

**СБОРНИК ТРУДОВ
XVII ВСЕРОССИЙСКОЙ СТУДЕНЧЕСКОЙ
НАУЧНОЙ ШКОЛЫ**

**«АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ДЕКАДА»
2024**

Москва, 2024

УДК 629.78
ББК 22.317
С23

С23 Сборник трудов XVII Всероссийской студенческой научной школы «Аэрокосмическая декада». – Москва: Издательство «Перо», 2025. – Мб. [Электронное издание].

ISBN 978-5-00258-417-8

Аэрокосмическая декада проводится Московским авиационным институтом ежегодно с 2008 года. В 2024 году Научная школа прошла на основной территории Московского авиационного института в 17 раз.

Выступления на конференциях играют важную роль в развитии навыков публичных выступлений среди студентов, предоставляя им уникальную возможность представить результаты своих исследований и проектов перед опытной аудиторией. Такой формат взаимодействия способствует улучшению коммуникативных способностей, умению структурированно и ясно выражать свои идеи, а также получать ценные отзывы и советы от профессионалов.

Кроме того, расширение географического охвата участников открывает дополнительные возможности для обмена знаниями и установления новых профессиональных связей. Привлечение студентов из таких престижных учебных заведений, как Московский авиационный институт, Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана, Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ», Тульский государственный университет и Казанский национальный исследовательский технологический университет, подчеркивает значимость мероприятия и усиливает его влияние на научное сообщество.

Рост качества научных работ, представленных на конференции, свидетельствует о позитивном тренде в развитии российской науки в сфере авиации и космонавтики. Этот процесс демонстрирует растущий интерес к данной области со стороны молодых исследователей и их готовность вносить вклад в развитие отрасли через активное участие в конференциях и других научных мероприятиях.

УДК 629.78
ББК 22.317

ISBN 978-5-00258-417-8

© Авторы, 2025

Оглавление

<i>Вклад кафедры А1 в становление ракетно-космической техники</i>	
<i>Авдиенко Евгения Олеговна.....</i>	<i>5</i>
<i>Перспективные применения покрытий на основе наносеребра в аэрокосмической отрасли на полимерных материалах Войтухов Макар Романович, Гринько Дамир Владимирович, Земсков Пётр Андреевич.....</i>	<i>11</i>
<i>Разработка проектного облика марсианского ЛА Гарно Полина Родольфовна.....</i>	<i>13</i>
<i>Моделирование системы автономного управления группой БЛА для поиска объектов Головин Даниил Альбертович, Шапкин Данила Иванович.....</i>	<i>15</i>
<i>Исследование влияния параметров сеточной модели на аэродинамические характеристики тела Громова Анастасия Сергеевна.....</i>	<i>18</i>
<i>Реализация системы акустического позиционирования субсантиметровой точности Дорофеев Вадим Сергеевич.....</i>	<i>22</i>
<i>Лепестковый тор как перспективная форма корпуса космического аппарата Екимовская Анна Алексеевна.....</i>	<i>25</i>
<i>Эффективное управление подвижным объектом при наличии препятствий Зверева Елизавета Леонидовна.....</i>	<i>30</i>
<i>Актуальное применение автономной системы роя Аракоптеров для мониторинга возгораний Иванова Ульяна Ивановна, Пихур Владислав Владимирович, Ярославцева Ольга Михайловна.....</i>	<i>31</i>
<i>Оценка эффективности винглетов с изменяемым углом отклонения Каучакова Марина Андреевна.....</i>	<i>33</i>
<i>Исследование напряженно-деформированного состояния в моделях поляризациино-оптическим методом с использованием аддитивных технологий Лазарева Арина Александровна, Сабитов Роман Альбертович.....</i>	<i>37</i>
<i>Модернизация стенда термовакуумных испытаний Литвинович Наталья Витальевна.....</i>	<i>39</i>
<i>Модельно-методический аппарат оценки эффективности беспилотных воздушных судов, осуществляющих спасательные операции при наводнениях Магомедова Лаура Пайзулаевна, Морина Анна Романовна.....</i>	<i>44</i>
<i>Гелион: как добывать гелий-3 Мочалов Георгий Алексеевич.....</i>	<i>48</i>
<i>Анализ целесообразности отделения части конструкции подвижного объекта и исследование влияния временной задержки отделения на параметры движения Поляков Лев Викторович.....</i>	<i>51</i>
<i>Анализ тенденций развития российских космических скафандров от истории до современности Попова Светлана Евгеньевна.....</i>	<i>54</i>
<i>Методика оценки запаса рабочего тела корректирующей двигательной установки космического аппарата на солнечно-синхронной орбите Предеин Клим Владимирович.....</i>	<i>57</i>
<i>Разработка системы управления подвижным объектом с использованием компьютерного зрения для поиска кратчайшего маршрута Приска Тафира.....</i>	<i>61</i>

<i>Модельно-методический аппарат оценки эффективности вертолетного комплекса, оснащенного системой поддержки и принятия решений экипажа в задачах поражения наземной цели Прудников Владимир Николаевич, Хохлов Сергей Георгиевич, Сизов Павел Сергеевич, Заплатин Алексей Геннадьевич</i>	<i>63</i>
<i>Модельно-методический аппарат выбора рациональных летно-технических характеристик беспилотных воздушных судов для выполнения транспортных задач в сегрегированном воздушном пространстве Пылаева Александра Александровна, Мыскин Дмитрий Николаевич.....</i>	<i>68</i>
<i>Быстродействие динамической системы с однократным разделением объектов управления Сабурова Серафима Павловна.....</i>	<i>72</i>
<i>Инцидентная математическая модель мелкосерийного производства Сайдалиева Диана Рафкатовна, Палий Виктор Иванович.....</i>	<i>73</i>
<i>Малогабаритное азимутально-угломестное поворотное устройство с двухосевой дифференциальной компоновкой приводов Саразов Роман Сергеевич</i>	<i>77</i>
<i>Гибридное БВС для сельскохозяйственных целей Ткачёва Валерия Васильевна</i>	<i>81</i>
<i>Спутниковые наблюдения за утечкой топлива с затонувшего теплохода под влиянием даунвеллинга Ткачук Мария Олеговна.....</i>	<i>84</i>
<i>Летательный аппарат для доставки донорской крови Черкасов Матвей Сергеевич</i>	<i>88</i>
<i>Гибридные вертолётные силовые установки Чистов Илья Евгеньевич, Соловьёв Михаил Вячеславович.....</i>	<i>91</i>
<i>Система управления манипуляторами с обратной тактильной связью Шалаев Александр Максимович</i>	<i>98</i>
<i>Внеаудиторные формы изучения иностранных языков студентами аэрокосмических вузов Шевко Анастасия Владимировна, Солобоева Наталья Викторовна.....</i>	<i>102</i>

Вклад кафедры А1 в становление ракетно-космической техники**Авдиенко Евгения Олеговна**

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Санкт-Петербург

a122s02@voenmeh.ru

Первая Красноармейская, дом 1. Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. В этом здании, на первом этаже находится кафедра А1 «Ракетостроение». По справедливости, ее можно назвать кузницей кадров ракетчиков.

Первая кафедра была создана 8 июля 1946 года. Толчком к ее образованию послужило Постановление №1017-499сс «Вопросы реактивного вооружения» от 13 мая 1946 года [1-2]. Эта дата служит днем рождения отечественной аэрокосмической отрасли, в которой так нуждалось наше государство. Всего за два неполных месяца было принято решение о подготовке кадров для ранее неисследованной области. Стране требовались инженеры, способные проектировать, обеспечивать производство и проводить испытания абсолютно новой техники. Уже в сентябре 1946 года двери кафедры открылись для студентов, а набор производился не только среди первокурсников: для ускоренной программы рассматривали обучающихся вторых, третьих и даже четвертых курсов [6]. В тот временной промежуток Дмитрий Ильич Козлов и Владимир Федорович Уткин, два будущих Генеральных конструктора ракетно-космической техники, получили образование в Военмехе. Они, создатели ракетно-ядерного щита Советского Союза, мощных ракет-носителей и многоцелевых космических аппаратов, являются выпускниками Первой кафедры.

Дмитрий Ильич Козлов – один из основателей того, что сегодня называется РКЦ «Прогресс», город Самара. По его трудовой деятельности можно изучать достижения космической отрасли нашей страны. Он являлся ведущим конструктором ракет Р-5 и Р-7, разработал несколько модификаций космических кораблей «Восток» и «Союз», но главным делом его жизни стали спутники-шпионы: «Зенит-2», «Зенит-4», «Зенит-6» и «Зенит-8». Он до последнего дня возглавлял Самарское КБ, преподавал и вырастил целое поколение ученых и конструкторов.



Рис. 1 Дмитрий Ильич Козлов

Владимир Федорович Уткин – выдающийся ученый, который посвятил всю жизнь разработке и созданию ракетно-оборонного щита страны. На его счету баллистические ракеты Р-16 и Р-36, с последующей модификацией Р-36М. Он был назначен главным конструктором КБ «Южное», где в полной мере показал противнику, на что способны советские конструктора. На базе МБР Р-36 им были также разработаны ракеты-носители «Циклон-2», «Циклон-3», «Циклон-4». Большой вклад он внес в создание ракеты-носителя «Зенит-2». Нельзя не сказать о космических аппаратах радиотехнического наблюдения, где конструктор также преуспел.



Рис. 2 Владимир Федорович Уткин

Немного позднее, Первую кафедру закончили Михаил Иванович Галась, Герберт Александрович Ефремов и Владимир Леонидович Клейман [4]. Все они окончили учебу видными специалистами в области ракетно-космической техники. Их имена вписаны в историю не только Военмеха, но и всей страны. За значимый вклад в подготовку кадров для ракетно-космической отрасли, развитие

передовой техники и освоение космоса в 1961 году университет был награжден Медалью АН СССР в честь запуска Первого искусственного спутника Земли.

Также, выпускниками кафедры №1 являются летчики-космонавты. Первым был Георгий Михайлович Гречко, совершивший три долговременных полета, общая длительность которых составляет 134 дня 20 часов 32 минуты и 58 секунд. Также, он совершил выход в открытый космос, продолжительностью 1 час и 28

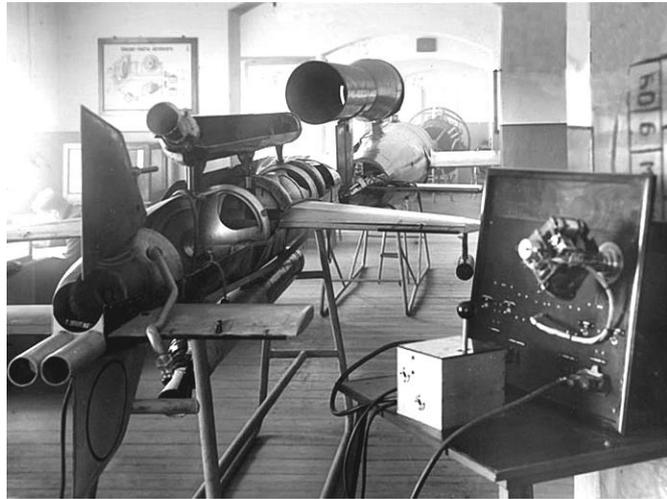


Рис. 3 Зенитная ракета «Шмиттерлинг» и самолет-снаряд ФАУ-1 в кабинете материальной части кафедры.

минут. Знаменитый Сергей Константинович Крикалев, шесть раз побывавший на орбите. Космонавт, улетевший из СССР, а приземлившийся в Российской Федерации. Долгое время сохранявший первенство по продолжительности пребывания в космосе. Удостоен звания Героя СССР и звания Героя России. Также одним из выпускников является Иван Викторович Вагнер, окончивший университет в 2008 году с присуждением степени магистра техники и технологии в области авиа- и ракетостроения. На настоящий момент дважды совершал полет в космос [5]. И самым молодым космонавтом Военмеха является Кивирян Арутюн Арутюнович, окончивший кафедру «Ракетостроение» в 2015 году. Пока что опытов космических полетов не имеет, но уже зачислен в ряды российских космонавтов-испытателей отряда ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю. А. Гагарина». Также, космонавт Борисенко Андрей Иванович, окончивший Военмех по специальности «Динамика и управление полётом летательных аппаратов» является доцентом кафедры «Ракетостроение». Дважды совершал космические полеты общей продолжительностью 337 суток 8 часов и 56 минут.

Подчеркну особо – за выдающимися успехами выпускников стоит высококвалифицированный преподавательский состав кафедры. Не одно десятилетие доценты и профессора технических наук делятся богатым опытом со студентами, возвращая новое поколение инженеров-ракетчиков. Совсем недавно, 14 октября 2024 года, наш выдающийся профессор, капитан 1-го ранга в отставке, доктор технических наук отметил свое столетие! Вадим Викторович Шкварцов – живая история нашего университета, ведь с 1975 по 1991 год он возглавлял кафедру «Ракетостроение» и руководил диссертационным советом, а его научные разработки по САПР ракетных транспортных систем до сих пор используются в учебном процессе. Подготовка выдающихся специалистов всегда была направлена на потребности промышленности, как в 1946 году, так и сейчас.



Рис. 4 Лабораторная работа на учебно-разрезной зенитной ракете «Шметтерлинг». Конец 1940-х годов.

Причиной высокого качества образования является тот факт, что студенты всегда имели и имеют возможность натурно изучить образцы ракетной техники. Первыми образцами, появившимися на кафедре, являлись немецкие трофейные ракеты: баллистическая ФАУ-2, самолет-снаряд ФАУ-1, управляемая авиабомба «Хеншель-293», зенитная ракета «Шметтерлинг», неуправляемая зенитная ракета «Тайфун». Позднее на кафедре появились первые советские баллистические ракеты Р-1 и Р-2. Им на смену пришли 8К51 и 8К99, до сих пор находящиеся в кабинете материальной части [3]. Для того, чтобы разместить их на кафедре приходилось действовать скрытно: под покровом ночи, с перекрытием Московского проспекта, разбиралась одна из стен здания. Операция была совершенно секретной. По данным историков, находящаяся на кафедре ракета 8К51 является одним из последних сохранившихся экземпляров.

К середине 1960-х гг. кабинет начал приобретать свой нынешний вид. Военмех стал получать образцы твердотопливных ракет, в том числе малогабаритных: зенитных, авиационных и противотанковых. Так, ряды материальной части пополнил разрезной макет ракеты В750, ставшей эмблемой кафедры



Рис. 5 Кабинет материальной части кафедры «Ракетостроение». Раздел «Зенитные ракеты».

«Ракетостроения». В настоящее время корпус ее стартового двигателя служит местом, где почетные гости оставляют свои автографы. От министерства обороны была получена ЗУР «Стрела-1» и «Стрела-2М», ПТУР 9М14М «Малютка». Также в кабинете находится неуправляемая одноступенчатая твердотопливная ракета 9М21 «Луна». Она предназначена для поражения живой силы, боевой техники и оборонительных сооружений, но в ее истории есть инцидент, связанный с полетом человека. При государственных испытаниях произошел несанкционированный пуск двигателя с сидящим на корпусе конструктором. Пролетев около 50 метров, инженер навсегда закрепил за собой прозвище «космонавт» и продолжил службу на Ржевском полигоне. Пополнение кабинета материальной части продолжается и в настоящее время. Это позволяет в полной мере воплотить принцип четкой объектовой привязки инженерной подготовки.

Успешная учебная работа кафедры «Ракетостроение» заключается в ее тесной связи с ведущими предприятиями отраслевой промышленности, такими как СЗРЦ Концерн ВКО «Алмаз-Антей», ОАО «Климов», ИСС им. Академика М.Ф. Решетнева, РКК «Энергия» им. С.П. Королева, МЗИК, АО «ОКБ «Новатор» и многими другими [7].

С первых дней работы кафедры учебный процесс включал в себя системный подход к рассматриваемым проблемам, а также универсальность в подготовке кадров конструирования ракет разных классов. Это и отличает кафедру «Ракетостроение» Военмеха от большинства родственных ей в



Рис. 6 Кабинет материальной части кафедры «Ракетостроение». Раздел «Баллистические ракеты».

других учебных заведениях. Обучение ведется на ракетных системах практически всех классов: от неуправляемых ракетных снарядов до баллистических межконтинентальных ракет. Традиции, заложенные еще в 1940-е гг. сегодня продолжают развиваться и приумножаться благодаря преемственности поколений.

Время шло, Военмех непрерывно развивался и к настоящему времени стал одним из самых успешных вузов Российской Федерации. Результативность заключается не только в качестве подготовки специалистов или в их востребованности, но и в личных достижениях выпускников, причем на самых разных уровнях. Важно помнить, что именно в двадцатом веке были сформированы основные системы подготовки инженеров-ракетчиков. Первая кафедра Военмеха – ровесник отечественного ракетостроения. Здесь воспитывали и продолжают воспитывать профессионалов, способных не только ставить, но и самостоятельно решать сложные задачи.

Список использованных источников:

1. Охочинский М.Н. Шестьдесят лет – возраст зрелости. // «Актуальные вопросы ракетостроения». Вып. 4. Сборник статей, посвященный 60-летию кафедры «Ракетостроение». СПб: БГТУ, 2007. С. 5 – 15.
2. Охочинский М.Н. Из истории кафедры «Ракетостроение» Военмеха. // «Геополитика и безопасность», 2011, №2, с. 40 – 48.

3. Чириков С.А. Ракета Р5М – один из образцов кабинета материальной части кафедры «Ракетостроение» БГТУ «Военмех». // «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ», 2012, № 2 (5). С. 102 – 103.
4. Романов А.Р., Трибель М.В., Черников С.Н. Военмеховцы. 75 лет на службе Отечества. СПб: Аграф+, 2007.
5. Охочинский М. Н. Летчики-космонавты Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова // Наука и техника: вопросы истории и теории. XXXII конференция РАН по истории и философии науки и техники. Вып. XXVII. СПб: СПб филиал ИИЕТ РАН, 2011. С. 73 – 78.
6. Иванов К. М., Бородавкин В. А., Охочинский М. Н. Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова и подготовка кадров для ракетно-космической промышленности // История развития отечественного ракетостроения: монография. М.: Столичная энциклопедия, 2014. С. 759 – 766.

**Перспективные применения покрытий на основе наносеребра в
аэрокосмической отрасли на полимерных материалах**
**Войтухов Макар Романович, Гринько Дамир Владимирович, Земсков Пётр
Андреевич**
Научный руководитель – Щур.П.А
МАИ, Москва
makarvoytuhov@bk.ru

Покрытия на основе наносеребра представляют значительный интерес для аэрокосмической отрасли благодаря своим уникальным антимикробным, защитным и проводящим свойствам [1]. Полимерные материалы, широко используемые в авиакосмической технике, нуждаются в защите от биодеструкции, что делает разработки в этой области особенно актуальными.

Сначала исследование проводилось на покрытиях наносимых в вакуумной камере на установке УВН71 ПЗ [2]. Процесс состоял из двух этапов: на первом этапе поверхность обрабатывалась ионами аргона для очистки и активации, а на

втором – наносилась смесь циклогексана (C_6H_{12}) и тетрафторметана (CF_4) в области переходных процессов. Несмотря на высокую эффективность, данный метод оказался дорогостоящим и сложным в реализации, что ограничивало его широкое применение.

Для оптимизации процесса был выбран метод ионной обработки при атмосферном давлении, который позволил снизить затраты и упростить технологию. Методика включает предварительную обработку полимерной поверхности аргоном (активацию) с помощью плазмотрона атмосферного давления, нанесение коллоидного раствора наносеребра, обеспечивающего антимикробные свойства, и последующее осаждение циклогексана или тетрафторметана, в зависимости от условий эксперимента. Чередование покрытий на основе этих материалов позволяет создавать покрытия с разными свойствами, адаптированными под конкретные требования.

Исследование подтверждает высокую эффективность антибактериальных покрытий, созданных с использованием углеродных, фторуглеродных и серебросодержащих материалов [3]. Эксперименты показали, что такие покрытия, особенно комбинированные, демонстрируют значительную биоцидную активность. Например, покрытия с использованием наносеребра и его комбинации с аргоном, циклогексаном и тетрафторметаном достигают значений до 65,99% уже через 360 минут экспозиции. Покрытия на основе наносеребра обеспечивают не только антимикробный эффект, но и защиту от агрессивных сред и радиации, что особенно важно для аэрокосмической отрасли. Они применяются для обработки как внешних, так и внутренних поверхностей летательных аппаратов, повышая их долговечность, а также в системах жизнеобеспечения и вентиляции.

Список использованных источников:

1) Щур, П. А., Шведов, А. В., Ходырев, Т. В., Войтухов, М. Р., Гринько, Д. В. Исследование антибактериальных свойств фторуглеродных покрытий, созданных на полимерных материалах ионно-плазменным методом при атмосферном давлении. – С. 2-4.

2) Щур П. А., Войтухов М.Р., Ходырев Т. В. Исследование параметров поверхности фторуглеродных покрытий с антиадгезионными свойствами. – Электровакуумные технологии Конференция: вакуумная наука и техника Махачкала, 10–14 октября 2023 года Организаторы: Электровакуумные технологии. – С. 78-79.

3) Войтухов М. Р. Перспективные антиадгезионные покрытия для полимерных материалов на основе фторуглеродных плёнок //Гагаринские чтения-2023. – 2023. – С. 394-395.

Разработка проектного облика марсианского ЛА

Гарно Полина Родольфовна

Научный руководитель – Тузиков С. А.

МАИ, Москва

polinagarneau@gmail.com

Марс – планета, освоение которой является одной из задач для человечества. Связана острая необходимость со следующими факторами:

- 1) дальнейшее освоение космического пространства;
- 2) промышленная добыча ископаемых;
- 3) научно-технический прогресс.

Рассматривается возможность разработки проектного облика марсианского ЛА. Предполагается, что ЛА выполняет научно-исследовательские задачи, связанные с изучением атмосферы Марса в ходе непрерывного полета вокруг планеты.

Принципиально речь идет о создании ЛА, функционирующем в условиях марсианской атмосферы. Ее плотность, давление более низкое, состав атмосферы состоит на 95% из углекислого газа, что кардинально меняет характер полета ЛА. Аэродинамические параметры ЛА на Марсе значительно отличаются от земных.

Проведены расчеты аэродинамических сил для различных вариантов ЛА, углов атаки, также получены предельно допустимые массы ЛА (350...550 кг),

тяга двигательной установки (>15 Н). Выстроены ограничения по энергетическому потреблению систем ЛА.

Рассмотрены вопросы, связанные с использованием различных гибридных систем, которые могут быть применены для обеспечения движения ЛА в атмосфере Марса.

С учетом низкой плотности атмосферы Марса, были рассмотрены различные конструктивно-компоновочные схемы летательного аппарата.

Предлагаемые схемы ЛА позволяют осуществлять полет в марсианской атмосфере, в том числе совершением ограниченных аэродинамических маневров.

Список использованных источников:

1. Ingenuity Mars Helicopter // URL: <https://science.nasa.gov/mission/mars-2020-perseverance/ingenuity-mars-helicopter/> (дата обращения: 16.10.2024).
2. С.Г.Бураго Аэродинамика маневренных летательных аппаратов . - МАИ: 2012. - 75 с.
3. PRANDTL-M: Designing a New Mars Glider // URL: <https://ntrs.nasa.gov/> (дата обращения: 10.11.2024).
4. Кругосветный перелет Solar Impulse 2 на солнечной энергии // URL: <https://www.facte.eu/elektrosamolet/solar-impulse-2-otpravilsya-v-krugosvetnoe-puteshestvie?ysclid=m4ag7t5syr568895262> (дата обращения: 10.11.2024).

Моделирование системы автономного управления группой БЛА для поиска объектов

Головин Даниил Альбертович,
Шапкин Данила Иванович

Научный руководитель – Неретин Евгений Сергеевич
МАИ, Москва

golovin_daniil@bk.ru, art33761@gmail.com, neretines@mai.ru

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, нейронные сети, глубокое обучение, системы управления, принятие решений.

На сегодняшний день беспилотные летательные аппараты (БЛА) стремительно развиваются, но возможности и количество решаемых задач единичного БЛА в некоторой степени ограничены.

Решение данной проблемы – это технологии, использующие группу БЛА для решения поставленных задач, которые не способны выполнить единичные БЛА с требуемой эффективностью. Взаимная координация поведения помогает адаптироваться в реальном времени к различным помехам во время выполнения поставленной задачи.

Задачи, которые могут решаться группой БЛА:

- поисково-спасательные работы, где группа БЛА способна в короткое время и на большой площади обнаружить человека;
- ликвидация последствий лесного пожара, где группа БЛА способна своевременно обнаруживать возникновение новых очагов, а также следить за распространением огня;
- вопросы сельского хозяйства, где группа БЛА способна осуществлять посев семян, а также производить оценку урожайности.

В работе рассмотрен процесс разработки программного обеспечения для автономного управления группой БЛА при выполнении задачи поиска в различных условиях. Реализация проводилась с помощью платформы Unity ML-Agents.

В работе поставлены и решены следующие задачи:

- применение методов обучения с подкрепления для взаимной координации группы БЛА;
- формирование случайного окружения для моделирования различного окружения, в которых могут осуществлять поставленные задачи группы БЛА;
- моделирование и обучение агентов (БЛА) при различных конфигурациях обучения для выявления оптимальных гиперпараметров модели.

Для решения поставленных в работе задач использовался алгоритм DQN. На вход данный алгоритм принимает состояние агента, и используя нейронную сеть предсказывает значение Q . Для оптимального обучения использовалась эпсилон-жадная стратегия, где агент с некоторой вероятностью выбирает случайное действие.

При приближении к установленной цели агент получал вознаграждение, которое вычислялось, учитывая скорость и относительный азимут от БЛА до цели. При столкновении с препятствиями, в том числе с другими БЛА в группе, агенту выдавался фиксированный штраф, а эпизод обучения обновлялся, что способствовало обучению модели.

