

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Центр научного и технического творчества студентов



ВТОРАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПРОЕКТОВ СТУДЕНЧЕСКОГО КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО «ВОЕНМЕХ»

Материалы конференции

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 79

Санкт-Петербург

2022

УДК 629.78 : 623.462

В87

В87

Вторая научно-техническая конференция проектов студенческого конструкторского бюро «Военмех»: Материалы конференции. – СПб. : БГТУ «Военмех», 2022. – 66 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №79).

В сборнике публикуются материалы Второй научно-технической конференции проектов Студенческого конструкторского бюро «Военмех», проведенной в декабре 2021 года. Для специалистов в области проектирования ракетно-космической техники и систем вооружения, студентов и аспирантов профильных вузов, а также всем интересующимся данной темой.

Отзывы направлять по адресу: Россия, 190005, Санкт-Петербург, 1-я Красноармейская ул., д. 1. Редакция журнала «Военмех. Вестник БГТУ».

УДК 629.78 : 623.462

Редакционный совет:

В. А. Толстая (начальник ЦНТТС),

С. А. Чириков (начальник СКБ «Военмех»),

к. и. н., доцент *М. Н. Охочинский*

Ответственный редактор серии

«Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ»

М. Н. Охочинский

Материалы публикуются в авторской редакции

© БГТУ «Военмех», 2022

© Авторы, 2022

СОДЕРЖАНИЕ

П. С. Васильев, С. А. Леонтьев, Такач Иштван СИСТЕМА ДОБЫЧИ И АНАЛИЗА ЛУННОГО ГРУНТА (МАНИПУЛЯТОР/БУР + СПЕЦУСТРОЙСТВО XRF)	5
Е. А. Власенко, Б. С. Карасев, В. Э. Юденков, Д. М. Журихин РАЗРАБОТКА МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТВЕРДОТОПЛЕВНОГО ДВИГАТЕЛЯ.	8
И. А. Дудоров, С. А. Леонтьев, В. Е. Иванов ИССЛЕДОВАНИЕ КОНИЧЕСКОЙ ФЕРМЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ ДЛЯ МАЛЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	12
Д. А. Иванов, М. С. Григорьев, А. К. Костиков, Т. А. Иванова РАЗРАБОТКА ИНДИВИДУАЛЬНОГО ВОДНОГО СРЕДСТВА ПЕРЕДВИЖЕНИЯ «СКАТ»	16
Д. А. Иванов, М. С. Григорьев, А. К. Костиков ПЕРСПЕКТИВНЫЙ МАЛЫЙ ВОЕННЫЙ ЭКРАНОПЛАН «ГРИФОН»	29
А. В. Кададова, В. В. Уткин РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МЕХАТРОННЫМ И МНОГОСТЕПЕННЫМ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМ МОДУЛЯМИ ДЛЯ СПУТНИКА В ФОРМАТЕ CUBESAT	24
Д. М. Кадочников, А. Г. Мирон, В. В. Уткин КОНСТРУИРОВАНИЕ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА	27
О. А. Мальцева, О. И. Голованских, В. В. Уткин, Г. Л. Юнаков АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ ПУСКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	30
М. О. Созинов УСТРОЙСТВО ПОРАЖЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	35
Н. А. Соловьев КОМПЛЕКС УГЛУБЛЁННОЙ МОДИФИКАЦИИ АВТОМАТА КАЛАШНИКОВА	39
Н. А. Соловьев, Д. М. Коновалов РАЗРАБОТКА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ ДЛЯ СПУТНИКА ТИПА «CUBESAT» В РАМКАХ ПРОЕКТА «SPACE-P»	42
В. С. Стрекопытов, А. В. Гололобов БПЛА КАК СРЕДСТВО ИЗУЧЕНИЯ ДРУГИХ ПЛАНЕТ. МАРСИАНСКИЙ ДРОН	46
В. В. Уткин, О. А. Мальцева, О. И. Голованских, С. С. Лапшин РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСА УСТРОЙСТВ ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	50
А. А. Хасин, А. Ю. Бойко, А. Н. Кудрицкий, И. Б. Николаев ПРОЕКТ КОСМИЧЕСКОЙ ОРАНЖЕРЕИ «ЭКОРУМ».	53
В. Э. Юденков, В. К. Лебитков, Д. В. Балакшина БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ «ЛЕТАЮЩАЯ ЛАБОРАТОРИЯ».	55
Н. С. Юзов, П. Г. Дмитриев, С. В. Косовский, М. Ю. Леденцов, Д. Д. Лаптев, А. С. Матвеев, А. А. Тихомиров АВТОНОМНЫЙ РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ ЗАПУСКА.	57

У НАШИХ ДРУЗЕЙ	62
С. В. Шумайлова, Т. И. Зубарева, Л. В. Семёновых КОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ В КИРОВЕ: ОПЫТ РАБОТЫ С МОЛОДЕЖЬЮ В МУЗЕЕ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО, АВИАЦИИ И КОСМОНАВТИКИ	62
АВТОРЫ СБОРНИКА	66

**СИСТЕМА ДОБЫЧИ И АНАЛИЗА ЛУННОГО ГРУНТА
(МАНИПУЛЯТОР/БУР + СПЕЦ.УСТРОЙСТВО XRF)****П. С. Васильев¹, С. А. Леонтьев¹, Такач Иштван²**

¹*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*
²*Eötvös Loránd University*

Луна – спутник земли. Её изучение крайне важно с научной точки зрения. Однако, на текущем этапе развития технологий, добыча и освоение лунного пространства крайне трудны. Для создания полноценной базы для освоения потребуется колоссальное количество ресурсов, которое человечество может позволить себе с трудом [1].

Однако, исследование лунного пространства возможно с помощью специальных роботизированных систем. В отличие от человека они гораздо больше устойчивы к враждебной лунной среде и космическим условиям. С помощью робота(лунохода) возможно исследование лунного пространства без физического участия человека на таковом. Снарядив достаточно научного оборудования, можно без особых проблем проводить исследования. Это дешевле, надежнее и безопаснее. Одним из самых перспективных направлений изучения является «Добыча лунных ископаемых». Анализ лунного реголита и грунта поспособствует в данном направлении [1, 2].

Успех исследовательской миссии будет зависеть как от команды инженеров, так и разработанной научной аппаратуры. Качественно разработанная система позволит выполнить манипуляции с максимальным результатом. Для подобной разработки требуется опыт, на основе которого будет сконструирован образец.

Ранее, на поверхность Луны уже высаживались космические аппараты разных стран. В результате миссий на землю был доставлен реголит, в достаточном для исследования количестве. Однако, перенести горками всю Луну на Землю – неразумно и нецелесообразно. На сегодняшний день, гораздо выгоднее и рациональнее проводить исследования грунта без транспортировки на Землю. С этим должна справиться специализированная космическая аппаратура.

Подобная была установлена на серии космических аппаратов СССР «ЛУНА». На части из них, изъятие грунта проводилось путем колонкового бурения. Оставшийся после бурения кёрн извлекался из лунки и транспортировался на Землю. Из современных систем добычи грунта стоит выделить проект глубинного грунтозаборного устройства для лунной миссии НАСА Resource Prospector. Хотя сама миссия была впоследствии отменена, тем не менее, удалось создать действующий концепт ГГЗУ с очень высоким уровнем готовности [3,4].

На основе уже существующего опыта можно создать новую систему работы с грунтом «СИП-1».

В систему «СИП-1» вошли: Глубинное грунтозаборное устройство и XRF установка анализа добытого материала.

Сама система требует подключения к бортовому компьютеру, на котором будет установлено специализированное ПО.

Автоматическое грунтозаборное устройство состоит из трех электроприводов, колонкового бура и системы закладки изучаемого грунта. Буровое устройство включает герметически закрытый с двух сторон крышками цилиндрический корпус, три двигателя: для вращения и подачи колонковой трубы, а также для закладки изучаемого грунта, винт подачи и подвижный вращатель. Предусмотрена термоизоляция корпуса и достаточная смазка сопряженных узлов, подвижных относительно друг друга и работающих в космическом вакууме. Будучи герметичным, буровой станок переносится манипулятором в плоскость действия. После размещения над заданной зоной бурения, происходит разгерметизация устройства и выставление (передвижения на определенную высоту) бура в необходимую точку.

Рассмотрим колонковую трубу: соотношение ее длины и наружного диаметра составляет около 16/1 при размерах 420 и 26 мм. На поверхности трубы имеется шнековая навивка с шагом порядка 6–7 мм, необходимая для механического удаления шлама из скважины на поверхность. На рабочем торце колонковой трубы располагается буровая коронка с твердосплавными резцами. Внутри трубы устанавливаются кернорватели, обеспечивающие отрыв и надежное удержание в трубе керна или сыпучей горной породы. После окончания бурения и поднятия трубы из скважины, система экстракции закладывает керн из трубы в контейнер с устройством спектрометрии для дальнейшего спектрального анализа. Изъятие при этом происходит с сохранением слоев добытого грунта. Для максимально эффективной работы бура на поверхности Луны будут использоваться твердые смазки, с пониженным коэффициентом испарения. Самым главным преимуществом подобной добычи является многократность системы, то есть работа до её полного износа (рис. 1 – 2).

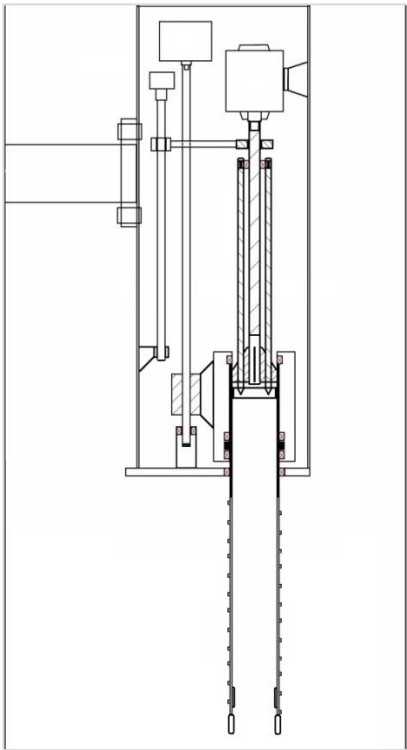


Рис.1. Общий вид буровой установки XRF (рентгенофлуоресцентного анализа)

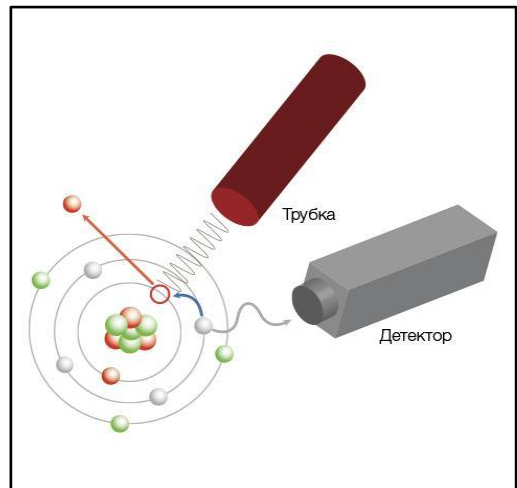


Рис.2. Принцип работы

За всеми операциями бурения и закладки грунта будет следить специальная камера, с помощью этой камеры можно не только оценить процесс работы бурового станка, но также дополнительно визуально изучить грунт и шлам, возникший после бурения.

XRF(рентгенофлуоресцентный анализ) устройства предназначены для анализа грунта на местах. Они определяют химический состав образца путем измерения флуоресцентного (или вторичного) рентгеновского излучения, испускаемого образцом при его возбуждении первичным источником рентгеновского излучения. При возбуждении каждый элемент испускает уникальное флуоресцентное рентгеновское излучение, характерное для данного элемента. После сбора данных с помощью спектроскопии XRF можно определить состав образца. Все

рентгенофлуоресцентные приборы состоят из двух основных компонентов: источника рентгеновского излучения, обычно рентгеновской трубки, и детектора.

XRF работает по следующим основным четырем этапам:

1. Рентгеновские лучи высокой энергии раздражают твердый или жидкий образец.
2. Когда атом в образце поражается рентгеновским излучением достаточно большой энергии, один электрон испускается его внутренними оболочками
3. Для стабильности на место испущенного электрона приходит другой электрон из более высокой оболочки.
4. Попадая в нижнюю оболочку, электрон испускает флуоресцентное рентгеновское излучение.

XRD. Минералы – это массивы атомов, а рентгеновские лучи можно рассматривать как электромагнитные волны. Атомы кристалла рассеивают входящее рентгеновское излучение, когда оно взаимодействует с электронами кристалла. При рассеянии рентгеновского излучения образуется дифракционная картина. По дифракционной картине можно проанализировать структурные свойства кристалла. Для анализа лунного реголита полезен рентгеноструктурный анализ, а для анализа более глубоко залегающих пород и материалов лучше использовать XRF. Это обеспечивает более простое и, в конечном счете, более дешевое решение для анализа образцов. Метод использовался в программе «Аполлон», но это не устаревший аналитический метод, потому что он используется и на последних марсоходах [5].

Мощность такого прибора составляет примерно 250 Вт, а вес – около 7 кг. Длина около 20 см. В таком устройстве может поместиться кёрн, вес которого в земной гравитации будет от 150 до 300 грамм. Прибор подключается к бортовому компьютеру, который отвечает за работу устройства. В будущем, если мы сможем определить приоритет исследования элементов, мы сможем сделать устройство более точным и компактным.

Прибор представляет контейнер с закругленными краями, верх и низ которого – герметично закрывающиеся люки. Стенки выполнены из металлов, с покрытием, не препятствующим работе XRF. После экстракции керна глубинным грунтозаборным устройством материал помещается в контейнер. Направленным пучком производится анализ материала. После анализа и определения элементного состава, добытый керна сбрасывается, тем самым освобождая место для следующих образцов.

Благодаря такому способу добычи – удастся анализировать максимально возможную площадь лунной поверхности при минимальных затратах.

Для сохранения системы «СИП-1» на аппарат необходимо установить дополнительные обогревательные элементы. Это крайне необходимо для защиты от последствий лунной зимы.

Для эффективного использования системы, необходимо качественное техническое зрение. Из минимальных требований: возможность осмотра окружающей территории на предмет потенциальных мест копа и качественная передача цветов. Система видения для устройства может быть размещена на вершине ровера, чтобы она могла давать преимущественное представление о его окружении. Примером может послужить камера, используемая НАСА на марсоходе Perseverance. Она имеет вес около 4 килограммов и потребляет 17,4 Вт энергии. Ее скорость передачи данных составляет 148 мегабит за сол.

При наличии хорошего зрения, возможно более точечное изучение местности. В перспективе, XRF и зрение можно будет объединить в единую систему анализа грунта и элементного картографирования местности. Так можно будет выбрать местность, максимально подходящую для построения лунной базы и дальнейшего изучения.[1, 3]

На данный момент поставлена задача исследования XRF и XRD излучений, с целью последующего проектирования исследовательского X-ray блока. Необходимо исследовать возможность изучения лунной поверхности без бурения, а также найти способы упрощения буровой установки с системой извлечения, с последующей модификацией.

Библиографический список

1. Жданова Д. Н., Шмарин Н. В. Луна – Проблемы и перспективы связанные с освоением. [Электронный ресурс]. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=36934652> (дата обращения: 18.12.2021).
2. Довгань В. Г. Страницы истории управления луноходом. [Электронный ресурс]. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=38162452> (дата обращения 17.12.2021).
3. Заговорчев В. А., Кыласов М. Я., Садретдинова Э. Р. Анализ способов образования скважин в грунте с целью выбора оптимального метода бурения при строительстве лунной базы на Луне // Авиация и космонавтика – 2017: тезисы, Москва, 20–24 ноября 2017 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). М.: Типография «Люксор», 2017. С. 274-275
4. Глубинные грунтозаборные устройства для будущих российских лунных полярных миссий / М. Л. Литвак, А. В. Носов, Т. О. Козлова [и др.] // Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы. 2020. Т. 54. № 3. С. 225-246.
5. Adler, I., Gerard, J., Trombka, J., Schmadebeck, R., Lowman, P., Blodget, H., Proceedings of the Lunar Science Conference, vol. 3, p.2157 «The Apollo 15 x-ray fluorescence experiment» // HarvardEDU. [Электронный ресурс]. URL: <https://adsabs.harvard.edu/full/1972LPSC....3.2157A> (дата обращения 19.12.2021).

УДК 551.507.362

РАЗРАБОТКА МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТВЕРДОТОПЛЕВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Е. А. Власенко, Б. С. Карасев, В. Э. Юденков, Д. М. Журихин

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Загрязнение атмосферы уже долгое время является одной из наиболее важных проблем современности. Так, в связи с повышенным уровнем содержания токсичных соединений в воздухе Санкт-Петербурга становится необходимым постоянное наблюдение за изменением его химического состава. Для решения этой задачи часто используют атмосферные зонды, которые способны оценивать состояние среды около населённых пунктов.

Для выведения подобных зондов на необходимую высоту часто используют беспилотные летательные аппараты (БПЛА). Наиболее распространёнными среди них являются дроны. БПЛА данного вида в среднем могут выводить на высоту 1,5 – 2 км полезную нагрузку (ПН) массой 1 кг за время в диапазоне 5 – 7 минут.

Ракета-носитель (РН) Е8, разработанная командой SteaMf, имеет ряд преимуществ в сравнении с ранее упомянутыми БПЛА, одним из которых является скорость. Чтобы доставить ПН массой 1 кг на высоту 1,5 – 2 км, данному проекту достаточно 17 – 20 с. Это преимущество актуально и в целях борьбы с незаконным проникновением дронов на частную территорию.

Команда SteaMf выбрала для создания основного корпуса ракета-носителя композитный материал – углепластик, который имеет высокую прочность и позволяет выдерживать большие перегрузки, возникающие во время полёта. Эти характеристики также предполагают многократное использование данного проекта. Остальные детали были напечатаны на 3D принтере. Кроме того, РН-Е8 имеет блочно-модульную конструкцию, что обеспечивает простоту замены элементов устройства.

В качестве двигательной установки для запуска РН-Е8 был использован твердотопливный двигатель РДК-1000 [1].

Паспорт двигателя РДК-1000. РДК-1000 – твердотопливный ракетный двигатель с полным импульсом 1.0 – 1.2 кНс, применяемый в научно-техническом творчестве для разгона учебных моделей ракет. Двигатель имеет композитный корпус с графитовым соплом, без металлических частей. Для крепления внутри ракеты в верхней части двигателя имеется резьбовое отверстие М10. Запуск двигателя производится воспламенением, установленным через сопло в канал двигателя.

Таблица 1
Технические характеристики двигателя РДК-1000

№	Название	Значение
1.	Масса снаряженного двигателя, кг	1.6
2.	Масса топлива, кг	1.0
3.	Диаметр критического сечения, мм	10
4.	Полный импульс, кНс	1.0 – 1.2
5.	Средняя тяга, Н	260 – 270
6.	Максимальная тяга, Н	550 – 600
7.	Время работы, с	3 – 3.5
8.	Удельный импульс топлива, с	120
9.	Коэффициент запаса прочности корпуса	5.5

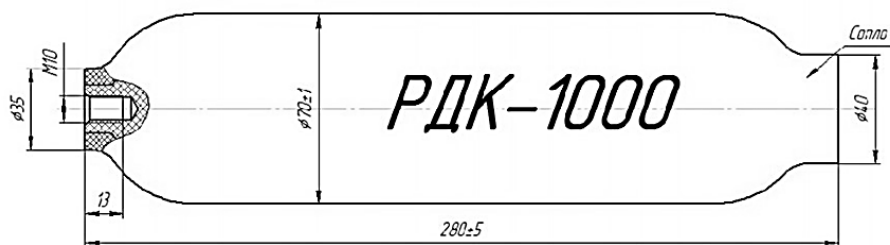


Рис. 1. Габаритные размеры двигателя РДК-1000

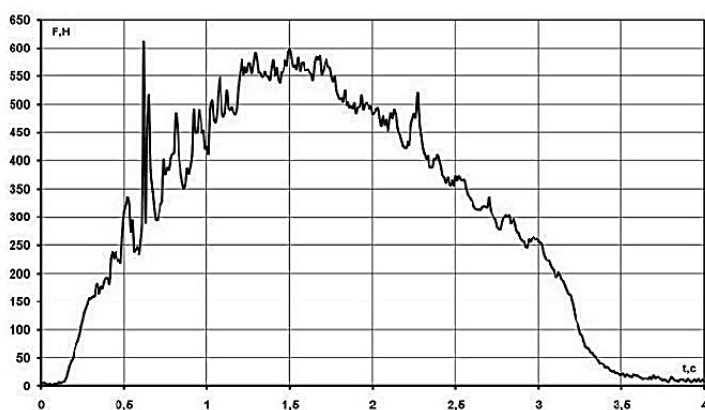


Рис. 2. Тяговая характеристика двигателя РДК-1000

Таблица 2
Геометрические и технические характеристики РН-Е8

Параметр	Значение
Длина корпуса ракеты, мм	1250
Диаметр корпуса ракеты, мм	90
Полная масса ракеты, кг	4,5
Масса топлива, кг	1
Максимальная высота подъёма ракеты, км	1,7
Максимальная скорость подъёма ракеты, м/с	300

Осенью 2021 состоялось два успешных запуска РН-Е8. Стартовая электроника сработала без отклонений, благодаря чему старт был осуществлён с первой попытки.



Рис. 3. Двигатель на режиме



Рис. 4



Рис. 5

Команда SteaMf разработала электрическую схему работы электроники РН согласно выбранным датчикам. Выполнение траекторных миссий полёта (высота, скорость, ускорение) проводились с помощью модуля GY-86 [2]. Координаты местоположения РН успешно определили с помощью GPS модуля. С помощью GSM модуля команда SteaMf постоянно получала SMS (рис. 6, 7). Запись всех полезных данных производилась через съёмный носитель с помощью модуля SD карты. Также в данном проекте использовались NEO-8m [3] и MEGA 2560 Pro [4]. При начале движения РН от стартового стола выдергивалась чека, и запускался алгоритм работы. Так же запускалась «пищалка» для облегчения поиска РН после приземления. Реализация датчика апогея производилась с помощью таймера, который начинал свою работу при отделении чеки. Воспламенение вышибного заряда производилось с помощью реле и отдельного источника питания.

Расположение всех датчиков блока электроники с учётом их габаритных размеров и удобства эксплуатации представлено на рис. 8, 9.

Выводы. Данный проект разработан с использованием твердотопливного двигателя и имеет ряд преимуществ перед другими БПЛА в использовании в метеорологических целях. РН-Е8 имеет относительно малую массу, а также способна разогнаться до 300 м/с.

Данная ракета-носитель сделана из прочных компонентов, что делает её использование многократным.

