

**СБОРНИК ТРУДОВ
XVI ВСЕРОССИЙСКОЙ СТУДЕНЧЕСКОЙ
НАУЧНОЙ ШКОЛЫ**

**«АЭРОКОСМИЧЕСКАЯ ДЕКАДА»
2023**

Москва, 2023

УДК 629.78
ББК 22.317
С23

С23 Сборник трудов XVI Всероссийской студенческой научной школы «Аэрокосмическая декада». – Москва: Издательство «Перо», 2023. – Мб. [Электронное издание].

ISBN 978-5-00218-944-1

Аэрокосмическая декада проводится Московским авиационным институтом ежегодно с 2008 года. В 2023 году школа прошла на территории Московского авиационного института в г. Москва

2023 год – второй год Десятилетия науки и технологий в России, направленного на привлечение в науку молодёжи, вовлечения исследователей и разработчиков в решение важных для страны задач, повышения доступности информации о достижениях российской науки. Это ставит перед организаторами и участниками Аэрокосмической декады новые научные цели и задачи.

Одной из целей конференции является развитие навыков публичного выступления у студентов. Участники имеют возможность представить свои исследования, проекты и научные работы перед аудиторией, состоящей из опытных специалистов и коллег. Это помогает студентам улучшить свои навыки коммуникации, научиться четко и лаконично излагать свои мысли, а также получить обратную связь и рекомендации от экспертов.

Расширение географии университетов участников, позволяет студентам обмениваться опытом и идеями, а также установить новые профессиональные контакты. Участниками научной школы стали студенты из ведущих вузов страны, осуществляющих подготовку кадров для авиационной и ракетно-космической отраслей: Московского авиационного института, Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, Тульского государственного университета, Самарского университета, Комсомольский-на-Амуре государственный университет.

УДК 629.78
ББК 22.317

ISBN 978-5-00218-944-1

© Авторы, 2023

Оглавление

<i>Анализ отечественного и импортного оборудования для автоматической клепки Акимова Алина Владимировна.....</i>	<i>5</i>
<i>Повышение энергоэффективности малоразмерного центробежного насоса систем жизнеобеспечения космического аппарата Кривенко Марина Юрьевна, Блинов Илья Александрович</i>	<i>6</i>
<i>Исследование поверхностных параметров фторуглеродных покрытий с антиадгезионными свойствами на ПЭТФ Войтухов Макар Романович, Ходырев Тимур Васильевич</i>	<i>10</i>
<i>Методика определения параметров энергетического узла, снаряженного топливным элементом со звездообразным каналом Волков Павел Владимирович</i>	<i>12</i>
<i>Использование ультразвука для обнаружения дефектов в системах ЛА Горобец Дмитри, Косолапова Анастасия Олеговна</i>	<i>16</i>
<i>Космический лифт: конструкция, теории, проблемы и возможности Грибанова Александра Сергеевна</i>	<i>18</i>
<i>Оптимизация структуры сигналов, используемых в акустической системе позиционирования Дорофеев Вадим Сергеевич</i>	<i>23</i>
<i>Оптимизация формы составного корпуса из оболочек в виде сферических сегментов Екимовская Анна Алексеевна.....</i>	<i>27</i>
<i>Перспективы использования беспилотной гражданской и промышленной авиации Иванов Игорь Алексеевич Гуляев Ярослав Сергеевич.....</i>	<i>31</i>
<i>Актуальность использования нового композитного материала при теплозащите аэрокосмических аппаратов Иванова Ульяна Ивановна, Ярославцева Ольга Михайловна.....</i>	<i>34</i>
<i>Разработка технологического процесса сборки багажной двери самолета МС-21 на клепальном автомате Ильин Евгений Алексеевич.....</i>	<i>37</i>
<i>Устройство мобильного авиационного стенда Козичев Кирилл Олегович Самойлова Ксения Ивановна, Ларькин Артемий Владимирович</i>	<i>40</i>
<i>Расчет оптимального времени включения прямоточного воздушно-реактивного двигателя для активно-реактивного снаряда Колотов Евгений Сергеевич.....</i>	<i>42</i>