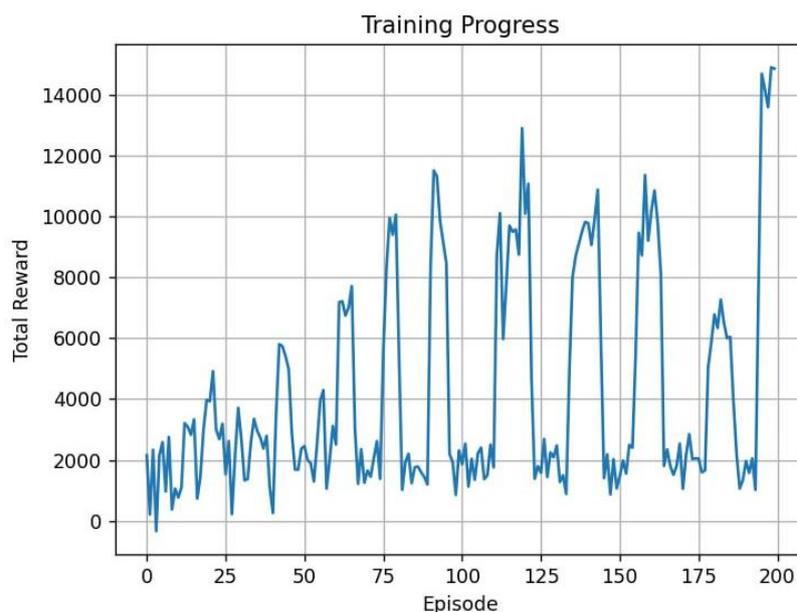


Рис. 1. Зависимость общей награды от количества эпизодов обучения

Результаты моделирования демонстрируют, что предложенная система обладает высоким потенциалом и может использоваться для оперативного реагирования на чрезвычайные ситуации. Использование группы БЛА может значительно сократить время поиска, повышая безопасность спасательных операций и уменьшая риски для пострадавших и спасателей.

Список использованных источников:

1. Birk, B. Wiggerich, H. Bülow, M. Pfingsthorn, S. Schwertfeger, Safety, security, and rescue missions with an unmanned aerial vehicle (UAV). *J. Intell. Robot. Syst. 64*, (2011).
2. D. Aksaray, A. Jones, Z. Kong, M. Schwager, C. Belta, Q-learning for robust satisfaction of signal temporal logic specifications, in *Proceedings of the IEEE 55th Conference on Decision and Control (CDC, 2016)*.
3. Q. Gao, D. Hajinezhad, Y. Zhang, Y. Kantaros, M. Zavlanos, Reduced variance deep reinforcement learning with temporal logic specifications, in *Proceedings of the 10th ACM/IEEE International Conference on Cyber-Physical Systems (ICCPS, 2019)*.
4. M. Sewak, “Deep Q Network (DQN), Double DQN, and Dueling DQN”, *Deep Reinforcement Learning*, Springer, 2019.
5. Неретин, Е. С. Разработка математической модели задачи поиска и сопровождения объекта группой беспилотных летательных аппаратов с применением глубокого обучения с подкреплением / Е. С. Неретин, Д. А. Головин, Н. Я. Сухомейло // *Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : сборник трудов XII Международной научно-практической конференции, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 12–13 октября 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2023. – С. 282-290. – EDN CGSKES.*

Исследование влияния параметров сеточной модели на аэродинамические характеристики тела

Громова Анастасия Сергеевна

ТулГУ, Тула

Научный руководитель – доцент, к.т.н. Шилин П.Д.

nastya.gromova.nastya2018@gmail.com

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, численное моделирование, пограничный слой, параметры сеточной модели.

В последние годы разработка летательных аппаратов (ЛА) с нестандартными компоновочными схемами стала одним из актуальных направлений. Для оценки их аэродинамической эффективности важно точно определить силы и моменты, возникающие при взаимодействии планера с воздушным потоком. Ключевым этапом в аэродинамическом проектировании ЛА новых конфигураций является изучение структуры и определение характеристик пограничного слоя (ПС). Для сложных пространственных объектов вычисление параметров ПС требует проведения множества экспериментов. Поэтому предпочтение отдается методам вычислительной газовой динамики. При этом важным аспектом анализа полученных данных является оценка их адекватности.

Целью исследования являлось теоретическое и экспериментальное изучение аэродинамических характеристик, направленное на лучшее понимание подходов, используемых при численном моделировании, а также настроек, применяемых в программном комплексе (ПК) ANSYS Fluent и их влияния на итоговый результат.

Актуальность работы обусловлена ростом популярности использования сложных ПК среди начинающих пользователей, которые зачастую не обладают достаточным опытом и необходимой подготовкой, что может привести к ошибочным результатам и свою очередь, может негативно сказаться на принятии при разработке новых объектов.

В рамках исследования разработаны рекомендации по оптимизации настроек ANSYS Fluent для повышения точности моделирования. Кроме того, исследование направлено на создание методики, которая поможет начинающим пользователям избежать распространенных ошибок и будет способствовать повышению достоверности получаемых данных.

В данной работе рассмотрены задачи обтекания плоской пластины [1] (плоская постановка) и конического тела [2] (осесимметричная постановка). Область потока разбита на треугольные элементы с переходом в призматические слои вблизи поверхности. Настройки поверхностной сетки играют ключевую роль при моделировании ПС. Разрешение ПС зависит от высоты первой ячейки и количества призматических слоев, обеспечивая формирование профиля скорости. Для учета данного фактора вводится параметр y^+ – безразмерная величина, которая вычисляется на основе высоты первой ячейки.

Для пластины проведена оценка чувствительности высоты первой ячейки на параметры потока на плоской пластине. Расчеты проводились с сеткой, обеспечивающей параметр $y^+ \approx 0.5, 5, 30, 150$. Полученные результаты, показывают лучшую сходимость с экспериментальными данными при $y^+ \approx 0.5$, где использована высота первой ячейки в районе $5 \cdot 10^{-7}$ м, в то время для максимального значения – $1 \cdot 10^{-4}$ м. В результате проведенных оценок влияния y^+ установлено незначительное изменение профиля скорости в ПС в контрольной точке. При этом для всей длины пластины зафиксировано увеличение на 10% касательных напряжений при $y^+ \approx 150$ относительно $y^+ \approx 0.5$. Следует отметить, что использование рекомендуемого значения y^+ в районе 1 приводит к значительно большему количеству элементов сетки, и как следствие к увеличению времени расчета, а также требует значительных вычислительных ресурсов.

После определения необходимого y^+ возникает вопрос о потребном количестве призматических слоев для разрешения ПС. На втором этапе исследования с использованием $y^+ \approx 0.5$ изучено влияния количества призматических слоев на параметры ПС (рис. 1). Рассматривались сетки с 10, 30,

50, 70 и 100 слоями. Полученные результаты позволяют сделать вывод, что даже при одинаковой высоте первой ячейки наблюдается значительное влияние градиента давления на характеристики профиля скорости в контрольной точке.

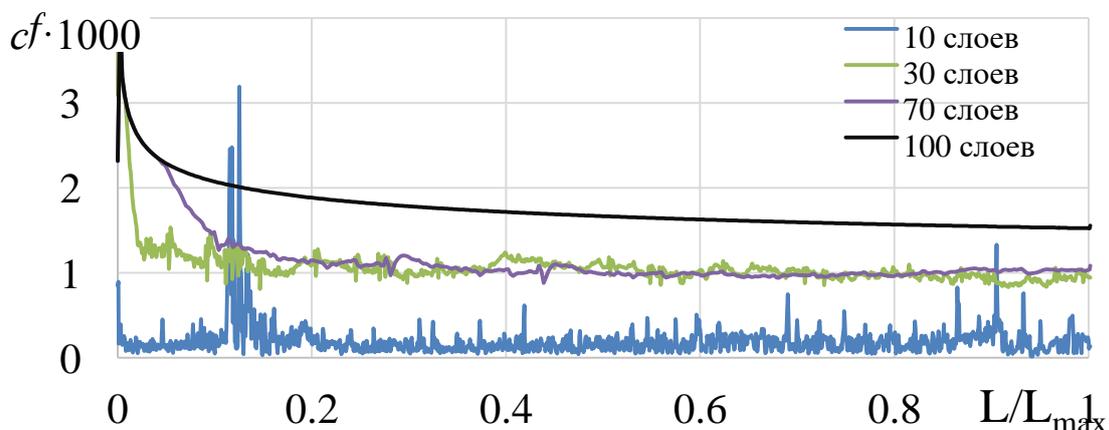


Рис. 1 – Влияние количества призматических слоев на коэффициент трения

Совокупность проведенных исследований позволила сформировать методику определения параметров сетки на основе характеристик ПС, которая позволит начинающему пользователю более эффективно и точно моделировать газодинамические процессы с использованием программного комплекса ANSYS Fluent для широкого спектра исследуемых конфигураций моделей.

Полученная методика применена для определения аэродинамических характеристик тела конической формы. Расчеты проводились на сетках, имеющих базовые настройки и рекомендуемые, согласно полученной методике (рис. 2) при числах Маха 0,5...2,2.

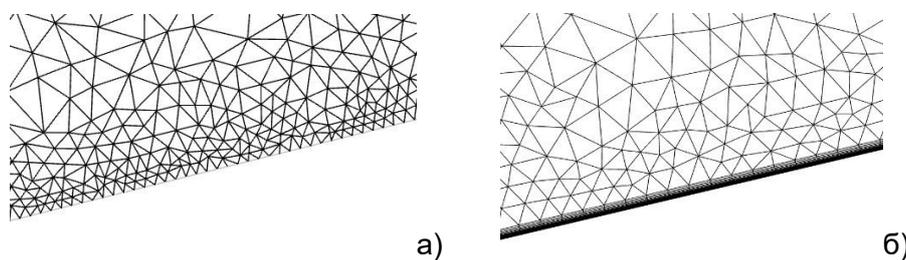
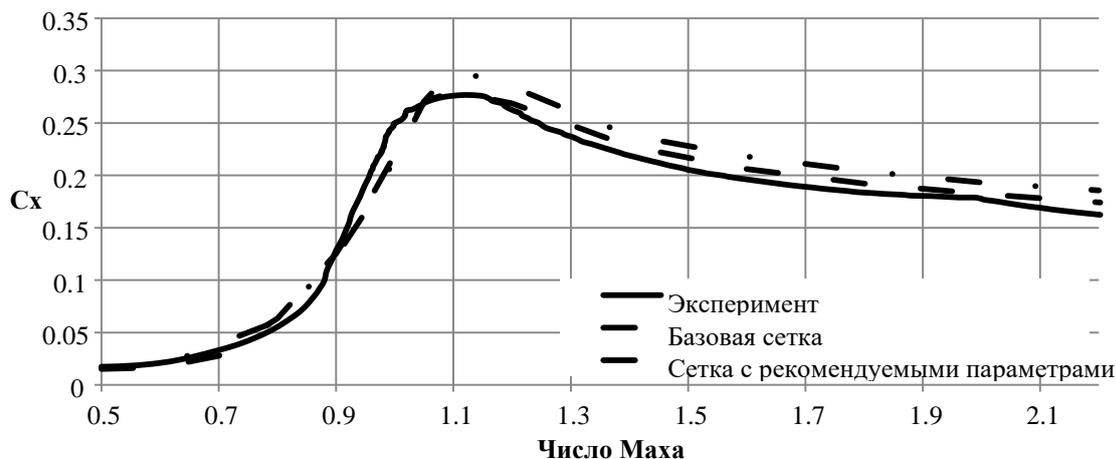


Рис. 2 – Поверхностная сетка на конической образующей: а) базовая сетка; б) рекомендуемая сетка

Результаты показывают наилучшую сходимость при использовании сетки с рекомендуемыми параметрами, сочетающей в себе призматические слои вблизи

поверхности с переходом в треугольные элементы, что обеспечило плавное изменение градиента скорости.



Таким образом, выполненная работа способствует развитию теоретических и практических аспектов численного моделирования, а также вносит вклад в повышение уровня подготовки специалистов, работающих в области аэродинамики и смежных дисциплин.

Список использованных источников

1. Latin R.M., Bowersox R.D.W. Flow properties of a supersonic turbulent boundary layer with wall roughness// AIAA J. Vol. 38, № 10, October 2000, pp. 1804–1821.
2. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / Машиностроение – Москва, 1973, 212-217 с.
3. Гилева Л. В., Аксенов А. А., Кожухов Ю. В., Петров А. Ю. Исследование влияния пристеночного параметра y^+ на результаты численного моделирования конфузорного течения во входном устройстве центробежного компрессора // Вестник Международной академии холода. 2020. № 1. С. 27–33.

**Реализация системы акустического позиционирования
субсантиметровой точности**

Дорофеев Вадим Сергеевич

Научный руководитель – Егоров В.В.

МАИ, Москва

dorofeevvadimx@yandex.ru

В настоящее время для повышения объемов продукции, выпускаемой на отечественных производствах, при сохранении её качества в стандартные процессы внедряются роботизированные системы. Для корректного функционирования таких систем необходима максимальная точность позиционирования роботов. Направление исследования связано с задачами локальной навигации внутри помещений (цеха предприятий, складские комплексы и лаборатории). В большей части существующих систем локального позиционирования применяются алгоритмы трилатерации — положение объекта с неизвестными координатами определяется относительно маяков, координаты которых известны априорно (рисунок 1а). Однако сами методы определения расстояния от объекта до маяка значительно различаются. Исследуемый в данной работе метод использует информацию о времени распространения акустических сигналов. В отличие от других методов, акустическое позиционирование требует оборудования со значительно меньшей стоимостью и может быть дешево реализовано, обеспечивая при этом высокую точность измерений.

Концепция и общий вид системы представлен на рисунке 1б:

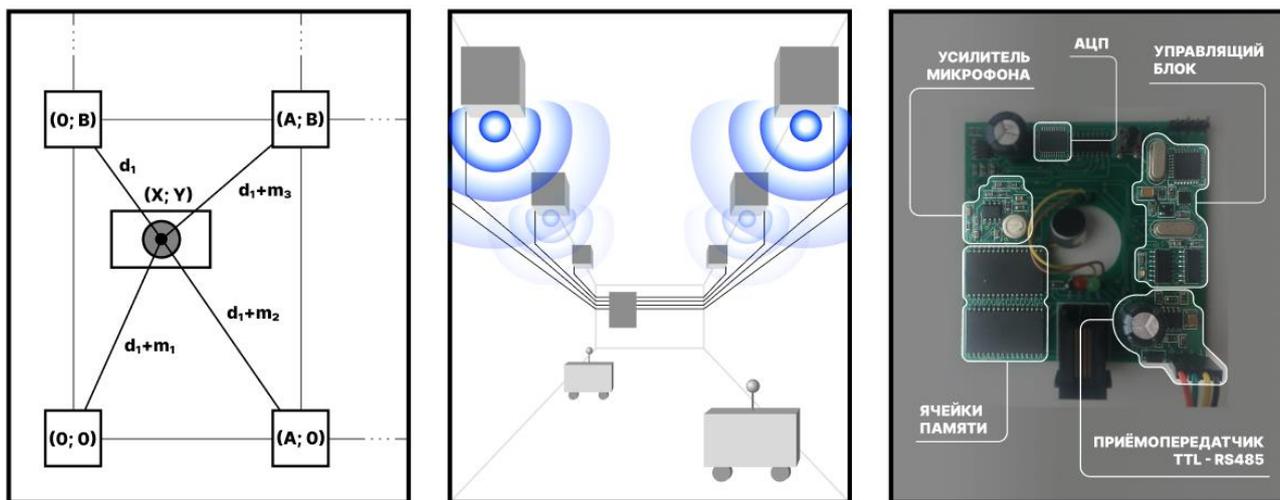


Рисунок 1: а) математическая задача; б) концепция системы; в) модуль приёма звука.

В состав системы входят передатчики звука, концентратор передатчиков и приёмное устройство. Созвездие передатчиков звука стационарно монтируется в верхней части помещения. Концентратор отвечает за синхронизацию передатчиков и одновременное излучение акустических сигналов с каждого из них по команде от приёмного устройства. Приёмное устройство (рисунок 1в) записывает на встроенный микрофон акустический эфир со смешанными между собой сигналами от каждого из приёмников, а затем посредством математической обработки определяет время прилёта каждого из них. На основе этой информации вычисляет свои собственные координаты по методу разности времени прилёта сигнала (Time Difference of Arrival, TDOA) и алгоритмам трилатерации. Неточность измерения времени, возникающую при работе системы (связанных с задержками в электронных модулях) помогают снизить методы наименьших квадратов и сглаживания данных.

Передаваемый от передатчика к приёмнику сигнал является псевдосуммой последовательностью символов, занимает спектр звуковых частот в диапазоне от 20 Гц до 20 кГц и излучается в течении 0.297 с. Использование сигналов с такими параметрами позволяет решить множество проблем: сигнал сложно заглушить; он работает в условиях высокого уровня ревербераций, снижая влияние эха в помещении; работа в таком диапазоне частот позволяет не использовать дорогостоящую ультразвуковую приёмно-передающую аппаратуру; разнесение энергии сигнала по большому диапазону

частот снижает слышимость такого сигнала работниками производства, тем самым не снижая безопасности условий труда.

На приёмном устройстве акустический эфир записывается с частотой дискретизации 48 кГц и интерполируется до 480 кГц (при скорости звука в 320-380 м/с так достигается точность измерений в ± 1 мм и выше). Затем производится поочерёдная корреляция записи эфира с эталоном акустического сигнала каждого из передатчиков звука, определяющая временную задержку прихода каждого из сигналов.

Список использованных источников:

1. Скляр, Б. Цифровая связь: теоретические основы и практическое применение / Б. Скляр; [пер. с англ. Е. Е. Грозы и др.]. — 2-е изд., испр. — Москва: Вильямс, 2007.
2. Zigangirov K. Theory of Code Division Multiple Access Communication / K. Zigangirov — IEEE Press, 2004.
3. Filonenko, V. Asynchronous Ultrasonic Trilateration for Indoor Positioning of Mobile Phones, Doctoral thesis / V. Filonenko. — Technological University Dublin, 2012.
4. Загретдинов Р.В. Спутниковые системы позиционирования. Конспект лекций / Р. В. Загретдинов, Каз. федер. ун-т. — Казань, 2014.
5. Линник Ю. В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений / Ю. В. Линник. — М.: Гос. изд-во физ.-мат. лит., 1962.

**Лепестковый тор как перспективная форма
корпуса космического аппарата**

Екимовская Анна Алексеевна

Научный руководитель – к.т.н., доцент Береговой В.Г.

МАИ, Москва

anu_ekimovskaya03@mail.ru

Проектирование космического аппарата (КА) связано с решением задачи из области сложных технических систем. Это обусловлено комплексом требований к конструкции и целевому применению техники. Создать конструкцию, удовлетворяющую всем требованиям с точки зрения математической теории оптимизации, не получается ввиду многокритериальности задачи, поэтому применяют системный подход [1,2].

В этой работе объектом исследования являются конструкции КА, а предметом изучения – их формы. Из всего многообразия форм корпусов КА выбраны только две конструкции для проведения сравнительного анализа на предмет объёмно-массовых и габаритных характеристик. Такие характеристики изучаются для герметичных корпусов КА в виде тора и кольцевой конструкции из сферических сегментов, то есть лепесткового тора. Дополнительным конструкционным требованием является наличие нескольких герметичных отсеков в общем корпусе КА. Такое требование следует не только из множества целевых задач (топливный и приборный отсеки), но также из повышения надёжности и безопасности эксплуатации техники на орбите искусственного спутника Земли. В частности, нарушение герметичности одного отсека, например, вследствие пробоя корпуса микрометеоритом или частицей космического мусора, не должно нарушить работу аппаратуры и экипажа, в случае обитаемого КА, в других отсеках [3].

В качестве показателя качества конструкции корпуса выбрана его масса, то есть общая площадь поверхности внешней оболочки и внутренних перегородок, выполненных из одинакового листового материала. В работе

выполнен сравнительный анализ конструкции корпуса в виде тора с внутренними перегородками и в виде кольца из сферических сегментов с таким же количеством внутренних перегородок. В обеих конструкциях количество отсеков и перегородок одинаковое. Сферические сегменты в кольцевой конструкции корпуса выполнены с двумя оптимальными срезами и одной перегородкой, рассчитанными по критерию максимального отношения объёма открытой ёмкости к площади её поверхности [4]. Такие две открытые ёмкости можно соединить в герметичную конструкцию, не нарушая при этом выбранного критерия оптимальности [5]. Более того, несколько таких одинаковых открытых ёмкостей можно соединить в герметичную кольцевую конструкцию с перегородками, тоже сохранив выбранный критерий оптимальности [6].

Главным результатом работы стало доказательство факта, что составная конструкция из сферических сегментов с перегородками на 2,3-4,2%, в зависимости от количества отсеков, легче аналогичного корпуса-тора того же объёма с тем же количеством внутренних перегородок. Конструкция единичного отсека в составной ёмкости из сферических сегментов предполагается симметричной, два плоских среза одинаковые, но один будет закрыт плоским круговым дном, а другой останется открытым, свободным. Срезы сферы не обязательно лежат в параллельных плоскостях [4]. Для максимизации отношения объёма к площади отсека с двумя срезами и одной крышкой, то есть сферической части с плоским дном, надо сделать срезы на расстояниях приблизительно $0,255$ радиуса, отсчитывая от конца радиуса, от поверхности сферы. Этот результат запатентован автором [4]. Недостатком предложенной ёмкости является её негерметичность. В новой кольцевой герметичной ёмкости из сферических сегментов с перегородками предлагается все сферические сегменты сделать одинаковыми, то есть унифицировать. Каждый сферический сегмент имеет одну плоскую круговую крышку на плоском круговом срезе. Представленные результаты защищены авторским патентом, рисунки и расчёты взяты из описания к патенту [6]. Получено условие для кольцевой конструкции в виде отношения радиуса R окружности, описанной около правильного

многоугольника, к радиусу r сферического слоя $\frac{R}{r} = \frac{1-x}{\sin \frac{180^\circ}{n}}$. Для заданной

оптимальной величины $x=0,254991107$ относительного среза сферы получаем выражение $\frac{R}{r} = \frac{0,745008893}{\sin \frac{180^\circ}{n}}$. Задача об оптимальном срезе сферы решена

методами математического анализа [7].

После предложения новой формы корпуса КА из сферических сегментов с перегородками появилась задача сравнительного анализа объёмно-массовых характеристик с известными схемами. В космической технике часто применяются корпуса в виде торов. В этой работе дополнительным требованием стало наличие нескольких отсеков в кольцевом корпусе. Такое требование обусловлено необходимостью иметь автономные модули, например, в целях повышения надёжности безопасности при пилотируемых полётах. На рис.1 показаны две схемы для сравнения. Для иллюстрации изображены шесть модулей, но в дальнейшем при расчётах их количество может быть произвольным. После вывода математических формул можно сравнить площади двух корпусов. Сравнение двух величин удобно выполнить определением их частного, безразлично, в каком порядке. Для определённости выбираем отношение площади общей поверхности тора с перегородками к площади общей поверхности сферических сегментов тоже с перегородками, но другими по величине, то есть раскрываем отношение $\frac{S_T}{S_n}$.

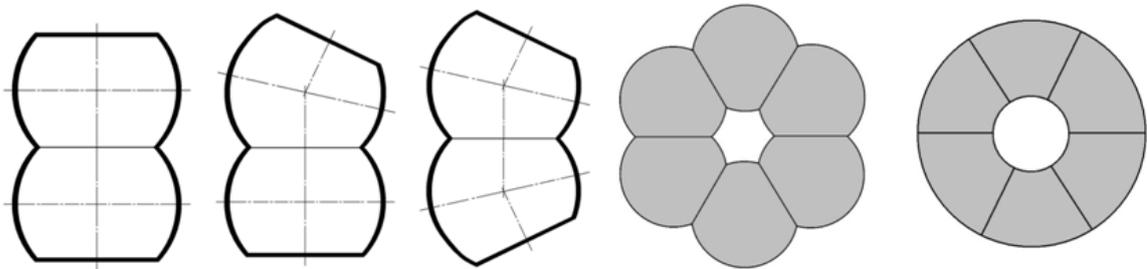


Рис. 1. Замыкание конструкции в кольцо и две схемы корпуса КА для сравнительного анализа

Для сравнения объёмно-массовых характеристик корпуса из n сферических

сегментов с n перегородками и корпуса-тора с n перегородками была составлена программа в табличном редакторе Microsoft EXCEL. Результаты вычислений приведены на рис. 4.