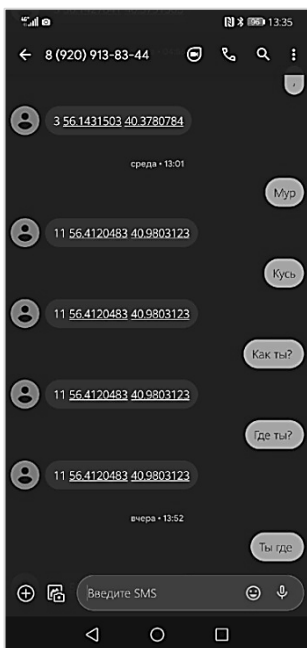


Рис. 6

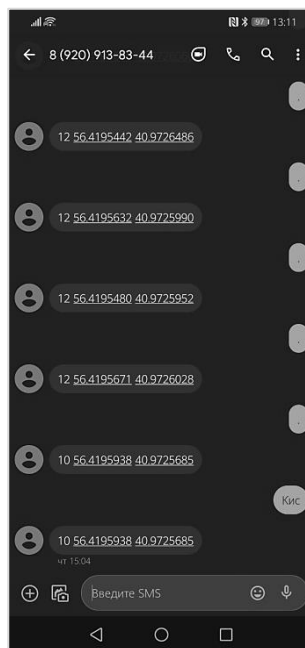


Рис. 7

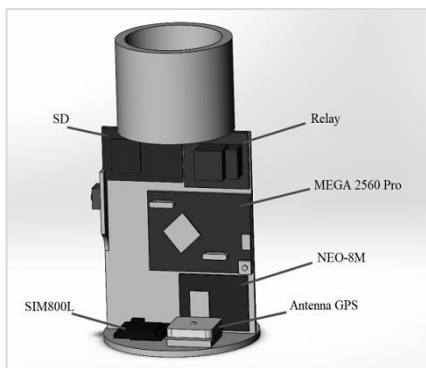


Рис.8

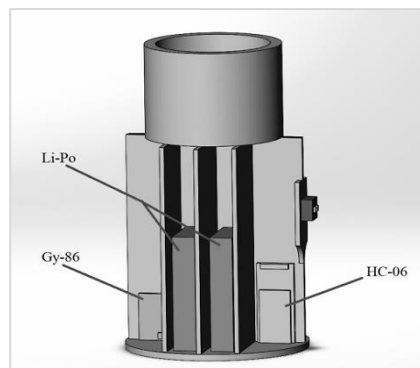


Рис. 9

Библиографический список

1. Real Rockets [Электронный курс]. URL: <http://real-rockets.ru/> (дата обращения 19.12.2021).
2. 10-осевой сенсорный модуль GY-86 (MPU6050+HMC5883L +MS5611) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.yourduino.ru/product/10-osevoy-sensornyy-modul-gy-86> (дата обращения 19.12.2021).
3. GPS Модуль, NEO-M8N [Электронный курс]. URL: <https://iarduino.ru/shop/Expansion-payments/gps-modul-neo-m8n.html> (дата обращения 19.12.2021).
4. Плата MEGA2560 Pro Embed (Arduino-совместимая) USB CH340G RobotDyn [Электронный курс]. URL: https://amperkot.ru/products/plata_mega2560_pro_embed__arduinosovmestimaya__usb_ch340g_robotdyn/25169614.html (дата обращения 19.12.2021).

ИССЛЕДОВАНИЕ КОНИЧЕСКОЙ ФЕРМЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ ДЛЯ МАЛЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

И. А. Дудоров, С. А. Леонтьев, В. Е. Иванов

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

При проектировании летательных аппаратов ставится вопрос о конструкциях крепления частей летательного аппарата. Существуют различные варианты крепления, в данной работе рассмотрим один из вариантов крепления в разной конфигурации.

Целью работы является моделирование и сравнение ферменных конструкций разных конфигураций.

Задачи:

1. Выбор нагрузки, конфигурации, создание математической модели, проведение теоретического расчета, создание модели в программном обеспечении.

2. Сравнение результатов, доработка конструкции, выводы.

В данной статье мы рассмотрим ферменные конструкции используемые для соединения отдельных частей летательного аппарата (малой ракеты).

Переходные фермы могут иметь цилиндрическую или коническую форму.

В процессе эксплуатации ферма нагружена осевой (продольной) силой N , поперечной силой Q и изгибающим моментом M , передаваемыми на ферму со стороны частей летательного аппарата. При этом основную роль играют продольные силы, а поперечные силы и момент являются второстепенными факторами. Проектировочный расчет ферменного отсека заключается в выборе конструктивно-силовой схемы, геометрических размеров и материала исполнения при условии обеспечения прочности, жесткости и устойчивости всех элементов фермы.

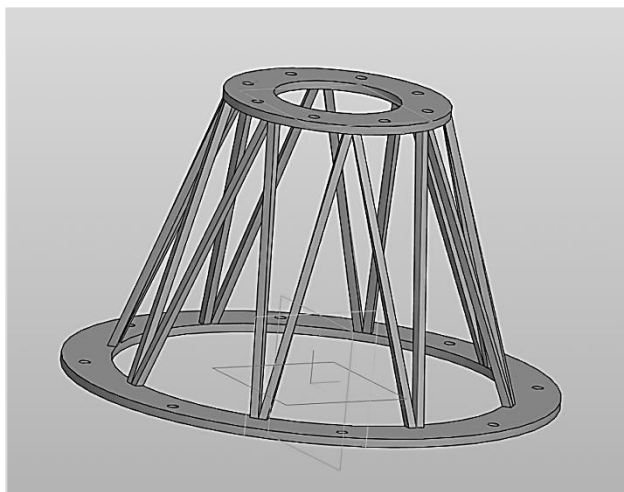


Рис. 1 Модель ферменной конструкции

Радиус большего основания фермы $R = 7$ см, радиус меньшего основания фермы $r = 4$ см. Высота фермы $H = 10$ см. Число узлов фермы на меньшем основании $n = 8$.

Значения внешней нагрузки, действующей на ферму: продольная сила $N = -500$ Н

Поперечная сила $Q = 200$ Н, изгибающий момент $M = -350$ Нм.

Материал – алюминиевый деформируемый сплав Амг6. Механические характеристики материала: Предел прочности $\sigma_B = 314$ Мпа, предел текучести $\sigma_T = 170$ Мпа, модуль упругости $E = 70$ Гпа.

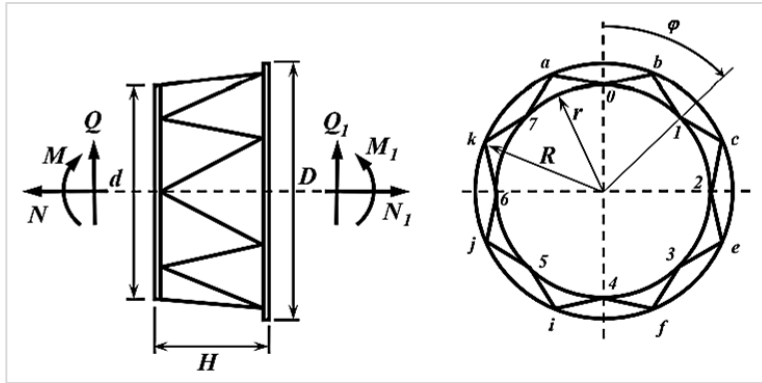


Рис. 2. Схематичное изображение ферменной конструкции

Расчет

Расстояние между узлами меньшего радиуса равно:

$$t = \frac{2\pi r}{n} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 0,04}{8} = 0,0314 \text{ м}$$

Длина стержней:

$$L = \sqrt{H^2 + R^2 + r^2 - 2Rr \cos\left(\frac{\pi}{n}\right)}$$

$$L = \sqrt{0,1^2 + 0,07^2 + 0,04^2 - 2 \cdot 0,07 \cdot 0,04 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{8}\right)} = 0,0954 \text{ м}$$

Определяем максимальное расчетное усилие F_{max} действующее на наиболее нагруженный стержень фермы [1 – 3].

Для стержней, которые сходятся в узлах, расположенных в плоскости действия внешнего изгибающего момента M ($\varphi_i = 0, \pi$):

$$F_{ij,ik} = \frac{L}{2nH} \left(N \pm \frac{2M}{r} \right)$$

Узел θ ($\varphi_0 = 0$):

$$F_{0a,ob} = \frac{0,0954}{2 \cdot 8 \cdot 0,1} \left((-500) - \frac{2 \cdot 350}{0,04} \right) = 1013,625 \text{ Н}$$

Узел 4 ($\varphi_4 = \pi$):

$$F_{4f,Ai} = \frac{0,0954}{2 \cdot 8 \cdot 0,1} \left((-500) + \frac{2 \cdot 350}{0,04} \right) = -1073,25 \text{ Н}$$

Усилия в стержнях, один из узлов которых расположен в плоскости, перпендикулярной плоскости действия внешнего изгибающего момента [3] M ($\varphi_i = \frac{\pi}{2}, \frac{3\pi}{2}$), соответственно равны:

$$F_{ij,ik} = \frac{L}{n} \left(\frac{N}{2} H \pm \frac{1}{R \sin(\pi/n)} \left(Q - \frac{MR - r}{H} \right) \right)$$

Узлы 2 ($\varphi_2 = \frac{\pi}{2}$) и 6 ($\varphi_6 = \frac{3\pi}{2}$):

$$F_{2c,6k} = \frac{0,0954}{8} \left(\frac{-500}{2 \cdot 0,1} + \frac{1}{0,07 \cdot \sin(\pi/8)} \left(200 - \frac{-350 \cdot (0,07 - 0,04)}{0,04 \cdot 0,0954} \right) \right) = 1285 \text{ Н}$$

$$F_{2c,6k} = \frac{0,0954}{8} \left(\frac{-500}{2 \cdot 0,1} - \frac{1}{0,07 \cdot \sin(\pi/8)} \left(200 - \frac{-350 \cdot (0,07 - 0,04)}{0,04 \cdot 0,0954} \right) \right) = -1344 \text{ Н}$$

Из четырех полученных значений выбираем наибольшее по абсолютной величине усилие ($F_{\max} = -180,36 \text{ кН}$ (сжатие)). Так как расчетное усилие является усилием сжатия, то поперечное сечение стержней выбираем из условий прочности и устойчивости. [5]

Требуемая площадь поперечного сечения из условий прочности:

$$A_{\text{треб}} \geq \frac{F_{\max}}{\sigma_T} = \frac{1344}{170 \cdot 10^6} = 7,074 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 = 7,074 \text{ мм}^2$$

Считаем длину ребра для квадратного сечения:

$$a = \sqrt{7,074} = 2,659 \text{ мм} \approx 3 \text{ мм}$$

$$A_d = 9 \text{ мм}^2$$

Вычисляем предельную гибкость стержня

$$\lambda_T = \pi \sqrt{\left(\frac{CE}{\sigma_T} \right)} = \pi \sqrt{\left(\frac{2 \cdot 0,70 \cdot 10^{11}}{170 \cdot 10^6} \right)} = 90,15$$

требуемый момент инерции поперечного сечения стержня

$$I_{\text{треб}} \geq \frac{F_{\max} L^2}{\lambda_T^2 \sigma_T} = \frac{1344 \cdot 0,0954^2}{90,15^2 \cdot 170 \cdot 10^6} = 8,85 \cdot 10^{-12} \text{ м}^4$$

$$I_d = \frac{a^4}{12} = \frac{3^4}{12} = 6,75 \cdot 10^{-12} \text{ м}^4$$

Для принятого поперечного сечения определяем действительные напряжения сжатия в наиболее нагруженном стержне:

$$\sigma_d = \frac{F_{\max}}{A_d} = \frac{1344}{9 \cdot 10^{-6}} = 149,3 \cdot 10^6 = 149,3 \text{ МПа}$$

Действительная гибкость стержня определяем по формуле

$$\lambda_d = L \sqrt{\frac{A}{I}} = 0,0954 \sqrt{\frac{9 \cdot 10^{-6}}{6,75 \cdot 10^{-12}}} = 110,15$$

Так как действительная гибкость стержня больше предельной, то критическое напряжение определяем по формуле Эйлера [3]

$$\sigma_{cr} = \frac{C \pi^2 E}{\lambda^2} = \frac{2 \cdot \pi^2 \cdot 0,70 \cdot 10^{11}}{110,15^2} = 113,88 \cdot 10^6 = 113,88 \text{ МПа}$$

Условие устойчивости не выполняется.

Коэффициент запаса прочности:

$$\eta = \frac{\sigma_T}{\sigma_d} = \frac{170}{113,88} = 1,49 > 1$$

Коэффициент запаса устойчивости:

$$\eta_s = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_d} = \frac{113,88}{149,3} = 0,762$$

Расчет погрешности:

$$\delta = \frac{0,762 - 0,758}{0,762} \cdot 100\% = 0,5 \%$$

Инженерные расчеты коэффициента запаса устойчивости сошлись с значением полученное в программе сошлись с точностью 0,5 %

При изменении длины ребра для квадратного сечения

При $a = 4 \text{ мм}$

$$A_d = 16 \text{ мм}^2$$

$$I_d = \frac{a^4}{12} = \frac{4^4}{12} = 21,3 \cdot 10^{-12} \text{ м}^4$$

$$\sigma_d = \frac{F_{max}}{A_d} = \frac{1344}{16 \cdot 10^{-6}} = 84 \cdot 10^6 = 84 \text{ МПа}$$

$$\lambda_d = L \sqrt{\frac{A}{I}} = 0,0954 \sqrt{\frac{16 \cdot 10^{-6}}{21,3 \cdot 10^{-12}}} = 82,7$$

Действительная гибкость стержня меньше предельной.

Найдем критическое напряжение по эмпирической формуле

$$\sigma_{cr} = \sigma_b - (\sigma_b - \sigma_T) \frac{\lambda}{\lambda_T} = 314 \cdot 10^6 - (314 \cdot 10^6 - 170 \cdot 10^6) \frac{82,7}{90,15} = 174 \text{ МПа}$$

Коэффициент запаса прочности:

$$\eta = \frac{\sigma_T}{\sigma_d} = \frac{170}{84} = 2,02 > 1$$

Коэффициент запаса устойчивости:

$$\eta_s = \frac{\sigma_{cr}}{\sigma_d} = \frac{174}{84} = 2,07 > 1$$

Расчет погрешности:

$$\delta = \frac{2,07 - 2,045}{2,07} \cdot 100\% = 1,2\% < 5\%$$

Расчет с помощью Компас 3D APM FEM

Для 8 опор:

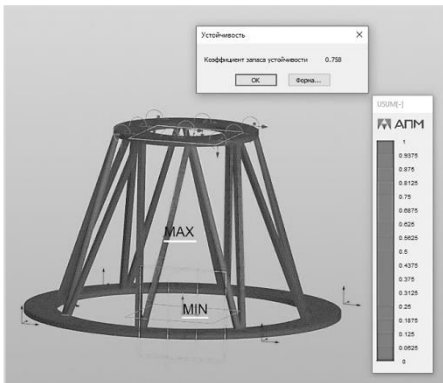


Рис. 3. Расчет при стороне сечения 3 мм коэффициент устойчивости 0.758

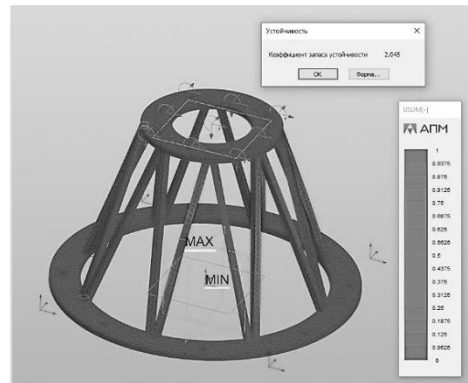


Рис. 4. Расчет при стороне сечения 4 мм коэффициент устойчивости 2.045

Для 6 опор:

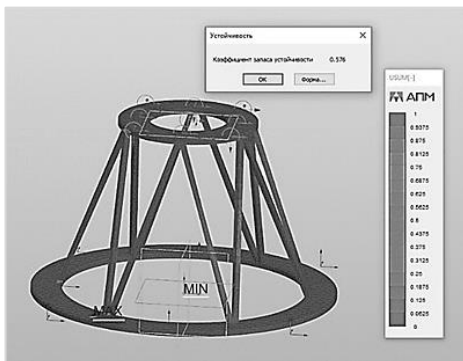


Рис. 5. Расчет при стороне сечения 3 мм коэффициент устойчивости 0.576

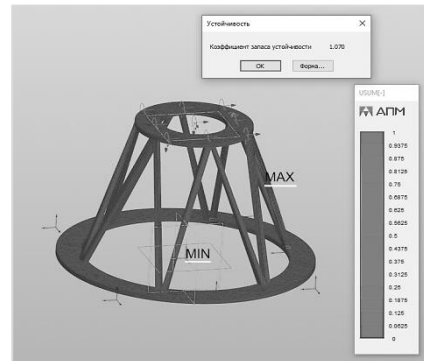


Рис. 6. Расчет при стороне сечения 4 мм коэффициент устойчивости 1.070

Вывод в процессе работы полученные результаты расчетов вручную практически сошлись с результатами полученные через программу Компас3D, рассчитав ферменные конструкции для 8 и 6 опор, разных размеров сторон сечения, и получив результаты коэффициентов устойчивости, можно сделать вывод, что наиболее оптимальным решением будет выбор ферменной конструкции с 6-ю опорами и стороной сечения 4 мм.

Библиографический список

1. Балабух Л. И. Строительная механика ракет: учебник для машиностр. спец. вузов / Л. И. Балабух, Н. А. Алфутов, В. И. Усюкин. М.: Высшая школа, 1984. 391 с.
2. Прочность ракетных конструкций: учебное пособие для машиностр. спец. вузов / В. И. Моссаковский [и др.]; под ред. В.И. Моссаковского. М.: Высшая школа, 1990. 359 с.
3. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов: учебник для студентов вузов / Б. В. Грабин [и др.]; под ред. В. П. Мишина, В. К. Карраска. М.: Машиностроение, 1991. 416 с.
4. Александров А. В. Соппротивление материалов / А. В. Александров, В. Д. Потапов, Б. П. Державин. М.: Высшая школа, 2003. 560 с.
5. Погорелов В. И. Строительная механика тонкостенных конструкций: учебное пособие. СПб: БХВ-Петербург, 2007. 528 с.

УДК 629.112

РАЗРАБОТКА ИНДИВИДУАЛЬНОГО ВОДНОГО СРЕДСТВА ПЕРЕДВИЖЕНИЯ «СКАТ»

Д. А. Иванов¹, М. С. Григорьев¹, А. К. Костиков¹, Т. А. Иванова²

¹Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

²Политехнический университет Петра Великого

Введение. Самостабилизация – это процесс, во время которого аппарат стремится вернуться к «нормальному» движению, после передачи ему не критического отклонения, самостоятельно, без использования автоматических систем управления.

Индивидуальное водное средство передвижения (ИВСП) «Скат» (рис. 1) относится как классу судов на подводном крыле, так и к летательному аппарату, использующему экранный эффект, предназначенный для быстрого перемещения человека из одного места в другое на короткие расстояния в водной среде. Состоит из корпуса в форме крыла, передней стойки, «силового блока», передних подводных крыльев и двух задних крыльев. Предназначен для решения проблемы самостабилизации судов, использующих экранный эффект.

ИВСП как судно. В данном разделе работы аппарат будет рассматриваться как судно, так как основной принцип загрузки судна – «всё самое тяжёлое вниз» для обеспечения устойчивости. Остойчивость — это способность судна сопротивляться кренящему действию внешних сил и возвращаться в прямое положение после прекращения этого действия. Основная задача сместить метацентр – точку пересечения нормалей к плоскостям ватерлинии корабля при наклонении его проведённых через центры тяжести подводных объёмов (центры величины). Различают поперечный метацентр при наклонениях судна около продольной его оси и продольный метацентр – при наклонении около поперечной оси. Необходимо расположить метацентр как можно выше относительно центра тяжести судна, а также центра тяжести под-

водных объёмов судна. Если выполнить это условие, то аппарат, до момента опрокидывания сможет отклониться на достаточно большой угол крена.

Для достижения этого условия было решено загрузить аккумуляторную батарею и системы управления, как самые тяжёлые части, которые не меняют своих параметров в зависимости от размещения в аппарате, в специальный отсек, именуемый далее, как «силовой блок», ниже представлены 3D модель с предположительным расположением вышеупомянутых компонентов (рис. 2).

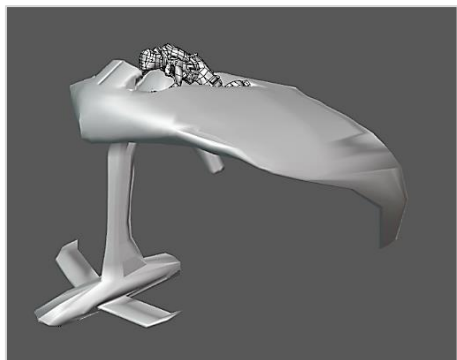


Рис. 1. ИВСП «Скат»

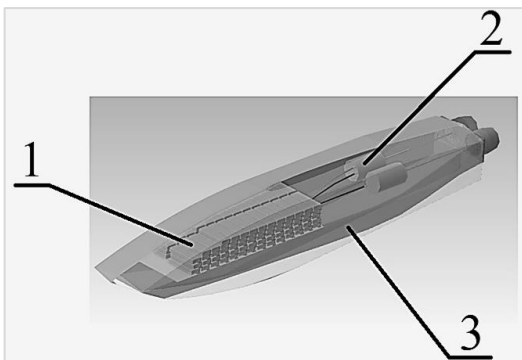


Рис. 1. 3D-модель силового блока:
1 – АКБ, 2 – двигатель, 3 – водовод

Форма силового блока может напоминать гиперзвуковую ракету. Данное решение было принято по причине необходимости снижения сопротивления с водной средой. Для лучшей надёжности, прочности и маневренности, а также для создания меньших возмущений в воде из-за отклонения рулевых поверхностей на силовом блоке находится цельно поворотное подводное крыло, выполняющее роль элевона.

За угол рысканья отвечает поворотное сопло, но есть возможность установки рулевого лепестка позади силового блока. На рис.3 представлен фронтальный вид аппарата с обозначенной ватерлинией (WL 1 – ватерлиния в состоянии покоя, WL2 – ватерлиния на высоте максимальной эффективности экранного эффекта). Благодаря тому, что АКБ и двигатель находятся внизу, при крене силовой блок служит неким противовесом, как у шлагбаума, что положительно скажется на как на продольной, так и на поперечной остойчивости судна. Во время движения возвращающий момент будут создавать задние подводные крылья, которые при крене подгибаются и создают разность подъёмных сил.

ИВСП как экраноплан. В данном разделе ИВСП будет рассмотрен как экраноплан. Так как аппарат имеет малые размеры и предположительно будет передвигаться с относительно небольшой скоростью, то необходимо было добиться большей подъёмной силы при малых скоростях, был выбран профиль Р-П-22%, обладающий высокими несущими свойствами.

Первым экспериментом по реализации экранного эффекта в САЕ-системе ANSYS, программе Fluid Flow (CFX) стал эксперимент, в котором экранной поверхностью послужила обычная жесткая плоская пластина, которая была добавлена в 3D модель ИВСП. Целью данного эксперимента являлся поиск высоты, на которой экранный эффект проявляется наиболее сильно. Теоретическая высота наиболее «сильного» экранного эффекта равняется половине

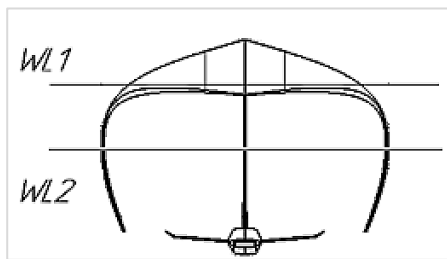


Рис. 2. Фронтальный вид ИВСП

средней аэродинамической хорды. Для поиска этой высоты, упомянутая выше платформа, располагалась на разных высотах относительно ИВСП. По итогам этого эксперимента были получены несколько точек, по которым была построена кривая. По этой кривой была определена искомая высота. Практическое значение получилось меньше теоретического. В данном случае высота над экраном равняется 0,5 метра, что составляет 0,25% от САХ.