<i>Снижение воздействия струи продуктов сгорания энергоустановки на воздушный носитель путем подбора конфигурации топливного элемента</i> <i>Колотова Ангелина Александровна.....</i>	<i>45</i>
<i>Разработка ультразвуковой системы информирования пассажиров</i> <i>Косолапова Анастасия Олеговна.....</i>	<i>49</i>
<i>Разработка автоматизированного комплекса бесконтактного контроля геометрических параметров деталей</i> <i>Кострицына Анастасия Игоревна, Сапиева Элина Сергеевна, Хилязов Рустам Ринатович.....</i>	<i>52</i>
<i>Кузница кадров для предприятий ОПК</i> <i>Макарова Виктория Александровна.....</i>	<i>55</i>
<i>Разработка математической модели алгоритмов векторного управления для следящего электрического привода на базе асинхронного трехфазного двигателя с короткозамкнутым ротором</i> <i>Фирсанов Вячеслав Юрьевич, Матвеева Элина Яновна.....</i>	<i>58</i>
<i>Расчет траектории оптимального некомпланарного межорбитального перелета космического аппарата</i> <i>Новиков Фёдор Михайлович, Бойко Маргарита Мурадовна.....</i>	<i>62</i>
<i>Сравнение двух методов решения задачи исследования территории</i> <i>Окина Кристина Александровна, Гейс Эдуард Альбертович.....</i>	<i>64</i>
<i>Влияние мотивации студентов МАИ к обучению на развитие аэрокосмической отрасли</i> <i>Сайгина Дарья Викторовна.....</i>	<i>67</i>
<i>Определение системы массового обслуживания в задачах математического моделирования процессов цифрового производства</i> <i>Сайдалиева Диана Рафкатовна, Лийн Евгения Анатольевна.....</i>	<i>69</i>
<i>Проектно - баллистический анализ вывода спутниковой группировки на окололунную орбиту с целью информационно-навигационного обеспечения</i> <i>Ткачук Мария Олеговна, Литвинович Наталья Витальевна.....</i>	<i>72</i>
<i>Использование нейроимитаторов в задаче синтеза управления, максимизирующего дальность полета летательного аппарата</i> <i>Феофилов Дмитрий Сергеевич.....</i>	<i>75</i>
<i>Методы построения аэродинамических профилей</i> <i>Чубаров Павел Дмитриевич.....</i>	<i>78</i>
<i>Получение лигатурных брикетов $Cu-(SiC+Si_3N_4)$ для армирования алюминиевых сплавов</i> <i>Янкина Елена Юрьевна.....</i>	<i>81</i>

Анализ отечественного и импортного оборудования для автоматической клепки

Акимова Алина Владимировна

Научный руководитель – Марьин С.Б.

Комсомольский-на-Амуре государственный университет, Комсомольск-на-Амуре

Alina.akimova7230057@mail.ru

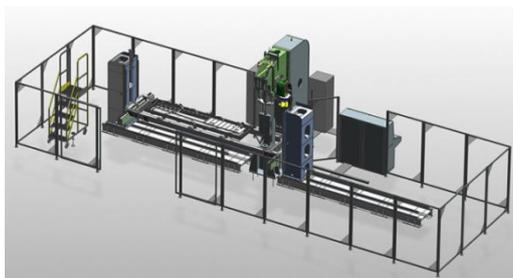
В данной работе были рассмотрены отечественное и импортное оборудование для автоматической клепки. Также были рассмотрены технологии выполнения заклепочных соединений, выявлены преимущества и недостатки автоматической клепки.

Автоматическая клепка – это вид прессовой клепки, она обеспечивает в автоматическом цикле сжатие пакета, сверление отверстия, подачу герметизирующего материала в отверстие, вставку заклепки в отверстие, расклепывание заклепки и тд.

Эти операции выполняются специальными агрегатами-автоматами. При сборке некоторых конструкций до сих пор используется ударная клепка.

Современное сверлильно-клепальное оборудование используется на ведущих авиастроительных предприятиях России.