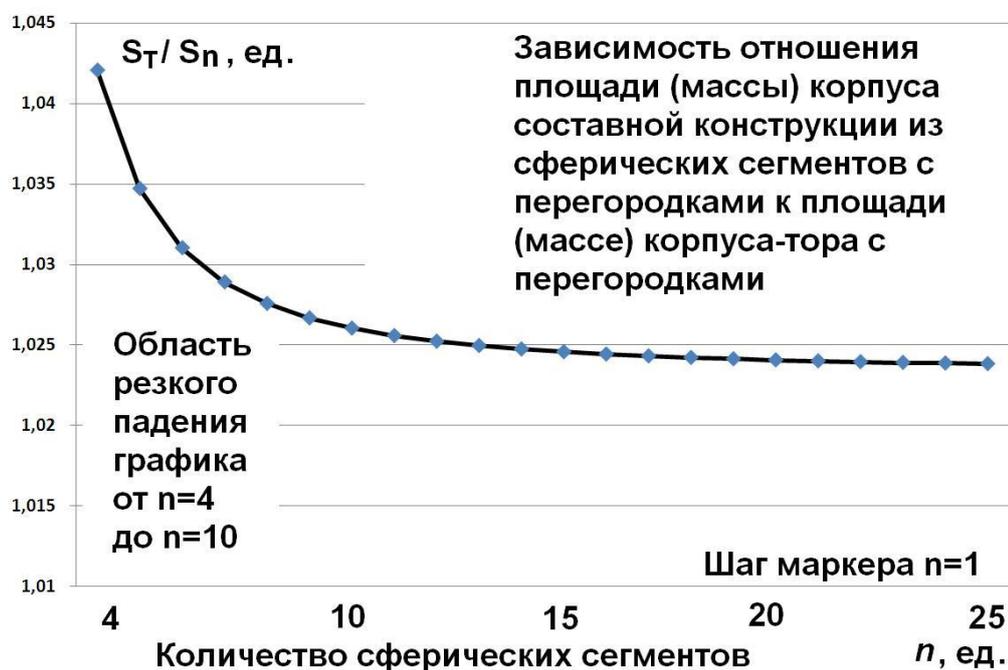


Рис. 2. Графическая форма результата сравнения двух корпусов

По горизонтальной оси отложено количество n сферических сегментов, или, что то же самое, количество n перегородок как в сборном корпусе из сферических сегментов, так и в корпусе-торе. Отсчёт начинается с $n=4$, потому что при меньшем значении нарушаются геометрические ограничения на сборку конструкции. Расчёты выполнены до значения $n=25$. По вертикальной оси отложено отношение S_T/S_n общей площади корпуса-тора, включая внутренние перегородки, к общей площади составной конструкции из сферических сегментов, тоже учитывая перегородки между отсеками.

Выводы. Так как график расположен выше линии $S_T/S_n=1$, то масса (площадь) корпуса-тора с перегородками всегда больше массы (площади) составного корпуса из сферических сегментов с таким же количеством перегородок. Самый большой выигрыш в массе 4,2% получается для минимального количества $n=4$ сферических сегментов и такого же числа

перегородок между отсеками в сборке по сравнению с корпусом-тором тоже с четырьмя внутренними перегородками. В диапазоне количества сферических сегментов от $n=4$ до $n=10$ наблюдается резкое уменьшение отношения S_T/S_n площадей и масс корпусов, но не особо существенное с количественной точки зрения, до 2,6% при $n=10$. При большом количестве сферических сегментов до $n=25$ и более выигрыш по массе по сравнению с корпусом тором остаётся существенным 2,3%. Однако вопрос дальнейшего уменьшения этого показателя конструкции пока не исследован с точки зрения существования горизонтальной асимптоты (0 или другое неотрицательное значение).

Список использованных источников

1. Волоцуев В.В., Ткаченко И.С. Введение в проектирование космических аппаратов: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского университета, 2018, 144 с.
2. Бусленко Н.П. Лекции по теории сложных систем. М.: Сов. радио, 1973, 440 с.
3. Иванов В.Л., Меньшиков В.А., Пчелинцев Л.А., Лебедев В.В. Космический мусор. Том 1. М.: Патриот, 1996.
4. Патент на полезную модель RU 223867 U1, Российская Федерация, МПК А47G 19/00 (2006/01). Открытая ёмкость максимального объёма с плоским дном и сферической стенкой / Екимовская А.А.; заявитель и патентообладатель. № RU 2023124105; заявл. 19.09.2023; опубл. 05.03.2024, Бюлл. №7. – 22 с.: ил.
5. Патент на полезную модель RU 226295, Российская Федерация, МПК В65D 88/04 (2006.01); В60К 15/03 (2006.01); F17C 1/00 (2006.01). Герметичная ёмкость из сферических слоёв / Екимовская А.А.; заявитель и патентообладатель. № RU 2024106143; заявл. 11.03.2024; опубл. 30.05.2024, Бюлл. №16. – 13 с.: ил.
6. Патент на полезную модель RU 226143, Российская Федерация, МПК В65D 88/04 (2006.01); В60К 15/03 (2006.01); F17C 1/00 (2006.01). Герметичная ёмкость из сферических слоёв с перегородками / Екимовская А.А.; заявитель и патентообладатель. № RU 2024106140, заявл. 11.03.2024; опубл. 22.05.2024, Бюлл. №15. – 11 с.: ил.

7. Фихтенгольц Г.М. Основы математического анализа. В 2-х томах. Том 1. Изд. 6-е, стереотипное. М.: Наука, Гл. ред. физ-мат. лит, 1968, 440 с.

Эффективное управление подвижным объектом при наличии препятствий Зверева Елизавета Леонидовна

Научный руководитель — профессор, д.ф-м.н. Бортакровский А.С.

МАИ, Москва

elizavetka.zvereva.2003@mail.ru

Рассматривается задача оптимального по быстродействию перемещения подвижного объекта из заданного начального состояния в заданное конечное. Плоское движение происходит с постоянной линейной скоростью. Управление осуществляется выбором направления движения. На плоскости заданы запрещенные области (зоны), которые объект управления вынужден обходить.

Поставленная задача относится к задачам оптимального управления с фазовыми ограничениями. Ее решение находится, используя геометрические соображения, поскольку запрещенные области выбираются простой формы в виде кругов или выпуклых многоугольников.

В работе рассматривается возможность построения оптимального пути для объектов, обладающие параметрами подвижности, которые влияют на создание и выбор кратчайшего маршрута. В качестве основного параметра маневренности был выбран радиус поворота.

Разработан алгоритм решения задачи для одной запрещенной области. Программная реализация алгоритма выполнена в среде Python. Программа позволяет визуализировать постановку и решение задачи: изобразить начальное и конечное состояние объекта управления; промежуточные, вспомогательные и запрещенные области; оптимальную по быстродействию траектория движения объекта управления, а также вычислить минимальное время достижения цели. Эффективность алгоритма демонстрируется на примерах с разными запрещенными зонами.

Список использованных источников:

[1] Бортакoвский А.С., Урюпин И.В. Оптимизация маршрутов непрерывно-дискретного движения управляемых объектов при наличии препятствий // Труды МАИ, 2020, № 113, <http://trudymai.ru/published.php?ID=118185>

[2] Лю В. Методы планирования пути в среде с препятствиями (обзор) // Математика и математическое моделирование. 2018. №1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/metody-planirovaniya-puti-v-srede-s-prepyatstviyami-obzor>.

**Актуальное применение автономной системы роя Аракоптеров
для мониторинга возгораний**

**Иванова Ульяна Ивановна,
Пихур Владислав Владимирович,
Ярославцева Ольга Михайловна,
МАИ, Москва,**

uylzolla8@gmail.com, alen8walker@gmail.com, white.ailey@yandex.ru

В последние годы проблема лесных и природных пожаров стала одной из самых актуальных в мире, особенно в условиях изменения климата и увеличения частоты экстремальных погодных явлений. Эти катастрофы наносят значительный ущерб экосистемам, экономике и жизням людей. Традиционные методы мониторинга и обнаружения возгораний часто оказываются недостаточно эффективными из-за ограничений в скорости реакции, охвате территории и человеческом факторе.

Из-за этого возникает необходимость в технологиях, способных обеспечить более быструю и точную реакцию на угрозу возгораний. Одним из таких решений являются автономные системы роя Аракоптеров, которые могут работать в координированной группе для мониторинга больших территорий.

Предлагаемый комплекс состоит из беспилотного летательного аппарата и зарядной станции. Дрон «Аракоптер» обладает модульной конструкцией, что обеспечивает быструю замену поврежденных компонентов в условиях эксплуатации на местности.

Зарядная станция обладает автономностью и устойчивостью к различным погодным условиям, имеет системы подогрева, которые обеспечивают оптимальные условия для работы оборудования внутри сооружения, а также предотвращают обледенение и накопление снега на крышке люка

Ранее мы разработали две версии комплекса наблюдений за пожарами лесных массивов. От уже созданных систем, ее отличает модульность, простота как сборки, так и возможной эксплуатации, полная автономность, автоматизация и эстетическая привлекательность. В процессе проектирования, была увеличена дальность работы системы и повышена ее универсальность. Однако, способ работы этой системы и методы организации аппаратов внутри нее, так и подробно не были затронуты.

Эти системы способны не только обнаруживать возгорания на ранних стадиях, но и передавать информацию в реальном времени, что позволяет оперативно принимать меры по предотвращению распространения огня.

В докладе рассматривается не затронутая ранее тема применения.

Ключевые слова: дрон, Аракоптер, станция, автономная система, мониторинг, пожары.

Список использованных источников:

1. Петушкова В.Б., Потапова С.О. Мониторинг и охрана лесов с применением беспилотных летательных аппаратов // Пожарная безопасность: проблемы и перспективы. 2018. №9.

2. Юнсон Э.В. // Мониторинг лесного хозяйства с помощью беспилотных летательных систем // Международный научно-исследовательский журнал. — 2024. — №5 (143).

3. Учеб. пособие / С.Г. Парафесь, В.С. Сафронов, И.К. Туркин // Задачи оптимального проектирования конструкций беспилотных летательных аппаратов; М-во образования Рос. Федерации. Моск. авиац. ин-т (гос. техн. ун-т). - Москва: Изд-во МАИ, 2002 (Тип. Изд-ва). - 145 с. : ил., табл.; 20 см.; ISBN 5-7035-1269-7 (в обл.).

4. [Полтавский А. В. и др.] ; под ред. Н. Н. Бахтадзе // Системные принципы создания и применения многоцелевых комплексов беспилотных летательных аппаратов; Учреждение Российской академии наук, Ин-т проблем упр. им. В. А. Трапезникова РАН. - Москва : Ин-т проблем упр., 2010. - 101 с.

5. С. Г. Белов, В. С. Верба, В. А. Глаголев и др // Комплексы с беспилотными летательными аппаратами: [монография : в 2 кн.]. - Москва : Радиотехника, 2016. - 25 см. - (Научная серия Труды научных школ Акционерного общества "Концерн радиостроения "Вега" / Федеральный научно-производственный центр АО Концерн "Вега").

Оценка эффективности винглетов с изменяемым углом отклонения

Каучакова Марина Андреевна

Научный руководитель – Лэй Р.А.

КНИТУ-КАИ, Казань

alehan.orlov.45@mail.ru

Винглеты, или законцовки крыла различных типов являются распространенным средством повышения топливной экономичности на современных воздушных судах. Анализ аэродинамического сопротивления типичного транспортного самолета показывает, что индуктивное сопротивление может составлять до 40% от лобового сопротивления в крейсерских условиях и 80-90% от лобового сопротивления в условиях взлета и набора высоты. Поэтому снижение лобового сопротивления, вызванного подъемной силой, имеет первостепенное значение для повышения эффективности самолета. Поиск решения по увеличению летно-технических характеристик крыла за счет изменения параметров винглетов проводился и ранее, но большинство из предложенных решений были сосредоточены на использование материалов из сплавов с памятью формы, складных крыльях во время наземных операций, концепция трансформируемой законцовки крыла (morphing winglet).

Данное исследование актуально для современного авиастроения, так как использование такого типа законцовок позволит улучшить летно-технические характеристики самолета, уменьшая индуктивное сопротивление, и тем самым увеличивая его топливную эффективность. Новизна данной работы заключается в том, что рассматривается малораспространённый, но перспективный тип винглетов с изменяемым углом отклонения, который не применяется на самолетах в данный момент, однако обладает большим потенциалом для улучшения летно-технических характеристик самолета и его топливной эффективности.

Для изучения влияния винглета с изменяемым углом наклона на аэродинамические характеристики было осуществлено моделирование процессов обтекания в Ansys Fluent. Влияние угла наклона винглета на аэродинамические характеристики крыла представлено на рис.1-2.

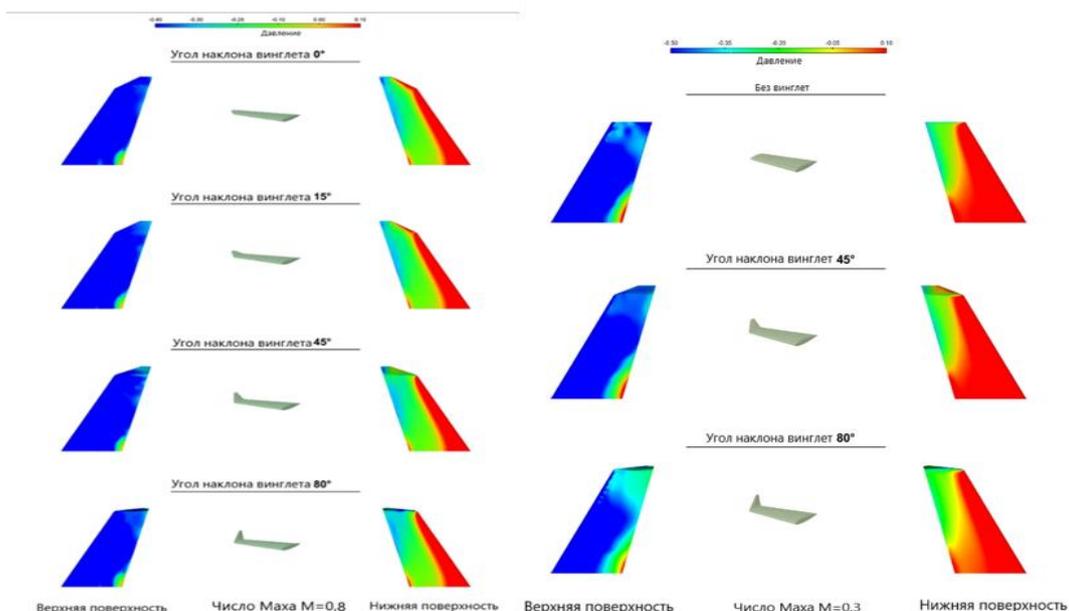


Рисунок 1. Распределение давления над и под крылом при $Ma=0,8$ и $Ma=0,3$

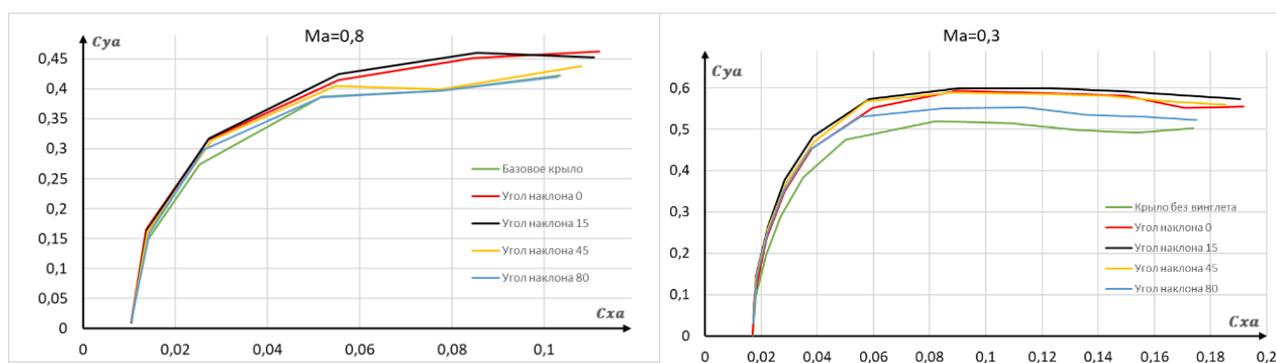


Рисунок 2. Поляры для крыльев с винглетами разного угла наклона при $Ma=0,8$ $Ma=0,3$

Количественная оценка топливной эффективности установки винглета с изменяемым углом отклонения, проведена согласно методу [1]. Результаты вычислений приведены в таблице 1.

Летно-технические характеристики	Ил-96-300 Базовый	Ил-96-300 С винглетами
Площадь крыла в плане S, m^2	391,6	391,6
Удлинение крыла λ	9,2	11,5
Коэффициент индуктивного сопротивления $C_{x_{инд}}$	0,0104	0,00781
Уменьшение общего лобового сопротивления $\Delta C_{x_{лоб}}, \%$	-6,5	
Масса топлива m_t, t	80	?
Масса крыла по [2] $m_{кр}, t$	28,5	-

Прирост массы самолета за счет установки винглетов и поворотного механизма согласно [2] $\Delta m_{кр\ скл 0}, m$	-	0,3
Изменение массы топлива за счет изменения сопротивления $\Delta m_{\Delta C_{x0}}, m$	-	-4
Конечное изменение взлетной массы $\Delta m, m$	-4,45	
Относительное изменение в массе топлива $\Delta m_m / m_m$ 100%	-7,87	

Таблица 1. Сравнение характеристик самолета с винглетами с самолетом без них на примере Ил-96-300.

В ходе работы смоделированы процессы обтекания крыла при различных углах наклона вингелта, построены соответствующие поляры для данных углов наклона винглета, предложены рекомендации по настройке винглетов на разных этапах полета и концепция механизма, обеспечивающего отклонение винглет. Расчетная топливная эффективность составила 7,87%. Внедрение винглетов с переменным углом отклонения позволит: уменьшить количество выбросов вредных веществ в атмосферу, в частности углекислого и парникового газов, повысить подъёмную силу крыла; увеличить коэффициент аэродинамического качества, улучшить управляемость самолёта на малых скоростях.

Список использованных источников:

[1] Ярыгина М.В., Попов Ю.И. Формирование весовой формулы складного крыла // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2012. № 2. С. 8–12.

[2] Попов Ю.И., Ярыгина М.В. Методика весового анализа складного крыла самолета палубного базирования [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2011. № 43. 23 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24860> (дата обращения: 01.03.2022).

**Исследование напряженно-деформированного состояния в моделях
поляризационно-оптическим методом с использованием
аддитивных технологий**

**Лазарева Арина Александровна,
Сабитов Роман Альбертович**

Научный руководитель — профессор, д.т.н. Абашев В.М.

МАИ, Москва

a.laz19@bk.ru

Фотоупругость основана на использовании поляризованного света для исследования распределения напряжений в прозрачных моделях, изготовленных из специальных фотоупругих материалов. Под действием механических нагрузок в таких материалах возникает двулучепреломление, которое приводит к изменению пути поляризованного света в зависимости от величины и направления напряжений. Когда поляризованный свет проходит через деформированный материал, появляются интерференционные полосы, называемые изохромами (которые отображают разность главных напряжений) и изоклинами (которые отображают направление главных напряжений).

Современные технологии 3D-печати открывают новые возможности в производстве и исследовании материалов. В данной работе рассматривается применение 3D-печати для создания образцов с целью изучения фотоупругих эффектов.

Основное внимание уделяется влиянию слоистой структуры, характерной для 3D-печатных деталей, на распределение напряжений и ориентацию фотоупругих картин. Особенности 3D-печатных образцов

При 3D-печати детали формируются послойно, что приводит к специфической слоистой структуре материала. Эти слои могут существенно влиять на механические свойства и поведение материала под нагрузкой. В частности, ориентация слоев и их взаимодействие могут создавать анизотропию в распределении напряжений.

Методика проведения экспериментов, подготовка образцов:

3D-печать: для исследования были изготовлены два типа образцов: круг и пластинка. Образцы печатались из прозрачного фотополимерного материала с использованием технологии SLA (стереолитография).

Слои: толщина слоя и его ориентация варьировались для изучения их влияния на фотоупругие эффекты. Образцы имели разную ориентацию слоев: параллельную и перпендикулярную к основной плоскости образца.

Механическая нагрузка: Образцы подвергались контролируемой механической нагрузке, создавая напряжения в материале.

Термическая нагрузка: некоторые образцы также подвергались нагреву для изучения термоупругих эффектов. Освещение и наблюдение: Поляризованный свет: Образцы освещались поляризованным светом, что позволило наблюдать интерференционные полосы (изохромы и изоклины).

Анализ изображений: Снимки изохроматических и изоклинических линий фиксировались и анализировались для изучения распределения напряжений.

Результаты экспериментов, влияние слоистой структуры:

Ориентация напряжений: распределение напряжений в 3D-печатных образцах показывает четкую ориентацию вдоль слоев. При параллельной ориентации слоев к основной плоскости образца, изохромы выстраивались вдоль слоев. При перпендикулярной ориентации слоев, напряжения распределялись более равномерно, но наблюдались участки концентрации напряжений на границах слоев.

Анизотропия: слоистая структура приводила к анизотропным свойствам материала. Механические и термические напряжения распространялись вдоль слоев, создавая различия в поведении материала в зависимости от направления нагрузки.

Сравнение с монолитными образцами: в отличие от монолитных образцов, 3D-печатные образцы демонстрировали более сложные картины напряжений.

Изохромы в монолитных образцах имели более симметричное и предсказуемое распределение, тогда как в 3D-печатных образцах наблюдались дополнительные искажения и концентрации напряжений.

Модернизация стенда термовакуумных испытаний

Литвинович Наталья Витальевна

МАИ, Москва

natascha.litwinowi4@yandex.ru

В космической отрасли термовакуумные испытательные стенды используются для моделирования условий космического пространства и проведения испытаний космических аппаратов и их компонентов. Это позволяет проверить работоспособность оборудования и выявить вероятные проблемы заранее.

В работе предлагается возможное решение по усовершенствованию термовакуумной испытательной камеры. Необходимость проведения модернизации обусловлена физическим и моральным устареванием стенда, в частности, установки термостатирования и средств вакуумной откачки.

Стенд термовакуумных испытаний (далее – стенд ТВИ) предназначен для:

- проведения проверки работоспособности изделий (приборов звездной ориентации) в условиях искусственного космоса – в условиях пониженного давления – с воздействием азотных экранов и при создании на посадочном месте проверяемого изделия различных температур;
- проведение приемо-сдаточных, периодических, автономных и других испытаний изделий;
- технического обслуживания изделий.

В ходе работы была создана схема стенда до модернизации (рис.1.).

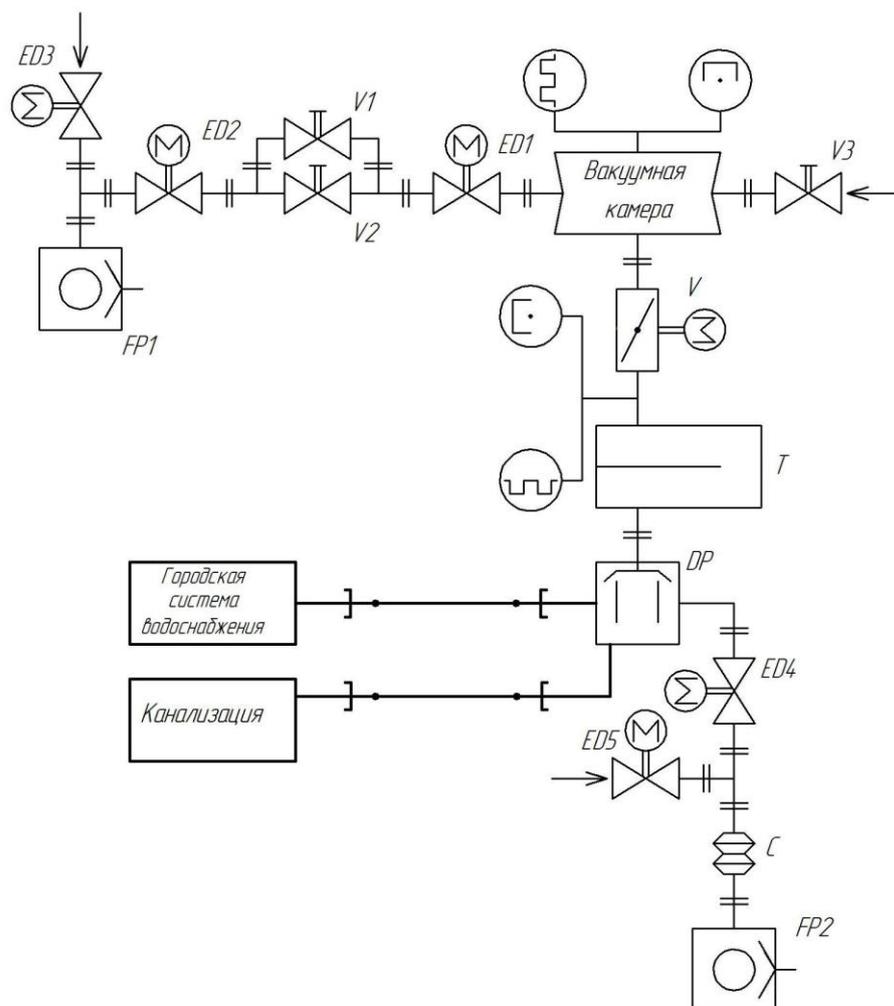


Рис.1. Схема стенда ТВИ до модернизации: ED1-ED5 – электропривод; V1-V3 – ручной клапан; FP1, FP2 – роторный насос; С – сильфон; Т – ловушка; V – затвор; DP – диффузионный насос

На 2023 год установка термостатирования содержала следующий ряд проблем: неисправный конденсатор, приводящий к превышению давления фреона; негерметичный контур охлаждения; износ компрессоров.

Основываясь на тепловыделении объекта испытаний (200 Вт), требованиях к температуре на посадочном месте изделия (-70...+150 °С) и габаритах, были подобраны термостат Unistat 905w и термостол.

Также в работе рассматривалось значительное ухудшение характеристик откачной системы, вызванное износом вакуумных насосов. В процессе работы был произведен сравнительный анализ возможных средств вакуумной откачки и выбран приоритетный вариант.

В результате была сформирована новая вакуумная схема, содержащая: двухроторные безмасляные насосы Kashiyama NeoDry60E-2D BK (быстрота

действия 1000 л/мин) для обезгаживания камеры и Kashiyama NeoDry15E-2D BK (быстрота действия 250 л/мин) для откачки высоковакуумного насоса; криогенный насос, в комплект которого входят гелиевый компрессор HPC6000V и крионасос KDCP10L. Компоненты системы подобраны в соответствии с требованиями к откачиваемому объему ($2,3 \text{ м}^3$), предельному остаточному давлению ($1 \cdot 10^{-6}$ мбар) и времени выхода на высокий вакуум (4 часа).