Теоретический расчёт подъёмной силы крыла, где S – площадь крыла, ρ – плотность среды, v – скорость, C_y – коэффициент подъёмной силы

$$Y = C_y \frac{\rho v^2 S}{2} = 0.678 \frac{11,5 * 1,225 * (16,6)^2}{2} = 1315,9 \text{ Н}$$

$$1315,9 \text{ Н} = 131,6 \text{ кг}$$

Через отношение сравнение максимального и минимального значений, поиск коэфф. прироста подъёмной силы при воздействии на него экранного эффекта.

$$\frac{x}{21,9} = \frac{100}{15,1}$$

$$15,1x = 21,9 * 100$$

$$x = 145 \%$$

Умножение полученного коэффициента на значение, полученное теоретически

$$Y_3 = 1,45 * 131,6 = 190,82 \text{ кг}$$

Таблица 1

Полученные значения подъёмной силы для разных высот

Высота (h), м	0,1	0,5	1	1,5
Подъёмная сила (Y), Н	1560	2190	1740	1510

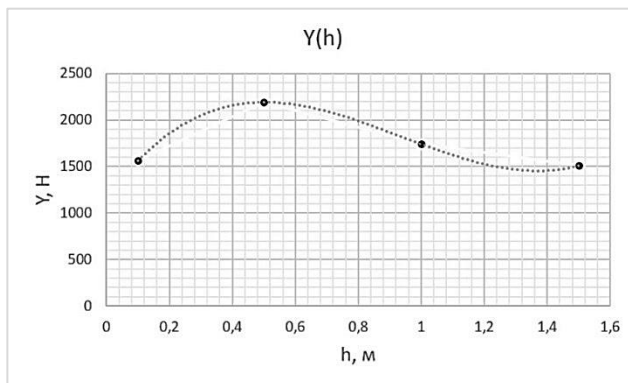


Рис. 4. Зависимость подъёмной силы от высоты над водой

Совмещение двух сред. На рис. 5 можно заметить, что подводная часть не создает большого сопротивления, благодаря своей форме. За силовым блоком создается небольшая область затенения, так как конец блока имеет не совсем аэродинамическую форму. В дальнейшем надо сделать блок более обтекаемым. Также по результатам эксперимента, исходя из того, что было замечено, что силовым блоком создается небольшой пикирующий момент, появилось предположение о том, как еще более эффективно бороться с создаваемым аэродинамическим крылом кабрирующим моментом: в силовом блоке нижнюю часть можно реализовать в форме перевернутого профиля крыла, так чтобы подъемная сила, создаваемая им была направлена вниз относительно рисунка.

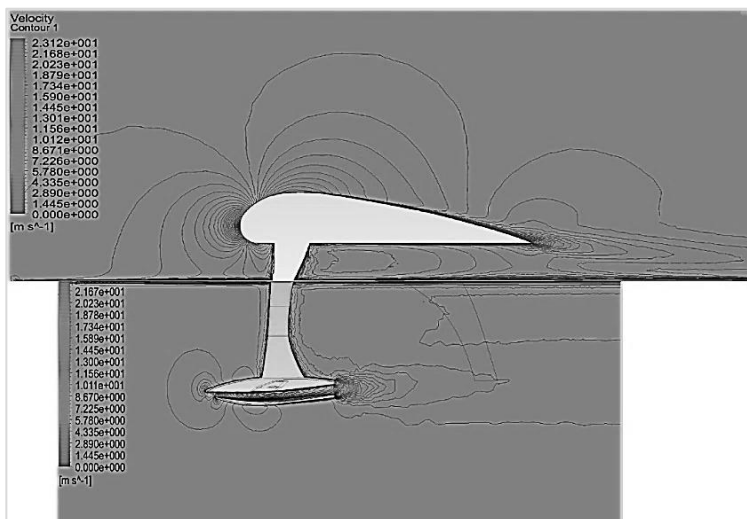


Рис. 5. Профильный вид аппарата

Дизайн ИВСП. Так как планируется перевозить на ИВСП человека, то необходимо было продумать место расположения человека так, чтобы центр тяжести был как можно ниже, аэродинамика аппарата не сильно нарушалась и при этом человек чувствовал себя комфортно.

Эргономическая форма ложемента (рис. 6) обусловлена наиболее подходящей позой для управления аппаратом. Ноги, а именно колени являются дополнительной точкой опоры. Основной остается грудная клетка. Выступ за копчиком, имеет функцию безопасности, не давая человеку по ходу набора скорости соскользнуть в воду. Руки зафиксированы в висящем положении, однако локти могут быть расслаблены и опущены на специальный выступ, тем самым исключая возможность их перенапряжения в процессе управления рычагами. Угол наклона туловища позволяет комфортно расположиться в основном корпусе аппарата и длительное время управлять им без серьезных физических нагрузок на определенные зоны мышц (например, мышцы шеи, живота, плеч и ног).

Цвет аппарата подобран нейтральный, однако присутствуют детали ярких оттенков оранжевого, т.к. самый контрастный цвет на синей/голубой воде именно оранжевый и его светлые тона.

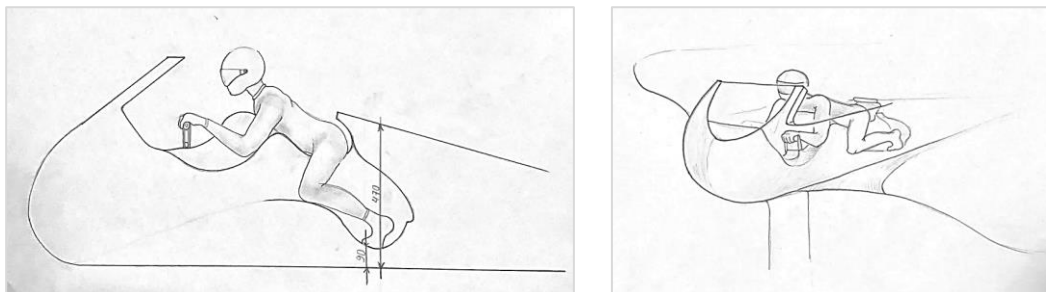


Рис. 5. Ложемент

Заключение. На данный момент осуществляется выведение формулы зависимости двух сред, для того, чтобы правильно связать их и позволить в будущем рассчитывать суда подобного типа. Также планируется расчёт при разном уровне волнений, так как расчёты, приве-

дённые в данной работе – при штиле, расчёт возвращающего момента с учётом механического подгибания задних подводных крыльев на разных кренах, а также исследование компенсации кабрирующего и пикирующего моментов за счёт сочетания двух сред.

Библиографический список

1. Что такое фойлборд // Вода-Берег – яхты, страны, путешествия, lifestyle. [Электронный ресурс]. URL: <https://vodabereg.ru/lifestyle/что-такое-foilbord/> (дата обращения: 29.01.2021).
2. Серфинг с подводным крылом. SUP FOIL и foil surfing // Вода-Берег – яхты, страны, путешествия, lifestyle. [Электронный ресурс]. URL: <https://sup-shop.ru/blog/sup-foil-i-foil-surfing/> (дата обращения: 29.01.2021).
3. *Белавин Н. И.* Экранопланы (по данным зарубежной печати). 2-е изд. Л: Судостроение, 1977. 232 с.
4. *Богданов А. И.* Разработка первых международных требований к безопасности экранопланов // Морской вестник. 2005. № 1. С. 69 – 82.
5. *Дементьев В. А., Крапивин В. В.* Методологические аспекты создания экранопланов: учебное пособие. Н. Новгород: Нижегород. гос. техн. ун-т им. Р. Е. Алексеева, 2012. 78 с.

УДК 629.112

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ МАЛЫЙ ВОЕННЫЙ ЭКРАНОПЛАН «ГРИФОН»

Д. А. Иванов, М. С. Григорьев, А. К. Костиков.

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

На базе Студенческого конструкторского бюро (СКБ) «Военмех» в БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова, сейчас разрабатывается малый военный экраноплан «Грифон» (рис. 1). Целью является создание модели экраноплана и изучение гидроаэродинамики экранопланов малых размеров. Задачами проекта является минимизация топливно-энергетических затрат на полёт и на навигацию, за счёт использования преимуществ экраноплана и подводных крыльев.



Рис. 1. Облик экраноплана «Грифон»

Работа над обликом экраноплана велась в CAD-системе. Модель экраноплана является сборочной. Состоит из носа, фюзеляжа, правого и левого полукрыла, вертикального киля, руля высоты, переходных проставок от фюзеляжа к консолям крыла и поплавков.

Экраноплан является беспилотным, что снижает риск потери человеческой жизни при эксплуатации. Пилотирование осуществляется с помощью системы управления, находящейся в разработке.

Возможности автопилота (АП):

1. Управление судном;
2. Возможность определения положения в пространстве и параметров окружения судна (GPS (ГЛОНАСС), гироскоп, магнитометр, высотомер, уровень влажности, давление);
3. Автоматическая стабилизация параметров движения летательного аппарата (автопарирование возмущений по курсу, крену и тангажу, стабилизацию высоты и скорости);
4. Трансляция телеметрии на удалённое устройство в режиме реального времени;
5. Способность гашения колебаний судна, вызванных возмущениями на поверхности воды путем корректировки тяги и ее направления;
6. Контроль использования подводного крыла;
7. Сохранение целостности летательного аппарата в аварийных ситуациях;
8. Запись основных параметров полёта, внутренних показателей функционирования систем летательного аппарата на бортовое устройство регистрации («Чёрный ящик»).

Плюсы:

1. Наличие блока аварийной посадки (сценарий, применяемый в аварийных ситуациях);
2. Компактность системы АП (размеры Raspberry Pi в комплекте с Sense Hat – 85,6×53,98×17 мм);
3. Масштабируемость системы (возможность добавления блоков при необходимости);
4. Модульность системы (возможность «горячей» замены одного или нескольких блоков при поломке/выведении из строя);
5. Независимость системы (возможность применения одних и тех же аппаратных/программных решений для других моделей).

Минусы:

1. Сложность в распознавании сценариев;
2. Большая зависимость АП от датчиков, которые несовершенны «цифровизируют» окружающий мир.

В ходе работы над обликом экраноплана было применено несколько конструктивно новых решений: статичное подводное крыло (ПК) и отклоняющиеся поплавки-законцовки.

Решение сделать законцовки отклоняющимися обусловлено необходимостью поддерживать равновесие при стоянке. Таким образом законцовки выполняют двойную функцию: поддержание равновесия и увеличение площади крыла в зависимости от этапа эксплуатации летательного аппарата.

После формирования облика экраноплана было исследовано течение воздуха вокруг аппарата.

Для изучения аэродинамики была использована САПР, в которой для начала работы необходимо создать расчетную область. В данной задаче была выбрана расчетная область цилиндрической формы. Далее были заданы типы граничных поверхностей данной области.

После завершения работ с расчетной областью, идет создание сетки. Сетка – это заполнитель расчетной области, который состоит из ячеек, в которых производится расчет характеристик потока. В задачах по изучению аэродинамики используется тетраэдральная сетка.

При создании сетки была применена опция сгущения сетки к неровностям, для получения более четкой картины течения воздуха вокруг модели. После всех преобразований получилась сетка на 820 тысяч ячеек.

Далее были обозначены условия течения потока. Продувка производилась на скорости потока 120 км/ч, при модели турбулентности k-epsilon и температуре окружающей среды 288 К. При продувке был симитирован ход экраноплана на «малом газу» (рис. 3).

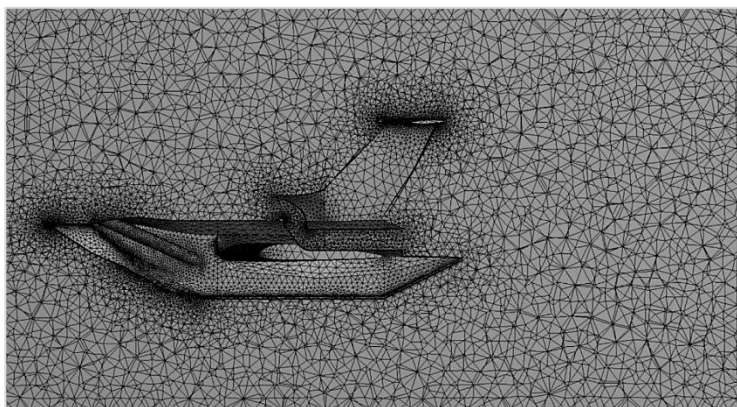


Рис. 2. Сетка расчетной области

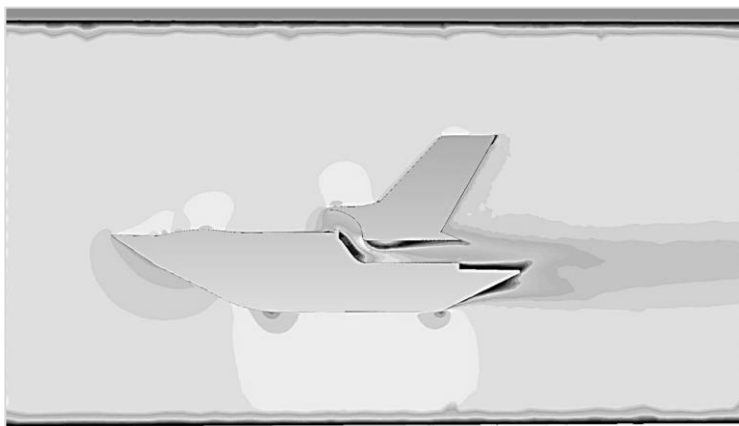


Рис. 3. Обтекание экраноплана в плоскости симметрии аппарата

На данной картине течений потока можно заметить сильное торможение потока при его проходе через канал, в котором будет установлен маршевый двигатель. Данная проблема решается максимально возможным спрямлением данного канала. Также за экранопланом образуется область торможения потока, которая убирается путем придания более обтекаемой формы некоторым частям экраноплана. Перед экранопланом возникает область повышенного давления, что вызывает необходимость в небольшом укреплении конструкции в этом месте.

Также отдельно было исследовано подводное крыло. Исследование гидродинамики крыла производилась на скорости 120 км/ч, k -epsilon модели турбулентности, давлении и температуре окружающей среды 278 К.

На подводном крыле использовался профиль Clark-Y, который широко распространен в авиамodelном спорте. Данный профиль был выбран из-за его плоской нижней части (после изучения ряда литературы, было выявлено, что на подводных крыльях распространены профили с плоским низом).

На рис. 4 видно, что при перемещении под воду профиль также ведет себя стабильно и на нем также создается подъемная сила (это видно за счет разности скоростей над крылом и под ним).

На рис. 5 представлено сечение стоек в 0,3 м от поверхности ПК. Видно, что поток расходится с разных сторон с одинаковыми скоростями, в следствие выбора профиля. Профиль

симметричен и хорошо обтекаем, что видно из данного исследования. Также видно, что скачки скоростей накладываются друг на друга. В этом ничего страшного нет, т.к. на данных скоростях на стабильность полета отклонение скорости на 2-3 м/с сильно не повлияет.

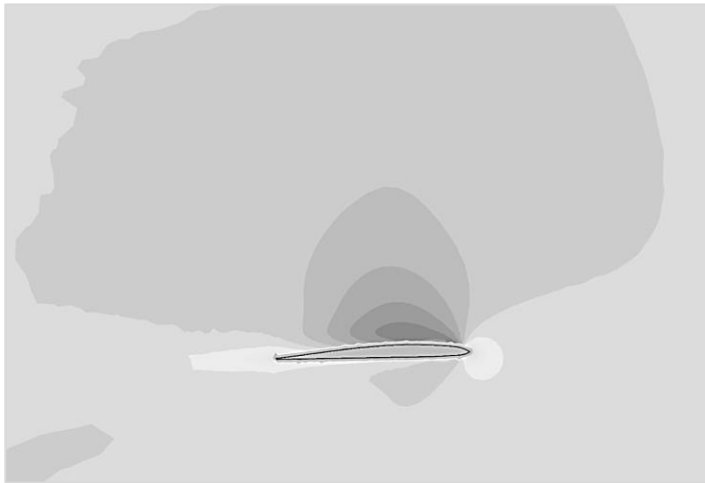


Рис. 4. Обтекание профиля подводного крыла

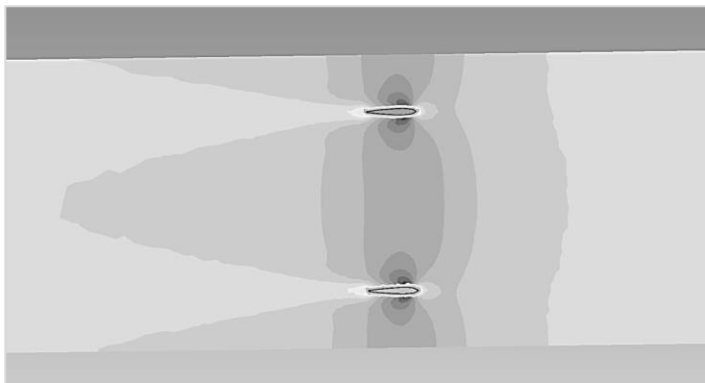


Рис. 5. Обтекание стоек подводного крыла

В ходе проделанной работы были получены картины обтекания экраноплана и его подводного крыла.

Библиографический список

1. *Белавин Н. И.* Экранопланы (по данным зарубежной печати). 2-е изд. Л: Судостроение, 1977. 232 с.
2. *Богданов А. И.* Разработка первых международных требований к безопасности экранопланов // Морской вестник. 2005. № 1. С. 69 – 82.
3. *Дементьев В. А., Крапивин В. В.* Методологические аспекты создания экранопланов: учебное пособие. Н. Новгород: Нижегород. гос. техн. ун-т им. Р. Е. Алексеева, 2012. 78 с.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ МЕХАТРОННЫМ И МНОГОСТЕПЕННЫМ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫМ МОДУЛЯМИ ДЛЯ СПУТНИКА В ФОРМАТЕ CUBESAT

А. В. Кададова, В. В. Уткин

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

При создании любого малого космического аппарата первоочередной задачей является отработка инженерных решений и тестирование опытного образца. В рамках проекта «Срапел» была сформирована команда, состоящая из сотрудников научно-исследовательской части, участников Центра научно-технического творчества студентов (СКБ ВОЕНМЕХ) и учащихся школ, курируемых вузом.

Студенты ЦНТТС участвовали в разработке многостепенного исполнительного модуля и мехатронного модуля для отработки инженерных решений на базе с использованием спутниковой платформы CubeSat «ОрбиКрафт-Про 3У».

Многостепенный исполнительный модуль представляет из себя двухступенную платформу, обеспечивающую изменение углового положения выходного кинематического звена.

Мехатронный модуль предназначен для отработки технических решений по созданию универсальных исполнительных устройств, являющихся основой построения малогабаритных робототехнических комплексов (РТК) на базе платформы CubeSat. Модуль предназначен для линейного передвижения на расстояние не менее 50 мм. Для выдвижения рейки был поставлен сервопривод mg90s с углом поворота от 0 до 180 градусов. Мехатронный модуль в первой версии представлен на рис. 1.

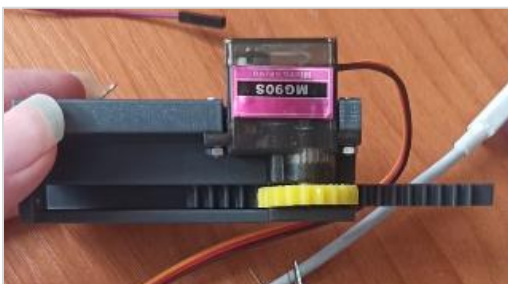


Рис. 1. Мехатронный модуль первая версия



Рис. 2. Многостепенный модуль первая версия

Первое тестирование мехатронного модуля было произведено через микросхему Arduino micro, серво привод менял свое положение от нулевого до крайнего. В результате было выявлено, что рейка не выдвигается на необходимое расстояние, так как серво привод достигает конечного положения раньше.

Далее через тот же микроконтроллер тестировался многостепенный исполнительный модуль, предназначенный для навигации камеры в диапазоне не менее 20 градусов, с помощью двух сервоприводов mg90s. Фото первой версии модуля представлено на рис. 3.

В результате тестирования многостепенного модуля было выявлено, что начальное положение валов сервоприводов в такой сборке находится не в нулевом положении, что привело к невозможности движения в необходимом диапазоне для нижнего сервопривода, а при движении верхним сервоприводом создавался момент, передаваемый нижнему сервоприводу. Этот момент смещал вал нижнего сервопривода в значение, выходящее за его диапазон работы, из-за чего происходил быстрый нагрев нижнего сервопривода. При подобной эксплуатации такая ситуация быстро вывела бы из строя функционирование всего модуля.

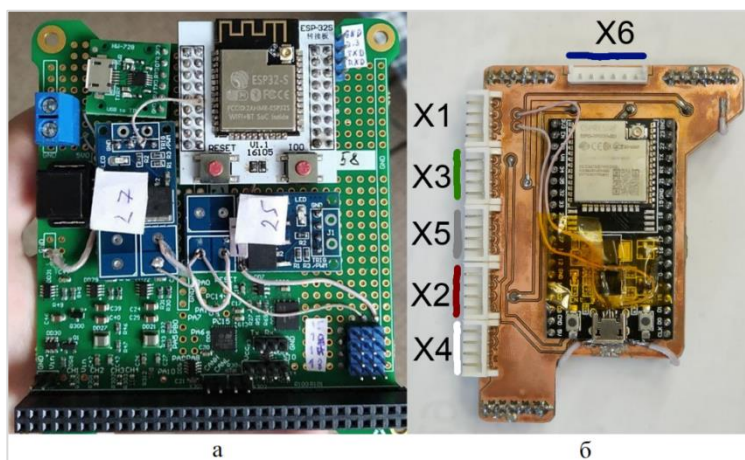


Рис. 3. Фото плат полезной нагрузки до и после

Из сервопривода был выпаян потенциометр, который ограничивал движение от 0 до 180 градусов, то есть привод стал приводом постоянного вращения. Для контролирования положения рейки в конструкцию мехатронного модуля была введена обратная связь – концевые датчики, разработанные в НИЛ РИМС. Особенностью датчиков из лаборатории является возможность изменения расстояния срабатывания в зависимости от установленного на плате датчика номинала сопротивления резистора, также эти датчики реагируют преимущественно на материал белого цвета.

Программа для управления мехатронным модулем писалась с помощью библиотеки «ESP32ServoSmooth.h» для платы полезной нагрузки с микроконтроллером ESP32-S. Микроконтроллер осуществляет подачу питания, управление сервоприводов и считывание состояний концевиков.