Клепальные автоматы в автоматическом режиме позиционируют сборочную единицу, устанавливают крепежные элементы различных типов и применяют самые современные измерительные и управляющие системы. Автоматически выполняется сжатие пакета, образование отверстия, вставка крепежных элементов, образование замыкающего элемента. Дополнительно могут выполняться зачистка выступающих частей заклепок, нанесение герметика в отверстие, измерение размеров отверстия и тд.



Мировым лидером в области производства клепальных автоматов для авиакосмической отрасли является североамериканская корпорация Gemcor.

В ходе исследования выполнения заклепочных соединений на современных клепальных автоматах можно сделать вывод, что применение автоматической клепки позволяет повысить производительность труда и качество клепки, сократить количество рабочих и в целом, упростить и ускорить процесс производства на предприятии.

Список использованных источников:

1 Приоритеты авиационных технологий: В 2-х кн. / Науч. ред. А.Г. Братухин. – М.: Изд-во МАИ, 2004. – Кн. 2.

Повышение энергоэффективности малоразмерного центробежного насоса систем жизнеобеспечения космического аппарата

Кривенко Марина Юрьевна

Блинов Илья Александрович

Научный руководитель – Бобков Александр Викторович

Комсомольский-на-Амуре государственный университет, Комсомольск-на-Амуре
bobkov@knastu.ru

Нахождение экипажа в космическом пространстве обуславливает необходимость обеспечения жизненных потребностей человека, в связи с этим на борту космического аппарата (КА) имеется ряд систем жизнеобеспечения (СЖО): система кислородообеспечения, система водообеспечения, система терморегулирования, система отчистки атмосферы, система удаления отходов. На рисунке 1 представлена схема СЖО скафандра.

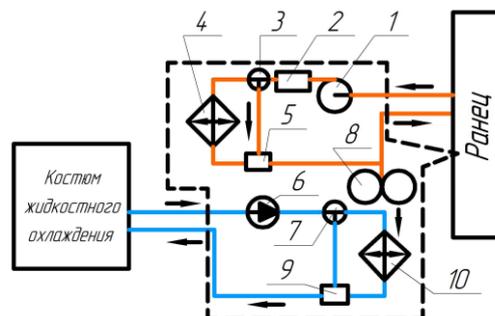


Рис. 1 – Схема СЖО скафандра. 1 – вентилятор, 2 – система регенерации воздуха, 3, 7 – регулятор, 4, 10 – теплообменник, 5, 9 – датчик расхода, 6 – центробежный насос, 8 – система подачи кислорода

Несмотря на различия в функциях, указанные системы имеют схожий признак – они используют газовые или жидкостные циркуляционные тракты, где источником газовой или гидравлической энергии являются насосы, компрессоры и вентиляторы. Важной частью центробежного насоса (ЦН) является рабочее колесо (РК), которое получает количество движения от вращения вала двигателя и сообщает движение рабочему телу. Конструктивно рабочее колесо бывает нескольких типов: открытое, полуоткрытое, закрытое [1]. На рисунке 2 изображено закрытое РК состоящее из основного, покрывного диска и размещенных между ними лопаток.

Напором ЦН принято называть характеристику, показывающую то количество энергии, которое ЦН сообщает килограмму рабочего тела. Теоретический напор в малоразмерных ЦН значительно отличается от реального, основной причиной этого является неравномерность потока, наличие отрывных течений и большая относительная толщина пограничного слоя в межлопаточных каналах РК.

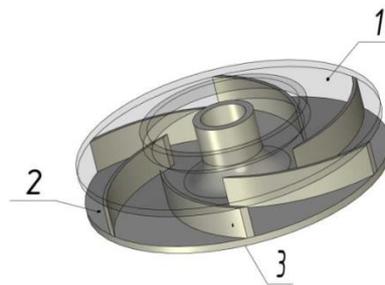


Рис. 2 – Рабочее колесо центробежного насоса. 1 – покрывной диск, 2 – основной диск, 3 – лопатки