Была создана схема модернизированного стенда ТВИ (рис.2.), включающая в себя: вакуумную камеру; клапаны V1, V2, V3, V4, V5; двухроторные насосы FP1, FP2; криогенный насос HC1; затвор V; сильфонные компенсаторы С; компрессор CM.

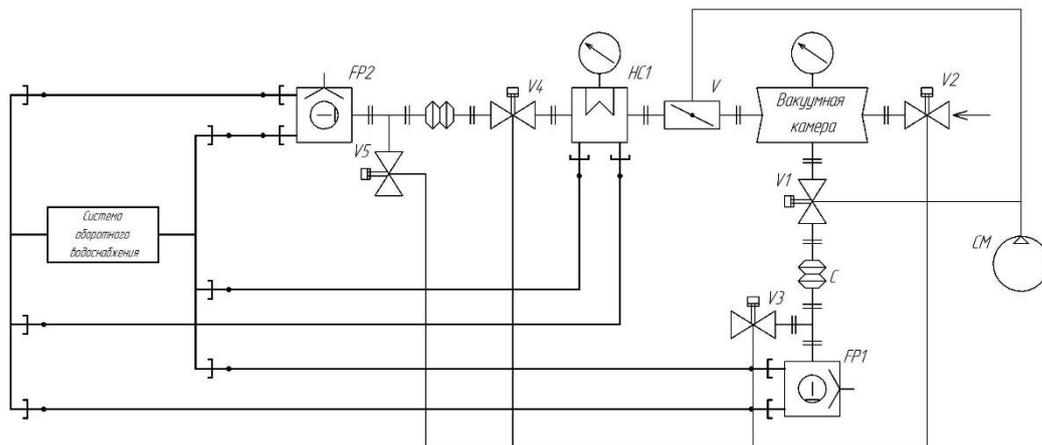


Рис.2. Схема модернизированного стенда ТВИ

В стенде реализована циклическая система водоснабжения с помощью чиллера (рис.3.) для отвода тепла с нагревающих устройств. Была выбрана однонасосная схема, содержащая два контура, один из которых включает в себя воду, а другой – фреон.

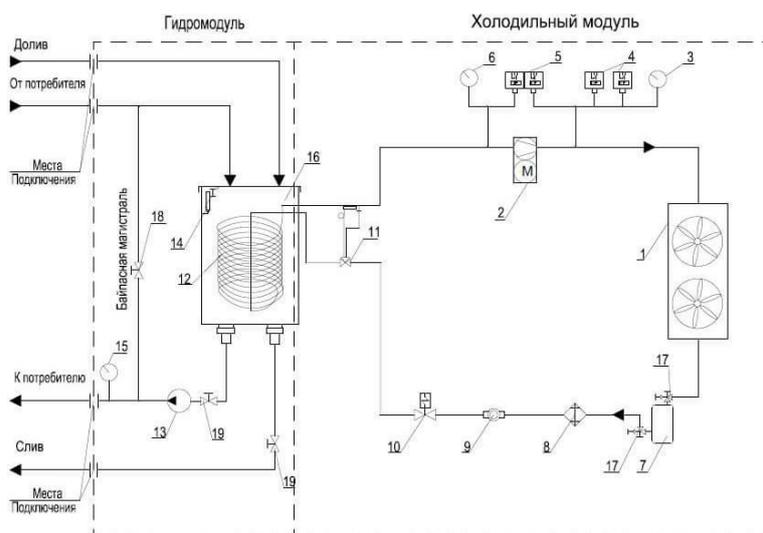


Рис.3. Установка ВМТ-Ксирон-8: 1 – конденсатор воздушного охлаждения, 2 – компрессор, 3 – манометр высокого давления, 4 – реле давления одноблочное, 5 – реле сдвоенное, 6 – манометр низкого давления, 7 – ресивер вертикальный, 8 – фильтр осушитель, 9 – глазок смотровой, 10 – соленоидный вентиль, 11 – ТРВ, 12 – испаритель витой, 13 – насос, 14 – датчик температуры, 15 – манометр жидкостной, 16 – емкость термоизолированная, 17 – запорный вентиль, 18 – автоматический клапан

Управление клапанов производится с помощью пневматической системы (компрессорная установка СМ).

Были подобраны более совершенные средства измерения вакуума: вакуумметры конвекционный (от $1 \cdot 10^{-4}$ до 1000 торр), располагающийся на крионасосе, и широкодиапазонный (от $1 \cdot 10^{-9}$ до 1000 торр), контролирующей значения давлений в камере. При выборе также учитывалось наличие вакуумметров в госреестре средств измерений РФ.

Основываясь на технических изменениях стенда термовакуумных испытаний, был сформирован следующий алгоритм работы:

1 этап – подготовка вакуумной камеры. Необходимо понять состояние внутри камеры, а именно определяем давление с помощью вакуумметра:

1.1. Если наблюдаем атмосферное давление, то открывается клапан откачки V1, далее включаем двухроторный насос FP1;

1.2. Если вакуумметр показывает диапазон давлений форвакуума, то сначала подключается насос FP1, а после открывается клапан V1.

2 этап – подготовка высоковакуумного насоса. Чтобы насос НС1 начал функционировать, его необходимо вывести на форвакуум.

2.1. Включается насос FP2, а после открывается клапан V4: обезгаживаем НС1 до 100 мТорр;

2.2. Запускается криогенный насос (производится процесс захолаживания);

2.3. Прекращается откачка криогенного насоса (перекрывается клапан V4, выключается насос FP2).

3 этап – переход на высокий вакуум.

3.1. Отключается V1 и FP1;

3.2. Соединяется криогенный насос с вакуумной камерой посредством открытия затвора V.

Список использованных источников

1. Вакуумная техника: Справочник/Е. С. Фролов, В. Е. Минайчев, А. Т. Александрова и др.: Под общ. Ред. Е. С. Фролова, В. Е. Минайчева. – М.: Машиностроение, 1992. – 480 с.: ил.

2. Конструирование и расчет вакуумных систем/ Пипко А. И., Плисковский В. Я., Пенчко Е. А. – 3-е изд., перераб. И доп. – М.: Энергия, 1979. – 504 с., ил.

3. Шешин Е. П. Вакуумные технологии: [учеб. пособие] / Шешин Е. П. - Долгопрудный: Интеллект, 2009. - 501 с.: ил.

4. Вакуумная техника. Оборудование, проектирование, технологии, эксплуатация: учебное пособие: в 2 ч. Ч. 2: Вакуумные насосы / М. Х. Хаблянян, Г. Л. Саксаганский, А. В. Бурмистров; М-во образ. и науки России, Казан. нац. исслед. технол. ун-т. – Казань: Изд-во КНИТУ, 2016. – 300с.

**Модельно-методический аппарат оценки эффективности беспилотных
воздушных судов, осуществляющих спасательные операции
при наводнениях**

Магомедова Лаура Пайзулаевна,

Морина Анна Романовна

МАИ, Москва

Научный руководитель - Скрипниченко Ю.С.

Lara.wagner2020@gmail.com, skripnichenkoys@mai.ru

Ключевые слова: системный анализ, оценка эффективности, исследование операций, беспилотная авиационная система, беспилотное воздушное судно, спасательные операции, наводнения, вертолетный комплекс, динамическое программирование, математическое моделирование

В последнее время всё большее внимание уделяется созданию беспилотных авиационных систем (БАС), которые используются в различных задачах. БАС могут успешно применяться в спасательных операциях при наводнениях, в том числе как обеспечивающие средства в операциях, которые проводят службы спасения [1]. В работе рассматривается применение беспилотных воздушных судов вертолетного типа (БВС ВТ) в качестве средств доставки грузов (средств обеспечения выживания, таких как плавсредства, медикаменты, продовольствие и т.д.) для людей, терпящих бедствие в результате наводнения. Выбор для решения этих задач БВС ВТ обусловлен рядом их качеств, выгодно выделяющих их на фоне других транспортных средств. Их главным преимуществом является способность быстро добираться до отрезанных от внешнего мира районов, приземляться на небольших площадках и в труднодоступных районах, где отсутствуют взлетно-посадочные полосы, так же преимуществами могут являться: отсутствие рисков потери экипажей, так как эксплуатация производится часто в экстремальных условиях, и не высокая стоимость этих БВС по сравнению с пилотируемыми средствами.

В работе поставлена задача создания инструмента для выработки требований к перспективным БВС— модельно-методического аппарата оценки эффективности беспилотных воздушных судов, осуществляющих спасательные

операции при наводнениях (в части доставки средств обеспечения выживания). На основе оценки эффективности можно сделать выводы о рациональных количественных и качественных характеристиках БВС ВТ для выполнения рассматриваемой операции. Формальная постановка задачи выглядит следующим образом:

$$x^* = \arg \min_{x \in X} C(x; g; m; t; s; k) \quad (1)$$

Где x^* – вектор рациональных характеристик БВС; x – вектор характеристик БВС; X – множество характеристик БВС; g – вектор характеристик доставляемой нагрузки; m – вектор характеристик наводнения; t – время на выполнение операции; $t_{\text{зад}}$ – заданное время на выполнение операции; s – характеристики мест базирования БВС; k – вектор характеристик мест доставки средств обеспечения выживания. Ограничением является время на выполнение операции $t \leq t_{\text{зад}}$. Критерием выбора рационального БВС являются затраты на выполнение всей операции.

Была разработана структурная схема модельно-методического аппарата оценки эффективности беспилотных воздушных судов, осуществляющих спасательные операции при наводнениях (рис. 1).



Рис. 1 - Структурная схема модельно-методического аппарата оценки эффективности беспилотных воздушных судов, осуществляющих спасательные операции при наводнениях

В состав модельно-методического аппарата входят следующие элементы:

1. Модель наводнения с учетом рельефа местности. Данная модель подразумевает создание рельефа с высотами, а также, в зависимости от типа наводнения, моделирование распространения воды по этому рельефу с применением методов динамического программирования. В качестве характеристик наводнений, в зависимости от их типа, используются следующие основные параметры – скорость воды, уровень подъема воды, площадь распространения воды. Рассматриваемые типы наводнений – половодье, паводок, прорыв плотины, цунами. Модель была разработана на основе анализа информации из учебно-методической литературы [2]

2. Система моделей оценки эффективности БВС ВТ в спасательной операции при наводнениях, в которой для различных этапов операции определяется тип и характеристики БВС ВТ, количество необходимых БВС ВТ для проведения эвакуации и времени, необходимого для проведения всей операции. Производится декомпозиция транспортных операций с учетом оборачиваемости, использованы подходы к проведению математического моделирования, рассмотренные в работах [3-6].

3. Модель определения затрат на выполнение операции с применением БВС ВТ.

4. Блок выбора рациональных характеристик БВС и их количества (результаты моделирования рационального БВС ВТ и их количество для проведения спасательной операции (размер однотипной группировки БВС ВТ).

Была осуществлена программная реализация модельно-методического аппарата с использованием языка программирования C++ в среде разработки QT Creator, а также с применением системы управления базами данных SQLite.

В ходе работы была проведена серия модельных экспериментов, демонстрирующих работоспособность модельно-методического аппарата и получены результаты для различных условий проведения спасательных операций.

Список использованных источников:

1. Журавлев В. Н., Журавлев П. В. Применение беспилотных летательных аппаратов в отраслях экономики: состояние и перспективы // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2016. – № 226(4). – С. 156-164.
2. Илюшов Н.Я. Прогнозирование чрезвычайных ситуаций. Прогнозирование последствий наводнений. // Учебное пособие. Новосибирск. Издательство НГТУ. 2019 - 178 с.
3. Таха, Хэмди А. Введение в исследование операций, 6-е издание.: Пер. с англ. - М.: Издательский дом "Вильямс", 2001.
4. Малафеев И.В., Скрипниченко Ю.С., Токмаков И.А., Широков А.И. Модельно-методический аппарат выбора рациональных характеристик винтокрылого летательного аппарата с использованием обликowej синтез-модели и технологий машинного обучения // Оборонный комплекс - научно-техническому прогрессу России. 2024. № 1 (161). С. 18-25.
5. Малафеев И.В., Скрипниченко Ю.С., Морина А.Р., Топоров Н.Б. Разработка модельно-методического аппарата формирования облика разведывательного беспилотного летательного аппарата // Моделирование авиационных систем. Сборник тезисов докладов V Всероссийского научно-технической конференции. Москва, 2023. С. 34-35.
6. Жеребин А.М., Малафеев И.В., Егрицин М.А. Система моделей планирования применения малой и региональной авиации // Моделирование авиационных систем: Сборник тезисов докладов V Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 29–30 ноября 2023 года. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2023. – С. 15-17.

Гелион: как добывать гелий-3

Мочалов Георгий Алексеевич

Научный руководитель – Соловьев И. Г.

МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва

goshatt@list.ru

Ключевые слова: гелий-3, реголит, термоядерный синтез, лунный гелий, СВЧ, термоядерный реактор.

Планета Земля испытывает и с каждым годом будет всё больше испытывать потребности в энергии. Одним из многих вариантов решения энергетического кризиса является освоение энергии термоядерного синтеза.

Наиболее энергоэффективная и безопасная реакция синтеза дейтерия и гелия-3[4]. В результате термоядерного синтеза 1 г гелия-3 и дейтерия выделяется $4,2 \cdot 10^{11}$ Дж энергии, что соответствует сжиганию 15,6 т каменного угля. Человечество активно занимается проблемой освоения термоядерного синтеза. В частности, на юге Франции объединение из нескольких десятков стран создают ИТЭР – международный проект термоядерного реактора, первое получение плазмы в котором планируется в 2036-2039 гг.

К сожалению гелий-3 на Земле добывать затруднительно, поскольку он находится в составе мантии и атмосферы, в то время как на Луне гелий-3 постепенно накапливался в течение миллиардов лет облучения солнечным ветром в результате чего его запасы огромны и легкодоступны (до 1 000 000 т гелия-3 находится в приповерхностном слое лунного грунта)[1, 3]. Известны термоядерные реакции, в ходе которых образовывается гелий-3, следовательно можно нарабатывать данный изотоп на Земле в термоядерных реакторах. Однако проведение таких реакций требует особенных условий, что обуславливает сложность создания установок для получения гелия-3 таким способом.

Как же извлечь гелий-3 из лунного грунта? Я предлагаю использовать метод нагрева реголита СВЧ-установкой или плазмотроном. Суть метода заключается в следующем: в процессе нагрева осуществляется деструкция газонасыщенных пород внешним электромагнитным воздействием, имеющим диапазон амплитудно-частотных параметров, совпадающий с собственными

характеристиками структурных элементов этих пород. Благодаря деструкции в породе образуются транспортные каналы, по которым гелий-3 из адсорбированного состояния переходит в свободное. В результате работы установки будет выделяться смесь гелий-3 – гелий-4, которую затем необходимо доставить на Землю и разделить изотопы.

В работе представлен оригинальный вариант аппарата для добычи гелия-3 с использованием СВЧ-установок для нагрева лунного грунта [2], однако перед созданием промышленной установки добычи гелия-3 необходимо расширить наши знания о количестве гелия-3 в реголите, его распределению по поверхности и по глубине, а также другие данные, которые позволят точно определить районы для добычи гелия-3 и какими именно характеристиками по мощности и объему обработки реголита должны обладать установки по извлечению гелия.

Для решения вопросов по изучению гелия-3 я предлагаю создать систему, которая будет состоять из нескольких устройств: 1) анализатор, позволяющий получить данные о гелии-3 из пробы реголита; 2) аппарат для забора пробы грунта и контейнер для её хранения; 3) нагревательная установка для обработки реголита. Благодаря своим размерам, данный комплекс можно будет разместить на автоматических межпланетных аппаратах России серии Луна (Луна-28, Луна-29 и последующие), а также на луноходах.

С помощью метода нагрева лунного грунта кроме гелия-3 возможно добывать и другие полезные ископаемые, которые находятся в реголите, например получать воду из запасов льда в приполярных кратерах. Вода необходима для жизни и работы человека: она используется и для питья, и в технических системах, например системах охлаждения. Кроме того, воду можно разложить на кислород, необходимый человеку для дыхания, и водород, который можно использовать в качестве ракетного топлива и не только. Таким образом, предлагаемые в данной работе исследовательская установка и аппарат для добычи применимы для извлечения газообразных веществ из поверхности Луны, что делает актуальной разработку и создание этих устройств «в железе» уже в ближайшее время.

В результате работы над проектом представлены возможные способы получения гелия-3, разработана технологическая схема и оборудование добычи гелия-3 на Луне с помощью специального комбайна, а также предложена система для дистанционного изучения и извлечения гелия-3 и других газообразных веществ на поверхности Луны.

Список использованных источников:

1. Арзамасов, Б.Н., Сидорин, И.И., Косолапов, Г.Ф. Материаловедение: учебник для высших технических учебных заведений. — М.: [б. и.], 1986.
2. Флоренский, К.П., Базилевский, А.Т., Николаева, О.В. Лунный грунт: свойства и аналоги. — Москва: Академия наук СССР, Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского, 1975.
3. Богачева, М.Н. Оценка эффективности развития глобальной энергетики на базе использования луны ресурсов «Гелий-3». // Труды МАИ. — 2020. — Выпуск № 38. [Электронный ресурс]. — URL: <https://eandc.ru/news/detail.php?ID=23606> (дата обращения: 15.10.2023).
4. Политехнический словарь / гл. ред. Ишлинский, А.Ю. — 3-е изд. — М.: Советская энциклопедия, 1989.
5. Устройства СВЧ: учебное пособие / под ред. Сазонов, Д.М. — М.: Высшая школа, 1981.
6. Добыча полезных ископаемых на Луне: гелий-3 — энергия будущего [Электронный ресурс]. — URL: <https://ik-ptz.ru/dictations-on-the-russian-language-class-3/dobycha-poleznyh-iskopaemyh-na-lune-gelii-3-gelii-tri-energiya-budushchego.html> (дата обращения: 15.11.2024).
7. Планетоходы: как можно передвигаться при строительстве российской базы на Луне [Электронный ресурс]. — URL: <https://zen.yandex.ru/media/starcom68/planetohody-kak-mojno-peredvigatsia-pri-stroitelstve-rossiiskoi-bazy-na-lune-5e95bbeb73d13b6110bc37b1> (дата обращения: 13.10.2023).

8. Источники гелия: где находятся запасы газа [Электронный ресурс]. — URL: <http://xn--80affkvlgiu5a.xn--p1ai/istochniki-geliya-gde-nakhodyatsya-zapasy-gaza/> (дата обращения: 1.12.2022).

Анализ целесообразности отделения части конструкции подвижного объекта и исследование влияния временной задержки отделения на параметры движения

Поляков Лев Викторович

Руководитель – к.т.н., доцент Шилин П.Д.

ТулГУ, Тула

levp994@gmail.com

Современные летальные аппараты (ЛА) активного старта требуют постоянного совершенствования для повышения их баллистической эффективности. Одним из подходов является использование образцов, способных разделяться на траектории в полете, что позволяет увеличить дальность. Однако использование таких конструктивных решений сопряжено с рядом технических аспектов в реализации, среди которых особое внимание уделяется временной задержке отделения массы конструкции, а также общей оценки целесообразности применения такого подхода. Отделение массы конструкции приводит к значительным потерям кинетической энергии и в отдельных случаях может привести к ухудшению летных характеристик. В связи с чем необходима разработка частной методики определения оптимального временного значения для момента отделения части конструкции ЛА по критерию максимальной баллистической эффективности.

Для разработки рекомендаций использован программный модуль (свидетельство №2024686366) [1], способный моделировать различные сценарии движения объекта на основе заданных начальных и граничных условий. Модуль автоматически вычисляет баллистические характеристики и предоставляет результаты в удобном для сравнения и анализа формате.

Численное моделирование траектории движения объекта в пространстве выполнено с применением метода конечных разностей, реализованного в среде

C++ RAD Studio. В основе математической модели [2] лежит второй закон Ньютона, а начальные условия определяют граничные условия задачи.

Ключевой задачей исследования является оценка целесообразности отделения части конструкции летательного аппарата по критерию максимальной баллистической эффективности.

Рассмотрим следующий объект, выполненный по бикалиберной схеме. Полезная нагрузка размещена в передней части конструкции. В задней части расположен разгонный двигатель, который может отделяться сразу после окончания работы или с некоторой задержкой. В месте их соединения (переход от d к D) располагается механизм разделения.

Одним из ключевых параметров является качество двигателя α . В зависимости от типа объекта и его целевого назначения, коэффициент α может варьироваться. При проектировании в отсутствии специфических требований, инженеры стремятся к минимизации данного коэффициента [3]. Низкие значения коэффициента указывают на использование материалов, которые обладают высокой прочностью при значительно меньшей массе по сравнению с традиционными. Однако, несмотря на их преимущества, конструкции из них требуют специфических технологий изготовления, производственных процессов, что делает их менее применимыми в некоторых случаях по сравнению с классическими конструкциями.

Результаты проведенного исследования показали, что при увеличении коэффициента массового качества отделение массы конструкции становятся нецелесообразными. В частности, установлено, что отделение части массы конструкции дает уменьшение дальности на 3% (рис. 1).

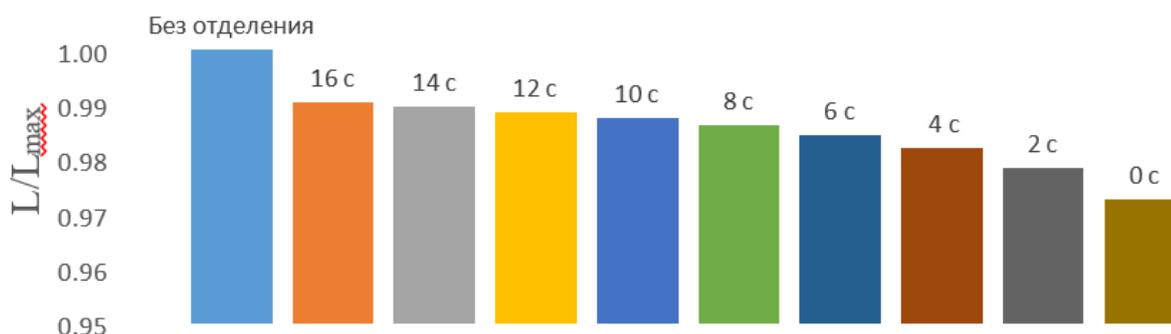


Рис. 1 – Результаты расчета относительной дальности полета (L/L_{\max}) для конструкции с высоким значением массового качества α

Дальнейшие исследования позволяют сделать заключение, что переход к облегченной конструкции двигателя позволяет повысить дальность. Например, при уменьшении значения α , дальность повышается в 2,5 раза. Кроме того, для достижения указанного эффекта необходимо отделение двигателя без задержки, что позволяет получить прирост дальности в несколько раз относительно варианта без отделения (рис. 2).

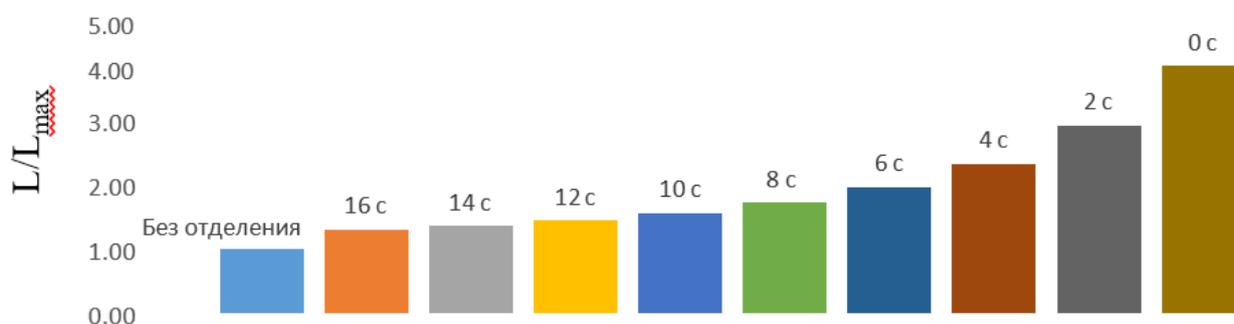


Рис. 2 – Результаты расчета относительной дальности полета (L/L_{\max}) для конструкции с низким значением массового качества α

В целом, результаты исследования подчеркивают важность комплексного подхода к проектированию и оптимизации ЛА.

Список использованных источников:

1. Ветров В.В, Шилин П.Д., Поляков Л.В., Воробьев А.А. Модуль расчета параметров тела переменной массы// Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2024686366 от 01.11.2024 г.
2. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
3. Ветров В.В. Баллистическая эффективность летательных аппаратов: учеб. пособие для студентов вузов / В.В. Ветров, А.И. Дикшев, Е.М. Костяной, П.Д. Шилин ; под ред. проф., д-ра техн. наук В.В. Ветрова. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2023. – 210 с.

Анализ тенденций развития российских космических скафандров от истории до современности

Попова Светлана Евгеньевна

МАИ, Москва

svetlana_popova_104b@mail.ru

Ключевые слова: развитие космонавтики, космический скафандр, эволюция скафандров, образование в вузе.

История освоения космоса Советским Союзом, а затем и Россией, ознаменована невероятным мужеством российских ученых и исследователей, всемирно значимыми технологическими прорывами, анализ научной ценности и тенденций развития которых обуславливают актуальность данной работы. В изучении космоса велика роль космических скафандров - сложных технологических комплексов, оберегающих жизнь космонавтов.