Для реализации команд, связанных с мехатронным модулем, были написаны 3 команды: задвижение рейки, выдвигание и цикл, состоящий из задвижения и выдвигания с задержкой между командами в 2 секунды. Команды реализовывались с проверкой текущего положения по датчикам, если рейка находится в половину выдвинутом состоянии, то перед выполнением некоторых из команд она задвинется в исходное положение. Это необходимо, чтоб избежать выпадения рейки из конструкции.

Прототип платы управления был изготовлен путем соединения проводами всех элементов на макетной плате, после проведения испытаний и подтверждения работоспособности всех модулей, был изготовлен окончательный вариант платы для интеграции в полезную нагрузку. Прототип платы можно увидеть на рисунке 3а, а окончательный вариант на рисунке 3б.

Первый прототип аппарата был доработан после вибрационных и термовакуумных испытаний, имитирующих космические условия, представлен на рис. 4. В результате доработанные модули были сделаны из другого материала

Окончательный вид полезной нагрузки в сборе можно увидеть на рис. 5.

Данная плата работает совместно с подсистемой питания, благодаря которой можно переключать питание мехатронного модуля в следующих режимах: питание от бортовой сети, питание от аккумуляторов, питание от суперконденсаторов и зарядка аккумулятора или суперконденсатора. Такой функционал позволяет тестировать различные источники питания сервоприводов в процессе полета. Переключение режимов питания выполняется с помощью твердотельного реле.



Рис. 4. Фото аппарата на испытаниях в инженеринговом центре БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

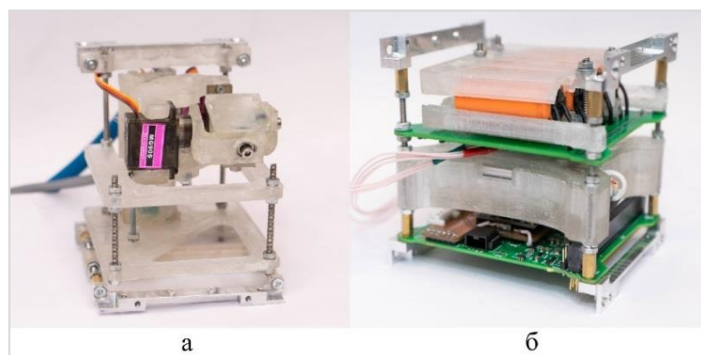


Рис. 5. Фото мехатронного и многостепенного модуля (а), плата управления полезной нагрузки с подсистемой питания б)

Плата управления соединится с бортовой системой по интерфейсу USB. Бортовая система управления представляет собой микрокомпьютер Raspberry Pi 3b, к которому можно подключиться по радиоканалу с Земли, используя интерфейс telnet. Для управления платой полезной нагрузки первоначально была разработана программа для операционной системой (ОС) Windows. Подобное решение было принято для возможности тестировать управление полезной нагрузкой через COM порт компьютера. В последствие программа была портирована на бортовой микрокомпьютер с ОС Linux, где успешно была отработана связь с платой управления полезной нагрузкой.

В итоге была разработана и протестирована система управления полезной нагрузкой с программным обеспечением для нее. Эта система была успешно интегрирована в существующий программно-аппаратный комплекс Орбикрафт Про, с учетом всех требований оператора запусков. В процессе работы был получен неоценимый опыт создания реального малого космического аппарата, с применением как готовых отработанных технологий, например библиотека ESP32ServoSmooth, так и новых перспективных программных и технические решения.

После испытаний в Военмехе полезная нагрузка отправилась в Москву, к настоящему моменту успешно пройдены испытания. Запланированная дата запуска спутника – апрель 2022 года, запуск осуществляется при поддержке Фонда содействия инновациям.

КОНСТРУИРОВАНИЕ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА

Д. М. Кадочников, А. Г. Мирон, В. В. Уткин

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

В настоящее время с развитием технологий, беспилотные летательные аппараты (БПЛА) они находят применение в различных сферах общества, таких как фото-видео съемка в различных целях, доставка малых грузов по воздуху, прототипирование и проверка концепций больших летательных аппаратов.

К созданию предлагается мультироторный БПЛА с возможностью быстрого приведения в действие. Максимальная взлетная масса 3,5 кг, масса полезной нагрузки 750 – 850 гр. Вид его конструкции можно увидеть на рис. 1 и 2.

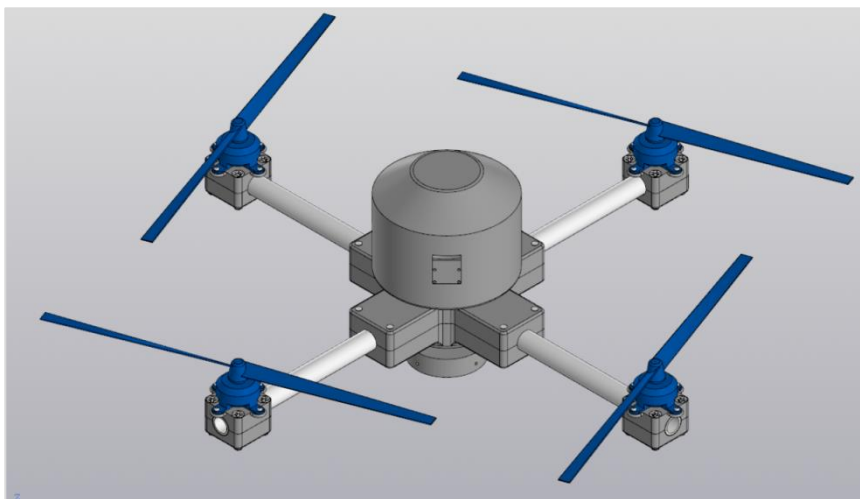


Рис. 1. Общий вид аппарата.

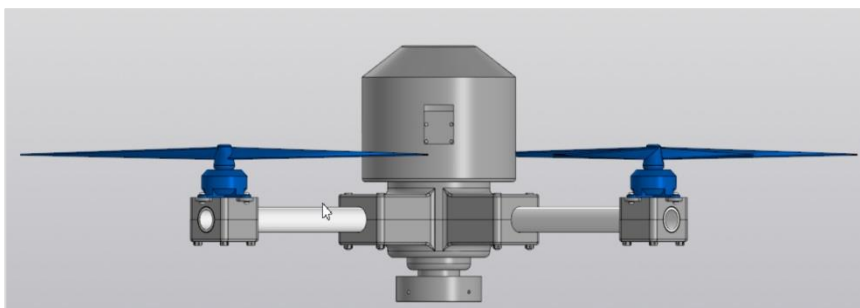


Рис. 2. Вид сбоку

В качестве полезной нагрузки могут устанавливаться фото-видеокамеры, лидар, иные датчики, а также система сброса для доставки товаров по воздуху.

Часть рамы аппарата изготовлена методом FDM печати, позволяющим создать изделия сложной формы в условиях лаборатории СКБ. В качестве материалов для лучей применено углеволокно, обеспечивающее высокие механические характеристики и обладающей малой массой, что важно для авиационной техники [4]. Пример сборки центральной части аппарата приведен на рис. 3.

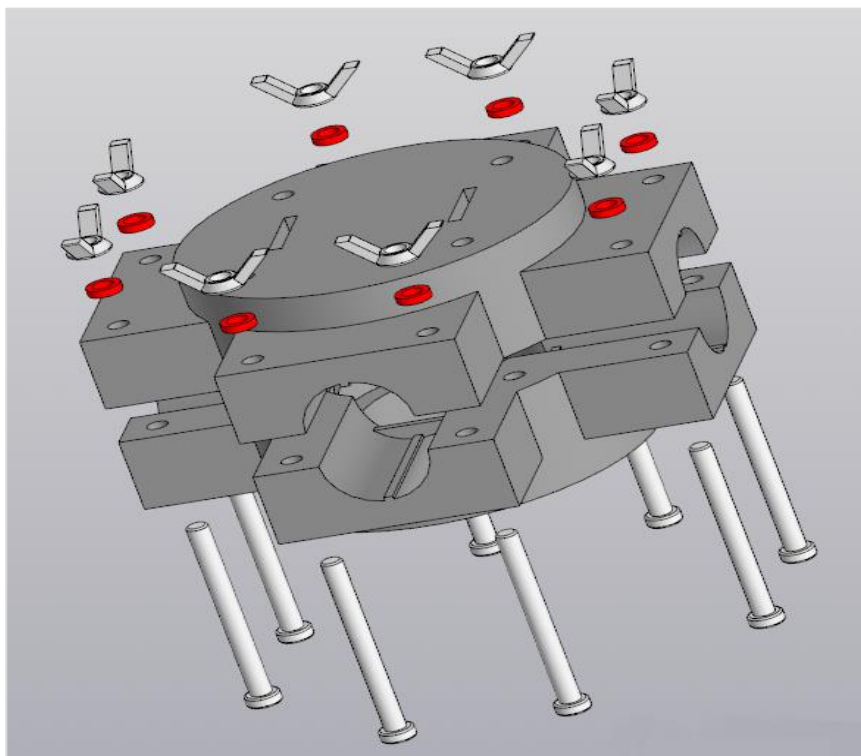


Рис. 3. Сборка центральной части рамы

Двигательная установка ЛА представлена бесколлекторными двигателями постоянного тока EMAX MT4008-360KV. Вид двигателей представлен на рис. 4. Для управления двигателями использован регулятор хода на MOSFET транзисторах.



Рис. 4. Двигатель EMAX MT4008-360KV

Управление аппаратом производится полетным контроллером MINI PIX на базе микроконтроллера STM32 F4. Инерциальная навигационная система представлена Гироскопом и акселерометром ICM/V-20689, барометром MS5607 и компасом QMC5883L [2].

Приемником спутниковых навигационных систем служит мультистандартный (GPS/Глонасс/Beidou/Galileo) приемник Ublox NEO-8M, представленный на рис. 5.



Рис. 5. приемник Ublox NEO-8M



Рис. 6. Микрокомпьютер Raspberry Pi с камерой



Рис. 7. Wifi передатчик AR9271

Одной из важнейших задач при разработке БПЛА является создание системы связи аппарата с наземным пунктом управления. Обеспечение передачи изображения на большое расстояние без применения коммерческих сетей передачи данных – сложная задача ввиду высоких требований к характеристикам канала связи и необходимости обеспечения низкой задержки для возможности прямого управления аппаратом в режиме вида от первого лица (FPV).

На подавляющем большинстве любительских БПЛА применяется передача видео в аналоговом виде, это требует большой полосы пропускания, а соответственно повышенных требований к каналу связи, а также при возникновении различных помех они будут влиять на изображение на экране. В свою очередь, цифровые системы на основе специальных радиомодемов лишены подобных недостатков, однако они очень дороги (1000\$ комплект), что не позволяет задействовать их в малобюджетных ЛА [3].

В нашем аппарате использована цифровая система передачи видео и телеметрии на основе коммерческого wi-fi оборудования в режиме прямого доступа к радиотрансиверу, это позволяет передавать данные без подтверждения и задержек, вызванных обработкой данных при помощи сетевого интерфейса. Оборудование создано на основе микрокомпьютера Raspberry pi и Wifi передатчика AR9271 (рис. 6 и 7) [1].



Рис. 8. Наземное оборудование приема данных

Наземное оборудование смонтировано на штативе с возможностью слежения за полетом БПЛА и обеспечения максимальной производительности радиоканала (рис. 8).

В существующем варианте конструкции ЛА, приведение в рабочее положение осуществляется оператором вручную. В качестве одной из модернизаций предполагается разработка и изготовление системы автоматического раскрытия лучей для обеспечения большей компактности и простоты использования изделия.

Вывод. В работе описан процесс разработки БПЛА мультироторного типа. Предложены рекомендации по модернизации системы передачи видеосигнала и телеметрических сообщений. В перспективе планируется создание системы автоматического раскрытия лучей ЛА для уменьшения времени подготовки к полету и упрощения предполетной подготовки. В процессе летных испытаний была подтверждена возможность использования деталей, произведенных по технологии FDM, для изготовления БПЛА, а также готовность системы связи и управления к выполнению полетов с использованием автоматической стабилизации положения и высоты.

Библиографический список

1. Open.HD Система передачи видеосигнала и телеметрии [Электронный ресурс] // Github; URL: <https://github.com/OpenHD/Open.HD/> (дата обращения: 16.12.2021).
2. Designing Purpose-Built Drones for Ardupilot Pixhawk 2.1. Build drones with Ardupilot // Packt Publishing, 2017.
3. DJI Lightbridge [Электронный ресурс] // DJI; URL: <https://www.dji.com/ru/dji-lightbridge> (дата обращения: 16.12.2021).
4. Рэндел У. Биард, Тимоти У. МакЛэйн. Малые беспилотные летательные аппараты. Теория и практика / При поддержке ОАО «НПП «Радар ммс»; перевод с англ. / под ред. к.т.н. Г. В. Анцева// М.: ТЕХНОСФЕРА, 2021. 312 с.

УДК 629.7.022

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ ПУСКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

О. А. Мальцева, О. И. Голованских, В. В. Уткин, Г. Л. Юнаков

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Конструирование, изготовление и испытания макетов ракет – одно из основных направлений деятельности Студенческого конструкторского бюро БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, к которому привлекаются наиболее подготовленные и активные студенты университета. В рамках данной деятельности успешно реализовано несколько проектов, об одном из которых авторы рассказывают в данной статье.

Проект был запущен в 2019 году. Была сформирована группа разработчиков, в состав которой вошли и авторы статьи. Целью проекта стала разработка ракеты-носителя, предназначенного для решения задач запуска специального метеорологического оборудования. В ходе реализации проекта был ряд изготовлен опытных образцов сверхлёгких неуправляемых ракет-носителей измерительного оборудования (далее – РНИО), которые предназначены для доставки атмосферных зондов.

Для обеспечения запаса статической устойчивости разработчиками выбрана схема ракеты «с хвостовыми стабилизаторами» [1].

Основные эксплуатационные характеристики:

- тип конструкции – блочно-модульная;

- высота доставки атмосферных зондов – до 2,5 км;
- масса полезной нагрузки – до 1 кг;
- время выведения на расчетную высоту – 22 сек.
- габариты полезной нагрузки: диаметр аппарата до 84 мм, высота – до 220 мм [2].

В качестве двигательной установки ракеты используется твёрдотопливный двигатель РД-2000, производимый российской компании Real Rockets [3]. Двигатель имеет массу 2,8 кг, полный импульс – 2,4 кНс, среднюю тягу 400 Н и время работы – 6 сек.

На текущий момент реализовано пять вариантов конструкций РНИО. Каждый из них, начиная со второго, проектировался с учетом недостатков, выявленных в ходе проведения испытаний на конкурсных пусках на российском чемпионате CanSat в 2020 – 2021 годах и форуме «Звездный путь», который проводился в Самаре. Кроме того, оценка летно-технических и эксплуатационных характеристик выполнялась с использованием специально разработанных малогабаритных макетов и полногабаритных образцов РНИО в полевых условиях по методикам, специально разработанным в рамках выполнения задач научно-технического творчества студентов.

Запуски малогабаритных макетов проводились в целях:

- 1) тестирования блока электроники на устойчивое управление системой отстрела полезной нагрузки после достижения расчетной высоты;
- 2) выработки оптимальных алгоритмов функционирования разработанного программного обеспечения.

Целью испытаний полногабаритных образцов РНИО была проверка характеристик используемых в конструкции материалов и технологических решений, реализованных на этапе производства.

В результате работ, выполненных в рамках проекта, основные элементы конструкции ракеты приобрели достаточную для выполнения целевой задачи надежность и функциональность. К наиболее отработанным элементам относятся: карбоновые корпусные трубы, нижний и верхний обтекатели, а также отсек электроники с байонетным соединением, который был изготовлен на 3D-принтере Zav-Pro V3 [4] по аддитивной технологии FDM с использованием пластика – нейлона, усиленного волокнами карбона. Показала свою надежность и выбранная схема установки двигателя, а также схемы креплений системы спасения и стабилизаторов.

Принципиальная компоновочная схема ракеты представлена на рис. 1 и 2.

Всего было произведено 4 тестовых пуска опытных образцов. Рассмотрим коротко каждый из них.

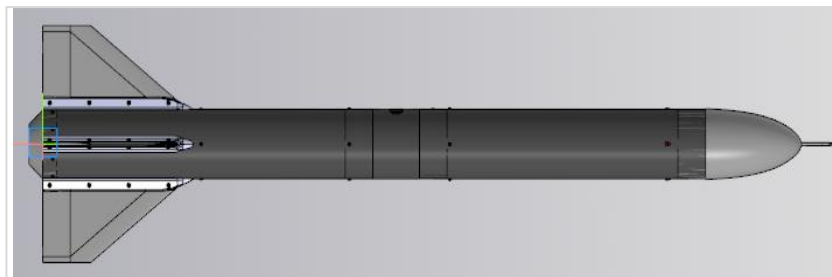


Рис. 1. Общий вид ракеты-носителя измерительного оборудования

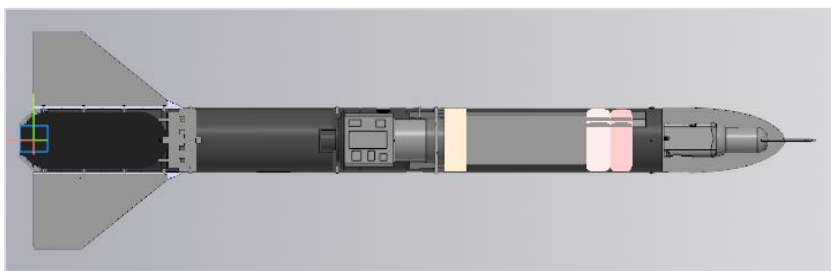


Рис. 2. РНИО – вид в разрезе

Первый запуск – произведён осенью 2020 года на полигоне Каменево на российском чемпионате проекта «Воздушно-инженерной школы» – CanSat. Полёт РНИО «РН-Д1» (модель РН и опытный образец представлены на рис. 3) прошёл в аварийном режиме. Система отстрела полезной нагрузки сработала раньше времени – в конце активного участка полёта, то есть на максимальной скорости полёта ракеты, которая составляла 270 м/с. Из-за этого верхняя часть корпуса была повреждена стальным тросом, к которому крепился парашют. Нижняя труба и отсек электроники остались целыми. Стабилизаторы с их креплениями были сломаны при падении.

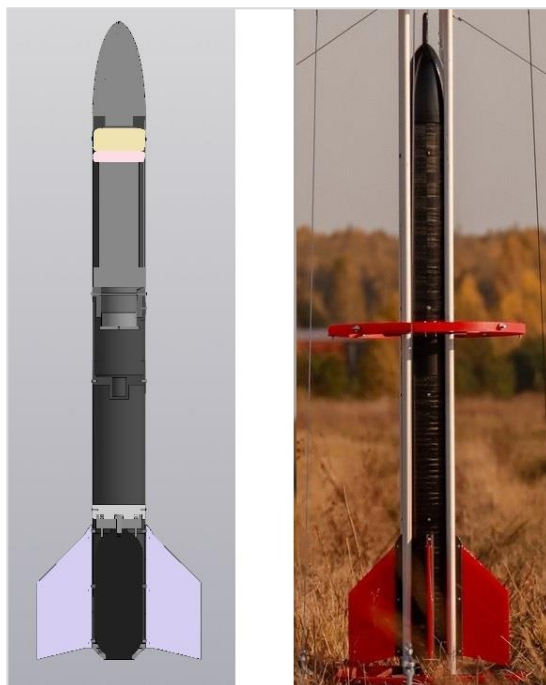


Рис.3. Модель ракеты-носителя измерительного оборудования «РН-Д1» и опытный образец ракеты-носителя измерительного оборудования «РН-Д1» на старте

После данного пуска было принято решение сделать внутри трубы специальный пластиковый канал для стального троса парашюта. Это было необходимо для того, чтобы при срабатывании системы отстрела ПН корпус не был повреждён.

Кроме того, был изменён стабилизатор – убрана стреловидность в нижней его части, а геометрическая форма профиля «NASA-0006» [5] была дополнена скруглениями рёбер. Была изменена схема крепления стабилизатора, которая представлена на рисунке 4. Данные изменения внесены для улучшения аэродинамических свойств ракеты-носителя.

С учётом перечисленных выше недочётов была спроектирована вторая версия РНИО – «РН-Д2».

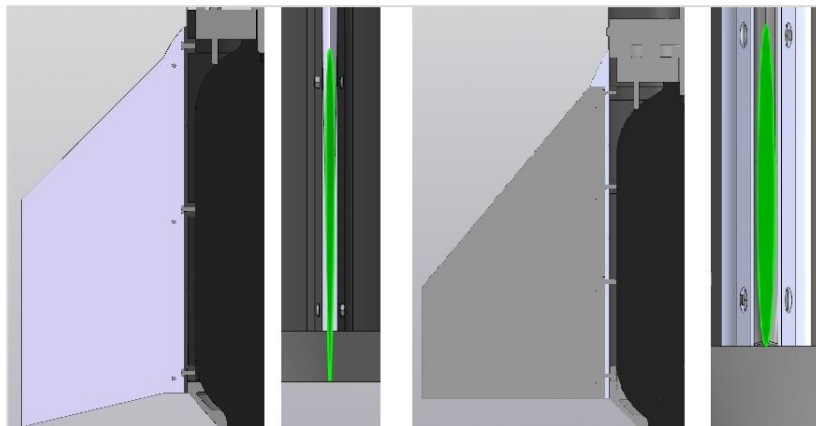


Рис. 4. Стабилизатор, профиль «РН-Д1» и стабилизатор, профиль «РН-Д2»

Второй запуск произведён весной 2021 года на форуме «Звёздный путь». Для данного запуска использовалась РНИО «РН-Д2» (рис.5) с изменённой формой бугелей для предоставляемого организаторами стартового стола. Также была убрана трубка Пито. Изначально считалось, что запуск прошёл в штатном режиме. Ракета-носитель, достигнув апогея (примерно 2,5 км), произвела отстрел ПН. Открытие парашюта прошло штатно. Однако была найдена только верхняя часть ракеты, отломанная по отсеку электроники. Так как РНИО упала рядом с проезжей частью, считалось, что разлом произошёл при падении, и кто-то забрал нижнюю часть, поэтому данная поломка не была принята во внимание.



Рис. 5 РНИО «РН-Д2» на форуме «Звёздный путь»

В данной сборке ракеты стоял отсек электроники (с его ответной частью) с первого пуска, то есть данные детали уже были использованы. Этот факт был решающим при создании последней на данный момент (пятой) версии конструкции РНИО.

Третий и четвертый запуски – произведены осенью 2021 года на полигоне Каменево на российском чемпионате проекта «Воздушно-инженерной школы» – CanSat. Для данных пусков конструкция РНИО «РН-Д2» значительно не изменялась. Рассмотрим каждый запуск по отдельности.

Третий запуск. Запуск прошёл в штатном режиме. Ракета была собрана заново из новых деталей (рис. 6). В данной сборке использовались бугеля для спроектированного и изготовленного командой стартового стола. Все данные были получены, ракета успешно найдена (рис. 7).