Согласно модели Эйлера (рисунок 3, а) течение жидкости в межлопаточных каналах РК имеет струйный режим течения, при котором траектория движения частицы в точности повторяет геометрию лопатки РК, все струйки строго параллельны друг другу, РК имеет бесконечное число лопаток. Движение частицы рабочего тела характеризуется вектором окружной скорости ($U_{2\infty}$), которая имеет направление по касательной к окружности на выходе из РК и вектором относительной скорости (W_{∞}), который имеет направление по касательной к лопатке. Угол ($\beta_{2\infty}$), построенный между вектором относительной скорости и продолжением вектора окружной скорости, характеризует движение

частицы на выходе из РК. Так как в модели Эйлера все струйки течения параллельны лопаткам, то угол $\beta_{2\text{л}\infty}$ в каждой точке на выходе будет одинаковым [2].

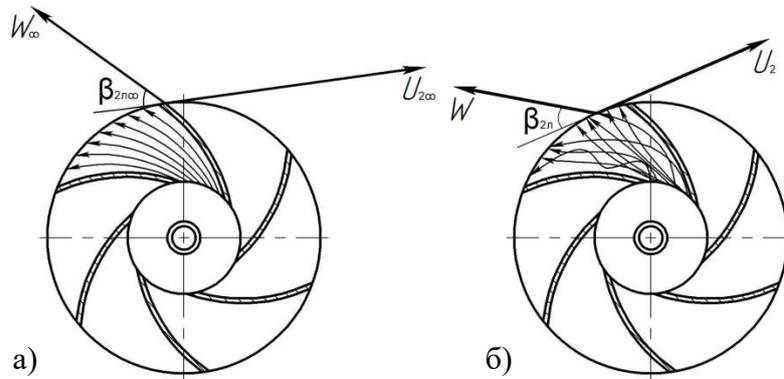


Рис. 3 – Траектория движения частиц в РК

а) траектория движения согласно Эйлера; б) реальная траектория движения частиц

Рисунок 3б иллюстрирует реальную картину течения в межлопаточном канале, исходя из которой, наблюдается картина неравномерности потока, угол $\beta_{2\text{л}}$ в каждой точке на выходе будет различен. Из-за этого снижается количество движения, передаваемого от РК рабочему телу. Целесообразно учитывать коэффициент k_z , характеризующий не идеальность структуры потока:

$$k_z = 1 - \frac{\pi}{z} \cdot \sin \beta_{2\text{л}} \quad (1)$$

где, z – количество лопаток РК,

$\beta_{2\text{л}}$ – угол лопатки на выходе РК.

Рассматривая различные углы выхода частички рабочего тела из колеса, имеющего 6 лопаток, можно получить график зависимости k_z от $\beta_{2\text{л}}$ (рисунок 4).

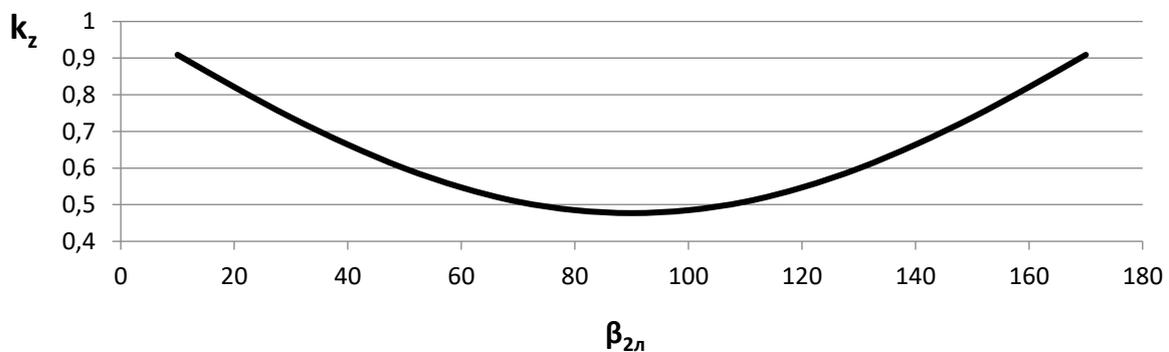


Рис. 4 – Зависимость k_z от $\beta_{2\text{л}}$

Анализируя полученную зависимость, можно отметить, что наиболее выгодный угол выхода частицы из межлопаточного канала РК лежит в пределах $0-20^\circ$ и $160-170^\circ$. Управление $\beta_{2л}$ можно осуществить посредством изменения конструкции РК, в частности введения фронтальных турбулизаторов, изображенных на рисунке 5, которые позволяют направлять поток, создавая нужный угол выхода и уменьшать скорость потока на выходе. Расположение и размеры турбулизаторов выбраны с учётом результатов визуализации реальной структуры потока.