Гипотеза: предполагается, что систематизация научных источников об эволюции космических скафандров (КС), предложенная в исследовании, значительно повысит уровень понимания и осведомленности студентов в области космических технологий, позволит лучше ориентироваться в материалах об историческом развитии КС, оценить их эволюцию и влияние на космические миссии, а также стимулировать интерес студентов к дальнейшему изучению и исследованию в этой области.

Целями работы явились: 1. Представить комплексный анализ исторического аспекта эволюции КС, определить ключевые моменты и их значение. 2. Провести детальный хронологический обзор развития КС от первых попыток выхода за пределы земной атмосферы до современных достижений. Выявить основные этапы и вехи в истории КС. 3. Оценить влияние наиболее значимых прорывов в разработке КС на ключевые этапы освоения космоса. Проанализировать влияние КС на развитие пилотируемых и беспилотных миссий, технологических инноваций, космических исследований и их парадигму. 4. Сформировать рекомендации для студентов - будущих исследователей КС.

Анализ научной литературы таких авторов как С.П. Алексеев, С.П. Уманский, И.П. Абрамов, М.Н. Дудник, Б. Черток, А. Железняков, [Kenneth S. Thomas](#), [Harold J. McMann](#), сайтов [kosmo-museum.ru](#), [space-museum.ru](#), [buran.ru](#), [astronaut.ru](#), [energia.ru](#), [zvezda-npp.ru](#), [NASA.gov](#), [space.com](#), позволяет выделить следующие основные этапы эволюции КС: 1) Начало отечественной научной школы КС для обеспечения космонавта необходимыми для выживания давлением, температурой, кислородом, защитой от радиации вне герметичной кабины. 2) Лунная гонка и развитие технологий. 3. Эпоха космических станций. 4. Наши дни.

Предложен следующий ряд КС, хронологически отражающий историю их развития и влияние на мировую космическую науку:

1. Первый революционный пилотируемый КС СК-1, НПП "Звезда" (Г. Северин). Инновации: герметичная оболочка; поддержание давления в скафандре в вакууме; система жизнеобеспечения (СЖО), кислород / углекислый газ (интегрирована с катапультируемым креслом корабля "Восток"); вентиляция; система связи с наушниками и микрофоном [1, с. 84].

2. Лунная гонка, катализатор технологического прогресса, привела к разработке КС «Кречет» (индекс 91К, СССР), КС A7L (ILC Dover, США). Инновации: работа при низкой гравитации Луны, в вакууме, при экстремальных перепадах температур; первая полужесткая конструкция КС; откидная задняя крышка для автономного надевания КС; СЖО в ранце за спиной; многослойная конструкция с защитой от микрометеоритов, жидкостное охлаждение. Начинается международная гонка технологий КС. По конструкции "Кречет" давал защиту и автономность, а A7L был более мягким и гибким, для подвижности на Луне. Оба КС с автономными ранцевыми СЖО, но [A7L](#) рассчитан на более длительные выходы. Мобильность [A7L](#) выше. Приоритеты: лунная программа США нацелена на сложные научные задачи [2].

3. Орбитальные станции "Салют" и "Мир" дали старт полужестким КС («Ястреб», «Орлан») для длительной невесомости, перехода между кораблями в открытом космосе с автономной СЖО. Основные ключевые технологии в

парадигме КС для внекорабельной деятельности (ВКД): данные КС являются мини кораблями с СЖО на нескольких часов; вход в скафандр осуществляется внутри шлюзового отсека станции; модульная конструкция КС с адаптацией под индивидуальные размеры и частичной заменой компонентов на орбите.

Различные модификации "Орлана" (например, "Орлан-Д", "Орлан-ДМ", а позже и "Орлан-МКС") постоянно совершенствовались, улучшая СЖО, подвижность и эргономику. "Орлан" стал символом советских и российских ВКД и до сих пор используется на МКС. Наряду со скафандрами для ВКД использовались и спасательные скафандры давления во время старта, стыковки, посадки для безопасности в случае разгерметизации аппарата.

4. Советские и российские космонавты внесли решающий вклад и сейчас играют ключевую роль в тестировании и совершенствовании КС, поскольку их опыт бесценен для инженеров и конструкторов всего мира. К примеру, подробные отчеты по практическому тестированию новых моделей КС в невесомости на подвижность, удобство работы с инструментами, надежность СЖО и эргономику КС, рекомендации по исправлению недостатков дают обратную связь и позволяет оперативно дорабатывать КС, способы перемещения, фиксацию и использование СЖО, инструментов, приборов и аппаратов.

Анализ научной литературы на английском языке позволил дополнить информацию по современным технологиям разработки КС производства разных стран [3].

Собранные данные размещены автором в виде хронологической таблицы с указанием основных этапов развития КС, ключевых технологических инноваций, банка ссылок по теме исследования, а также перечня стран, внесших значительный вклад в развитие КС. Данная структура поможет студентам вузов расширить знания по истории и эволюции космических технологий и систематизировать информацию по теме КС, что особенно важно для понимания сложных инженерных и научных концепций, связанных с освоением космоса.

Выводы.

1. Инновационные технологические решения для современных КС базируются на опыте КС советского и российского производства на базе анализа исторического опыта космических полетов, постоянного тестирования аппаратов, анализа данных обратной связи.

2. Систематизация материала и анализ научных источников по эволюции КС позволили собрать базу данных в электронном формате, что обеспечивает простоту доступа и возможность использования на любом цифровом носителе для популяризации достижений разработки КС и повышения мотивации студентов к дальнейшему изучению данной темы.

Список использованных источников:

1. Алексеев С. М., Уманский С. П. Высотные и космические. Москва: Машиностроение, 1973, 282 с.
2. Baker, M. T., & Mcmanus, E. (1992). History, Care, and Handling of America's Spacesuits: Problems in Modern Materials. *Journal of the American Institute for Conservation*, 31(1), 77–85. <https://doi.org/10.1179/019713692806156349>
3. Rawal, Srishti & Madhubalan, Aswini & Manikandan, Puviyarasu & Kanna, Jagadeesh. (2022). Study on the Design of Space Gloves and EVA Suits with Future Challenges. *Textile & Leather Review*. 5. 18-30. 10.31881/TLR.2021.25.

Методика оценки запаса рабочего тела корректирующей двигательной установки космического аппарата на солнечно-синхронной орбите

Предеин Клим Владимирович

Научный руководитель – Ельников Р.В.

МАИ, Москва

klim.astrodynamics@gmail.com

Ключевые слова: космический аппарат, солнечно-синхронная орбита, рабочее тело, корректирующая двигательная установка, аэродинамическое сопротивление, плотность верхней атмосферы, солнечная и геомагнитная активность

В статье представлена методика оценки запаса рабочего тела для корректирующей двигательной установки космического аппарата на солнечно-

синхронной орбите. Алгоритм основан на анализе аэродинамического сопротивления, параметров верхней атмосферы и профилей солнечной и геомагнитной активности. Выявлена ключевая зависимость импульса тяги от плотности атмосферы и высоты полета. Подход позволяет эффективно оценивать требования к запасу рабочего тела на ранних стадиях проектирования, минимизируя вычислительные затраты.

При проектировании космического аппарата (КА) важно определить запас рабочего тела (РТ) двигательной установки (ДУ) для выполнения орбитальных коррекций в течение срока активного существования (САС). На ранних этапах проектирования точность расчётов ограничена из-за неопределённостей в параметрах КА, таких как масса, баллистический коэффициент, а также уровнях солнечной и геомагнитной активности. Для преодоления этих сложностей требуется простой оценочный алгоритм с минимальными входными данными.

Определение коэффициента аэродинамического сопротивления C_x сопряжено с трудностями, связанными с описанием движения КА в верхних слоях атмосферы. Этот вопрос изучается с середины прошлого века [1]. Методы оценки затрат рабочего тела для солнечно-синхронных орбит (ССО), основанные на темпе падения высоты, представлены в литературе [2]. Однако вычисление темпа падения высоты требует либо затратных вычислений на основе моделирования, либо данных с борта уже функционирующих аппаратов.

Потребный суммарный импульс тяги КДУ за САС вычисляется из условия полной компенсации аэродинамических потерь во время полета КА:

$$J_{\Sigma} = \int_{T_0}^{T_0+T_{CAC}} X dt; \quad (1)$$

где T_0 – начальный момент времени; T_{CAC} – срок активного существования КА; X – сила аэродинамического сопротивления:

$$X = C_x \frac{\rho V_{\infty}^2}{2} S_m,$$

где C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления КА; ρ – плотность верхней атмосферы; V_∞ – скорость орбитального движения; S_m – площадь миделевого сечения КА.

Предполагается, что собственное движение атмосферы мало и не учитывается. Коэффициент аэродинамического сопротивления C_x рассчитывается для КА, моделируемого в виде плоской пластины. Плотность атмосферы определяется с использованием модели CIRA-72 [3].

Для солнечно-синхронных орбит важным допущением является неизменность угла между направлением на Солнце и плоскостью орбиты. Это позволяет использовать эквивалентное значение склонения Солнца, соответствующее средней плотности атмосферы за виток.

Для учёта солнечной и геомагнитной активности используется их историческая динамика с 1957 года [4]. Различные профили активности моделируются с помощью сдвига начального момента времени расчёта на сутки, что позволяет сформировать статистическую выборку значений суммарного импульса.

Результаты показали, что коэффициент аэродинамического сопротивления C_x зависит преимущественно от высоты полёта. Влияние солнечной $F_{10.7}$ и геомагнитной K_p активности на C_x оказалось слабым. Однако плотность атмосферы, напрямую влияющая на затраты рабочего тела, может изменяться на 2–3 порядка из-за солнечной активности. Результаты коррелируют с работой [5].

Подбор эквивалентного склонения Солнца проводился для орбит высотой 200–1000 км, с разными месяцами года и местным временем прохождения восходящего узла (ВУ). Для временных интервалов, кратных году, эквивалентное склонение Солнца в среднем составляет 86° , что соответствует усреднённой плотности атмосферы.

Численные значения эквивалентного склонения Солнца для некоторых ССО представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Значения эквивалентного склонения Солнца для ряда ССО

Высота ССО, км	200	300	400	500	600	700	800
Эквивалентное склонение Солнца, град.	86.044	91.075	89.734	87.516	85.794	85.414	85.287

Обобщив данный результат, можно сказать, что средняя плотность атмосферы на витке приближенно соответствует значению склонения Солнца, равного 90° .

Заключение

Предложенная методика позволяет эффективно оценивать запас рабочего тела корректирующей двигательной установки космического аппарата на солнечно-синхронной орбите. Алгоритм учитывает ключевые параметры верхней атмосферы и динамику аэродинамического сопротивления, обеспечивая надежный расчет импульса тяги для длительных периодов эксплуатации. Метод может применяться на ранних этапах проектирования, минимизируя влияние неопределенностей и вычислительных затрат.

Список использованных источников:

1. Sentman, L. H., "Free Molecule Flow Theory and Its Application to the Determination of Aerodynamic Forces," Tech. Rep. 448514, Lockheed Missiles and Space Company, Sunnyvale, California, October 1961.
2. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. - М.: Радио и связь, 2004. - 200 с.: ил.
3. CIRA-72. COSPAR International Reference Atmosphere, Akademie Verlag, Berlin, 1972.
4. Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН // URL: <ftp://ftp.kiam1.rssi.ru/pub/gps/solar/solarinex.txt>
5. A Critical Assessment of Satellite Drag and Atmospheric Density Modeling. David A. Vallado*, David Finkleman. Center for Space Standards and Innovation, Colorado Springs, Colorado, 80920

Разработка системы управления подвижным объектом с использованием компьютерного зрения для поиска кратчайшего маршрута

Приска Тафира

Научный руководитель - Макаренкова Н.А.

МАИ, Москва

winnietafira16gmail.com

С современными темпами развития робототехники одной из актуальных задач представляется разработка алгоритмов управления беспилотными подвижными платформами для исследования местности, решения задач коммивояжера, нахождения оптимальных маршрутов, распознавания объектов, обнаружения препятствий. Данную задачу можно решить с помощью компьютерного сканирования местности, как с использованием современных датчиков (дальномеров, инфракрасных датчиков), установленных на самом подвижном объекте, так и с использованием снимков местности, полученных с летательных аппаратов.

Целью работы являлось определение оптимального по пройденному расстоянию маршрута по заданным точкам подвижным объектом (так называемая задача коммивояжера). При её решении предполагалось, что точки, которые должен обойти подвижный объект, заранее известны, также имеется карта местности для оценки возможных траекторий и потенциальных препятствий [1].

При использовании технологий компьютерного зрения для анализа снимков местности необходимо провести следующие шаги: бинаризацию исходного изображения, его фильтрацию, эрозию (избавление от случайных вкраплений на изображении) и анализ. Далее составляются возможные маршруты между точками, которые необходимо обойти подвижному объекту. Предложены алгоритмы, осуществляющие данные шаги, их работоспособность подтверждена исследованием выборки изображений, полученных по реальным картам местности [2].

Затем необходимо найти кратчайший маршрут для прохождения всех заданных точек на местности. За основу был взят алгоритм Крускала, используемый для нахождения минимального связующего дерева из взвешенного графа. За вершины графа принимаются точки, которые необходимо обойти подвижному объекту, ребра графа – возможные пути между вершинами, вес ребра – расстояние между двумя точками. Алгоритм Крускала позволяет построить траекторию, охватывающую все вершины графа, с минимальным общим весом ребер. В качестве модификации данного алгоритма делается уточнение, что каждая вершина должна быть задействована в составленном маршруте только один раз. Разработанный модифицированный алгоритм заключается в поочередном подключении ребер графа, начиная с наименьшего по весу. Это позволяет найти оптимальный с точки зрения пройденного расстояния маршрут для подвижного объекта. Работоспособность предложенного алгоритма подтверждается моделированием ситуаций для разного количества исходных точек с разными координатами.

Также разработана общая структурная схема подвижного объекта, которая включает дальномеры, микропроцессоры, двигатели, модули дистанционного управления и интерфейс. С помощью датчиков, установленных на подвижном объекте, можно осуществлять уточнение найденного маршрута, например, проводить оценку возможности прохождения по заданной траектории с точки зрения препятствий, невидимых на исходном снимке местности [3].

Таким образом, в работе решены задачи, связанные с обработкой входного изображения, обработкой возможных ошибок, поиска оптимального по пройденному расстоянию пути и построением маршрута с его графической реализацией. Предложенные алгоритмы можно использовать в промышленных целях, например, при построении маршрутов для автономных роботов на складах крупных предприятий или поиска маршрутов для роботов в городах или в сельской местности.

Список использованных источников:

1) Louis G. Birta Gilbert Arbez. Modelling and Simulation. Exploring Dynamic System Behaviour. 2007 Springer London Heidelberg New York Dordrech P448 110-Modelling-and-Simulation-Exploring-Dynamic-System-Behaviour-Louis-G.-Birta-Gilbert-Arbez-Edisi-2-2013.pdf

2) U. Narayan Bhat. An Introduction to Queueing Theory. Modeling and Analysis in Applications. 2015. Springer Boston MA Heidelberg New York Dordrecht London Page335 <https://link.springer.com/book/10.1007/978-0-8176-8421-1>

3) Jack P.C. Kleijnen. Design and Analysis of Simulation Experiments. 2015 Springer Science + Business Media, LLC, 233 Spring Street, New York, NY 10013, USA) Page 211. <https://link.springer.com/book/10.1007/978-0-387-71813-2>

Модельно-методический аппарат оценки эффективности вертолетного комплекса, оснащенного системой поддержки и принятия решений экипажа в задачах поражения наземной цели

Прудников Владимир Николаевич¹,

Хохлов Сергей Георгиевич²,

Сизов Павел Сергеевич²,

Заплатин Алексей Геннадьевич²

Научный руководитель - Скрипниченко Ю.С.¹,

МАИ¹, ФАУ «ГосНИИАС»², Москва

pvn@gosniias.ru, a.zaplatin@gosniias.ru, skripnichenkoys@mai.ru

Ключевые слова: системный анализ, оценка эффективности, исследование операций, системы принятия решений, комплекс бортового оборудования, бортовые алгоритмы, вертолетный комплекс, математическое моделирование

В настоящее время крайне динамично происходит совершенствование бортовых систем вертолетных комплексов (ВК), а также бортовых алгоритмических средств, предназначенных для помощи экипажу в условиях применения авиационных средств поражения (АСП). Использование алгоритмов поддержки принятия решений экипажем может позволить более эффективно

решать боевые задачи по поражению наземных целей противоборствующей стороны. Работа посвящена актуальной проблеме выполнения маневра увода вертолета от осколков собственных авиационных средств поражения [1].

Использование индикаторов на лобовом стекле и цифровых систем управления на современных боевых вертолетах позволяет индицировать лётчику значения минимальных дальностей и высот в реальном времени и рассчитывать траекторию увода вертолётa от осколков АСП с учётом текущего полётного режима и маневров.

Современные системы могут заранее предупреждать экипаж о входе в зону разлёта осколков и предлагать оптимальный манёвр для исключения попадания в опасную зону. Эти системы могут интегрироваться с автоматизированными системами управления, что позволяет реализовывать манёвры уклонения. Такие системы значительно повышают безопасность применения АСП и облегчают задачу пилотирования.

Был разработан модельно–методический аппарат, который может быть применен в целях обоснования выбора алгоритма поддержки принятия решений экипажа для выполнения маневра увода от осколочного поля применяемого АСП в задачах поражения наземной цели вертолетами армейской авиации. Критерием выбора является полигонный наряд АСП, необходимый для уничтожения наземной цели $N_{ПАСП}$. Постановка задачи может быть записана следующим образом:

$$vk^* = \arg \min_{vk \in VK} N_{ПАСП}(vk, wp, tact, target)$$

Где $vk = \{heli, alg\}$ vk^* – рациональный ВК; vk – вектор, описывающий характеристики вертолета и реализованный на нём алгоритм увода; VK – множество вариантов ВК с различными алгоритмами; $heli$ – вектор характеристик вертолета; alg – алгоритм поддержки принятия решения экипажа при выполнении увода; wp – вектор, характеризующий АСП; $tact$ – тактика применения ВК; $target$ – вектор, характеризующий параметры цели.

При ограничениях на: 1. Непоражение комплекса осколками собственного АСП при $d_{min} > R_{osk}$, где d_{min} – минимальная дальность пуска АСП, R_{osk} – радиус разлёта осколков; 2. $P \geq P_{зад}$, где P – вероятность поражения цели, $P_{зад}$ – заданная вероятность поражения цели.

Были сформулированы следующие допущения: модель разлета осколков представлена в виде сферы; цель не оказывает противодействие; не рассматриваются переходные процессы при прицеливании; отсутствие скольжения и ветра; управляемое вооружение не рассматривается; невозможно учесть параметры грунта и угол наклона АСП в момент соприкосновения с поверхностью; обнаружение цели производится в ходе оперативной работы ВК.

Была разработана структурная схема модельно-методического аппарата оценки эффективности вертолетного комплекса, оснащенного системой поддержки и принятия решений экипажа в задачах поражения наземной цели (рис. 1). Модельно-методический аппарат был разработан с использованием подходов, описанных в источниках [2-6].

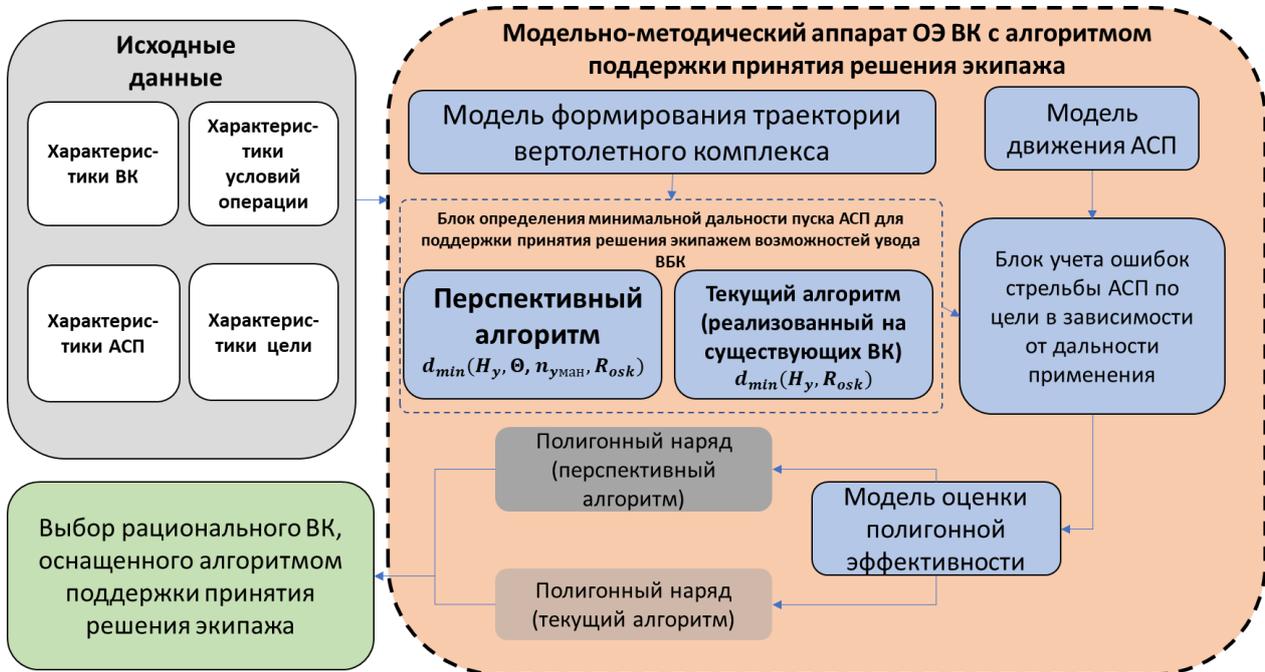


Рис. 1 - Структурная схема модельно-методического аппарата оценки эффективности вертолетного комплекса, оснащенного системой поддержки и принятия решений экипажа в задачах поражения наземной цели

Модельно-методический аппарат состоит из следующих элементов: 1. Модель формирования траектории вертолетного комплекса; 2. Блок определения минимальной дальности пуска АСП для поддержки принятия решения экипажем возможностей увода ВК (он работает в двух режимах: для текущего алгоритма, который реализован на существующих ВК, и для перспективного алгоритма, рассматриваемого в этой работе); 3. Модель движения АСП; 4. Блок учета ошибок стрельбы АСП по цели в зависимости от дальности применения; 5. Модель оценки полигонной эффективности (в которой определяется полигонный наряд для рассматриваемых альтернатив и условий применения ВК. На выходе получается рационального вертолетный комплекс, оснащенный алгоритмом поддержки принятия решения экипажа.

Осуществлена программная реализация модельно-методического аппарата, которая включает: алгоритмический блок, блок информационного взаимодействия, а также блок визуализации и представления результатов.

В работе был определен полигонный наряд АСП, необходимый для уничтожения цели определённого класса (рассматривалась цель типа «танк») и разработан программно-алгоритмический комплекс, который включает блок для хранения информации об операции, расчетный блок для определения минимальной дальности увода и количества АСП для выбора рационального вертолётного комплекса и блок визуализации, в котором будут наглядно представлены исходные данные для моделирования и результат работы алгоритма.

Список использованной литературы

1. Горобинский М.А., Хохлов С.Г. Некоторые особенности обеспечения безопасности применения АСП на вертолетах // IV Всероссийская научно-техническая конференция «Моделирование авиационных систем» сборник тезисов докладов. 2020.
2. Широков А.И. // Методические основы оценки эффективности авиационных боевых комплексов. 2022

3. Никифоров Н.С., Скрипниченко Ю.С. Разработка модельно-методического аппарата для формирования требований к обликовым характеристикам перспективных АБК армейской авиации // Моделирование авиационных систем : Сборник докладов, Москва, 12–14 апреля 2011 года / Государственный научный центр Российской Федерации Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем»; Российская академия наук; Российский фонд фундаментальных исследований. Том 1. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2011. – С. 199-202.

4. Скрипниченко Ю.С., Никифоров Н.С., Левков В.Г., Овчинников Д.И. Разработка системы алгоритмов поддержки принятия решений экипажем АБК на этапе целевого применения и создание системы моделей тестирования СППР // Моделирование авиационных систем : материалы Всероссийской научно-практической конференции, Москва, 21–22 ноября 2013 года. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2013. – С. 41.

5. Васильев С.С., Скрипниченко Ю.С., Филатов И.И. Система математических моделей оценки эффективности нанесения ущерба наземным целям // Авиационные системы в XXI веке : Сборник докладов, Москва, 26–27 мая 2016 года / Председатель Организационного и Программного комитетов конференции Сергей Юрьевич Желтов. Том 1. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2017. – С. 162-168.

6. Левков В.Г., Остапенко И.И., Скрипниченко Ю.С. Модельно-методический аппарат определения рациональных характеристик ВБК и его КАВ для выполнения совокупности боевых операций с учетом функционирования в условиях использования автоматизированных средств управления боевыми действиями // Авиационные системы в XXI веке : Тезисы докладов юбилейной Всероссийской научно-технической конференции, Москва,

21–22 апреля 2022 года. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2022.

Модельно-методический аппарат выбора рациональных летно-технических характеристик беспилотных воздушных судов для выполнения транспортных задач в сегрегированном воздушном пространстве

Пылаева Александра Александровна,

Мыскин Дмитрий Николаевич

Научный руководитель - Скрипниченко Ю.С.