Рис. 6. РНИО «РН-Д2» перед стартом



Рис. 7. РНИО «РН-Д2» после третьего пуска

Четвёртый запуск. При данном пуске использовалась модель «РН-Д2» из третьего запуска. Запуск и полёт ракеты-носителя прошли в штатном режиме. Система отстрела сработала в штатном режиме. Парашют раскрылся, и полезная нагрузка отделилась и спустилась на землю.

Однако при раскрытии парашюта ракета разломилась по отсеку электроники. Верхний отсек был утерян. Нижний отсек упал на землю. Вероятнее всего, причинами неисправности послужили особенности в свойствах материала и в технологии изготовления отсека электроники.

Отсек для электроники с его «ответной» частью изготовлен с использованием аддитивных технологий на 3D-принтере Zav-Pro V3 с применением такого пластика, как нейлон, армированный углеволокном. Данная деталь дважды ломалась после её повторного использования в конструкции ракеты – во время второго пуска, в котором был использован данный узел с первого пуска, и во время четвёртого пуска, в котором использовался узел с третьего пуска.

Вероятнее всего, это происходило из-за образовавшихся после первых пусков микротрещин, причиной появления которых послужила большая нагрузка, приложенная во время раскрытия парашюта.

Микротрещины приводят к разрушению материала нагружаемого объекта до полной потери им прочности или работоспособности [6]. Данное свойство материала с наибольшей вероятностью стало причиной разлома отсека электроники, что привело к падению ракеты (рис. 8).

В настоящее время, с учетом анализа статистических показателей проведенных испытательных пусков, рабочая группа занимается разработкой новой версии РНИО – «РН-Д3». В

конструкции ракеты для удобства эксплуатации будет доработана система крепления двигателя. Также будет использован другой материал для изготовления отсека электроники.



Рис. 8. РНИО «РН-Д2» после четвёртого пуска

Библиографический список

1. Мальцева О. А., Юденков В. Э., Голованских О. И., Митько А. Ф. Модернизация ракетного носителя измерительного оборудования // Молодежь. Техника. Космос: труды тринадцатой ОМНТК. В 2 т. Т. 1. СПб.: БГТУ «Военмех», 2021. 372 с.
2. Real Rockets. [Электронный ресурс]. URL: <http://real-rockets.ru/> (дата обращения: 13.12.2021).
3. Zav-Pro V3. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.zav3d.ru/products/39837907/> (дата обращения: 13.11.2020).
4. NASA 0006 [Электронный ресурс]. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=nasa0006-il> (дата обращения – 08.03.2021).
5. Мальцева О. А., Юденков В. Э., Голованских О. И. Проектирование сверхлёгкой ракеты-носителя измерительного оборудования «РН-Д1» // Сб. тезисов работ ММНК «XLVII Гагаринские чтения 2021». М.: Издательство «Перо», 2021.
6. Электронный фонд нормативно-технической и нормативно-правовой информации Консорциума «Кодекс». [Электронный ресурс]. Соппротивление усталости; URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200009488> (дата обращения: 13.12.2021).

УДК 608.4

УСТРОЙСТВО ПОРАЖЕНИЯ МАЛОГАБАРИТНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М. О. Созинов

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

В настоящее время малогабаритные беспилотные летательные аппараты (МБЛА) становятся всё более доступными, а их тактико-технические характеристики с каждым произведенным образцом значительно улучшаются. Эта тенденция приводит к повышению частоты и

риску проведения несанкционированных полётов летательных аппаратов (ЛА) в воздушном пространстве над охраняемыми объектами и в бесполетных зонах. Результатом такого полёта может стать проведение разведывательной аэрофотосъёмки, постановка электромагнитных помех, единичная или, что гораздо опаснее, массовая атака МБЛА. Стоимость таких диверсий будет несоизмеримо меньшей, чем при применении других классов ЛА и ракетной техники. В то же время, эффективные методы противодействия атакам беспилотников будут отличаться от принятых для других ЛА: в дело вступает соотношение цены МБЛА и средства его поражения. Розничная стоимость беспилотника DJI Phantom 4 составляет 1599 евро, а DJI Phantom 3 Standard и того меньше – 599 евро [1]. Стоимость зенитной управляемой ракеты 57Э6Е из комплекса Панцирь-С1 в открытых источниках не упоминается, но можно с уверенностью сказать, что она на два порядка выше, чем цена беспилотника «Фантом». Если для подавления компактного, не дорогого и простого в производстве аппарата нужно затрачивать сумму, в несколько раз превышающую стоимость его изготовления, то появляется риск применения злоумышленником/противником тактики истощения. К тому же, после такой атаки может последовать атака полномасштабных ЛА, на отражение которой у защищаемого объекта должен остаться боекомплект. Всё вышесказанное приводит к необходимости разработки новых средств поражения, оптимизированных именно под задачу ликвидации МБЛА.

В текущий момент времени существует несколько принципиально разных способов противодействия беспилотным летательным аппаратам. У каждого способа есть свои преимущества и недостатки, которые нужно учитывать при разработке нового средства противодействия:

1) Средства радиоэлектронной борьбы: системы Пищаль-ПРО, Солярис-Н, Атака-DBS и многие другие отечественные и зарубежные аналоги. Такие системы имеют большую дальность (около 2 км у ручных и около 5 км у перевозных и стационарных), но ограничены взаимосвязью «мощность помех – ширина канала постановки помех» и неэффективны против дронов с автономной системой навигации [2, 3];

2) Ручные и стационарные пневмопушки (например, системы Skywall 100-300) сильно ограничены по дальности (100 м для ручных и 300 м для стационарных) и по высоте действия и малоэффективны против движущихся целей [4];

3) Лазерные установки, такие как «Рать» и «Пересвет», обладают очень большой дальностью действия, но дороги в производстве и обслуживании и напрямую зависят от условий видимости.

Вышеописанных недостатков лишены средства борьбы на базе беспилотных летательных аппаратов – противодроны. Тем не менее, появляются другие проблемы, связанные с особенностями этого типа систем: точность наведения, скорость полёта и выбор поражающего элемента, способного к базированию на такой платформе. Оптимальным решением этих проблем является компактное и лёгкое устройство для выстрела сети с борта беспилотника самолётного типа. Такая система будет иметь достаточную скорость за счёт самолётной схемы несущего БПЛА, высокую точность за счёт большой сети и низкую стоимость разработки и изготовления несущего БПЛА за счёт малых габаритов и массы. Тем не менее, устройство может быть установлено и на quadro-, гексокоптеры и аналогичные ЛА.

В качестве средства раскрытия сети была взята схема работы, основанная на её натяжении между четырьмя металлическими шариками, выстреливаемых под небольшим углом к продольной оси ЛА, к которым привязана сеть. Шарика приводятся в движение в четырёх патрубках, к основанию которых подводится газ под высоким давлением. В качестве источника газа выступает баллон с 12 граммами сжиженного углекислого газа. Для увеличения начальной скорости снарядов при неизменном давлении газа, нужно увеличить количество запасаемой углекислоты в газообразной форме. В устройстве для этого предусмотрена камера, объёмом 35 мл, куда газ поступает из баллона, также находящегося в корпусе устройства. Такая сообщающаяся система баллон – камера позволяет долгое время поддерживать одно значение давления в устройстве в период ожидания применения, так как при наличии жидкой фазы углекислоты, давление в системе будет равно давлению насыщенных паров. Для под-

держания одного значения давления при эксплуатации устройства, на несущем БПЛА должна быть предусмотрена система подогрева, поддерживающая температуру баллона в 25°C. Для увеличения начальной скорости шариков было разработано клапанное устройство, способное максимально быстро перейти в открытое состояние. Оно представляет плёночную мембрану и подпружиненный крестообразный нож, по команде пробивающий её.

Рабочее давление устройства: 55 атм. (при T=25°C);

Максимально выдерживаемое давление: 75 атм. (при T=35°C);

Габариты устройства: 100 мм в диаметре по продольной оси, 150 мм в длину;

Масса устройства: не более 0.5 кг в снаряжённом состоянии.

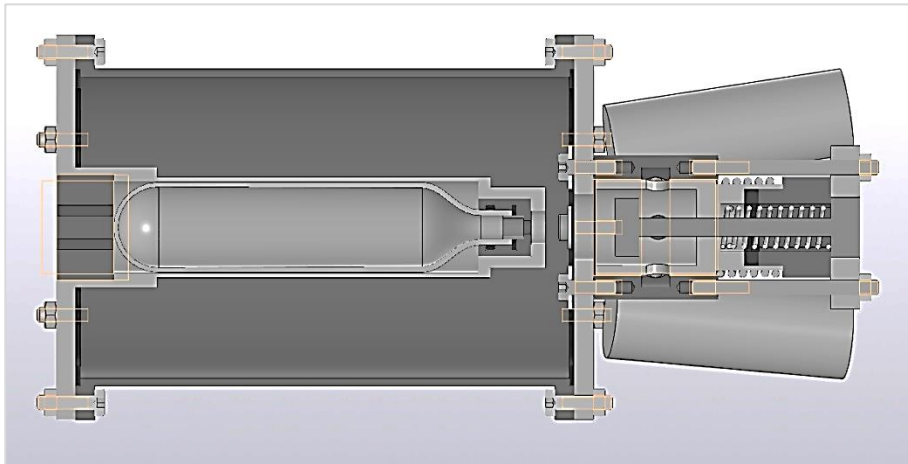


Рис. 1. Продольный разрез модели устройства

Для оценки рабочих характеристик изделия была разработана упрощённая модель его работы. Допущения, учтённые в модели:

- 1) Трение газа о стенки мало;
- 2) Процесс расширения газа в устройстве является адиабатным;
- 3) Объём баллончика CO₂ будем считать свободным от жидкой фазы газа;
- 4) Газ в равном количестве и с равной скоростью поступает ко всем четырём мортиркам;
- 5) Соппротивление воздуха о разгоняющийся шарик не учитывается.

Моделирование работы устройства делится на два этапа: сначала газ заполняет весь образовавшийся после пробития мембраны доступный объём, а потом начинает толкать шарики. Уравнение адиабатического расширения газа для первого этапа:

$$p_1 \cdot V_1^k = p_2 \cdot V_2^k,$$

где k – показатель адиабаты (1.3 для углекислого газа при $t=23^\circ\text{C}$)

Индексами 1 и 2 обозначим давление в системе и её объём до и после активации соответственно. Тогда при известном объеме системы между мембраной и входом в мортирку ($V_{\text{доб}}$), можем определить давление газа на момент начала воздействия на шарики:

$$p_2 = p_1 \left(\frac{V_1}{V_1 + V_{\text{доб}}} \right)^k$$

Далее приступим к расчёту динамики движения шариков. Расчёт будет производиться численным методом с шагом по времени Δt . Изменение объёма системы будет происходить за счёт движения шарика и для i -го шага будет равно:

$$\Delta V = S \cdot \left(v_{i-1} \cdot \Delta t + \frac{a_{i-1} \cdot \Delta t^2}{2} \right)$$

где $a_{i-1} = \frac{p_{i-1} \cdot S}{m}$ – ускорение шарика на предыдущем шаге; ϑ_{i-1} – скорость шарика на предыдущем шаге; p_{i-1} – давление в системе на предыдущем шаге; S – площадь поперечного сечения шарика; m – масса шарика.

Применяя уравнение адиабатного расширения, вычислим давление на i -том шаге:

$$p_i = p_{i-1} \cdot \left(\frac{V_i}{V_i + \Delta V} \right)^k$$

Производить расчёт будем до тех пор, пока шарик не выйдет за сопловой срез mortarки длиной L .

Применяя вышеуказанные уравнения, составим расчётный цикл в программе Maple 13:

```

for  $i$  from 0 while  $l[i] < L$  do
   $\vartheta[i + 1] := \vartheta[i] + \frac{p[i] \cdot S}{m} \cdot \Delta t$ ;
   $V[i + 1] := V[i] + S \cdot \left( \vartheta[i] \cdot \Delta t + \frac{p[i] \cdot S}{2 \cdot m} \cdot \Delta t^2 \right)$ ;
   $p[i + 1] := p[i] \cdot \left( \frac{V[i]}{V[i + 1]} \right)^{1.3}$ ;
   $t[i + 1] := t[i] + \Delta t$ ;
   $l[i + 1] := l[i] + \vartheta[i] \cdot \Delta t + \frac{p[i] \cdot S}{2 \cdot m} \cdot \Delta t^2$ ;
end do

```

Рис. 2. Расчётный цикл динамики полёта шариков

При диаметре шарика 12 мм, массе шарика 10 г, длине mortarки 50 мм и начальном давлении 55 атм, скорость шарика на дульном срезе mortarки равняется 56 м/с. При установке mortarки под угол 10° к продольной оси устройства, сеть диаметром 2 м раскроется за 0.147 с. Был произведен расчёт на прочность самой уязвимой к разрыву детали – камеры расширения. При толщине стенки в 1.75 мм из алюминиевого сплава Д16Т максимальная деформация при давлении составила примерно 15 мкм, что говорит о достаточной прочности этой детали^[5]. Ниже представлена графическое отображение деформаций исследуемой детали в программе Ansys Mechanical 18.1.

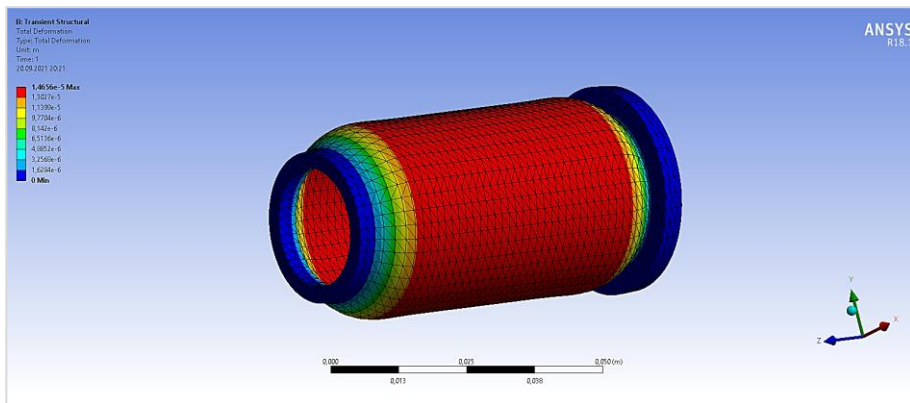


Рис. 3. Карта деформаций камеры расширения

Также была рассчитана надёжность фланцевого соединения камеры расширения с её крышкой. Сила, действующая на крышку, равняется площади, к которой приложено дав-

ление, умноженное на величину давления. Таким образом, получим нагрузку на 6 болтовых соединений:

$$F_6 = P \cdot S = 7.6 \text{ МПа} \cdot 735 \text{ мм}^2 = 5586 \text{ Н}$$

Тогда одно болтовое соединение должно выдерживать как минимум трёхкратное значение распределённой на него нагрузки, или примерно 2800Н. Болт с резьбой М3 класса прочности 8.8 по стандарту пробной нагрузки выдерживает усилие в 2920Н, что удовлетворяет нашему условию прочности [6].

Библиографический список

1. Квадрокоптер DJI Phantom 4 Pro V2.0 [Электронный ресурс]. URL: https://www.djimsk.ru/catalog/products/phantom/phantom_4_pro/kvadrokoopter_dji_phantom_4_pro_v2_0.html (дата обращения – 22.09.2021).
2. Носимый комплекс противодействия беспилотным летательным аппаратам «Пищаль-ПРО» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ao-avtomatika.ru/catalog/products/pishchal-pro> (дата обращения – 22.09.2021).
3. Переносной комплекс противодействия БПЛА «Луч-ПРО» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ao-avtomatika.ru/catalog/products/luch-pro> (дата обращения – 22.09.2021).
4. SkyWall patrol. Handheld drone capture system [Электронный ресурс]. URL: <https://openworkengineering.com/skywall-patrol> (дата обращения – 22.09.2021).
5. ГОСТ 4784-97 «Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые. Марки», табл. 2 [Электронный ресурс]. URL: <https://docs.cntd.ru/document/1200003141> (дата обращения – 22.09.2021).
6. ГОСТ 1759.4-87 «Болты, винты и шпильки. Механические свойства и методы испытаний», табл. 7 [Электронный ресурс]. URL: https://www.optprommetiz.ru/GOSTI_PDF/gost_1759.pdf (дата обращения – 22.09.2021).

УДК 623.442.45

КОМПЛЕКС УГЛУБЛЁННОЙ МОДИФИКАЦИИ АВТОМАТА КАЛАШНИКОВА

Н. А. Соловьёв

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

В настоящее время спортивная практическая стрельба всё больше и больше проникает в массы. Развитие данного вида спорта, как и любого другого порождает развитие спортивного инвентаря, предназначенного для решения тех или иных задач. В случае спортивной стрельбы таким развитием стало появление различных изделий и комплектов изделий, предназначенных для повышения тактико-технических характеристик и возможностей стрелка.

В настоящее время среди стрелков популярны два основных типа полуавтоматических карабинов – карабины, выполненные на базе американской полуавтоматической винтовки AR-15 и российской серии томаты Калашникова (АК). В заводском исполнении данные образцы могут считаться условно схожими по своим возможностям, однако некоторые особенности конструкции американской платформы, прежде всего особенности компоновки, позволяют собрать на этой платформе более приспособленный под активную спортивную стрельбу карабин, в отличие от карабинов на базе АК. Такой успех AR-подобных карабинов не мог не быть незамеченным, и в мире возникли различные АК-подобные варианты карабинов, которые,

однако имеют одну общую черту – разработчики этих платформ реализовали схему, идентичную карабинам на базе AR-15.

Данный проект является переработкой узлов и элементов Автомата Калашникова АК с целью повысить его тактико-технические характеристики для занятий практической стрельбой при сохранении общей компоновки оружия или же при использовании альтернативных вариантов.

Изначально проект развивался как инициативная разработка вывешенного цевья для повышения кучности стрельбы за счет снятия со ствола дополнительных нагрузок. В дальнейшем предпринимались попытки сделать также и вывешенную газовую систему с разомкнутой газовой камерой. Затем предпринимались попытки разработать глубокую модернизацию, которая затрагивала различные элементы, однако по итогу работа была сосредоточена на двух направлениях: разработка телескопического приклада с подвижным затыльником и создание газовой системы с левосторонней рукояткой взведения. Подвижный затыльник приклада является полностью новой разработкой, а левосторонняя рукоятка – разработка, основанная на уже существующих образцах подобных узлов, переработанная под установку на АК. В настоящее время, в связи с долгим изучением конструкции АК в попытках найти способы провести тот или иной комплекс работ, было принято решение обозначить комплект отдельных изделий как первый этап дальнейшей работы над повышением ТТХ АК.



Рис. 1. Общий вид автомата с уже внесенными изменениями первого этапа

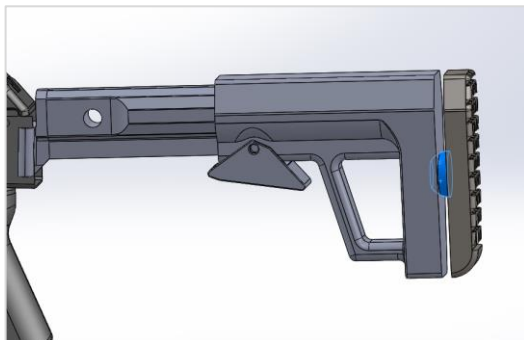


Рис. 2. Версия приклада для установки на стандартизированный узел крепления. ветом выделена шаровая опора, обеспечивающая подвижность затыльника

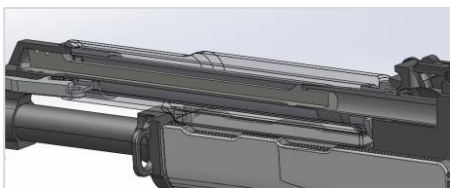


Рис. 3. Газовая трубка с установленным узлом левой рукоятки взведения



Рис. 4. Один из вариантов левосторонней рукоятки

На текущий момент проект существует в виде 3D моделей и эскизных чертежей для изготовления опытных образцов изделий, а также предыдущей версией узлов. Также изготовлен прототип рукоятки взведения, отвечающий поставленным задачам на 80% (отсутствует механизм фиксации).



Рис. 5. Установленный прототип



Рис. 6. АК с установленной рукоятью. Приблизительный внешний вид автомата в исполнении с рукоятью

Результаты уже проделанной работы пока субъективны, поскольку изготовление работоспособного прототипа требует достаточно больших временных затрат, однако внедрение дополнительной рукоятки взведения ускорило приведение оружия в заряженное состояние более чем в 2 раза, а адаптивный затыльник приклада повышает площадь контакта приклада с телом (по сравнению с классическим вариантом) при работе в какой-либо выпирающей относительно плоскости тела экипировке. Помимо этого, внедрение боковой рукоятки позволило реализовать в ней также и элемент предохранителя. В отличие от штатной конструкции, данная система позволяет держать патронник открытым, что особенно важно при обеспечении безопасности нахождения на спортивных мероприятиях, так как любой стрелок/судья/лицо, ответственное за соблюдение правил стрельбы может беспрепятственно удостовериться в том, что оружие не заряжено (в практической стрельбе для демонстрации патронника внутрь вкладывается специальный флажок, который может быть утерян или сломан, что даже может привести к поломке оружия).

Проект уже успел отметиться на научно-технических конференциях: Диплом за победу в номинации «Возрождение традиций ВОЕНМЕХа» (Первая конференция участников ЦНТТС) и Диплом Первой Степени в секции «Системы вооружения и военная техника» (13ая конференция МТК).

На сегодняшний день основная задача – получить на выходе работоспособное и технологичное изделие с комплектом документации и патентным свидетельством. Тем не менее, данные работы продолжают развиваться в рамках планируемого более серьезного проекта по разработке спортивного оружия.

Библиографический список

1. Правила вида спорта «Практическая стрельба» (утв. приказом Министерства спорта РФ от 2 октября 2017 г. N 843).
2. Наставление по стрелковому делу. 7,62-мм модернизированный автомат Калашникова. Репр. воспр. изд. 1967 г. М.: Воениздат. Киров: Кировская областная типография, 2015. 176 с.
3. 'AR15' Rifle Procurement // Military Review. June 1963. Vol. 43. No. 6. P. 103.

УДК 629.78

РАЗРАБОТКА ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ ДЛЯ СПУТНИКА ТИПА «CUBESAT» В РАМКАХ ПРОЕКТА «SPACE-П»

Н. А. Соловьев, Д. М. Коновалов

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

В конце XX века бурное развитие микроэлектроники и повышенный интерес общества к темам, связанным с освоением околоземного пространства, привели к созданию нового типа микроспутников – CubeSat'ов (от сокращения английского Cube Satellite – кубический спутник). Как правило, CubeSat – объект размером 100×100×100мм, грани которого покрыты солнечными панелями, а внутри расположена полезная нагрузка. Помимо классического кубического (1U) типа бывают так же микроспутники типа 2U и 3U – 100×100×200 соответственно и 100x100x300мм соответственно. Спутники выводятся в специальных контейнерах, которые устанавливаются вместе с другой нагрузкой на обычных ракетах-носителях. Относительная дешевизна комплектующих и низкая стоимость запуска позволили стать CubeSat'ам основной платформой для развития студенческих проектов, связанных с развитием космической отрасли, по всему миру.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова как ведущий «космический» университет РФ также занимается разработкой микроспутников в рамках студенческих научных проектов. «Space-п», один из таких проектов, разработку микроспутника, оснащенного помимо всего прочего многостепенным исполнительным модулем и мехатронным модулем.