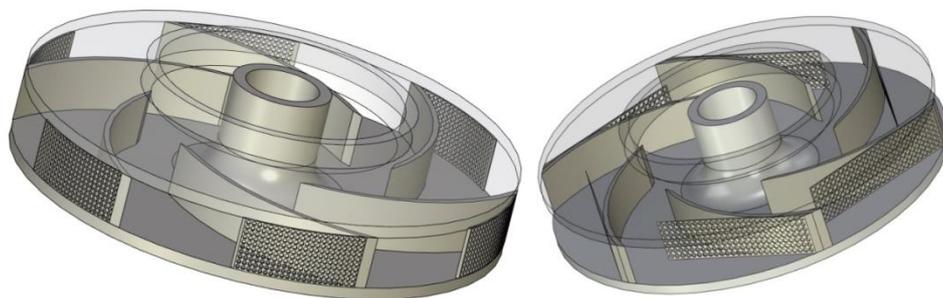


Рис. 5 – Общий вид фронтальных турбулизаторов

Список использованных источников:

1 Черненко, Д. В. Гидродинамика центробежных лопаточных нагнетателей энергосиловых установок летательных аппаратов: специальность 05.07.05 "Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов" : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Черненко Дмитрий Викторович. – Красноярск, 2005. – 167 с.

2 Назаров, В. П. Модель течения в рабочем колесе центробежного насоса / В. П. Назаров, В. В. Черненко, Д. В. Черненко // Сибирский аэрокосмический журнал. – 2021. – Т. 22, № 3. – С. 494-503.

Исследование поверхностных параметров фторуглеродных покрытий с антиадгезионными свойствами на ПЭТФ

Войтухов Макар Романович

Ходырев Тимур Васильевич

Научный руководитель – Щур П.А.

МАИ, Москва

Makarvoyth@gmail.com, xtimur7@gmail.com

Проблема биодеструкции остро стоит в аэрокосмической сфере. Множество полимерных материалов теряют свои конструкционные и функциональные свойства из-за биодеструкции, что приводит к многомиллиардным убыткам, и является основной проблемой, влияющей на долговечность полимеров при использовании их в различных областях науки и техники. Она составляет более 20% всех повреждений [1]. Биодеструкция представляет собой процесс разрушения органического материала под действием микроорганизмов. В качестве модельного полимерного материала был выбран полиэтилентерефталат (ПЭТФ), так как он используется в качестве конструкционного, защитного, упаковочного материала в аэрокосмических областях.

Для защиты полимерных материалов необходимо разработать высокоэффективную технологию защиты от биологических разрушений, которую возможно реализовать за счет формирования антиадгезионных покрытий [2]. В работе было проведено нанесение антиадгезионного покрытия на полимерный материал, и последующая проверка поверхности покрытия на начальную адгезию микроорганизмов. Для создания покрытия был использован метод ионно-плазменной технологии. Сначала была проведена ионная обработка поверхности ПЭТФ с помощью компонента для травления - тетрафторметана CF_4 , затем была нанесена фторуглеводородная пленка с использованием двухкомпонентной газовой смеси $CF_4 + C_6H_{12}$. При нанесении такого покрытия было использовано различное соотношение компонентов в газовой смеси.

К факторам, определяющим антиадгезионные свойства, относятся: химический состав (на поверхности полимера создаётся не питательная для микроорганизма среда, а именно повышенное содержание фтора),

поверхностный заряд (создаётся одноименный по отношению к микроорганизму заряд, благодаря чему происходит кулоновское отталкивание отрицательно заряженного микроорганизма от отрицательно заряженной поверхности полимера), а также специфический рельеф (расстояние между ближайшими пиками неоднородности рельефа меньше диаметра микроорганизма (менее 200 нм), по этой причине микроорганизму затруднительно адгезироваться к поверхности) [3].

