https://tehnoomsk.ru/archives/17973> (дата обращения: 28.02.2026).
2. Дрон Небо-22 [Электронный ресурс]. – URL: [https://www.tadviser.ru/index.php/Продукт:Небо-22\\_%28VR-тренажер\\_для\\_обучения\\_операторов\\_дронов%29](https://www.tadviser.ru/index.php/Продукт:Небо-22_%28VR-тренажер_для_обучения_операторов_дронов%29) (дата обращения: 01.03.2026).
3. «Геоскан» разработал первый российский образовательный квадрокоптер с бортовым ИИ [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.aex.ru/news/2025/3/5/281238/> (дата обращения: 01.03.2026).
4. Дрон Геоскан [Электронный ресурс]. – URL: <https://aviation21.ru/kompaniya-geoskan-razrabotala-pervyj-rossijskij-obrazovatelnyj-kvadrokopters-bortovym-ii/> (дата обращения: 01.03.2026).

## Проектирование форсуночной головки ракетного двигателя на нетоксичном монотопливе

**Широкова Елизавета Сергеевна**

МАОУ «Лицей № 97»

Челябинск

Научный руководитель – **Миля Вячеслав Алексеевич**

### Аннотация

Благодаря анализу существующих решений проектов ракетных двигателей малой тяги, вариантов топлива для них и достоинств и недостатков разных вариантов форсунок и форсуночных головок, решено использовать двигатель на перекиси водорода, имеющий шатровую форсуночную головку с 9 струйными форсунками. Были высчитаны проектные параметры, разработана конструкция и построена 3d-модель форсуночной головки, распечатана на 3d-принтере, проведены прочностной расчёт и стендовые испытания. В результате работы разработана конструкция форсуночной головки для термokatалитического ракетного двигателя, проведены расчёты, испытания, их результаты показали возможность применения спроектированной форсуночной головки.

### Ключевые слова

Форсуночная головка, нетоксичное монотопливо, термokatалитический двигатель, ракетный двигатель, форсунки

### Цель работы

Спроектировать форсуночную головку термokatалитического ракетного двигателя на нетоксичном монотопливе.

### Основные тезисы

Проведен анализ существующих видов монотоплива и конструкций форсуночных головок, в результате чего принято решение использовать шатровую форсуночную головку с 9 струйными форсунками, так как она обладает необходимыми нам характеристиками: жесткость конструкции, возможность использования простых струйных форсунок, оптимальный размер, наличие подходящих способов производства, таких как аддитивные технологии. Представлена конструкция форсуночной головки и проведены расчеты размеров, массового расхода топлива, термодинамический, подтвердившие проектные характеристики предложенной нами форсуночной головки. Построена 3D-модель спроектированной форсуночной головки для термokatалитического ракетного двигателя на нетоксичном монотопливе. Проведены прочностной расчёт (коэффициент прочности 18,4) и стендовые испытания, по результатам которых обоснована возможность применения спроектированной форсуночной головки, в том числе в двигателях на различных компонентах топлива при рассмотренном в работе способе перерасчета основных параметров головки.

### Заключение, результаты или выводы

Разработана конструкция форсуночной головки для термokatалитического ракетного двигателя с заданными рабочими параметрами, проведены расчёты,

испытания, их результаты показали возможность применения спроектированной форсуночной головки. **Заключение:** Результаты проведенного исследования подтвердили правильность выдвинутой гипотезы, что возможно спроектировать форсуночную головку для термokatалитического ракетного двигателя на нетоксичном монотопливе, что свидетельствует о полном достижении цели исследования. Разработанная форсуночная головка может быть использована профильными организациями при проектировании и изготовлении ракетных двигателей. Мы также планируем использовать данную разработку при проектировании полного термokatалитического двигателя.

### **Список использованной литературы и источников**

1. Козлов А.А., Абашев В.М. Расчет и проектирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги. Учебное пособие для дипломников и студентов старших курсов. Москва. Издательство МАИ 2004
2. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. и др.; Подгот. под науч. рук. В. П. Глушко; Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: Справ. Т. 6 Топлива на основе перекиси водорода. Акад. наук СССР, ВИНТИ. – М.: Б. И, 1973. – 748 с.: граф.
3. Гусейнов Ш.Л., Федоров С.Г., Косых В.А.. Катализаторы разложения пероксида водорода, используемые в ракетных двигателях 2020г.
4. Добровольский М.В.. Жидкостные ракетные двигатели. Практика проектирования.
5. Бешенев Ю.А., Булдашев С.А.. Современный технический уровень, основные направления развития ракетных двигателей малой тяги и двигательных установок малых космических аппаратов на их основе. Труды международной научно-технической конференции. Том Часть 1. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева. 2003