Данную задачу предполагалось решать с помощью широкого использования 3D-печати и стандартизированных узлов микроэлектроники – прежде всего сервоприводов. Перед командой разработчиков полезной нагрузки была поставлена задача по созданию полимерных конструкций, пригодных для установки во внутреннее пространство микроспутника и имеющих места установки как сервоприводов, так и выходных устройств. Ниже представлено ТЗ на требуемую полезную нагрузку:

Многостепенный исполнительный модуль предназначен для стабилизации и позиционирования оптического устройства. Структурно модуль представляет двухступенную платформу, обеспечивающую изменение углового положения выходного кинематического звена в

пределах необходимых для ориентации бортовых приборов и устройств. В основе создаваемой платформы лежит ряд двигателей, позволяющих обеспечить высокие показатели быстродействия и надежности данного модуля, особенно в условиях пониженных температур.

Технические параметры многостепенного исполнительного модуля:

- количество степеней свободы – не менее 2;
- диапазон угловых перемещений – не менее 10° ;
- точность углового положения – не менее 2° ;
- габариты – не более $70 \times 70 \times 50$ мм;
- масса – не более 300 г.

Мехатронный модуль предназначен для отработки технических решений по созданию универсальных исполнительных устройств, являющихся основой построения малогабаритных робототехнических комплексов (РТК) на базе платформы CubeSat.

Технические параметры мехатронного модуля:

- количество степеней свободы – не менее 1;
- диапазон линейных перемещений – не менее 20 мм;
- точность линейного положения – не менее 1 мм;
- габариты в сложенном состоянии – не более $50 \times 50 \times 80$ мм;
- масса – не более 300 г.

В рамках выполнения ТЗ было решено разработать подвижный стабилизированный модуль для установки видеокамеры и выдвижной модуль для установки антенны.

Разработка Многостепенного исполнительного модуля

Первоначально планировался вариант, по конструкции аналогичный камерам видеонаблюдения. Он получался самым компактным по габаритам, однако проблемы с подключением модулей вынудили отказаться от данной концепции. В качестве второго прототипа была выбрана схема, найденная на одном из сайтов. Однако у такой конструкции был существенный недостаток – при доступных комплектующих её размеры были слишком велики.

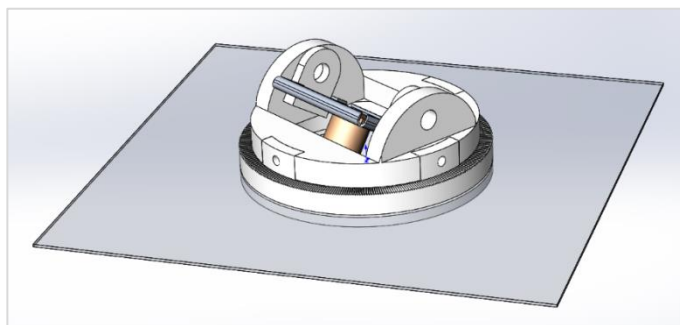


Рис. 1. Первоначальный вариант.

Оказался неудачным из-за невозможности обеспечить круговое вращение камеры (требовался кольцевой контакт, создание которого потребовало бы весьма больших работ)

После неудачных попыток опереться на аналоги, было принято решение несколько поменять саму концепцию изделия. Вместо разработки многоступенчатой (одно звено полностью зависит от второго) и синхронной (звенья работают в едином блоке) структур целью стало создание системы, в которой элементы максимально независимы друг от друга, однако их совместное действие обеспечивает перемещение выходного звена в рамках заданных параметров. Данная конструкция была успешно разработана и воплощена как в виде пластикового прототипа, так и в виде полностью готового устройства.

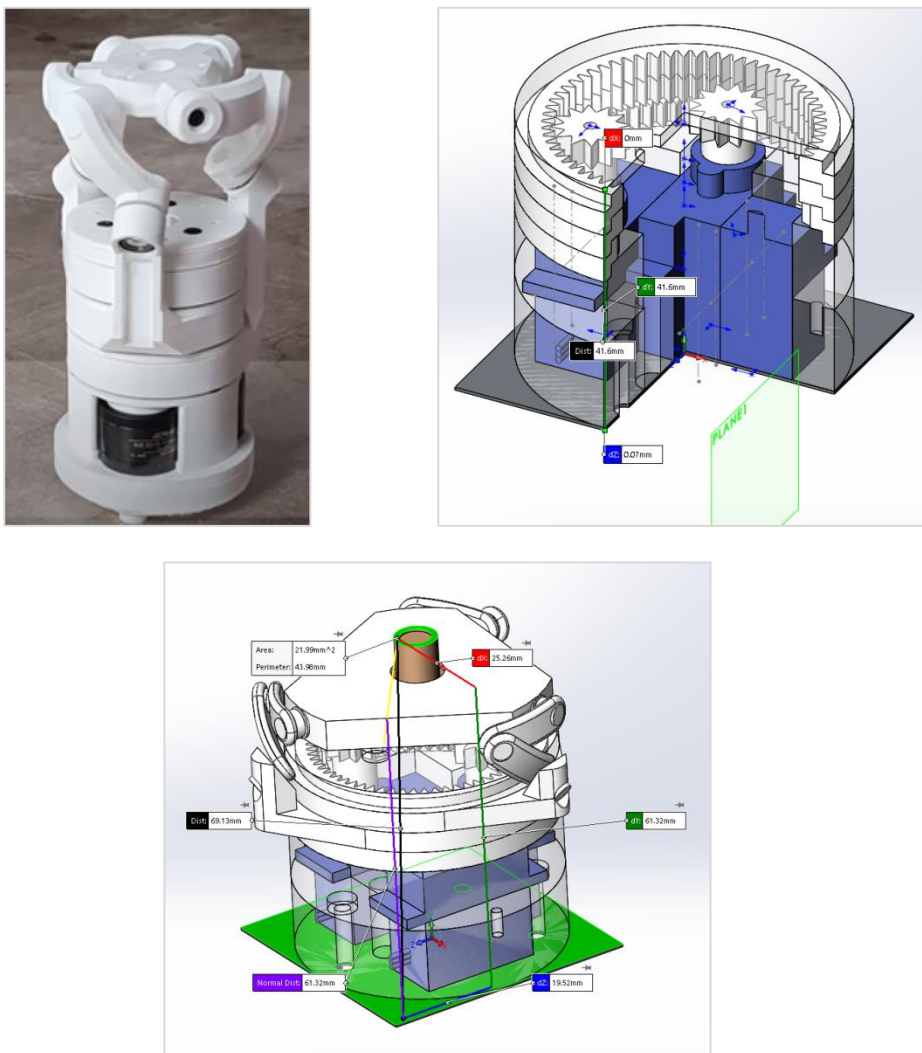


Рис.2. Реплика конструкции из Интернета.

В целом конструкция получалась весьма компактной, однако размеры сервоприводов (показаны синим) не позволили сделать её достаточно компактной для установки в спутник.

Разработка мехатронного модуля. Мехатронный модуль было решено приспособить для выдвижения какой-либо полезной нагрузки (например, передающей антенны). С самого начала разрабатывались 2 варианта – передача винт-гайка и реечная передача. Однако, необходимость использования достаточно большого электродвигателя привела к отказу от винтовой передачи.

Разработка реечной передачи не составила много труда в плане компоновки, единственной сложной задачей было проектирование рейки, удовлетворяющей поставленной задаче. Однако поставленная задача была успешно решена, и практически без конструктивных изменений модуль был воплощен в пластике.

Результат работы полностью удовлетворил команду разработчиков микроспутника. Поставленные задачи были успешно достигнуты. В настоящее время спутник и его составляющие в собранном виде прошли программу испытаний и ожидают запуска на орбиту.

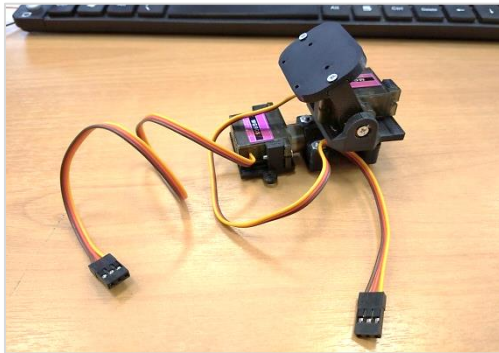
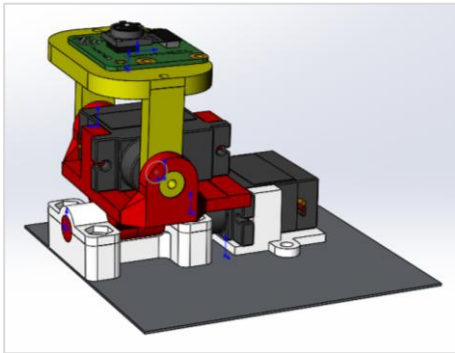


Рис.3. Полностью готовое изделие

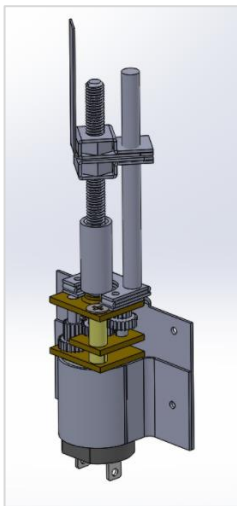


Рис. 4. Общий вид конструкции
С применением винтовой передачи

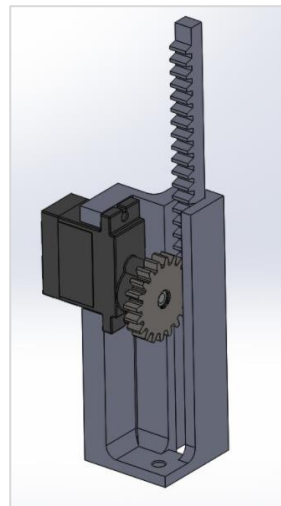


Рис.5. 3D модель модуля

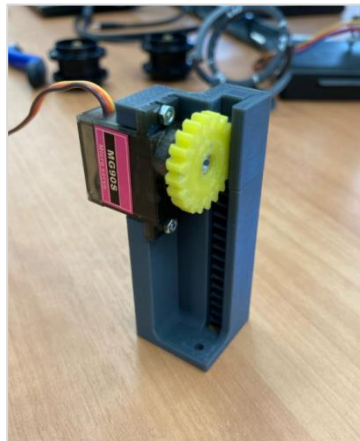


Рис. 6. Готовая передача в двух крайних положениях.

Библиографический список

1. CubeSat 101 Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers. NASA. NP-2017-10-2470-HQ
2. Храмов Д. А. // Космическая наука и технология. 2009. Т. 15. № 3. С. 20 – 31.

УДК 629.78

БПЛА КАК СРЕДСТВО ИЗУЧЕНИЯ ДРУГИХ ПЛАНЕТ. МАРСИАНСКИЙ ДРОН

В. С. Стрекопытов, А. В. Гололобов

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

18 февраля 2021 года на поверхность Марса была совершена посадка марсохода Perseverance. Вместе с ним на поверхность планеты был спущен аппарат Ingenuity – марсианский вертолёт-разведчик. Масса этого аппарата равна 1.8 кг, общая высота – 490 мм, пара его лопастных винтов расположена соосно, а диаметр лопастей составляет 1210 мм. Первый полёт Ingenuity, в ходе которого аппарат взлетел на 3 метра вертикально вверх, длился 39.1 с и был совершен 19 апреля [1, 2].

История воздухоплавания и авиации длится более 100 лет. Она воплощена в жизни и работе незаурядных мыслителей, видных ученых-исследователей и выдающихся инженеров зарубежных стран и нашего Отечества. Благодаря их труду полет самолета или вертолета для современного человека не представляется чем-то удивительным. Однако полет летательного аппарата на другой планете – это нечто новое в истории авиации. Первой вехой в этом направлении стал в 1985 году непилотируемый полет в атмосфере Венеры аэростата, входящего в состав советского аппарата «Вега-1». [3] Обращая свою мысль к теме работы, первым делом можно задаться вопросом - каковы особенности полета на другой планете? Ведь понятно, что ровно как, скажем, Марс отличается от нашей планеты, так же и марсианские летательные аппараты должны отличаться от земных. Какие из этих отличий наиболее существенные? Как это скажется на конструкции летательного аппарата? Стоит ли внимания, сил и времени работа над этим своеобразным направлением техники? Авторы работы, не претендуя на общность, попытались в первом приближении ответить на эти вопросы, для определенности остановившись на рассмотрении особенностей летательного аппарата, похожего на Ingenuity - то есть на рассмотрении особенностей марсианского вертолета (дрона).

Расстояние между Землей и Марсом не позволяет управлять исследовательскими аппаратами напрямую из-за длительности передачи сигнала. Сложность возникает с навигацией на поверхности, ведь у Марса отсутствуют спутниковые системы навигации, подобные земным. Из-за слабого магнитного поля Марса [4] на исследовательских аппаратах невозможно использование компаса. По этим причинам для марсоходов указания поступают в виде последовательности команд, по окончании выполнения которой на Землю отправляются результаты – данные о состоянии систем аппарата и его местоположении. Так же это будет работать и для марсианского БПЛА.

Как и для любого изделия космической техники, необходимым условием при проектировании марсианского БПЛА является уменьшение массы конструкции при сохранении функциональных свойств. При этом главным функциональным свойством БПЛА является способность совершить полет, который имеет свои особенности из-за различий планетарных характеристик.

Силовая конструкция должна обеспечивать достаточную подъемную силу, которая определяется соотношением

$$T = C_T S \frac{\rho(\omega R)^2}{2},$$

где S – охватываемая лопастью площадь, ρ – плотность атмосферы, ω – угловая скорость вращения лопастей, R – размер лопасти, C_T – коэффициент тяги.

Коэффициент тяги является постоянным для конкретного аппарата в конкретный момент полета и зависит от многих параметров: угла установки и количества лопастей, их формы в плане, формы профиля, скорости полета и угла атаки, крутки лопасти. В дальнейших рассуждениях мы будем считать его неизменным – можно сказать, будем рассматривать идеальный полет конкретного БПЛА вертикально вверх. Плотность марсианской атмосферы у поверхности планеты составляет около 1.6% от земной [4]. Получается, если плотность атмосферы на Марсе меньше земной примерно в 64 раза, то для достижения подъемной силы, какую аналогичный аппарат имеет на Земле, скорость вращения лопастей марсианского БПЛА должна превышать соответствующую скорость земного образца в 8 раз. Но следует также учитывать, что массы и размеры планет различны. Чтобы БПЛА взлетел вертикально вверх, подъемная сила должна уравнять силу тяжести, что математически можно выразить уравнением

$$F_T = mg = C_T S \frac{\rho(\omega R)^2}{2} \Rightarrow \omega = \sqrt{\frac{2m}{C_T S R^2} \frac{g}{\rho}}.$$

Выражение под первым знаком корня включает параметры, характеризующие сам аппарат, и они останутся неизменными и на марсианской поверхности. Выражение под вторым знаком корня включает параметры, характеризующие окружающую среду. Вычислив значение второго множителя, взяв относительные значения плотности и ускорения свободного падения, можно сказать, как должны соотноситься скорости вращения лопастей. Величина ускорения свободного падения на Марсе составляет 37% от земной [4]. Тогда, $\sqrt{0.37/0.016} = 4.7$, то есть скорость вращения лопастей марсианского БПЛА должна быть почти в пять раз больше аналогичного аппарата на Земле. Этот результат, полученный путем несложных вычислений, соответствует действительности: скорость вращения лопастей Ingenuity составляет 2400-2900 оборотов в минуту [2] против среднего значения 500 оборотов в минуту для земных БПЛА.

Подъемную силу можно увеличить с помощью увеличения линейных размеров лопастей или их количества, однако это может привести к значительному увеличению габаритных размеров всей конструкции. Исходя из предположения, что сборка конструкции будет совершена на Земле, и лишь затем будет совершена транспортировка, минимизация габаритных размеров БПЛА также становится важным условием разработки.

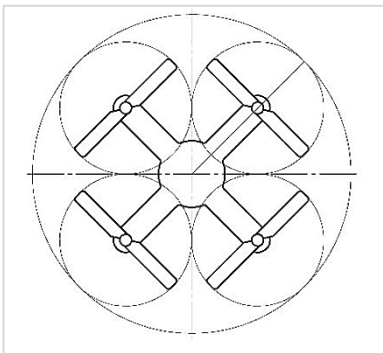


Рис. 1. Упрощенная схема квадрокоптера

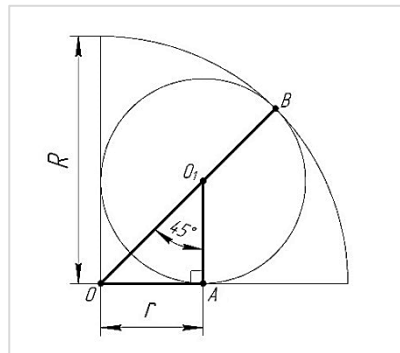


Рис. 2. Рисунок к задаче

Выбор соосной схемы расположения лопастей можно обосновать с помощью геометрической задачи, решив которую можно определить, как соотносится, при условии ограничения габаритных размеров, создаваемая тяга у альтернативных схем расположения

лопастей – «трикоптер», «квадрокоптер», «гексакоптер» или «октокоптер». Для этого мы определим, как соотносится радиус лопастей и ометаемая площадь у различных силовых схем. Рассмотрим это на примере схемы «квадрокоптер». (рис.1)

На рис. 2 величина R соответствует радиусу лопасти при выборе соосной схемы, величина r соответствует радиусу лопасти квадрокоптера. Большой радиус R представляет собой сумму малого радиуса r и гипотенузы O_1O прямоугольного треугольника O_1AO

$$R = r + r\sqrt{2} \Rightarrow r = \frac{R}{1 + \sqrt{2}} \Rightarrow \frac{r}{R} \sim 0.41.$$

Определив соотношение радиусов, несложно найти соотношение площади круга и площади сектора

$$\frac{\pi r^2}{\pi R^2/4} = 4 \left(\frac{r}{R}\right)^2 \sim 4 * (0.41)^2 = 0.6724.$$

Считая, как и раньше, коэффициент тяги неизменным и уравнивая скорость вращения лопастей найдем соотношение создаваемой тяги

$$\frac{4(r^2 * \pi r^2)}{R^2 * \pi R^2} = \left(\frac{r}{R}\right)^2 \frac{\pi r^2}{\pi R^2/4} = 0.41^2 * 0.6724 = 0.113,$$

то есть создаваемая квадрокоптером тяга составляет всего 11% от исходной. Чтобы увеличить создаваемую тягу до начального значения, скорость вращения лопастей должна быть увеличена почти в 9 раз. Вместе с этим масса конструкции увеличивается из-за добавления к ней новых элементов, что требует увеличения итоговой тяги.

Похожие рассуждения можно провести и для других силовых схем. Результаты расчетов представлены в таблице 1.

Таблица 1
Сравнение параметров силовых схем

Схема	Соотношение (с показателями аппарата с соосной схемой)				Линейная скорость конца лопасти, число Маха
	Радиусов лопастей	Ометаемой площади	Создаваемой тяги	Скорости вращения лопасти при равной тяге	
Трикоптер	0.46	0.85	0.18	5.6	0.25
Квадрокоптер	0.41	0.67	0.11	8.8	0.36
Гексакоптер	0.33	0.44	0.05	21.3	0.70
Октокоптер	0.29	0.34	0.03	35.7	1.03

При выборе любой силовой схемы придется столкнуться с задачей оптимизации тяги. Не-соосное расположение лопастей, увеличение их количества приведет к увеличению габаритных размеров конструкции, на которые мы накладываем ограничения. Следовательно, станет необходимым уменьшать размеры именно лопастей, что вызовет уменьшение тяги. Вместе с этим, масса конструкции увеличивается из-за добавления к ней новых элементов. Чтобы компенсировать все это, вращение лопастей должно происходить с большей скоростью, увеличению которой также есть предел. При решении практической задачи коэффициент тяги нельзя будет считать неизменным. И хотя все перечисленное не является уникальной задачей для инженера - найти оптимальный вариант во множестве взаимосвязанных ограничений – выбор соосной схемы можно обосновать ее простотой. Причем эта схема обязательно двухвинтовая для уравнивания реактивных моментов, возникающих при вращении винтов.

Также в конструкции аппарата необходимо учесть упругие посадочные опоры, которые обеспечат зазор между нижней частью БПЛА и неровной поверхностью, а также в случае жесткой посадки примут нагрузку на себя.

Отличаются и погодные условия на планетах. Перепады температуры на Марсе в пределах одних суток достигают более 100 кельвин.[4] Чтобы избежать нарушающих работу электрооборудования деформаций теплового расширения (сжатия) следует обеспечить нагревание внутренних частей БПЛА, например, с помощью аккумулятора в ночное время, как это реализовано у Ingenuity.[2] Таким образом, источники электроэнергии, установленные на БПЛА, должны быть достаточно эффективны для выполнения задач в течение дня и обогрев оборудования в течение всей ночи.

Важным фактором, который надо учитывать при разработке БПЛА, является сезонное изменение плотности атмосферы. Длительность и характер сезонов Марса отличаются между полушариями [5]. В северном полушарии зима короткая и умеренная, а лето длинное и прохладное. В южном полушарии ситуация обратная - короткое и теплое лето с холодной и долгой зимой. Все это сказывается на изменении плотности атмосферы. В августе 2021 года в месте расположения Perseverance плотность марсианской атмосферы падала до 1% земной. По этой причине у БПЛА должен быть определенный запас тяги, чтобы в случае сильного перепада плотности аппарат был способен совершить полет. Именно поэтому скорость вращения лопастей Ingenuity может достигать скорости 2900 оборотов в минуту.[2]

Изучение особенностей марсианской планетной среды является первым шагом при проектировании БПЛА неземного назначения. Эти особенности включают в себя, во-первых, отличия марсианской атмосферы от земной в качественном составе, в величине плотности и суточном перепаде температур. Во-вторых, различия в технической освоенности территории. Следующим шагом в работе является разработка технических решений, позволяющих БПЛА совершить полет в условиях неземной атмосферы - решений, компенсирующих выявленные особенности планетной среды. Третий шаг - создание прототипа аппарата и его экспериментальные испытания, в том числе симуляция работы в условиях марсианской планетной среды.

Из-за удаленности и разнице в технической освоенной территории марсианский дрон является не только беспилотным летательным аппаратом, но и в каком-то смысле автоматизированным, так как его управление должно совершаться удаленно с помощью посылаемой до начала полета последовательности команд. При ограничениях, накладываемых на массу и габаритные размеры БПЛА, наибольшей тягой обладает конструкция с соосной схемой расположения лопастей. При этом самым простым решением, позволяющим компенсировать малую плотность марсианской атмосферы, является увеличение скорости вращения лопастей – примерно в пять раз. Вместе с этим следует предусмотреть определенный запас тяги у аппарата для компенсации перепадов давления в атмосфере. Источники электроэнергии, установленные на БПЛА, должны быть достаточно эффективны для выполнения задач в течение дня и обогрев оборудования в течение всей ночи, чтобы нивелировать потенциальный вред от суточного перепада температуры.