МАИ, Москва

sp4491@mail.ru, skripnichenkoys@mai.ru)

Ключевые слова: системный анализ, оценка эффективности, исследование операций, беспилотная авиационная система, беспилотное воздушное судно, аэрологистика, транспортные операции, летно-технические характеристики, аэродинамика, динамика полета, математическое моделирование, сегрегированное воздушное пространство

Беспилотные воздушные суда (БВС) получают всё более широкое применение в гражданской авиации как в мире, так и в Российской Федерации. Возрос интерес и к использованию БВС для осуществления транспортных операций в различных условиях применения, в том числе при эксплуатации в воздушных пространствах различного типа [1]. В работе рассмотрено создание инструмента для выбора рациональных летно-технических характеристик летательного аппарата, осуществляющего транспортные операции в сегрегированном воздушном пространстве.

В работе был проведен анализ условий применения БВС, анализ возможных конструктивных вариантов БВС. Подготовлена информационная база характеристик силовых установок, различных профилей крыла с различными типами механизации. Сформулирован перечень основных допущений, которые упрощают требования к модельно-методическому аппарату: рассматриваются прямые рейсы без дозаправок, взлет и посадка осуществляется с подготовленных взлётно-посадочных полос, учитывается максимальная коммерческая нагрузка,

воздушный маршрут во время полета не изменяется, влияние метеорологических условий не учитываются, технические проблемы во время полета не учитываются.

Была сформулирована постановка задачи: необходимо разработать систему моделей, которая позволит выбрать рациональные ЛТХ БВС в сегрегированном воздушном пространстве. Критерием выбора рациональных ЛТХ принимаются затраты на эксплуатацию (C_{Σ}). Альтернативным критерием выбора является сложность технологического производства БВС (E).

$$x^* = \begin{cases} \arg \min_{x \in X} C_{\Sigma}(x, y, m) \\ \arg \min_{x \in X} E(x, y, m) \end{cases} \quad (1)$$

Где x^* – рациональные ЛТХ БВС, C_{Σ} – суммарная стоимость транспортной операции, E – сложность технологического производства, x – вектор летно-технических характеристик БВС, X – множество летно-технических характеристик БВС, y – условия проведения операции, m – вектор характеристик полезной нагрузки.

В работе учитывались следующие ограничения: $t_{min} \leq t$, $H_{min} \leq H \leq H_{max}$, $v \leq v_{max}$, $n_{дост} = n$, где t_{min} – минимальное время проведения операции, H_{min} – минимальная высота класса воздушного пространства, H_{max} – максимальная высота класса воздушного пространства, v_{max} – максимальная скорость полета в воздушном пространстве G класса, $n_{дост}$ – масса доставленной полезной нагрузки, n – масса загруженной полезной нагрузки

В ходе выполнения работы был разработан модельно-методический аппарат, который позволяет найти рациональные ЛТХ по критериям затрат на эксплуатацию и сложности технологического производства (на основе экспертного подхода) и позволяет определять рациональные летно-технические характеристики БВС самолетного типа с учетом различных типов силовых установок, конфигураций крыла и его механизации. Для формирования отдельных моделей эффективности и способов их математической увязки

использованы подходы к проведению математического моделирования, рассмотренные в работах [2,3]. Для расчета летно-технических характеристик БВС и транспортных возможностей использованы подходы, описанные в работах [4-6].

На рис. 1 приведена структурная схема модельно-методического аппарата выбора рациональных летно-технических характеристик БВС для выполнения транспортных задач в сегрегированном воздушном пространстве.

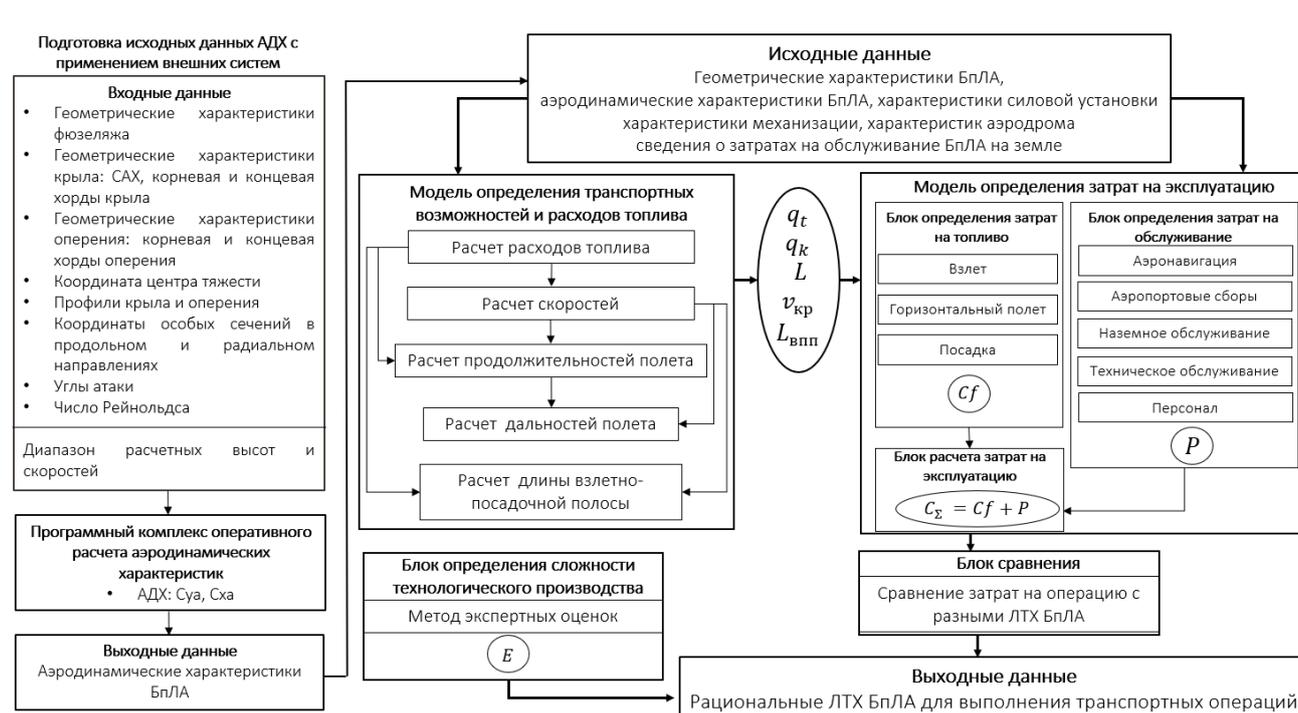


Рис. 1 Модельно-методический аппарат выбора рациональных летно-технических характеристик БВС для выполнения транспортных задач в сегрегированном воздушном пространстве

Модельно-методический аппарат состоит из следующих элементов:

- Блок подготовки данных, в контур которого входит программный комплекс оперативного расчета аэродинамических характеристик БВС (особенностью выполненной работы является то, что осуществлена увязка с внешней системой автоматизированного проектирования - цифровой системой аэродинамического проектирования);
- Модель определения транспортных возможностей и расходов топлива;

- Модель определения затрат на эксплуатацию БВС;
- Блок определения сложности технологического производства на основе экспертных оценок;
- Блок формирования области рациональных решений (с применением методов многокритериальных оценок может быть построено Парето-оптимальное множество и выделена область существования рациональных решений).

В ходе работы был разработан программно-алгоритмический комплекс на основе модельно-методического аппарата, содержащий блок информационной поддержки на основе системы управления базами данных SQLite, расчетный блок и блок визуализации с использованием языка программирования C++ в среде разработки QT Creator.

С применением программно-алгоритмического аппарата было проведено математическое моделирование, демонстрирующее работоспособность модельно-методического аппарата и получены результаты для рассматриваемых БВС и условий их применения.

Список использованных источников

1. Журавлев В. Н., Журавлев П. В. Применение беспилотных летательных аппаратов в отраслях экономики: состояние и перспективы // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2016. – № 226(4). – С. 156-164.

2. Левков В.Г., Скрипниченко Ю.С., Никифоров Н.С. Разработка модельно-методического аппарата формирования обликовых характеристик самолетов малой авиации и исследование влияния характеристик силовых установок различного типа на эффективность эксплуатации // Сборник Моделирование авиационных систем. материалы Всероссийской научно-практической конференции. 2013. С. 36.

3. Жеребин А.М., Малафеев И.В., Егришин М.А. Система моделей планирования применения малой и региональной авиации // Моделирование авиационных систем: Сборник тезисов докладов V Всероссийской научно-

технической конференции, Москва, 29–30 ноября 2023 года. – Москва: Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем, 2023. – С. 15-17.

4. Скрипниченко С.Ю. Теоретические основы и практические методы оптимизации режимов полета воздушных судов гражданской авиации с целью повышения экономичности их эксплуатации // Автореферат диссертации на соискание ученой степени доктора технических наук, МГТУ ГА. Москва, 2005

5. Ефремов А.В. Динамика полета // «Машиностроение», М., 2011.

6. Игнатьева А.В. Расчет аэродинамических характеристик самолета с механизацией крыла // «НГТУ», Н., 2010.

**Быстродействие динамической системы с однократным
разделением объектов управления**

Сабурова Серафима Павловна

Научный руководитель — профессор, д.ф-м.н. Бортаковский А.С.
МАИ, Москва

serafima.zhuchkova@gmail.com

Рассматривается задача быстродействия группы управляемых объектов переменного состава [1-4]. Движение начинает один составной объект управления (носитель). Он движется по траекториям окружность - прямая, окружность-окружность с ограниченными ускорением и скоростью. В некоторый момент времени от него отделяются несколько простых объектов, которые направляются в заданные терминальные состояния (цели). Движение каждого простого объекта прямолинейное с ограниченными ускорением и скоростью, причем максимальная скорость движения простого объекта меньше максимальной скорости составного. Повороты объектов управления выполняются в момент остановки, т.е. при нулевой линейной скорости. Время поворота, пропорциональное величине угла, учитывается в минимизируемом функционале.

Оптимальное управление прямолинейным движением находится при помощи принципа максимума. Точка деления объектов определяется

приближенно в результате численной оптимизации на сгущающихся сетках в пространстве состояний.

Оптимальное управление движения до разделения находится аналитически.

Алгоритм решения задачи разработан для плоского движения группы управляемых объектов с возможностью расширения размерности. Программа, реализующая предложенный алгоритм написана на языке Python в среде PyCharm. Она позволяет получить приближенное решение задачи, графически представлять оптимальные траектории движения группы, вычислить время достижения целей. Эффективность программы демонстрируется на примерах многоцелевого быстродействия группы подвижных объектов.

Список использованных источников:

1. Каляев И.А., Гайдук А.Р., Капустян С.Г. Модели и алгоритмы коллективного управления в группах роботов. М.: Физматлит, 2009.
2. Куржанский А.Б. Задача управления групповым движением. Общие соотношения // Докл. РАН. 2009. Т. 426. № 1. С. 20–25.
3. Бортаковский А.С. Быстродействие группы управляемых объектов // Изв. РАН. ТиСУ. 2023. № 5. С. 51–77.
4. Евдокименков В.Н., Красильщиков М.Н., Оркин С.Д. Управление смешанными группами пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов в условиях единого информационно-управляющего поля. М.: Изд-во МАИ, 2015.
5. Вагизов М.Р., Хабаров С.П. Алгоритм формирования гладких программных траекторий движения БПЛА // Информация и космос. 2021. № 2. С. 122–130.

Инцидентная математическая модель мелкосерийного производства

Сайдалиева Диана Рафкатовна ,

Палий Виктор Иванович

Научный руководитель - к.т.н., доцент, Ванцов С.В. ,

МАИ, Москва

diana.saydalieva@mail.ru

Ключевые слова: математическая модель, производственные процессы, инциденты, коэффициент загрузки, мелкосерийное производство

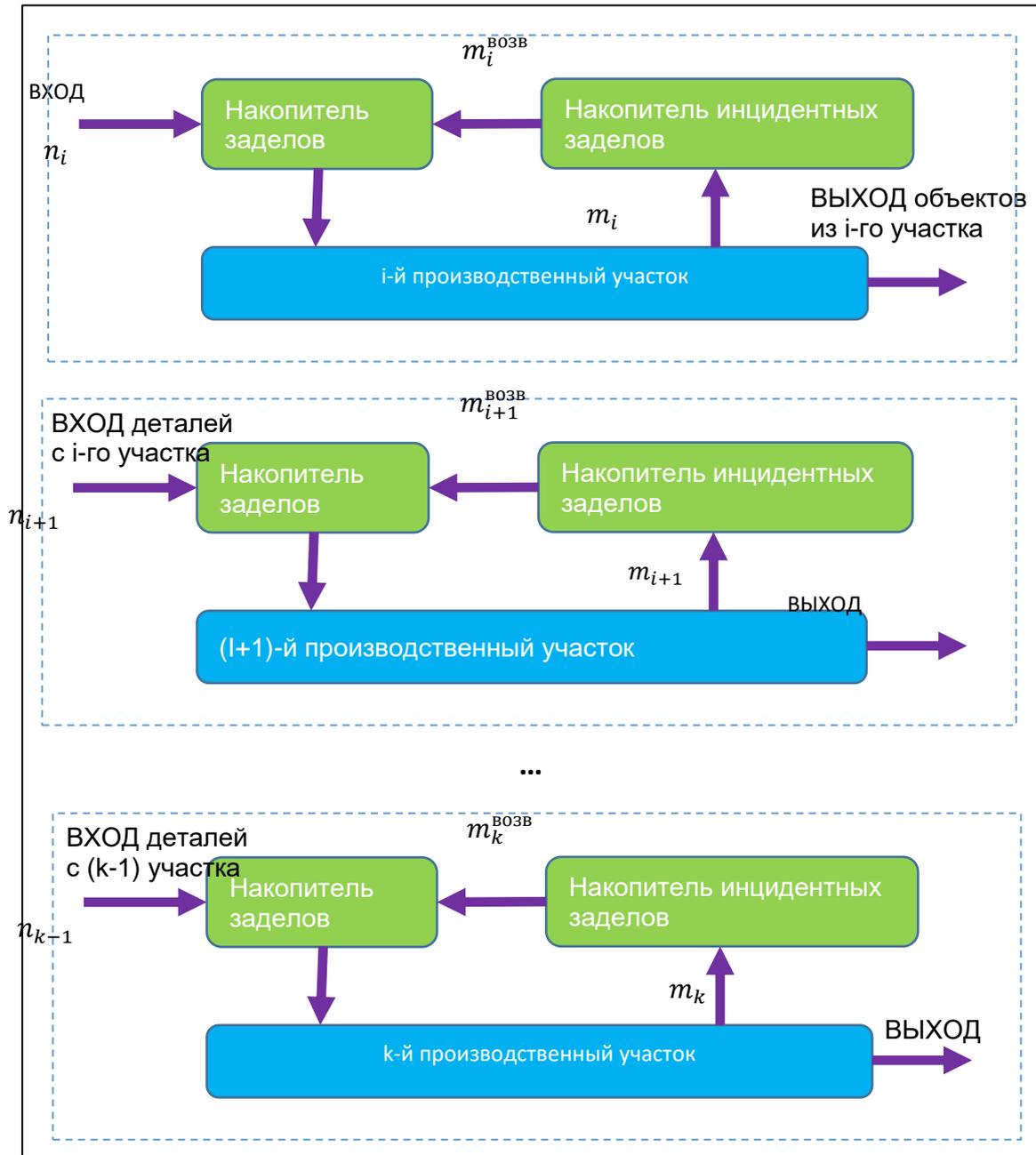
В статье представлена математическая модель участка мелкосерийного производства, учитывающая вероятность инцидентов, возникающих в процессе выполнения операций, и их влияние на производственный процесс. Модель позволяет оценивать загрузку участков, прогнозировать количество обработанных объектов и учитывать возвраты на повторную обработку. Основное внимание уделено расчету коэффициента загрузки участков, ожидаемого времени выполнения операций и недозагрузки в случае прерывания. Полученные результаты могут быть использованы для повышения эффективности и устойчивости мелкосерийного производства путем оптимизации распределения ресурсов и предотвращения простоев.

Для участков мелкосерийного производства характерна высокая вероятность прерываний выполняемых операций. Разработка математической модели производственного участка предоставляет инструмент для анализа влияния таких прерываний на производственный процесс [1],[2]. В модели учитываются технологические и экономические ограничения, связанные с вероятностью возникновения инцидентов — событий, прерывающих операции по причинам, не зависящим от квалификации персонала или отказов оборудования [3].

Производственный процесс представлен в виде цепочки из k взаимосвязанных участков, где каждый последующий участок обрабатывает объекты, поступившие с предыдущего. Модель определяет ключевые показатели, включая вероятность инцидентов $P_{инц}(i)$ возвратов объектов на доработку $P_{возв}(i)$, а также коэффициент загрузки участка, отражающий эффективность использования его мощности. Расчеты включают оценку ожидаемого времени выполнения операций, недозагрузки участка и прогнозирования количества обработанных объектов. В общем виде, формализация объекта мелкосерийного производства, состоящего из k производственных участков представлена на

рисунке

1.

Рисунок 2 - Схема работы производства, состоящего из k производственных участков

На первом участке поступает n_1 объектов на обработку и рассчитываются инциденты и возвраты

На втором и последующих участках, количество объектов n_i поступает на обработку, и аналогично рассчитываются инциденты и возвраты.

На последнем участке k , количество объектов, поступающих на участок, можно высчитать по формулам:

$$n_k = n_{k-1} - m_{k-1} + m_{k-1}^{\text{ВОЗВ}};$$

$$m_k = n_k * P_{\text{инц}}(k);$$

$$m_k^{\text{ВОЗВ}} = m_k * P_{\text{ВОЗВ}}(k);$$

Тогда, ожидаемое количество обработанных объектов на последнем участке:

$$n_k^{\text{обработанные}} = n_k - m_k + m_k^{\text{ВОЗВ}}$$

Для каждого производственного участка рассчитывается коэффициент загрузки с учетом вероятностей инцидентов и фактического времени выполнения операции:

$$K_{\text{загрузки}}(i) = \frac{E(T_{\text{общ}}(i))}{\sum_{i=1}^{n_i} T_i}, \text{ где:}$$

$E(T_{\text{общ}}(i))$ – это ожидаемое время выполнения операций на i -м участке с учетом прерываний и возвратов:

$$E(T_{\text{общ}}(i)) = \sum_{i=1}^n E(T_i)$$

$E(T_i) = P_{\text{без.инц}}(i) * T_i + P_{\text{инц}}(i) * (T_i^{\text{инц}} + T_i^{\text{восст}})$ – ожидаемое время выполнения i -й операции с учетом вероятности инцидента;

$P_{\text{без.инц}}(i) = 1 - P_{\text{инц}}(i)$ – это вероятность того, что операция i будет выполнена без прерывания;

Тогда ожидаемое время недозагрузки участка:

$E(T_{\text{недозагрузки}}) = \sum_{i=1}^n P_{\text{инц}}(i) * (T_i - T_i^{\text{инц}})$ – сумма оставшегося времени, которое потребуется для завершения операции после прерывания.

Таким образом, модель определяет ключевые показатели, включая вероятность инцидентов $P_{\text{инц}}(i)$ возвратов объектов на доработку $P_{\text{возв}}(i)$, а также коэффициент загрузки участка, отражающий эффективность использования его мощности. Расчеты включают оценку ожидаемого времени выполнения операций, недозагрузки участка и прогнозирования количества обработанных объектов.

Предложенная математическая модель позволяет количественно оценить влияние прерываний на производственный процесс, выявить резервы оптимизации и повысить стабильность и эффективность работы мелкосерийного производства.

Список используемых источников:

1. Сайдалиева, Д. Р., Лийн, Е. А. Системы массового обслуживания для задач имитационного моделирования производственных процессов // Тезисы 22-й Международной конференции «Авиация и космонавтика». — Москва, 2023.
2. Литвак Н. В. Оптимизация технологических процессов на основе математического моделирования. — Новосибирск: СО РАН, 2019.
3. Палий, В. И., Ванцов, С. В. Статистический анализ распределения простоев технологических процессов при изготовлении опытных образцов приборов на примере радиомонтажного цеха // Опубликовано 25.06.2023 в выпуске #2(143)/2023. DOI: 10.18698/0236-3933-2023-2-39-50.

Малогабаритное азимутально-угломестное поворотное устройство с двухосевой дифференциальной компоновкой приводов

Саразов Роман Сергеевич

Научный руководитель – к.т.н., Маликов С.Б.

МАИ, Москва

roman-03-31@mail.ru

Поворотное устройство (другое название – координатно-поворотное устройство, наклонно-поворотное устройство, англ. «pan-tilt unit») – служит для позиционирования рабочего органа (антенны, оптического или оптико-электронного прибора и др.) в заданную точку пространства. Наиболее распространены устройства в двумя степенями свободы, которые обеспечивают позиционирование по углу азимута. Широко известны компоновки поворотных устройств, где две степени свободы подразумевают использование двух независимых электроприводов для угла азимута и угла элевации соответственно [1].

Однако применительно к задаче создания малогабаритной антенной системы [2], для достижения наилучших параметров по массогабаритным характеристикам предлагается принципиально иное решение [3].

Таким решением может быть использование двухдвигательной дифференциальной компоновки приводов. Двухдвигательный дифференциальный привод [4] – групповой привод двух отдельно функционирующих механизмов одного устройства, что достигается за счет изменения направлений вращения и скоростей приводных электродвигателей.

Подобная конструкция успешно реализуется в роботах-манипуляторах, широко применяемых в системах промышленной автоматизации, в целях разгрузки их звеньев для уменьшения собственных силовых моментов, вызванных массой приводов. Наиболее часто это выполняется в виде выноса серводвигателей 4,5 и 6-й осей в общий приводной блок как можно дальше от рабочего органа и ближе к центру масс [5]. При этом моменты с серводвигателей передаются к рабочему органу через длинные валы либо ремни в звеньях робота-манипулятора, а их связь осуществляется – через систему механических передач, ключевыми элементами которой являются дифференциалы либо каскады конических или гипоидных зубчатых колес [6].

Применительно к поворотному устройству малогабаритной антенной системы реализация двухдвигательного дифференциального привода может выглядеть следующим образом (рис. 1): серводвигатели 1 и 2 смонтированы на наклонной платформе и связаны валами с входными шестернями конического дифференциала 3 и 4. Сателлит дифференциала 5 – жестко связан с основанием, на котором монтируется поворотное устройство и неподвижен. В таком случае при работе серводвигателей 1 и 2 в одном направлении будет осуществляться поворот, тогда как при работе в противоположных направлениях – наклон.

Оба серводвигателя 1 и 2 задействованы одновременно, что позволяет в два раза увеличить нагрузочную способность или же в два раза снизить массогабаритные параметры поворотного устройства. Возможны иные вариации

компоновки: например, размещение серводвигателей на неподвижном основании с применением цилиндрического дифференциала.

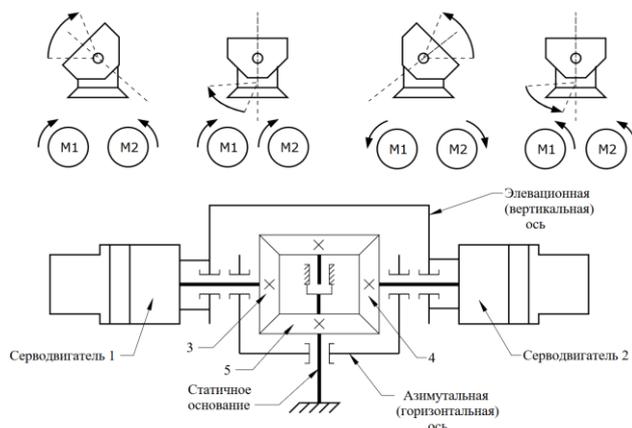


Рис. 1 Схема работы поворотного устройства с двухдвигательной дифференциальной компоновкой приводов

Кроме того, в контексте создания малогабаритного поворотного устройства, такое решение обладает целым рядом дополнительных преимуществ:

Во-первых, одним из определяющих требований для приводов поворотного устройства является точность позиционирования (наведения рабочего органа), которая зависит в большей части от отсутствия зазоров в механических передачах. В таком случае применение симметричного конического дифференциала за счет наличия нескольких сателлитов позволяет обеспечить многопарность в зубчатом зацеплении, а также выборку зазоров в передаче при помощи поджатия сателлитов к полуосям дифференциала, связанным с серводвигателями.

Во-вторых, для исключения самопроизвольного движения по вертикальной (наклонной) оси при отключённом электропитании необходима установка стопорного устройства (тормозной муфты). При дифференциальной компоновке такое стопорное устройство можно установить на оба электропривода. Благодаря этому обеспечивается в два раза большее возможное усилие и полностью блокируются несанкционированные движения по обеим осям.

В-третьих, при двухдвигательной дифференциальной компоновке устройства, в случае монтажа двигателей на наклонную платформу, высвобождается место на поворотном звене и основании, что позволяет рационально вписать в конструкцию вращающееся кабельное сочленение для передачи электрических сигналов. Тем самым возможно обеспечить вращение рабочего органа в горизонтальной плоскости на полный оборот неограниченное количество раз. К недостаткам двухдвигательной дифференциальной компоновки поворотного устройства может относиться сложность закона управления электроприводами (математической модели движения) в случае, когда требуется одновременная работа поворотной и наклонной оси [7], что дополнительно повлечет за собой изменение нагрузки на каждый из серводвигателей [5]. Таким образом возможно создание малогабаритного поворотного устройства, отвечающего заданным требованиям, обладающего рядом новых конструктивных решений и большим потенциалом для дальнейшей модернизации [8].

Список использованных источников:

1. Wedler et al., Pan/Tilt-Unit as a Perception Module for Extra-Terrestrial Vehicle and Landing Systems // 12th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation “ASTRA”. 2013, ESTEC, Noordwijk.
2. Саразов, Р. С. Коробков А.А. Концепция портативной измерительной установки для оценки электромагнитной обстановки и исследования радиосигналов // Сборник избранных статей научной сессии ТУСУР . — Томск : В-Спектр, 2024. — С. 196-199.
3. Yi-Chiao Lee et al., A pan–tilt orienting mechanism with parallel axes of flexural actuation // IEEE/ASME Transactions on Mechatronics. 2013. V. 18, N.3 P. 1100 – 1112
4. Авторское свидетельство № 866678 А1 СССР, МПК H02P 5/46. Двухдвигательный электропривод с механическим дифференциалом : № 1961693 : заявл. 21.09.1973 : опубл. 23.09.1981 / Б. В. Новоселов, А. А. Кобзев, Р. М. Трахтенберг [и др.]