## **Получение жароогнестойкого композиционного материала специального назначения**

**Шоранова Кира Муратовна**

ГБОУ «ДАТ «Солнечный город» Минпросвещения КБР»

Нальчик

Научный руководитель – **Куашева Валентина Батиевна**

### **Аннотация**

Получен жароогнестойкий композиционный материал на основе промышленных полимеров и минеральных алюмосиликатных наполнителей. Композиционный материал получен в инертной среде при температуре около 1000°C. Определены его жароогнестойкие характеристики, изучена химическая стойкость в различных средах, и определена плотность материала флотационным методом. Физические и химические свойства, а также высокая огне- и жаростойкость к открытому пламени в циклическом режиме предполагает возможность использования полученной композиции в качестве огнезащитного материала специального назначения для ракетной и авиационной промышленности.

## Ключевые слова

Жаростойкость, огнестойкость, композиционные материалы специального назначения, полимерная матрица, наполнители, химстойкость

## Цель работы

Получение жароогнестойкого композиционного материала специального назначения.

## Введение

Одним из ключевых вопросов развития современных технологий является создание высокотемпературных жаротермостойких материалов для нужд приборостроения, авиационной и ракетной техники в качестве огне- и теплозащитных облицовок.[1] Обзор рынка прогнозируемых высокотемпературных материалов оценивается повышением капиталовложений для индустриально развитых стран с 2025 по 2030 год с 13 до 24 млн\$. Для повышения термостойкости матрицы до 300°C чаще всего используют пеногасители, например, фторсодержащие отвердители. Предполагается, что стойкость полимерной матрицы определяет в целом степень устойчивости композиционного материала к экстремальным условиям эксплуатации.[2,3] В то же время современной авиационной промышленности требуются материалы, работающие устойчиво при температурах около 1000°C в окислительной среде.[1,4,5]

## Основные тезисы

Современная промышленность стоит перед необходимостью радикального перехода от «стандартных» жаростойких полимеров (до 300°C) к материалам нового поколения, способным сохранять стабильность при 1000°C в агрессивной окислительной среде.

## Заключение, результаты или выводы

Для получения композиции в качестве матрицы были взяты промышленные образцы полимеров с невысокой термостойкостью до 150-200°C. Режимы получения композиционного материала были подобраны таким образом, что именно структурные и химические превращения углеродной цепи в этих полимерных матрицах в конечном итоге определили степень устойчивости композиционного материала к экстремальным условиям эксплуатации. Следует отметить, что высокие термические характеристики материала не связаны с образованием карбидов алюминия и кремния в процессе его получения. Адгезионные и химические свойства, а также высокая огне- и жаростойкость к открытому пламени в режиме многократного циклического воздействия температуры от комнатной до 900°C предполагает возможность использования полученной композиции в качестве огнезащитного материала специального назначения для ракетной и авиационной промышленности.

## Список использованной литературы и источников

1. 24-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» 24st International Conference "Aviation and Cosmonautics" (AviaSpace-2025) Тезисы Abstracts Москва, НО-ЯБРЬ 17-21 ноября 2025г. Moscow, 17-21 November 2025
2. 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» 21st

- International Conference "Aviation and Cosmonautics" (AviaSpace-2022) Тезисы Abstracts Москва, МАИ 21-25 ноября 2022 г. Moscow, MAI 21-25 November 2022
3. Полимерная матрица композита...это: Связующее вещество в ПКМ, объединяющее армирующие волокна в монолитную структуру. Определяет технологичность и эксплуатационные свойства // INNER ENGINEERING : [сайт]. – URL: <https://inner.su/articles/polimernaya-matritsa-kompozita-etosvyazuushchee-veshchestvo-v-pkm-obedinyayushchee-armiruyushchie/> (дата обращения: 16.02.2026).
  4. С. Иванов Жаростойкие и жаропрочные сплавы: разница понятий и свойств материалов / С. Иванов [Электронный ресурс] // АО «Поликор»: [сайт]. – URL: <https://www.polikor.net/blog/zharostojkie-i-zharoprochnye-splavy-raznitsa-ponyatij-i-svoystv-materialov.html> (дата обращения: 16.02.2026).
  5. Г. Г. Крушенко, С. Н. Решетникова Жаропрочные сплавы и некоторые технологии в аэрокосмическом машиностроении / Г. Г. Крушенко, С. Н. Решетникова // КиберЛенинка : [сайт]. – URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/zharoprochnye-splavy-i-nekotorye-tehnologii-v-aerokosmicheskom-mashinostroenii/viewer> (дата обращения: 31.01.2026).