На Земле БПЛА используют в геодезии и картографии, кинематографе и видеосъемке, на производствах. На Марсе, который отдален от нашей планеты на миллионы километров, где возможности перемещения марсоходов ограничены, БПЛА могут использоваться в разведывательных, исследовательских и транспортировочных целях. Не исключено, что в будущем такие аппараты станут постоянными спутниками космонавтов-исследователей, помогая им в изучении новых планетных миров. Вот почему создание БПЛА неземного назначения - новая и актуальная научно-техническая задача.

Библиографический список

1. mars.nasa.gov. [Электронный ресурс] . URL: <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/> (дата обращения: 30.09.2021).
2. J. Balaram, Mars Helicopter Technology Demonstrator // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2018.

3. Страница в архиве, посвященная АМС «Вега» на сайте НПО им. Лавочкина // www.laspacespace.ru. [Электронный ресурс]. URL: <https://web.archive.org/web/20140502061926/http://www.laspacespace.ru/rus/vega.php/> (дата обращения: 12.10.2021).

4. Маров М. Я. Планеты Солнечной системы. М.: Наука, 1986. 320 с.

5. Бронштэн В. А. Планеты и их наблюдение. М.: Наука, 1979. 240 с.

УДК 681.518

РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСА УСТРОЙСТВ ДЛЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

В. В. Уткин, О. А. Мальцева, О. И. Голованских, С. С. Лапшин

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Ракета-носитель измерительного оборудования (РНИО) «РН-Д2» – сверхлёгкая блочно-модульная неуправляемая твёрдотопливная одноступенчатая ракета вертикального старта. Данный летательный аппарат был создан для выведения атмосферных зондов массой до 1 кг на высоту до 2,5 км за 22 секунды [1].

Для ракеты-носителя (РН) была разработана и изготовлена специальная плата для управления и сбора данных. На плате устанавливаются:

- микроконтроллер Espressif ESP32;
- датчик ориентации и ускорений Bosh BNO-055;
- температурный датчик Sensirion SHT-31;
- барометр Bosh BMP-388;
- GPS приемник Ublox NEO-8M.

Главным критерием выбора комплектующих устройств являлась скорость сбора данных с датчиков.

Вся полученная летательным аппаратом информация передается по Wi-Fi. Для надёжности на плату в качестве дублирующего устройства записи данных установлена SD-карта.

Разработка платы выполнялась в 2 этапа: изготовление экспериментального образца (рис. 1) и изготовление итогового полетного образца (рис. 2).

Изготовление полётного образца происходило после проверки работоспособности экспериментального на пробном пуске малогабаритного макета ракеты на малую высоту.

Кроме того, весной 2021 года были проведены первые тесты «РН-Д2», в том числе и её запуск, состоявшийся осенью 2021 года на полигоне Каменеве на российском чемпионате проекта «Воздушно-инженерная школа» – CanSat. Подготовка к запуску прошла в штатном режиме. Полёт прошёл штатно, что подтвердило работоспособность итогового полетного образца платы [2].

Для передачи данных используется внутренний Wi-Fi-передатчик микроконтроллера и Semtech SX1278. Первый осуществляет быструю передачу данных с датчиков на наземную станцию и обработку команд на готовность к запуску. Второй предназначается для поиска РН, поэтому он настроен на периодическую передачу GPS координат на низкой скорости для повышения вероятности приема сигнала. На тестовом запуске «РН-Д2» с помощью полученных координат GPS была построена траектория полёта РНИО. Графическое изображение траектории на карте представлено на рис.3.

Прием телеметрии осуществляется на направленную антенну, подключенную к Wi-Fi роутеру, к которому в свою очередь подключается компьютер. В процессе полета наводчик направляет антенну в сторону ракеты. По Wi-Fi передаются UDP пакеты с данными датчиков, которые записываются и выводятся на дисплей компьютера в режиме реального времени.

Такое резервирование предусмотрено на случай отказа записи на SD карту или потери ракеты-носителя в результате аварии.

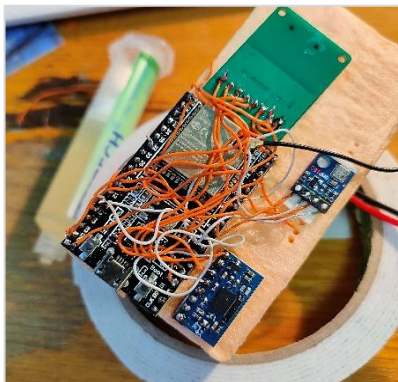


Рис. 1. Экспериментальный образец платы

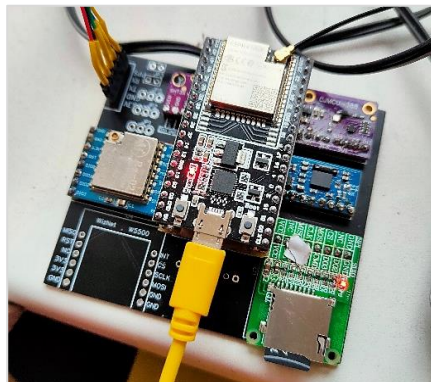


Рис. 2. Полётный образец платы



Рис. 3. Траектория полёта ракеты-носителя.

Момент выпуска парашюта (необходимого для спасения РН) определяется на основе показаний акселерометра и значения барометрической высоты. Барометрический датчик отслеживает уменьшение прироста высоты до меньших значений в точке апогея. Датчик акселерометра запускает таймер ожидаемого времени окончания полёта при детектировании сильного толчка от запуска двигателя. Время заранее рассчитывается в специальной программе, написанной в MATLAB.

Решение об использовании двух критериев для определения момента отстрела парашюта было принято в целях снижения вероятности единичных отказов устройства.

Поиск ракеты-носителя осуществляется по последним принятым координатам с применением портативного приемника GPS координат от модуля SX1278. При тестовых пусках точные координаты были приняты на расстоянии 150 метров от РНИО. Такое небольшое расстояние приема было обусловлено тем, что ракета после приземления лежала на передающей антенне.

РНИО «РН-Д2» запускается дистанционно с использованием специально разработанного стартового стола. К последнему прикрепляется отдельно разработанное для осуществления дистанционного запуска РН устройство.



Рис. 4. Устройство для осуществления дистанционного запуска

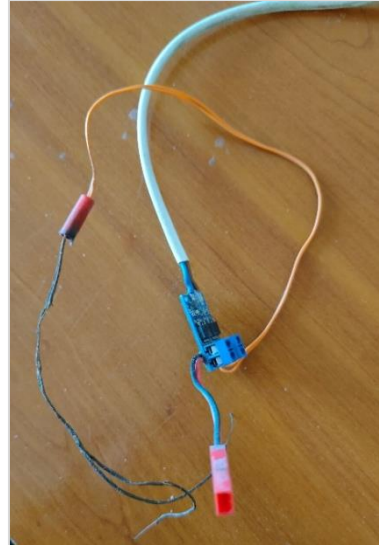


Рис. 5. MOSFET ключ для поджигания твёрдотопливного двигателя

Для реализации дистанционного запуска используется готовая отладочная плата ESP8266, подключенная к MOSFET ключу (рис.5). Такое решение позволяет, используя часть программного кода ракеты-носителя, осуществить ее пуск в короткий срок.

Для записи данных с трубки Пито (рис. 6) отдельно было создано устройство, размещаемое в обтекателе. Оно включает в себя трубку Пито, цифровой датчик разницы давлений и высоко интегрированный микроконтроллер A9G с аккумулятором и SD картой. Такое небольшое количество компонентов позволило, не создавая отдельную плату, объединить их в одном обтекателе, независимо от основного блока электроники. Устройство регистрирует данные воздушной скорости, синхронизированные со временем [3].



Рис. 6. Трубка Пито

За всё время было проведено три тестовых запуска РНИО «РН-Д2». В целом оборудование отработало штатно, однако крепление SD карты оказалось ненадежно собранным, что повлекло за собой проблемы в записи данных. Для следующих версий ракеты-носителя «РН-Д2» будет изготовлена новая плата с учётом всех недочетов.

Библиографический список

1. Мальцева О. А., Юденков В. Э., Голованских О. И. Проектирование сверхлёгкой ракеты-носителя измерительного оборудования «РН-Д1» // Сб. тезисов работ ММНК «LVII Гагаринские чтения 2021». М.: Издательство «Перо», 2021.
2. Мальцева О. А., Юденков В. Э., Голованских О. И., Митько А. Ф. Модернизация ракетного носителя измерительного оборудования // Молодежь. Техника. Космос: труды XIII ММНТК. В 2 т. Т. 1. СПб: БГТУ «Военмех», 2021. 372 с.
3. Трубка Пито – набор для датчика воздушной скорости [Электронный ресурс] // Fpv Community Ru; <http://fpv-community.ru/store/product/459-trubka-pito-nabor-dlya-datchika-vozdushnoy-skorosti/> (дата обращения: 13.12.2021).

УДК: 629.78.048.4:57

ПРОЕКТ КОСМИЧЕСКОЙ ОРАНЖЕРЕИ «ЭКОРУМ»

А. А. Хасин, А. Ю. Бойко, А. Н. Кудрицкий, И. Б. Николаев

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Введение. Освоение дальнего космоса в наши дни вновь стало актуальной задачей как для различных стран, так и для частных компаний. Очевидно, что частный орбитальный туризм является перспективным направлением, хоть на данный момент и не получил широкого распространения. В этих условиях создание космической оранжереи становится перспективной задачей.

При нынешней архитектуре миссий обеспечение продовольствием космонавтов вдали от Земли требует значительного количества рейсов для пополнения запасов. Поэтому мы решили представить, как могла бы выглядеть орбитальная оранжерея.

Начальные установки. Наша команда попробовала создать концепт роботизированной космической оранжереи. На начальном этапе мы определились с тем, что будем создавать проект отдельного модуля, так как это дает больше возможностей и позволяет сделать систему более гибкой. При этом основные элементы модуля можно будет использовать отдельно, как самостоятельные агрегаты и комплексы. Следующим принятым решением было создание модуля для орбитальных станций и межпланетных кораблей. Это более амбициозная задача, и ее реализация открывает возможности и для создания планетарной модели оранжереи, и позволяет провести предварительную обкатку данной системы на орбите Земли без излишних рисков.

Общая конструкция. Опираясь на исследования [6] мы выбрали трансформируемый модуль РКК «Энергия» [1]. На его основе и проводилось проектирование оранжереи.

Модуль будет изолирован от остальной станции воздушными шлюзами, так как в модуле поддерживается более высокая температура, чем на станции.

В центральном жёстком модуле будут расположены все необходимые системы для функционирования оранжереи: система терморегуляции, система воздушных насосов, система фильтрации воды, система фильтрации воздуха, система контроля освещения и др.

На самом жестком основании отсека будут закреплены рельсы для передвижения манипулятора по нему. Манипулятор будет проводить переустановку осветительных приборов, внешний осмотр растений и перемещение боксов по всей оранжереи. Боксы же служат изолированными объемами для создания нужных условий для каждого вида растений и изоляции микрофлоры этих растений от внутренней атмосферы станции. Каждый бокс будет крепиться

к направляющим, установленным вдоль стен модуля. Также по стенам будут проведены все системы для функционирования боксов, – вентиляция, водоснабжение и энергоснабжение.

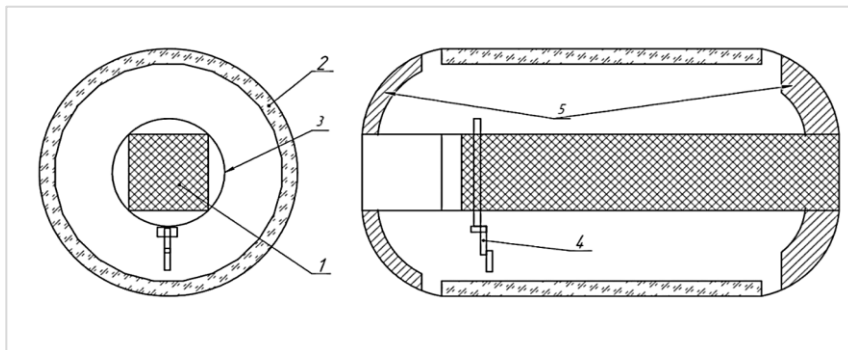


Рис. 1. Вид спереди и сбоку в разрезе
1 – центральный жесткий отсек, 2 – расположение боксов, 3 – кольцо, 4 – манипулятор, 5 – место для расположения грузов

Сам бокс будет состоять из нескольких элементов, таких как поддон, в котором будут установлены ручка для ручного переноса и подключения бокса со встроенным разъемом для захвата манипулятором, магнитные крепления для установки на направляющие и разъемы для подключения, вентиляции, водоснабжения и информационных каналов для работы датчиков. Также в самом боксе будет стоять специальная емкость для минеральных удобрений и система распыления на корневую систему питательной взвеси. Купол бокса будет состоять из прозрачной жесткой пластины и гибкого рукава. Через пластину будет происходить осыщение растений, а рукав будет герметично соединяться с поддоном и обеспечивать изоляцию внутреннего (пространства) объема от внешней среды.



Рис. 2. Кинематическая схема манипулятора

Отсек для операций с боксами. В данном отсеке будет производиться частичная разборка боксов для работы с растениями и сбора урожая, а также – посадки семян. Отсек изолируется на время работы от остального объема оранжереи, чтобы не загрязнять его частичками грунта или растений. В отсеке скорее всего будет встроенные два небольших манипулятора, или столько сколько будет необходимо.

Манипулятор. Манипулятор – главная часть автоматизации космической оранжереи, призванная избавить персонал от необходимости постоянного ухода за растениями на космической станции.

Кинематика манипулятора включает в себя 4 вращательных и 1 линейное звено. Последнее служит для более точного выполнения операции извлечения бокса из шкафа. Само устройство располагается на круговой рельсе, которая, в свою очередь, может перемещаться по оси основания модуля. Особенностью манипулятора является сменный хват, который легко устанавливается на последнее звено устройства.

Привода каждого из звеньев содержат в себе синхронный двигатель на постоянных магнитах, редуктор, а также плату управления на основе микроконтроллера фирмы «Миландр». Манипулятор по CAN – шине подключается к компьютеру и управляется с него.

Программное обеспечение. Немаловажным является программное обеспечение модуля, которое, основываясь на располагаемых ресурсах, а также предыдущих и оперативных результатах роста растений, автоматически вырабатывает план действий для обеспечения необходимого уровня производства в соответствии с пожеланиями космонавтов.

Планируется разработка нейросети, которая будет выполнять анализ состояния растения по данным с камер, установленных на манипуляторе.

Система освещения. Система освещения является одной из самых сложных систем во всех проектах космических оранжерей. Мы решили использовать светодиодное освещение и сейчас изучаем, какие диапазоны будут оптимальными. Немаловажно будет учесть изменение свойств света при прохождении верхней пластины купола бокса.

Также немаловажно будет обеспечить терморегуляцию всего комплекса, где основной вклад в нагревание будут вносить осветительные приборы. За их счет мы планируем поддерживать повышенную температуру в боксах (около 28 – 30°C).

Выводы. Наш проект находится на начальных этапах разработки, в конечном счете мы хотим провести приближенное к реальности компьютерное моделирование работы данной оранжереи и получить знания и опыт в сферах создания ИИ, сложных комплексов, выращивания растений в замкнутых условиях и при ограниченных ресурсах.

Библиографический список

1. *Хамиц И. И., Филиппов И. М., Бурьлов Л. С., Медведев Н. Г., Чернецова А. А., Зарубин В. С., Фельдштейн В. А., Буслов Е. П., Ли А. А., Горбунов Ю. В.* Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.energia.ru/ktt/archive/2016/02-2016/02-03.pdf> (дата обращения: 19.10.2021).

2. *Гуцин В. И., Швед Д. М., Левинских М. А., Виноходова А. Г., Сигалова О. Б., Смолевский А. Е.* Экопсихологические исследования в условиях 520-суточной изоляции. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=21763898> (дата обращения: 19.10.2021).

3. *Беркович Ю. А., Смолянина С. О., Железняков А. Г., Гузенберг А. С.* Перспективы применения космических оранжерей в комплексе систем жизнеобеспечения космонавтов в условиях лунной орбитальной станции, лунной базы и межпланетных транспортных кораблей. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=38486154> (дата обращения: 19.10.2021).

4. *Conrad Zeidler, Vincent Vrakking, Matthew Bamsey, Lucie Poulet, Paul Zabel, Daniel Schubert, Christel Paille, Erik Mazzoleni, Nico Domurath.* Greenhouse Module for Space System: A Lunar Greenhouse Design [Электронный ресурс] // URL: https://vk.com/doc273927229_612321306?hash=cc2e20d69611b656a5&dl=b26a25cce8bd585a88 (дата обращения: 19.10.2021).

УДК 629.735.33

БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ «ЛЕТАЮЩАЯ ЛАБОРАТОРИЯ»

В. Э. Юденков, В. К. Лебитков, Д. В. Балакшина

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

При создании малоразмерных БПЛА существует проблема, связанная с отсутствием необходимых данных о характеристиках микро воздушно-реактивных двигателей (мВРД), например – высотная и тяговая характеристика двигателя. Основываясь на этих параметрах (характеристиках) силовой установки, можно улучшить основные характеристики БПЛА, а именно: максимальную дальность полета и практический потолок полета летательного аппарата.

Однако, не только высотная характеристика является важным параметром, на который следует опираться при проектировании. Также, необходимо знать, какие напряжения возникают в силовой конструкции БПЛА при воздействии на него нагрузок от набегающего потока.

Последующий анализ этих данных позволяет выявить особо опасные места в конструкции усилить их.

Для снятия высотной и тяговой характеристики микро ВРД, а также осуществления измерения напряжений в силовой конструкции БПЛА, необходимо создать малоразмерный БПЛА, в который будет встроен комплекс измерительного оборудования, состоящий из датчиков и записывающего устройства, объединённых системой единого времени.

Для анализа высотной и скоростной характеристики ВРД необходимо в ходе полета измерять следующие характеристики, а именно:

- тягу двигателя;
- расход топлива;
- скорость БПЛА;
- высоту полета БПЛА.

Для решения задачи по измерению тяги двигателя, его необходимо закрепить на направляющих, тем самым придав двигателю одну степень свободы по продольной оси самолета, и осуществить упор подвижных кареток в тензодатчики модели 1 НМ [1]. Возникающее от силовой установки усилие передается на тензометрические датчики, выходящий сигнал с которых и показывает тягу, развиваемую силовой установкой.

Измерения расхода топлива в магистрали подачи будет осуществляться датчиком расхода топлива МОЮ MJ-HZ06K [2]. Данный датчик дает возможность измерить расход топлива на любом режиме работы двигателя, так его диапазон измерений полностью перекрывает диапазон изменения массового расхода топлива на любом режиме работы двигателя. Вкупе с полученными данными о тяге, развиваемой силовой установкой, можно качественно проанализировать её характеристики.

Для того, чтобы провести оценку изменений параметров двигателя или силовой конструкции БПЛА, необходимо их соотнести с параметрами полета в данный момент.

Для оценки параметров полета БПЛА необходимо измерять следующие данные с датчиков:

- скорость относительно воздушного потока;
- угол атаки БПЛА;
- высота полета;
- перегрузка (G) действующая на БПЛА.

Для измерения скорости набегающего потока будет использован датчик воздушной скорости Hobbywower MPXV7002DP [3]. Работа датчика основана на принципе работы трубки Пито-Прандтля и измеряет полное и статическое давление, по разнице которых и определяется воздушная скорость летательного аппарата.

Для измерения высоты, угла атаки и перегрузок выбран десятиосный датчик положения GY-91 [4]. На данной плате расположен барометр BMP-280 [5] – датчик давления, который и является высотомером, а также микросхема MPU-9250 [6] которая включает в себя магнитометр, гироскоп и акселерометр. Трехосевой гироскоп в связке с трехосевым магнитометром позволяют измерить угол атаки, а акселерометр измеряет ускорения (перегрузки) по трем осям.

Для анализа состояния силовой конструкции летательного аппарата в ходе полета, необходимо предварительно определить места максимальных напряжений в балках силовой конструкции. Так как в крыле основную нагрузку несет балка – лонжерон, места установки тензодатчиков на ней выбирались на основании проведенного прочностного расчета. Для нее место возникновения максимальных напряжений находится в области стыковки консоли крыла к фюзеляжу, а для хвостовой балки – в области ее крепления к фюзеляжу. Данные элементы являются наиболее напряженными в силовой конструкции, поэтому устанавливать датчики необходимо именно в эти места. Для измерения напряжений в основной балке крыла и в хвостовой балке, выбраны резистивные датчики давления (тензодатчик, тензорезистор) BF350. Основываясь на данных, получаемых с датчиков в ходе полета, можно, при необходимости, провести модернизацию силовой конструкции БПЛА.

Основываясь на задачи, поставленные при разработке интегрированного измерительного комплекса, был определен его облик и выбраны необходимые датчики и оборудование.

Библиографический список

1. Тензодатчик Zemic 1HM. [Электронный ресурс]. URL: <https://atmaplus.com/tenzodatchik-zemic-1hm.html> (дата обращения – 17.02.2021).
2. Датчик расхода MOJO MJ-HZ06K. [Электронный ресурс]. URL: <http://mojo-sensor.com/store/index.php/flowmeter/instubation/mj-hz06k-flow-sensor.html> (дата обращения – 17.02.2021).
3. Датчик воздушной скорости Hobbypower MPXV7002DP. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nxp.com/docs/en/data-sheet/MPXV7002.pdf> (дата обращения – 17.02.2021).
4. Десятиосный датчик положения GY-91. [Электронный ресурс]. URL: <https://github.com/ricardozaigo/GY91-MPU9250-BMP280/blob/master/Datasheet/ak8963c-datasheet.pdf> (дата обращения – 17.02.2021).
5. Барометр BMP-280. [Электронный ресурс]. URL: <https://datasheetspdf.com/pdf/1389332/Bosch/BMP280/1> (дата обращения – 17.02.2021).
6. Микросхема MPU-9250 [Электронный ресурс]. URL: <https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/PS-MPU-9250A-01-v1.1.pdf> (дата обращения – 17.02.2021).

УДК 629.734.4

АВТОНОМНЫЙ РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ С РЕАКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ ЗАПУСКА

**Н. С. Юзов, П. Г. Дмитриев, С. В. Косовский, М. Ю. Леденцов, Д. Д. Лаптев,
А. С. Матвеев, А. А. Тихомиров**

Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

БПЛА – летательный аппарат без экипажа на борту.

БПЛА могут обладать разной степенью автономности – от управляемых дистанционно до полностью автоматических, а также различаться по конструкции, назначению и множеству других параметров. Управление БПЛА может осуществляться эпизодической подачей команд или непрерывно — в последнем случае БПЛА называют дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом (ДПЛА). БПЛА могут решать разведывательные задачи (на сегодня это основное их предназначение), применяться для нанесения ударов по наземным и морским целям, перехвата воздушных целей, осуществлять постановку радиопомех, управления огнём и целеуказания, ретрансляции сообщений и данных, доставки грузов.