5. Колесниченко, Р. В. Повышение точности технологических роботов на основе применения прецизионных двухдвигательных следящих приводов : специальность 05.02.05 "Роботы, мехатроника и робототехнические системы" : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Колесниченко Руслан Владиславович, 2022. – 204 с.
6. Роботы Kuka средней грузоподъемности. — Текст : электронный // www.rudetrans.ru : [интернет-ресурс]. — URL: <https://www.rudetrans.ru/upload/iblock/e0e/sredney-gruzopodemnosti.pdf?ysclid=m0bobn8qx7654828288> (дата обращения: 08.09.2024).
7. Н. М. Максимов, О. Ю. Корнякова, И. Н. Головань. Математическая модель двухдвигательного дифференциального электропривода // Достижения науки и технологий-ДНиТ-2021, Красноярск 2021. – С. 102-105.
8. Высоцкая В.И., Маликов С.Б., Токмакова Т.В. Анализ факторов, определяющих качество продукции авиационной промышленности // Авиационная промышленность. 2021. № 2. С. 51–53.

Гибридное БВС для сельскохозяйственных целей

Ткачёва Валерия Васильевна

Научный руководитель – Морозов В.В.

ТулГУ, Тула

Valero05d@gmail.com

Ключевые слова: дирижабль, экологичность, отсутствие каркаса, сельское хозяйство, гелий.

Беспилотный летательный аппарат, предназначенный для сельскохозяйственных нужд, представляет собой инновационное решение для оптимизации процессов обработки полей. Основные особенности его конструкции и функциональности можно описать более подробно.

1. Оболочка дирижабля:

- Оболочка аппарата выполнена из пятислойной полиэстровой ткани, что обеспечивает ее герметичность и предотвращает от утечек газа. Каждый слой имеет свои функции, включая защиту от механических повреждений и воздействий окружающей среды.

- Отсутствие каркаса снижает вес аппарата и делает его более компактным. В случае необходимости, дирижабль можно быстро сдуть и компактно хранить, что существенно упрощает транспортировку аппарата.

2. Использование инертного газа:

- Внутри оболочки находится гелий — инертный газ, который не подвержен воспламенению. Это делает аппарат безопасным в эксплуатации.

- Гелий легче воздуха, что позволяет аппарату подниматься без затрат на подъемную силу. Таким образом, основная энергия, используемая аппаратом, идет на маневрирование и выполнение задач.

3. Система управления и приводы:

- Дирижабль оснащен винтами, расположенными на гондоле, которые приводятся в движение коллекторными двигателями. Эта система обеспечивает точное и маневренное управление направлением движения.

- Управление осуществляется дистанционно, что позволяет оператору вести наблюдение за работой аппарата и вносить корректировки по необходимости.

4. Гондола:

- Гондола, являющаяся важной частью конструкции, состоит из углеродного материала. Этот выбор обеспечивает легкость и одновременно высокую прочность, что важно для выдерживания различных нагрузок при эксплуатации.

- В гондоле предусмотрены два отсека:

- Передний отсек содержит системы управления

- В заднем отсеке находятся химикаты для обработки полей. Они распределяются по поверхности земли с помощью рассеивателя, который также установлен на гондоле. Это обеспечивает равномерное нанесение веществ и повышает эффективность обработки.

5. Применение:

- Такой беспилотный аппарат может применяться для различных сельскохозяйственных задач, включая опрыскивание пестицидами, внесение удобрений и мониторинг состояния посевов.

- Использование дирижабля в сельском хозяйстве позволяет существенно снизить трудозатраты и улучшить качество обслуживания полей, а также минимизировать воздействие на окружающую среду благодаря точному распределению химикатов.

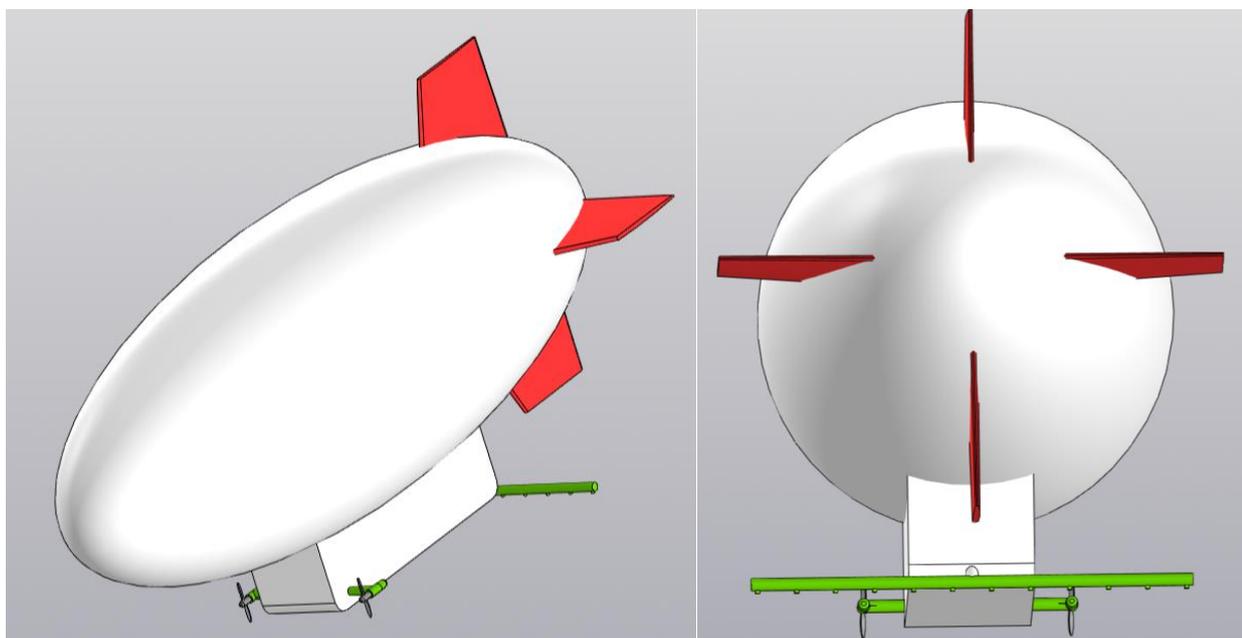


Рис.1

Рис.2

Таким образом, Беспилотный летательный аппарат не только обладает многочисленными технологическими преимуществами, но и отличается доступностью в производстве и экологической безопасностью.

1. Дешевое производство:

- Используемые материалы, такие как пятислойная полиэстровая ткань и углеродные композиты, могут быть изготавливаемыми в большом объеме и обладают относительно низкой стоимостью. Это позволяет сократить затраты на производство аппарата.

- Отсутствие каркаса в конструкции дирижабля позволяет уменьшить количество необходимых деталей, что также снижает затраты на сборку и уменьшает сложность производственного процесса.

- Простота в сборке и разборке делает процесс изготовления более быстрым и менее затратным, что способствует более широкой доступности технологии для фермеров и аграрных компаний.

2. Экологичность:

- Использование инертного газа, такого как гелий, исключает риск загрязнения атмосферы, так как он не токсичен и не взрывоопасен. Это обеспечивает безопасное использование аппарата вблизи сельскохозяйственных угодий.

- Дирижабль может существенно снизить количество химикатов, используемых для обработки полей, благодаря точной системе распределения. Это минимизирует негативное воздействие на окружающую среду и здоровье людей.

- Сокращение затрат на топливо и энергопотребление, поскольку дирижабль поднимается за счет легкости гелия, также делает его более экологически чистым вариантом по сравнению с традиционными самолетами или вертолетами.

Работа выполнена в рамках студенческого конструкторского бюро «Беспилотные авиационные системы», соглашение №10 от 30.11.23

Список используемых источников:

1. Оборудование дирижаблей - С. А. Лосик, И. А. Козлов – 1939
2. Динамика дирижаблей – П. Шанже – 1934
3. Воздухоплавательные аппарата и полёта на них – Ю.С. Бойко - 2015

**Спутниковые наблюдения за утечкой топлива с затонувшего теплохода
под влиянием даунвеллинга**

Ткачук Мария Олеговна

Научный руководитель - Кучейко А.А.

МАИ, Москва

klimova.tkachuk@yandex.ru

Ключевые слова: даунвеллинг, Черное море, нефтяные загрязнения, спутниковые изображения, утечки топлива.

В статье исследуются причины появления нефтяных загрязнений морской поверхности в районе мыса Дооб в Новороссийской бухте Черного моря в июле-октябре 2021-2024 годов.

Исследование было начато после обращения специалистов ФГБУ «Администрации морских портов Черного моря» по спутниковому мониторингу нефтяных загрязнений, появившихся у побережья в районе Кабардинка – Геленджик в июле 2021 года.

В ходе исследований ставится более общая проблема изучения возможных причин нефтяных загрязнений морской поверхности, связанных с протечкой остатков топлива из баков давно затонувших кораблей в прибрежной зоне.

Основным источником для исследования послужили оптические и радиолокационные спутниковые снимки за период июль-октябрь 2021-2024 годов и их анализ методом оценки на наличие пятен в рассматриваемой акватории Черного моря. Данные снимки были получены из открытых ресурсов Sentinel Hub.

На спутниковых изображениях обнаружены линейчатые слики длиной до 12 км с резкими краями, но незначительные по площади – до 1-1,2 кв. км. На основе анализа оптических и радиолокационных спутниковых изображений было установлено, что обнаруженные слики приурочены к утечкам остатков топлива из баков затонувшего теплохода «Адмирал Нахимов», затонувшего 31.08.1986. Сликки нефтепродуктов сгруппированы на поверхности воды вокруг точки с координатами $44^{\circ}35'57''$ с.ш. и $37^{\circ}52'46''$ в.д. на рис. 1, в которой на глубине 47 м покоится теплоход «Адмирал Нахимов», затонувший 31 августа 1986 года в результате столкновения с сухогрузом «Петр Васёв».

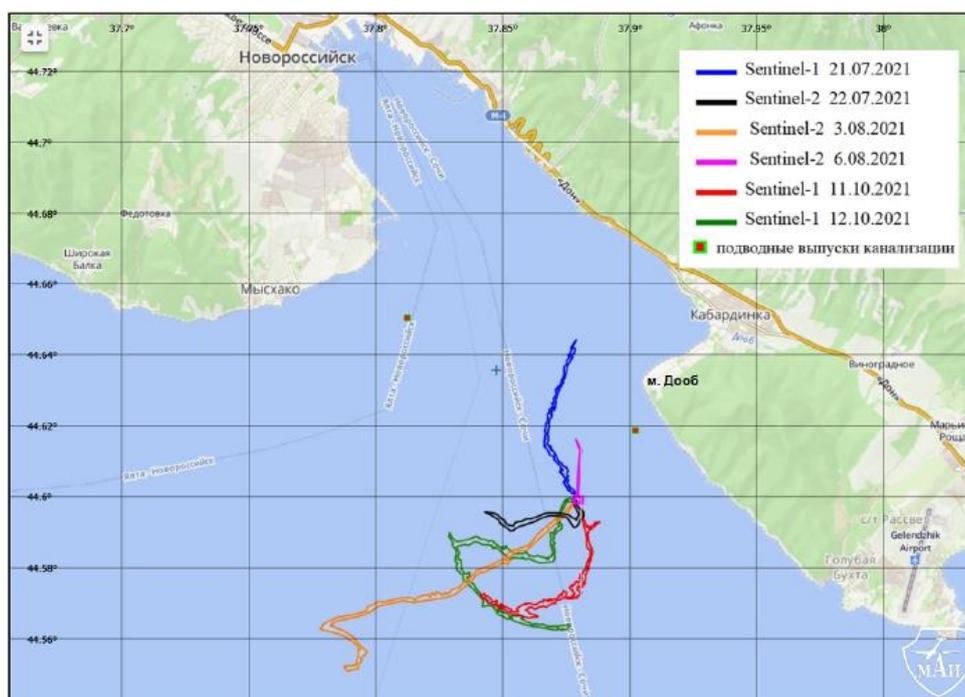


Рис. 1. Пространственная группировка пятен-сликов, идентифицированных как разливы от затонувшего парохода «Адмирал Нахимов».

Факт истечения нефтепродуктов был подтвержден в ходе инспекции района выхода нефтепродуктов на морскую поверхность специалистами ФГБУ «АМП Черного моря». Анализ спутниковых изображений показал, что выход нефтепродуктов происходил с разной периодичностью. Было сделано предположение, что причиной данных выбросов могло стать явление даунвеллинга.

Даунвеллинг – это явление, при котором ветер, дующий на север вдоль восточных границ океанов и на юг вдоль западных вызывает течение, которое в результате действия силы Кориолиса отклоняется вправо, то есть направлено к берегу. В итоге поверхностные воды сгоняются к берегу и погружаются на глубину. Обычно поверхностные воды более тёплые, но несмотря на это, в результате динамического процесса, они попадают в нижележащие слои океана, а вместе с ними туда перемещаются тепло и растворенные вещества, в частности кислород.

Анализ гидрометеорологических параметров (Таблица 1) в районе исследования подтвердил гипотезу, выход нефтепродуктов из баков

затонувшего теплохода приурочен к поступлению на глубину теплых масс в результате явления даунвеллинга.

Таблица 1. Характеристика снимков за период июль-октябрь 2021 года.

Дата обнаружения	Тип снимка и название спутника	Ветер (скорость и направление)	Температура поверхности моря
21.07.2021	РЛИ, Sentinel-1	Ю-З, 14-15 км/ч	29
22.07.2021	Оптический, Sentinel-2	З, 7-8 км/ч	26
31.07.2021	РЛИ, Sentinel-1	Ю-З, 5-6 км/ч	27
02.08.2021	Оптический, Landsat-8	Ю, 7-8 км/ч	27
03.08.2021	Оптический, Sentinel-2	Ю, 6 км/ч	27
06.08.2021	Оптический, Sentinel-2	Ю, 20 км/ч	26
21.08.2021	Оптический, Sentinel-2	З, 10-11 км/ч	26
11.10.2021	РЛИ, Sentinel-1	В, 6 км/ч	19
12.10.2021	РЛИ, Sentinel-1	С-В, 3-4 км/ч	19

Список использованных источников:

1. Новости МАИ 35 лет под водой: студенты МАИ обнаружили разлив топлива в Чёрном море. <https://mai.ru/press/news/detail.php?ID=161028#> (Дата обращения 14.01.2023).
2. Новости ГК «СКАНЭКС». Утечки нефтепродуктов из затонувшего теплохода «Адмирал Нахимов». <https://www.scanex.ru/company/news/utechki-nefteproduktov-iz-zatonuvshego-teplokhoda-admiral-nakhimov/> (Дата обращения 14.01.2023).
3. Морской портал. Архив данных по Черному морю. http://dvs.net.ru/mp/data/main_ru.shtml (Дата обращения 14.01.2023).
4. Мысленков С.А., Кучейко А.А., Козырева А.Ю., Коваль Г.Я. XVIII Международная научно-техническая конференция «СОВРЕМЕННЫЕ

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ОКЕАНОЛОГИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ»
(МСОИ-2023), Москва, Russia, 23-25 мая 2023

Летательный аппарат для доставки донорской крови

Черкасов Матвей Сергеевич

Научный руководитель – Морозов В.В.

ТулГУ, Тула

speseman@mail.ru

В нашем мире никогда нельзя предсказать что произойдёт через мгновение, и поэтому своевременная доставка донорской крови может стать важнейшим фактором в борьбе за жизнь человека. Наземный транспорт не всегда имеет возможность добраться до пострадавшего вовремя, из этого можно сделать вывод, что способ доставки должен измениться на воздушный. В данной работе будет представлена концепция аппарата непрямого управления, а также способ его управления и возможности.

Для дальнейшего проектирования проведём анализ существующих аналогов.

Больших успехов в доставке медикаментов и донорских органов достигла американская компания Zipline, её аппараты круглосуточно доставляют по 148 экстренных вакцин и продуктов крови [1]. Основной парк используемых ими машин занимают беспилотные воздушные суда (БВС) комбинированного типа. На рынке также присутствуют БВС от австралийской компании Swoor Aero, на момент 2022 года их продукция охватывала 140 медицинских учреждений, также, как и у пред идущей компании в основном используется комбинированная схема.

Так как для предложенного аппарата после проведённого анализа чаще всего используются суда комбинированного типа, то такой вариант является на данный момент самым эффективным для данной отрасли. Для дальнейшей работы требуется также провести анализ аэродинамических поверхностей для подбора наилучшей из них для выполнения поставленной задачи.

Схема тейлситтер была выбрана из-за возможности вертикального взлёта и для исключения выдвигного кронштейна из конструкции судна, так как для переливания желательнее, чтобы пакет с кровью находился выше пациента, а данная конструкция за счёт удлинения носовой части как раз позволяет разместить полезную нагрузку ближе к носовой части.

Конструктивно воздушное судно будет состоять из следующих элементов:

1. Корпуса, выполняющего функцию оболочки для внутренних компонентов, а также обтекателя;
2. Оперения с элеронами, для увеличений подъёмной силы, действующей на аппарат, и возможности поворота;
3. Внутренние силовые элементы, такие как лонжероны и шпангоуты;
4. 2 винта и двигатель, для реализации вертикального взлёта и посадки, а также поддержания аппарата в воздухе;
5. 2 Камер, расположенных в носовой и кормовой частях для улучшения визуального поиска пострадавшего, а также упрощения взлёта и посадки судна;
6. Тепловизора для возможности определения местонахождения человека в инфракрасном диапазоне;
7. Радара, улавливающего звуки, который также будет служить для поиска пациента;
8. Малая морозильная камера, для избежания сворачиваемости крови;
9. Роботизированная рука для возможности механического переливания крови;
10. Аппаратуры управления с элементами искусственного интеллекта;
11. Источника тока, для питания всего оборудования энергией.

Работать данная машина будет в двух режимах: полуавтоматическом, когда пациента нужно найти в лесу или горной местности им дистанционно будет управлять пилот через FPV очки и контролеры это должно ускорить поиск цели а также улучшит управляемость процессом переливания крови, второй вариант автоматический предназначен для городских условий или в местах

пробытия группы людей, в данном режиме дрон сможет по предоставленным данным долететь до пункта назначения и с помощью голосовых команд помочь присутствующим людям провести переливание.

Также рассматривается вариант разработки специального приложения на мобильное устройство и для smart-часы, которое можно будет бесплатно установить и при необходимости вызвать судно в несколько кликов, а также оно будет отображать местоположение пострадавшего, и после получение координат цели аппарат вылетит на место происшествия.

С экономической точки зрения данное БВС намного дороже представленных выше машин, но функционально превосходит намного ступеней вперёд, тем более такая конструкция позволит спасти жизни в любых условиях, что значительно улучшит работу медицинских и спасательных организаций.

Это моё видение данного типа роботов. На мой взгляд нам нужно активнее развивать подобные проекты.

Работа выполнена в рамках студенческого конструкторского бюро «Беспилотные авиационные системы», соглашение №10 от 30.11.23

Список использованных источников:

1. URL: <https://habr.com/ru/companies/timeweb/articles/570482/> (Дата обращения 31.11.2024).
2. Скоробогатов С.В. Подходы к проектированию и практика применения беспилотных воздушных судов самолётного типа // МГТУ Га, 2023.

Гибридные вертолётные силовые установки

Чистов Илья Евгеньевич¹,

Соловьёв Михаил Вячеславович²

Научный руководитель – Гранин Г.Ю., АО «НЦВ Миль и Камов»

¹Филиал «Стрела» МАИ, Жуковский, ²МАИ, Москва

¹PushaFox@yandex.ru, ²michaelsolovjov@gmail.com

Вертолеты занимают очень важное место в авиации благодаря способности выполнять вертикальные взлет и посадку, а также высокой скорости

перемещения по сравнению с наземным транспортом. Данные преимущества обеспечили широкую область применения вертолетов — от грузоперевозок и пассажирских рейсов до выполнения боевых задач и разведки. История вертолетостроения началась в 1907 году, когда братья Жак и Луи Берже подняли в воздух первый экспериментальный образец. Спустя несколько десятилетий, в 1944 году, компания Sikorsky запустила серийное производство. С тех пор отрасль неуклонно развивается, с периодическим внедрением новых конструкций и технических решений.

В последние годы, на фоне активного развития электротехники, конструкторы уделяют все больше внимания применению гибридных силовых установок (далее – ГСУ) на вертолетах. Такая инициатива направлена на повышение экономичности, снижение массы и повышение надежности летательных аппаратов. Данная статья посвящена исследованию возможностей и перспектив внедрения ГСУ в конструкцию вертолетов, анализу существующих разработок и предложению собственных концептов модернизации.

Гибридная силовая установка представляет собой комбинацию электрической и тепловой силовых установок. Она позволяет добиться большей экономичности, снизить нагрузку на тепловой двигатель за счет его работы в оптимальных режимах, а также увеличить экологичность эксплуатации. Применение ГСУ уже доказало свою эффективность в автомобилестроении. Автомобили с ГСУ демонстрируют меньший расход топлива и реже требуют ремонта. Однако конкретно в отрасли авиастроения данная технология приводит к ряду специфических проблем, включая высокую стоимость и сложность конструктивной реализации. Применение ГСУ в области вертолетостроения сопряжено с многочисленными техническими вызовами. Вертолеты требуют мощных двигателей с высокой тягой, что делает использование тяжелых и громоздких электродвигателей и аккумуляторов затруднительным, но вполне возможным, поскольку ГСУ позволяет оптимизировать весовую конфигурацию за счет отказа от некоторых узлов или их упрощения. Например:

– Двигатель: продолжительность полёта можно заметно увеличить благодаря возможности питания или подпитки от аккумулятора и оптимизации работы двигателя.

– Редуктор: данная конструкция позволяет упростить редуктор, что приводит к повышению её эффективности.

– Хвостовой вал и редуктор: замена механических компонентов на электрические позволяет упростить конструкцию и повысить её эффективность.

К числу компаний, занимающихся разработкой вертолетов с ГСУ, относятся Sikorsky (США), Leonardo (Италия), Safran (Франция) и Heliburo (Россия). Наибольших успехов добилась компания Safran с проектом модернизации вертолета Airbus H215, который уже проходит летные испытания. Данные разработки демонстрируют потенциал технологии, несмотря на остающиеся нерешенные задачи.

На базе СНО филиала «Стрела» Московского авиационного института (национального исследовательского университета) проведены предварительные исследования применения ГСУ на примере вертолета Ми-34. Были предложены три концепта:

1. Стандартная гибридная силовая установка (Рисунок 1).
2. Компрессорная гибридная силовая установка (Рисунок 2).
3. Электролизная силовая установка (Рисунки 3а, 3б).

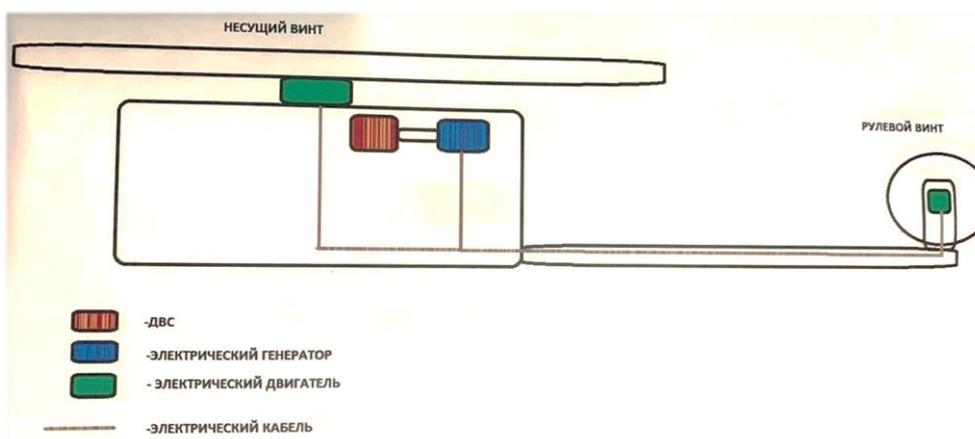


Рисунок 1. Стандартная гибридная силовая установка

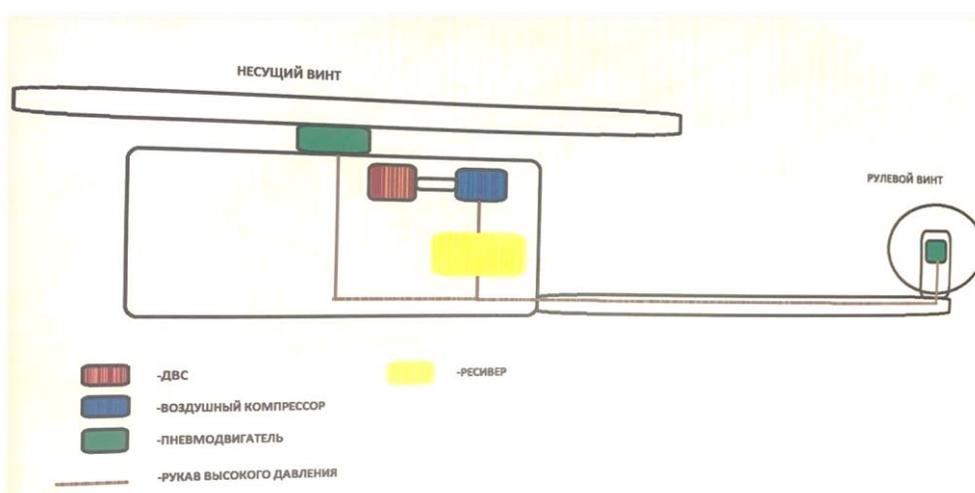


Рисунок 2. Компрессорная гибридная силовая установка

Стандартная гибридная силовая установка

Анализ существующих электродвигателей и генераторов показал, что для обеспечения необходимой мощности (порядка 200 кВт) масса оборудования составляет около 1,4 тонны, что значительно увеличивает вес вертолета. Однако исследования компании Safran демонстрируют возможность уменьшения массы конструкции на 15%. Подобные результаты подчеркивают перспективность технологии при условии оптимизации массы компонентов.