## Метеостанция на Марсе «Таблетка»

**Юнусов Салимжан Равилевич**

МАОУ Лицей № 146 «Ресурс»

Казань

Научный руководитель – Юртунбаев Данил Рустамович

### Аннотация

В данном проекте разработан прототип автономной марсианской метеостанции «Таблетка». Особенностью конструкции является круглый корпус, обеспечивающий устойчивость, и защитные створки, закрывающие солнечные батареи во время пылевых бурь (принцип решения заимствован у закрывающихся на ночь цветов). Создана 3D-модель станции в КОМПАС-3D, а действующий прототип собран на базе микроконтроллера Arduino, что позволяет автоматически управлять створками. Проект демонстрирует возможность создания энергоэффективных и защищённых станций для исследования климата Марса.

### Ключевые слова

Марсианская метеостанция, 3D-моделирование (КОМПАС-3D), автономность, защита от пылевых бурь, Arduino (микроконтроллер), прототипирование

### Цель работы

Создание прототипа метеостанции для Марса с повышенной автономностью и защитой от внешних воздействий.

### Введение

Марс, четвёртая планета от Солнца, уже давно завораживает человечество своей загадочностью и потенциальной обитаемостью. Исследование Красной планеты выходит далеко за рамки простого научного любопытства; оно является зада-

чей огромной актуальности, имеющей множество научных, технологических, экономических и даже философских аспектов. Исследование Марса требует разработки и применения передовых технологий в областях робототехники, космических коммуникаций, материаловедения и многих других. Эти технологические достижения имеют широкий спектр применений и за пределами космических исследований.

### **Основные тезисы**

Конструкция «Таблетки» – корпус представляет собой круглую форму и минимизирует сопротивление ветру, в случае нарушения работы систем ориентации не требует дополнительных усилий по приведению в рабочее положение – скачивается сам по принципу неваляшки.

Створки (4 шт.) открываются для зарядки солнечных панелей в безветренную погоду. Закрываются во время пылевых бурь и зимой для защиты от пыли. В ходе выполнения работы была разработана 3D модель корпуса – это цилиндрический или слегка овальный модуль, напоминающий по форме таблетку, отсюда и название. Такая форма обеспечивает оптимальное соотношение объёма внутреннего пространства к площади поверхности, минимизируя теплопотери и максимизируя прочность при минимальном весе. Корпус должен быть изготовлен из высокопрочных материалов, способных выдерживать экстремальные условия Марса: перепады температур, радиацию и давление.

Для комфортного управления устройством рассматривалось множество идей. Среди них: готовые наборы для радиуправления, самодельные аналоговые устройства или современные микроконтроллеры. Первый вариант не подходит из-за своей стоимости (примерно в 10 раз дороже самодельных устройств). Аналоговая техника также не удовлетворяет потребности из-за своей громоздкости. Остаётся только вариант самодельки с микроконтроллерной техникой. Из всех доступных микроконтроллеров самым оптимальным и доступным является семейство AVR. В проекте будет использована вычислительная платформа Arduino NANO на базе микроконтроллера ATmega328P.

### **Заключение, результаты или выводы**

Проект «Таблетка» демонстрирует возможность создания автономных метеостанций для Марса. Разработанный прототип подтверждает жизнеспособность концепции, а полученные навыки в 3D-моделировании и программировании открывают путь для дальнейших исследований. К преимуществам проекта относятся: компактность и энергоэффективность, защита створок от пыли, в перспективе: добавление датчиков давления и ветра, использование радиоизотопных термоэлектрических генераторов (РИТЭГ).

### **Список использованной литературы и источников**

1. NASA Mars Exploration Program. – 2023. /Электронный ресурс/. – Режим доступа: [https://en.wikipedia.org/wiki/Mars\\_Exploration\\_Program](https://en.wikipedia.org/wiki/Mars_Exploration_Program).
2. «Климат Марса: современные данные». Журнал «Космические исследования». – 2021.
3. Официальная документация Arduino. /Электронный ресурс/. <https://www.arduino.cc>
4. Анурьев, В.И. Справочник конструктора-машиностроителя: Том 2 / В.И. Анурьев.

рьев. – М.: Машиностроение, 2001. – 901 с.

5. Заёнчик, В.М. Основы творческо-конструкторской деятельности: предметная среда и дизайн: учебник для студ. высш. учеб. заведений