Основным преимуществом БПЛА является существенно меньшая стоимость их создания и эксплуатации (при условии равной эффективности выполнения поставленных задач) — по экспертным оценкам боевые БПЛА верхнего диапазона сложности стоят от \$5 – 6 млн., в то время как стоимость пилотируемого истребителя –бомбардировщика F-35 составляет около \$100 млн. (плюс существенные затраты на обучение пилота). Важным фактором является то, что оператор боевого БПЛА не рискует своей жизнью, в отличие от пилота боевого самолёта [1].

Рабочее название проекта – Стервятник. Проект представляет из себя ракету-носитель и полезную нагрузку в виде планера со системой складных крыльев, который будет размещаться внутри ракеты-носителя.

Многие современные разведывательные БПЛА имеют ряд недостатков [1]:

- наличие двигателей (их можно обнаружить по звуку).
- некоторые БПЛА имеют довольно крупные размеры, из-за чего их зачастую можно увидеть не только издалека, но и с помощью локаторов.
- так же абсолютное большинство БПЛА не являются автономными. То есть они требуют постоянного дистанционного управления, что подразумевает под собой наличие на борту БПЛА всякого рода передатчиков, из-за которых планер тоже можно будет обнаружить локаторами.
- современные БПЛА чувствительны к системам радиоэлектронной борьбы. Полная автономность «Стервятника» и полет в режиме радиомолчания позволят избежать применения систем РЭБ.

Тем временем «Стервятник» будет обладать следующим рядом преимуществ:

- разрабатываемый БПЛА является планером. Он бесшумный. Поэтому незаметно может исследовать территории врага.
- в отличие от других БПЛА, «Стервятник» является автономным. Поэтому он не будет иметь никаких передатчиков, что делает его неуязвимым для радиоэлектронного оружия.

Как будет осуществляться раскладывание крыльев. Как уже говорилось раньше, планер будет подниматься на определенную высоту благодаря ракетоносителю, после чего будут раскладываться крылья. Расправление крыльев будет осуществляться благодаря системе пружин. Для фиксации крыльев на каждое крыло будет установлен стопорный механизм.

Пружинный механизм состоит из двух несущих колец, к которым прикреплены крылья, двух пружин и центрального опорного тела (неподвижная часть фюзеляжа), которое служит опорой для разворота крыльев. В сложенном состоянии пружины сжаты, ожидая момента снятия некоего удерживающего элемента, а фиксирующие стопора для крыльев находятся в сложенном состоянии. Когда удерживающий элемент удаляется, пружины начинают разжиматься, разворачивая крылья на 90 градусов, относительно изначального положения. При достижении конечного положения, стопорные механизмы начинают удерживать кольца, не позволяя обратного движения крыла под воздействием скоростного напора.

Как «Стервятник» будет осуществлять свой полет. После отделения реактивной ступени (РС) от БПЛА, РС выпускает парашютную систему и, в последующем, может использоваться заново. Сам БПЛА раскладывает крылья и начинает планировать [2], изменяя направление своего движения по заданной ранее программе.

Программа полета предусматривает пролет над некоторой территорией и возвращение БПЛА в точку запуска. Для посадки не требуется взлётно-посадочная полоса, т.к. в «Стервятник» встроена парашютная система. Для снятия разведанных, снятых во время полёта, необходимо будет просто извлечь флэш-накопитель, на котором будет храниться информация.

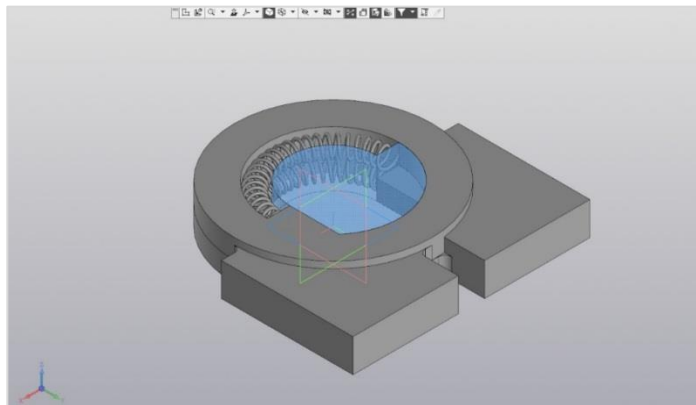


Рис. 1. Пружинный механизм в сложенном виде

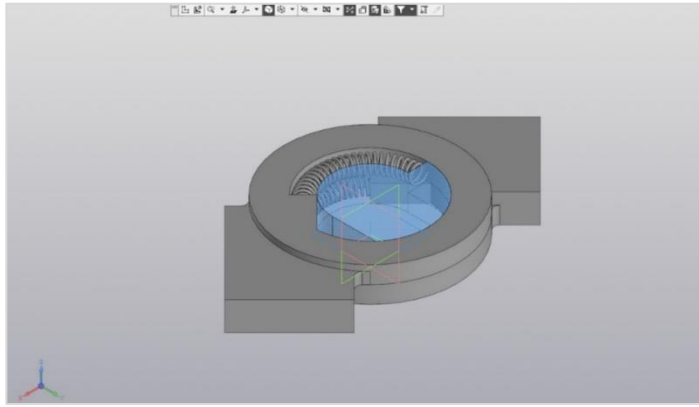


Рис. 2. Пружинный механизм в момент раскладывания

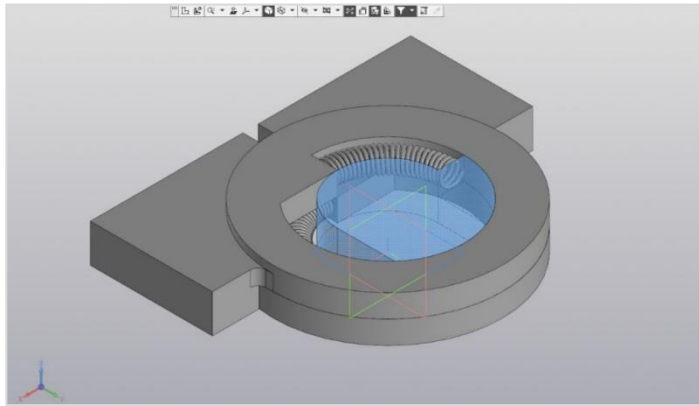


Рис. 3. Пружинный механизм в полностью разложенном виде



Рис. 4. Планер с раскрытыми крыльями, вид спереди

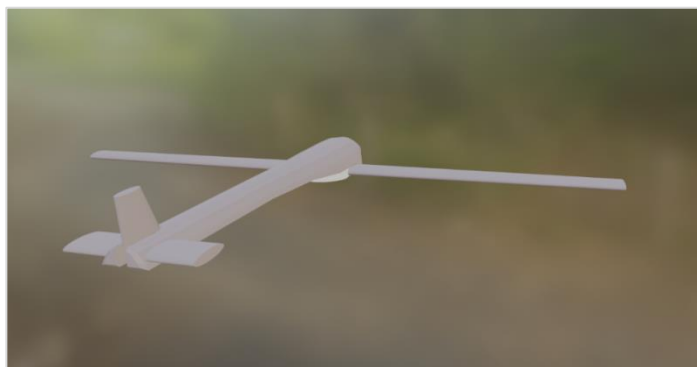


Рис. 5. Планер с раскрытыми крыльями, вид сзади

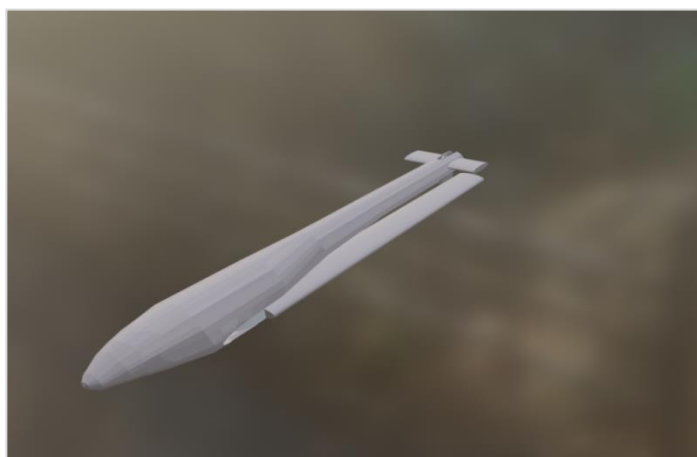


Рис. 6. Планер с закрытыми крыльями, вид спереди



Рис. 7. Планер с закрытыми крыльями, вид сзади

Библиографический список

1. *Афонин П. М., Голубев И. С.* и др. Беспилотные летательные аппараты. М.: Машиностроение, 1967. 439 с.
2. *Шереметев Б. Н.* Планеры. 1959. 220 с.

УДК 37.0 + 629.7.

КОСМИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ В КИРОВЕ: ОПЫТ РАБОТЫ С МОЛОДЁЖЬЮ В МУЗЕЕ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО, АВИАЦИИ И КОСМОНАВТИКИ

С. В. Шумайлова, Т. И. Зубарева, Л. В. Семёновых

КОГБУК «Музей К. Э. Циолковского, авиации и космонавтики»

Музей К. Э. Циолковского, авиации и космонавтики открылся в Кирове весной 1988 г. по инициативе нашего земляка лётчика-космонавта, дважды Героя Советского Союза В. П. Савиных, поскольку именно здесь во второй половине XIX века прошли детские и юношеские годы основоположника теоретической космонавтики, когда К. Э. Циолковский учился, начинал мастерить, делал свои первые открытия.

Память об этом блистательном учёном, человеке, опередившем время, безусловно, должна быть сохранена в нашем городе. Однако Кировская область является родиной и других знаменитых учёных и разработчиков космической техники. Наши современники: Н. А. Тестоедов, генеральный директор АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва», А. Н. Перминов, заместитель генерального директора по работам в области прогнозного аэрокосмического мониторинга АО «Российские космические системы», Б. М. Шустов, научный руководитель Института астрономии РАН, Б. В. Чернятьев, конструктор космической техники, А. А. Смоленцев, главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок РКК «Энергия» им. С. П. Королёва, О. В. Блинов, начальник отделения по созданию комплексных тренажеров перспективных транспортных кораблей Центра подготовки космонавтов им. Ю. А. Гагарина, — внесли и продолжают вносить весомый вклад в развитие космонавтики, а также принимают самое активное участие в жизни Музея.

Поначалу это был классический музей с постоянной экспозицией, освещающей две большие темы: жизнь и деятельность К. Э. Циолковского в Вятке и вклад кировчан в освоение космоса. Среди экспонатов, вызывающих огромный интерес посетителей, особенно выделялись снаряжение космонавтов, космическая пища, инструменты для работы в невесомости, центральный пост управления орбитальной станции «Салют» и спускаемый аппарат космического корабля «Союз Т-2».

Согласно законодательству РФ [1] целями существования музеев, помимо очевидных — хранения и публикации музейных предметов, являются также осуществление просветительной, научно-исследовательской и образовательной деятельности. Почему это так важно именно сейчас? Учёные-социологи на основе представительной выборки [4] делают вывод о в целом здоровой системе ценностей современной молодёжи. Молодые люди настроены на заботу о ближних, стремятся строить крепкие дружеские и партнёрские отношения, уважительно и терпимо относятся к окружающим, думают о своём здоровье. Однако те же исследователи указывают на удивительный провал в знаниях о мире профессий у школьников и студентов, инфантилизм в вопросах, касающихся построения своей образовательной траектории, неумение соизмерять свои желания и возможности, что сулит значительные проблемы не только молодёжи, но и обществу в целом. Смягчению указанных противоречий должно способствовать вовлечение молодёжи в жизнь нашего учреждения, участие в различных его проектах и мероприятиях.

С самого начала существования Музея особый упор в его работе делался на нравственно-патриотическое воспитание. Для посетителей проводились обзорные и тематические экскурсии, показы научно-популярных фильмов, устраивались творческие конкурсы и интеллектуальные игры. Особо стоит отметить организацию встреч кировчан в Музее с космонавтами, учёными, разработчиками космической техники, ветеранами отрасли. На встречах говорили о творческом наследии К. Э. Циолковского, обсуждали историю космонавтики, перспективы и развитие отечественных и мировых космических технологий. Свободное общение посетителей с непосредственными участниками событий закономерно стимулировало у молодёжи интерес к техническому образованию в целом и космонавтике в частности.

В сентябре 1988 г. в музее прошёл краеведческий четверг [3], на котором В. П. Савиных выступил с инициативой о проведении в Кирове Циолковских чтений, аналогичных тем, которые устраивались в Калуге для учёных. Решено было организовать мероприятие для школьников и юношества, идея опиралась на то, что увлечённой космонавтикой молодёжи из области будет проще приехать в Киров, нежели, например, в Москву. Первые областные Молодёжные Циолковские чтения прошли в 1989 г., а последующие стали устраиваться раз в два года и вскоре приобрели всероссийский статус: за 30 лет в них приняло участие свыше четырёх тысяч школьников и студентов из многих регионов страны.

Тематика чтений постоянно расширялась. К традиционным секциям «Исследование космического пространства», «Аэрокосмическое моделирование и макетирование», «Космическая техника и технология» постепенно прибавились «Космос: медицина и экология», «Философия космизма», «Географические информационные технологии и дистанционное зондирование Земли» и другие. До 2018 г. Музей К. Э. Циолковского, авиации и космонавтики располагал весьма скромным по размерам зданием, поэтому по мере увеличения числа участников Молодёжные Циолковские чтения в разные годы проводились на площадках библиотеки им. А. И. Герцена, Вятского государственного гуманитарного университета, средней общеобразовательной школы №10 г. Кирова.

Миссией Молодёжных Циолковских чтений является: содействие развитию у молодёжи интереса к исследованию космоса, к ракетно-космической технике, авиации, к изучению истории данных отраслей; выявление и поддержка талантливой молодежи, развитие ее познавательной активности; создание условий для ранней профориентации подрастающего поколения. Конкурс научных работ проходит в два тура (заочный и очный), участники разделены на возрастные категории, среди проверяющих работы экспертов — видные учёные, представители ракетно-космической отрасли РФ. Многие участники чтений впоследствии выбрали обучение в технических вузах и инженерную деятельность, в том числе в космической сфере. Примечателен в этом смысле руководитель направления центров обработки данных и средств вычислительной техники «Аспект СПб» А. Ю. Вепрёв — участник и лауреат самых первых Молодёжных Циолковских чтений. Ещё с детства он мечтал о космосе, был экскурсоводом музея в школе №10 им. К. Э. Циолковского, а после окончания института принял самое активное участие в жизни Музея, в том числе, в разработке концепции современного планетария.

В 2011 г. наш город с рабочим визитом посетил в то время премьер-министр Российской Федерации В. В. Путин, на встрече с которым В. П. Савиных рассказал, что К. Э. Циолковский учился в Вятке, что дети здесь активно интересуются космонавтикой, что городу и всему региону нужен современный космический центр. К этому времени Музей накопил солидную методологическую базу по просветительской работе с посетителями разного возраста, музейная коллекция разрослась, возникла острая необходимость в расширении музейных площадей. В результате принятых на самом высоком уровне решений, в марте 2018 г. в Кирове открылся Детский космический центр, которому позднее заслуженно было присвоено имя Виктора Петровича Савиных. В ноябре 2019 г. здесь прошли XV Молодёжные Циолковские чтения.

Сегодня Детский космический центр — многофункциональный культурный объект и уникальное место реализации космического образования. Традиционная экспозиция истори-

ческого здания Музея и новые залы Космического центра укладываются в логику «прошлое – настоящее – будущее», что демонстрирует посетителям целостную картину развития отечественной и мировой космонавтики.

В Центре работает зал «Астрофизические явления», оборудованный интерактивными экспонатами и лабораторией для проведения физических и химических опытов, без чего современный музей технической направленности был бы неполноценным. В зале «Виртуальная космонавтика» имеются уникальные тренажёры (аналогичные тем, на которых обучаются настоящие космонавты), позволяющие посетителям получить первичные навыки управления космическим кораблём «Союз ТМА», изучить компоновку Международной космической станции, понять, как осуществляется контроль и взаимодействие между экипажами космических кораблей и Центром управления полётами.

В Детском космическом центре системно ведётся обучение основным направлениям космонавтики для учащихся всех ступеней образования [2]. Занятия для начальной школы, дающие общее представление о Солнечной системе и Вселенной, проводятся в игровой форме. Особо выделим проект «Космические каникулы», впервые реализованный летом 2019 г., — насыщенную мероприятиями пятидневную смену пребывания в Космоцентре. Для учащихся средней школы на основе экспозиции проводятся музейные уроки с применением интерактивных технологий. В течение учебного года в Центре работают клубы по макетированию космической техники, ракетостроению, робототехнике, основам космонавтики, астрономии. Учебные программы клубов имеют ярко выраженную техническую направленность. В Космическом центре продолжена музейная традиция встреч старших школьников с космонавтами, работниками космической отрасли страны, проходящие в формате свободного общения. Гости отвечают на вопросы детей и молодежи, рассказывают о трудовых буднях космонавтов, о подготовке, о будущем космонавтики. На «Космических субботах» уже побывали космонавты: В. П. Савиных, С. Н. Рязанский, А. И. Лавейкин, О. Г. Артемьев, О. В. Новицкий, Ф.Н. Юрчихин, А.Я. Соловьев, С.К. Крикалёв, О.И. Скрипочка. Музей пробует новые направления развития космического образования — так, совместно с Балтийским государственным техническим университетом «Военмех» им. Д. Ф. Устинова, регулярно организуются поездки Кировских школьников на космодром Байконур для участия в практических занятиях по космонавтике на базе Лицея «Международная космическая школа им. В. Н. Челомея».

В декабре 2020 года Музей стал победителем конкурса «Общее дело» благотворительной программы «Эффективная филантропия» благотворительного фонда Владимира Потанина на открытые онлайн-клубов по физико-техническим направлениям для школьников города и области. Также в рамках реализации гранта стартовал проект «МКС — Молодёжная Космическая Студия», рассчитанный на молодых людей в возрасте от 12 до 17 лет. Ее участники учились блогерству, продвижению личного брэнда в социальных сетях, созданию визуального контента, музейному волонтерству, создавали видеоконтент космической тематики для социальных сетей учреждения.

28 – 30 октября 2021 г. в Музее прошли XVI Молодёжные Циолковские чтения. Оценку экспертного совета получили свыше ста двадцати работ из более чем тридцати городов РФ. В связи с эпидемиологическими ограничениями мероприятие проводилось в дистанционном формате. С приветственным словом к участникам обратились космонавт-испытатель с борта МКС Пётр Валерьевич Дубров, председатель Чтений Виктор Петрович Савиных.

Форум прошел на высоком уровне и получил прекрасные отзывы об организации мероприятия. Все работы, прошедшие во II тур Чтений, опубликованы в сборнике тезисов докладов Чтений, которые переданы участникам, педагогам и в библиотеки города Кирова. Следующие Молодёжные Циолковские чтения состоятся осенью 2023 г. и впервые будут иметь статус международных.

В стенах Детского космического центра пройдут торжественные открытие и закрытие мероприятия, заседания научных секций, дискуссии и лекции с участием космонавтов и ведущих учёных в области космонавтики и астрономии. Космоцентр имеет уникальные воз-

возможности для качественного и зрелищного проведения мероприятия. Например, некоторые мероприятия для ребят из секции «Исследование космического пространства», научно-популярные лекции по астрономии, пройдут в современном цифровом планетарии. Часть секций расположится в историческом здании Музея (в доме, где в своё время жила семья Циолковских). Прочие секции будут работать в трансформируемом конференц-зале Центра, оформленном в футуристическом стиле и оснащённом комплексом проекционного оборудования. В зале «Виртуальная космонавтика» пройдут мастер-классы от лётчиков-космонавтов по управлению космическим кораблём.

Участники Чтений представят свои научно-исследовательские и творческие работы экспертному жюри, состоящему из космонавтов, учёных, разработчиков ракетно-космической техники, профессиональных режиссёров и литераторов; познакомятся с единомышленниками, почерпнут вдохновение для дальнейшего изучения космоса. Конкурсные работы пройдут оценку актуальности и новизны, глубины проработки темы и охвата использованной литературы, аргументированности в изложении материала — можно с уверенностью утверждать, что участие в Молодёжных Циолковских чтениях даст будущим учёным и просто увлечённым космонавтикой прекрасную возможность попробовать свои силы.

Мероприятия и экспозиции, организованные на базе Музея К. Э. Циолковского, авиации и космонавтики, создают уникальные условия по формированию у молодёжи интереса к науке и высоким технологиям. Благодаря объединению усилий сотрудников Центра и людей, непосредственно проявивших себя в развитии космонавтики, каждый ребенок может найти здесь для себя что-то исключительное, выбирая из целого спектра предоставляемых возможностей.

Библиографический список

1. Закон РФ №54-ФЗ «О музейном фонде Российской Федерации и музеях в Российской Федерации» от 26.05.1996 с изм. от 01.07.2021.
2. *Кайсин Е. И.* Музей К. Э. Циолковского, авиации и космонавтики как многофункциональный центр космического образования Кировской области // Сб. докладов Первой Всероссийской конференции по космическому образованию «Дорога в космос». М., 2019. С.178–182.
3. *Кушова И.* Тихий скрип его пера отозвался потрясающим грохотом на Байконуре // Вятский край. 2017. №37.
4. *Подольский А. И.* Я ещё маленький // Российская газета. 2019. Спецвыпуск №118.

АВТОРЫ СБОРНИКА

Балакшина Д. В.	55	Лаптев Д. Д.	57
Бойко А. Ю.	53	Лапшин С. С.	50
Васильев П. С.	5	Лебитков В. К.	55
Власенко Е. А.	8	Леденцов М. Ю.	57
Голованских О. И.	30, 50	Леонтьев С. А.	5, 12
Гололобов А. В.	46	Мальцева О. А.	30, 50
Григорьев М. С.	16, 29	Матвеев А. С.	57
Дмитриев П. Г.	57	Мирон А. Г.	27
Дудоров И. А.	12	Николаев И. Б.	53
Журихин Д. М.	8	Семёновых Л. В.	62
Зубарева Т. И.	62	Созинов М. О.	35
Иванов В. Е.	12	Соловьев Н. А.	39, 42
Иванов Д. А.	16, 29	Стрекопытов В. С.	46
Иванова Т. А.	16	Такач Иштван	5
Кададова А. В.	24	Тихомиров А. А.	57
Кадочников Д. М.	27	Уткин В. В.	24, 27, 30, 50
Карасев Б. С.	8	Хасин А. А.	53
Коновалов Д. М.	42	Шумайлова С. В.	62
Косовский С. В.	57	Юденков В. Э.	8, 55
Костиков А. К.	16, 29	Юзов Н. С.	57
Кудрицкий А. Н.	53	Юнаков Г. Л.	30

ВТОРАЯ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПРОЕКТОВ СТУДЕНЧЕСКОГО КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО «ВОЕНМЕХ»

МАТЕРИАЛЫ КОНФЕРЕНЦИИ

К печати выпуск подготовили Д. М. Охочинский, М. Н. Охочинский

Подписано в печать 25.06.2022. Формат 60×84 1/8
Бумага офсетная. Усл. печ. л. 8.0. Тираж 100 экз. Заказ № ____
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
СПб, 1-я Красноармейская ул., д. 1