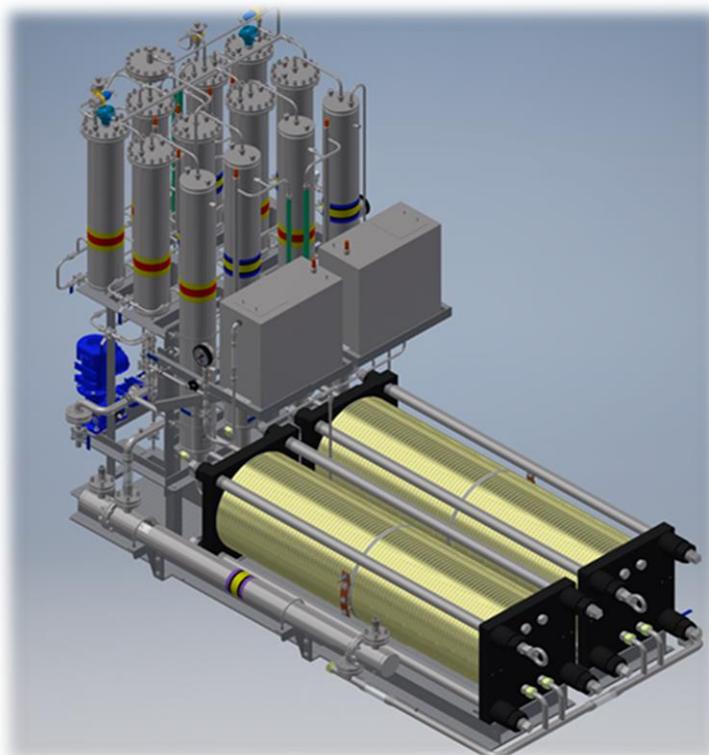
Компрессорная гибридная силовая установка

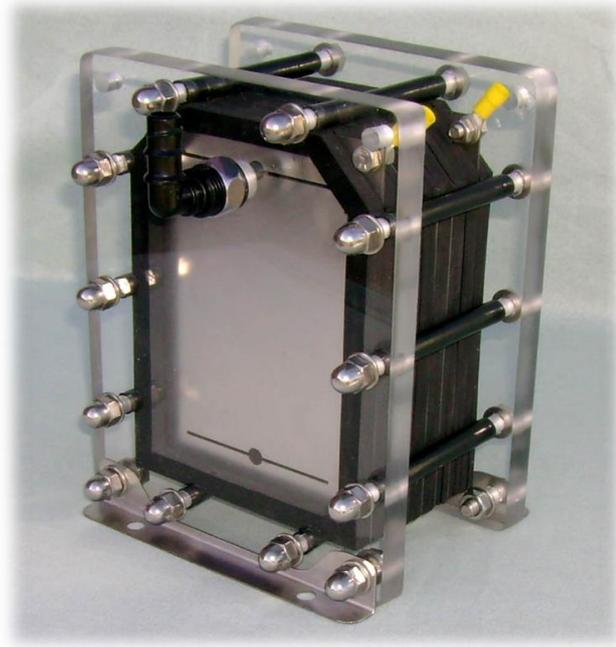
Компрессорная ГСУ предполагает передачу крутящего момента посредством сжатого воздуха. Данная концепция включает двигатель внутреннего сгорания (ДВС), электрогенератор, компрессор и пневматические

двигатели. Несмотря на увеличение расхода топлива и массы системы, технология обладает потенциалом при совершенствовании компрессоров и пневмодвигателей. Дальнейшие исследования необходимы для повышения эффективности и снижения энергетических затрат.

Электролизная силовая установка

Электролизная силовая установка (ЭСУ) представляет собой альтернативу традиционной ГСУ. Основу технологии составляет использование газа Брауна (гремучего газа), вырабатываемого из воды при электролизе. Данный подход позволяет снизить массу топлива до 30% при увеличении энергии сгорания в 2,8 раза. При существенной доработке такого концепта, технология ЭСУ может стать основой для «зеленых» силовых установок, заменяя углеводородное топливо на более экологичные и эффективные аналоги.





Рисунки 3а и 3б. Электролизёр в электролизной силовой установке

Заключение

Таким образом, гибридные силовые установки представляют собой перспективное направление в развитии вертолетостроения. Несмотря на технические трудности, существующие исследования и прототипы указывают на возможность повышения эффективности, надежности и экологичности вертолетов. При дальнейшем совершенствовании технологии и адаптации современных решений ГСУ вертолётов могут стать необходимой частью при разработке авиационной техники.

Список использованных источников:

1. Дудник В.В. Конструкция вертолетов. – Ростов-на-Дону: Издательский дом ИУИ АП, 2005. – 158 с.
2. Основы проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно пилотируемые летательные аппараты). Под ред. И.С. Голубева и Ю.И. Янкевича. М.: Изд-во МАИ, 2006. 528 с.

3. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. Под ред. И.С. Голубева и И.К. Туркина. М.: Изд-во МАИ, 2008. 656 с.

4. Моисеев В.С. Беспилотные вертолеты. Современное состояние и перспективы развития. Казань: Редакционно-издательский центр (РИЦ) «Школа», 2019. 596 с.

5. Моисеев В.С. Силовые установки перспективных беспилотных вертолетов: монография. – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2020. – 284 с. – (Современная беспилотная вертолетная техника).

6. Буров М.Н. Электрические и гибридные авиационные двигатели. Шаг в будущее или фантастика? // Автоматизация проектирования. 2017. № 3–4. С. 72–74.

7. Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А. Обоснование применимости гибридных силовых установок на летательных аппаратах различного типа и назначения // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 148–157. DOI: 10.34759/vst-2023-2-148-157

8. Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А. Влияние применения гибридных силовых установок на летно-технические и эксплуатационные характеристики легких вертолетов // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 174–182. URL <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179119>

9. Сычев А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А. Гибридная силовая установка с использованием электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания с общим приводом на воздушный винт // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 172–185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185

**Система управления манипуляторами с обратной
тактильной связью**

Шалаев Александр Максимович

Научный руководитель - Грецова Н.В.

МАИ, Москва

sanlexandro@gmail.com

В настоящее время промышленные роботы-манипуляторы (РМ) всё больше начинают использоваться в авиастроении [1]. Для управления РМ используются пульты, состоящие из джойстиков и кнопок, и компьютерное программное обеспечение для программирования [2].

Основным недостатком данной системы управления является её неинтуитивность и необходимость поддерживать постоянный зрительный контакт с РМ, оценивать примерные размеры переносимого объекта и расстояние от объекта до окружения, что создаёт риск деформации окружающих объектов, РМ и переносимого объекта, требует длительного обучения операторов, а также задерживает программирование РМ на несколько месяцев [3].

Разработанное мной устройство позволяет сделать управление РМ более интуитивным, снизить время обучения, а также ускорить программирование РМ. Принцип работы заключается в следующем: считывающее устройство (СУ) определяет относительные углы поворота руки и величину сгиба пальцев оператора, микроконтроллер фильтрует полученные значения и определяет координаты кисти оператора в системе координат, в которой плечевой сустав оператора является точкой с координатами $(0, 0, 0)$, далее координаты и величины сгиба пальцев поступают на контроллер манипулятора, который в свою очередь приводит его в движение. Вся система проиллюстрирована на рисунках 1 и 2.



Рис. 1. Основная часть считывающей системы

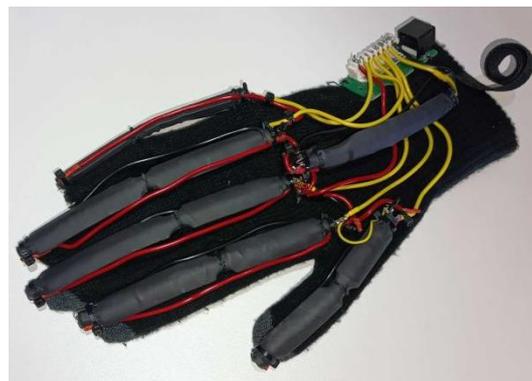


Рис. 2. Считывающая перчатка

СУ состоит из: пластин, крепящихся на грудь, плечо и предплечье оператора РМ, переменных резисторов, включённых как делители электрического напряжения, аварийной кнопки, самодельных датчиков изгиба, а также блока обратной тактильной связи.

В ходе проведения экспериментов, подразумевающих испытание различных технологий считывания сгиба пальца, было определено, что самодельный датчик изгиба является наилучшим, так как обладает меньшей массой, ценой и простотой в обслуживании чем датчики, собранные из переменных резисторов. Датчики из переменных резисторов проиллюстрированы на рисунках 3, и 4, самодельный датчик изгиба - на рисунке 5.

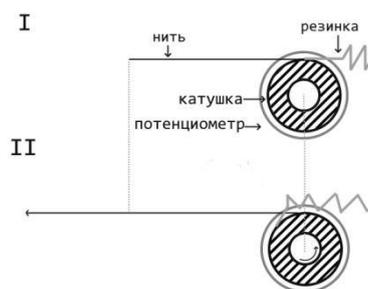


Рис. 3. Конструкция первого прототипа датчика

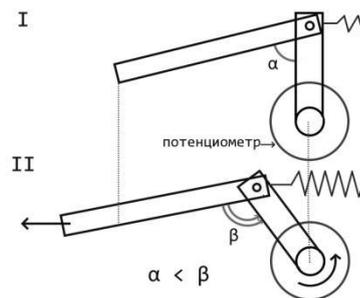


Рис. 4.

Конструкция второго прототипа датчика

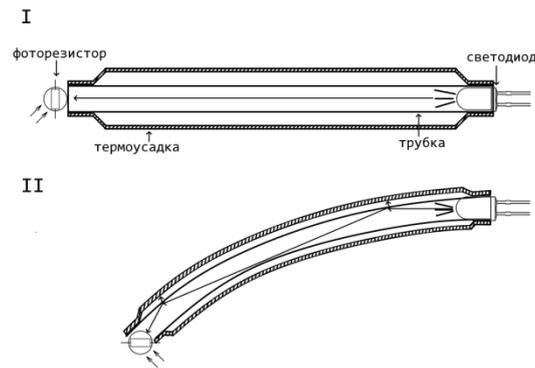


Рис. 5. Конструкция самодельного датчика изгиба

Микроконтроллер обрабатывает входящие сигналы с помощью программного фильтра «бегущее среднее», который находит среднее арифметическое значение последних n измерений. Далее с помощью векторов и формул поворота систем координат микроконтроллер определяет координаты кисти оператора. Итоговые формулы:

$$x = (BC \cos(\alpha) \sin(\beta) \cos(\gamma)) - (\sin(\gamma) (AB \cos(\delta) + BC (\cos(180 - \alpha) \cos(\delta) - \cos(\alpha) \cos(\beta) \sin(\delta))))$$

$$y = (BC \cos(\alpha) \sin(\beta) \sin(\gamma)) + (\cos(\gamma) (AB \cos(\delta) + BC (-\sin(\alpha) \cos(\delta) - \sin(180 - \alpha) \cos(\beta) \sin(\delta))))$$

$$z = AB \sin(\delta) + BC * (-\sin(\alpha) \sin(\delta) + \cos(\alpha) \cos(\beta) \cos(\delta))$$

, где AB - длина плеча, BC - длина предплечья, α - угол между плечом и предплечьем, β - угол поворота руки вдоль её оси, γ - угол между плечом и нормалью торса в горизонтальной плоскости, δ - угол между плечом и торсом в вертикальной плоскости.

В настоящее время блок обратной тактильной связи представляет из себя ряд катушек из медной проволоки, нижнее отверстие которых закрыто пластиком, а верхнее - мембраной. Внутри катушки находится неодимовый магнит. При необходимости воздействия на палец, а именно, когда с датчиков на рабочем органе РМ поступает сигнал, на катушку подаётся переменный ток, в результате чего магнит с определённой частотой ударяется о палец, что позволяет ощутить большее воздействие, чем от статического давления магнита в подобной катушке, и даёт возможность регулировать силу воздействия. До

этого предполагалось использование сервоприводов, которые с помощью системы нитей останавливали бы палец оператора, но в ходе экспериментов данный способ был признан нежизнеспособным в виду избыточной нагрузки на сервоприводы, которая в последствии выводила их из строя. Конструкция катушки проиллюстрирована на рисунке 6, блока с сервоприводами - на рисунке 7.

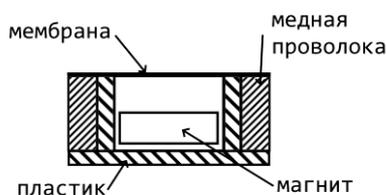


Рис. 6. Конструкция катушки

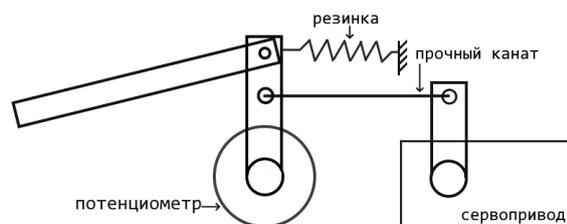


Рис. 7. Конструкция блока сервоприводов

блока сервоприводов

В ходе пробного тестирования устройства было определено, что человеку, который ни разу не испытывал систему до этого, необходимо в среднем 3 минуты 40 секунд для захвата статичного объекта и перемещения его в другое место. Полученный результат уже превосходит среднее время обучения методу, используемому в настоящее время. Результаты измерений представлены в таблице 1.

№ испытания	1	2	3	4
Время (сек.)	192	315	147	226

Таблица 1. Результаты измерений

Результатом проведённой работы является носимое на теле устройство, позволяющее управлять РМ с помощью движений руки и получать обратную тактильную связь, передающую степень давления рабочего органа манипулятора на объект. Данные преимущества позволяют сделать управление более интуитивным, убрать острую необходимость в зрительном контакте с РМ, за счёт использования второго органа чувств, сократить время обучения управлению РМ, а также снизить количество времени, затрачиваемого на программирование РМ, так как, например, если РМ должен просверлить отверстие в детали, можно надеть СУ и вручную просверлить деталь, в то время, как устройство будет

записывать координаты кисти и величины сгиба пальцев. В результате будет получена траектория, которой потребуется незначительная корректировка, тем самым отпадает необходимость с нуля создавать траекторию движения РМ, что в разы экономит время при создании или переоборудовании конвейерной линии, использующей РМ.

Список использованных источников:

1. МирПром [Электронный ресурс]. URL: <https://www.mirprom.ru/public/primenenie-robotov-v-aerokosmicheskoy-promyshlennosti.html> (дата обращения: 02.12.2024)
2. В.С. Громов, О.И. Борисов, М.М. Синетова. Программирование промышленных роботов серии Mitsubishi Melfa // СПб: Университет ИТМО, 2023. — С. 35-64
3. RoboDK [Электронный ресурс]. URL: <https://robodk.com/blog/industrial-robot-programming/> (дата обращения 02.12.2024)

**Внеаудиторные формы изучения иностранных языков студентами
аэрокосмических вузов**

**Шевко Анастасия Владимировна,
Солобоева Наталья Викторовна**

МАИ, Москва

anastasia.shevko@yandex.ru, soloboevanatalia2509@gmail.com

Ключевые слова: иностранный язык специальности, обучение будущих инженеров, внеаудиторные занятия, технический перевод аэрокосмических текстов.

Необходимость овладения студентами аэрокосмических вузов иностранными языками (ИЯ) специальности для быстрой адаптации на международном рынке труда, успешного решения профессиональных задач при устойчивой мотивации к инженерной деятельности обуславливает актуальность данной работы [1]. Современное инженерное образование требует расширения сотрудничества с зарубежными вузами для совместных

научных проектов, развития академической мобильности, овладения студентами профессионально-ориентированным ИЯ. Одним из вариантов повышения эффективности изучения ИЯ аэрокосмической направленности являются внеаудиторное обучение [2].

Гипотеза исследования: возможно повысить уровень овладения студентами ИЯ аэрокосмических специальностей, используя предложенные авторами методы и приемы.

Цели: разработка и апробация форм организации обучения ИЯ аэрокосмической тематики; анализ возможных способов расширения языковой среды в техническом вузе.

Материалы исследования: научные труды И.К. Корнилова, Ю.К. Бабанского, В.Н. Комиссарова; сайты favt.gov.ru, faa.gov, easa.eu, uacrussia.com, bombardier.com, tupolev.ru, ilyushin.org, sukhoi.ru, odk.aero, boeing.com, aviationweek.com, airbus.com, embraer.com, icao.int, aia.org, aviationnews.eu, aerotime.aero, simpleflying.com, ainonline.com. Методы: педагогическое наблюдение; систематизация данных опросов; анализ эффективности подходов.

Были разработаны и апробированы следующие учебные материалы: 1. Онлайн словарь базовой авиационной терминологии на ИЯ; 2. Раздаточные карточки на базе анализа словаря пресс-релизов компаний, сайтов вакансий предприятий на ИЯ, мануалов и материалов по компоновке ЛА; 3. Демонстрационные карточки лексики конструкции ЛА, КА, силовых установок, систем управления, аббревиатуры); 4. Аудио подкасты, видеофрагменты.

Также разработаны и апробированы методические приемы: 1. Интерактивное обучение ИЯ (имитация переговоров, тематический квест, дискуссия); 2. Проблемное обучение на ИЯ (Круглые столы “Sustainable Aviation: Reducing the Environmental Impact of Flight”, “Breaking the Sound Barrier: A Look at Supersonic Flight”, “Above and Beyond: Innovations in Aviation”, “Global Aviation: Cooperation and Collaboration”); 3. Игровое обучение (командная работа по подготовке перевода технической документации).

Апробированы такие формы организации внеаудиторного изучения ИЯ аэрокосмической тематики, как дебаты «Хроники космоса и авиации», видеоролик; интерактивное «онлайн-тестирование» (ролевая игра «заказчик» - «разработчик» с заданием «Договорись о продлении сроков проекта») в реальном времени через текстовый / голосовой чат. Этап 1: подготовка и мозговой штурм «Лексика по управлению проектами» (deadline extension-продление срока, mitigating circumstances-смягчающие обстоятельства, revised timeline-пересмотренный график, project scope-объем проекта, risk assessment-оценка рисков. Этап 2: Обсуждение стратегии переговоров (общий онлайн-документ). Этап 3: Презентация, симуляция переговоров, имитационные упражнения. Эти формы обучения ИЯ служат познанию и мотивации студентов к самостоятельной работе, личностному подходу к изучению ИЯ [3, с. 169].

Результаты эффективности данных методов внеаудиторного изучения ИЯ были проверены опросом 26 студентов до начала курса и по его окончании на базе вопросов: «Как Вы оцениваете свою готовность к коммуникации на ИЯ с иностранными студентами?», «Какие виды внеаудиторных занятий Вас заинтересовали бы больше всего?», «Зачем Вам данный курс?», т.д. Самый высокий результат получен по наращиванию объема словаря специальности: 97,4 % против 34,3% в начале курса. Также хороший результат дали Готовность к коммуникациям на ИЯ (91,2% - 72,4%); Принятие решений (70,7 % - 49,6%) ; Толерантность к другим культурам (62,4 % - 42,6%).

Результаты полученных данных представлены на диаграмме 1.

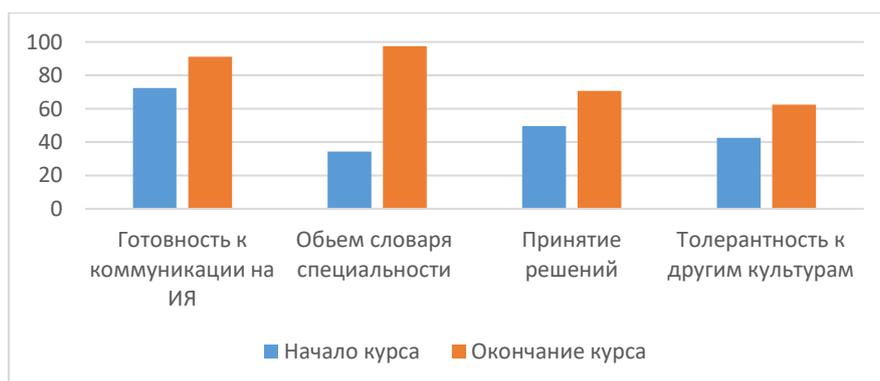


Диаграмма 1. Сравнительные показатели эффективности курса.

Данные диаграммы 1 доказывают целесообразность предложенных форм внеаудиторной организации изучения ИЯ. Исследуемые параметры в категории «Готовность к коммуникации» дали прирост в 18,8 % по сравнению с началом обучения. В начале курса многие студенты отмечали отсутствие уверенности в своих языковых навыках и нехватку словарного запаса для профессиональной коммуникации. По окончании курса возрос показатель объема словарного запаса на 63,1%, что свидетельствует об активном изучении профессиональной лексики и ее практическом применении. Более 70% студентов смогли лучше ориентироваться в сложных ситуациях, используя ИЯ (рост показателя принятия решения на 21,1%). Развитие культурной предрасположенности улучшило атмосферу в учебной группе (около 20% студентов отметили рост интереса к другим культурам). Межкультурные навыки общения необходимы для ведения грамотных переговоров [4]. Для успешного карьерного роста необходима интернационализация инженерного образования [5].

Выводы по исследованию:

1. Внеаудиторные формы изучения ИЯ аэрокосмической тематики являются важным звеном в познании студентами ИЯ специальности, расширяя образовательную среду, повышая мотивацию и уверенность обучающихся, готовя студентов к международному общению.

2. По результатам опроса наибольшую эффективность показали методы наращивания словаря специальности и подготовки к узкоспециальной коммуникации на ИЯ.

3. Самый низкий процент получен в категории «Межкультурная толерантность», что требует дополнительных разработок по кросс-культуре для международной коммуникации.

Список использованных источников:

1. Gridneva, Bella. (2021). Professionally Oriented Foreign Language Teaching In A Technical University. 2092-2102. 10.15405/epsbs.2021.05.277.

2. Chernenko G.A. To some organization forms of out-of-class activities while learning foreign languages in the technical higher education establishment. // International Research Journal.- 2014. - №3 (22) (Accessed: 26.11.2024).

3. Основы инженерного искусства : монография / И.К. Корнилов; Моск. гос. ун-т печати имени Ивана Федорова. — М. : МГУП имени Ивана Федорова, 2014. — 372 с.

4. Wu, Pin-Hsiang & Marek, Michael. (2014). Learning English via cross-cultural social media interaction: A case study.

5. И.Г. Аникеева, М.Н. Овсянникова Методологические основы иноязычной подготовки в вузе авиационного профиля. <https://cyberleninka.ru/article/n/metodologicheskie-osnovy-ino-yazychnoy-podgotovki-v-vuze-aviatsionnogo-profilya>

Алфавитный указатель

- Абашев В.М., 37
Авдиенко Е.О., 5
Береговой В.Г., 25
Бортаковский А.А., 30
Бортаковский А.С., 72
Ванцов С.В., 73
Войтухов М.Р., 11
Гарно П.Р., 13
Головин Д.А., 15
Гранин Г.Ю., 91
Грецова Н.В., 98
Гринько Д.В., 11
Громова А.С., 18
Дорофеев В.С., 22
Егоров В.В., 22
Екимовская А.А., 25
Ельников Р.В., 57
Заплатин А.Г., 63
Зверева Е.Л., 30
Земсков П.А., 11
Иванова У.И., 31
Каучакова М.А., 33
Кучейко А.А., 84
Лазарева А.А., 37
Литвинович Н.В., 39
Лэй Р.А., 33
Магомедова Л.П., 44
Макаренкова Н.А., 61
Маликов С.Б., 77
Морина А.Р., 44
Морозов В.В., 88
Морозов В.В., 81
Мочалов Г.А., 48
Мыскин Д.Н., 68
Неретин Е.С., 15
Палий В.И., 73
Пихур В.В., 31
Поляков Л.В., 51
Попова С.Е., 54
Предеин К. В., 57
Приска Т., 61
Прудников В.Н., 63
Пылаева А.А., 68
Сабитов Р.А., 37
Сабурова С.П., 72
Сайдалиева Д.Р., 73
Саразов Р.С., 77
Сизов П.С., 63
Скрипниченко Ю.С., 44, 63, 68
Солобоева Н.В., 102
Соловьев И.Г., 48
Соловьёв М.В., 91
Ткачева В.В., 81
Ткачук М.О., 84
Тузиков С.А., 13
Хохлов С.Г., 63
Черкасов М.С., 88
Чистов И.Е., 91
Шалаев А.А., 98
Шапкин Д.А., 15
Шевко А.В., 102
Шилин П.Д., 18, 51
Щур П.А., 11
Ярославцева О.М., 31



**Сборник трудов XVII Всероссийской студенческой научной школы
«Аэрокосмическая декада»**

Издательство «Перо»
109052, Москва, Нижегородская ул., д. 29-33, стр. 27, ком. 105
Тел.: (495) 973-72-28, 665-34-36
Подписано к использованию 12.02.2025.
Объем Мбайт. Электрон. текстовые данные. Заказ 148.