Таким образом было проведено исследование вышеуказанных факторов для создания высокоэффективной технологии защиты полимерных материалов от биодеструкции. Исследованиями было подтверждено сохранение антимикробных свойств в течение 12 и более месяцев.

В результате исследования свойств поверхности были получены следующие результаты:

1. Использование ионно-плазменной обработки ПЭТФ при пониженном давлении с использованием газовой смеси в соотношении CF_4 (40%) + C_6H_{12} (60%) приводит к появлению антиадгезионных свойств из-за определенных параметров поверхности: максимальное содержание фтора (34%), минимальный поверхностный заряд (-0,2 мкКл/м²) и расстояние между пиками рельефа менее 200 нм.

2. Максимальное содержание фтора на поверхности фторуглеродного покрытия, созданного на поверхности ПЭТФ, достигается в области "переходных" процессов (при переходе от 30% до 60% содержания CF_4 в газовой смеси $\text{CF}_4 + \text{C}_6\text{H}_{12}$).

3. Минимальное значение среднеквадратического отклонения шероховатости поверхности, средней высоты пиков рельефа и среднего расстояния между пиками рельефа наблюдается также в области "переходных" процессов, в частности при 60% содержании CF_4 в газовой смеси $\text{CF}_4 + \text{C}_6\text{H}_{12}$.

4. Через 28 дней после нанесения покрытия на ПЭТФ, происходит стабилизация значения поверхностного заряда. Заряд приближается к 0 мкКл/м²

Список использованных источников:

1) Elinson V.M., Shchur P. A. ANTIADHESION FLUOROCARBON COATINGS WITH INDUCED SURFACE CHARGE FOR PROTECTION AGAINST BIODEGRADATION //High Temperature Material Processes: An International Quarterly of High-Technology Plasma Processes. – 2023. – Т. 27. – №. 4. – С. 33-38. DOI: 10.1615/HighTempMatProc.v27.i4.40

2) Elinson V. M., Shchur P. A., Rusanova E.V., Shchelkova V.V. ANTIADHESION FLUOROCARBON COATINGS WITH INDUCED SURFACE CHARGE FOR PROTECTION AGAINST BIODEGRADATION //High Temperature Material Processes: An International Quarterly of High-Technology Plasma Processes. – 2023. – Т. 27. – №. 4. – С. 33-38. DOI: 10.1615/HighTempMatProc.v27.i4.40

3) Елинсон В.М, Аболенцев А.С., Ходырев Т.В., Щур П.А. Влияние поверхностного заряда электретов на грибостойкость фторуглеродных полимерных материалов // Наноиндустрия . – 2022. – Т. 15. – №. 2(112). – С. 106-113. DOI: 10.22184/1993-8578.2022.15.2.106.113

Методика определения параметров энергетического узла, снаряженного топливным элементом со звездообразным каналом

Волков Павел Владимирович

Научный руководитель – Никитин В.А.

ТулГУ, Тула

citizensdc_011s@mail.ru

При проектировании энергетического узла (ЭУ) важно знать приближенные оптимальные параметры, характеризующие его работу в заданных требуемых от него начальных данных и ограничениях. При этом определение данных параметров можно осуществлять как с заранее заданным коэффициентом поперечного заполнения камеры, так и предварительно выбрав интересующую форму топливного элемента (ТЭ).

С точки зрения обеспечения защиты корпуса ЭУ от теплового воздействия продуктов горения (ПГ) и простоты технологии изготовления ТЭ со звездообразным сечением является одним из предпочтительных (рис. 1).

Основным недостатком данного ТЭ является наличие в конце горения дегрессивно догорающих остатков (дегрессивное догорание при низких давлениях приводит к низким значениям удельного импульса топлива), устраняемых заменой топлива в тех местах легкими вкладышами (например – пенопластовыми) [1].

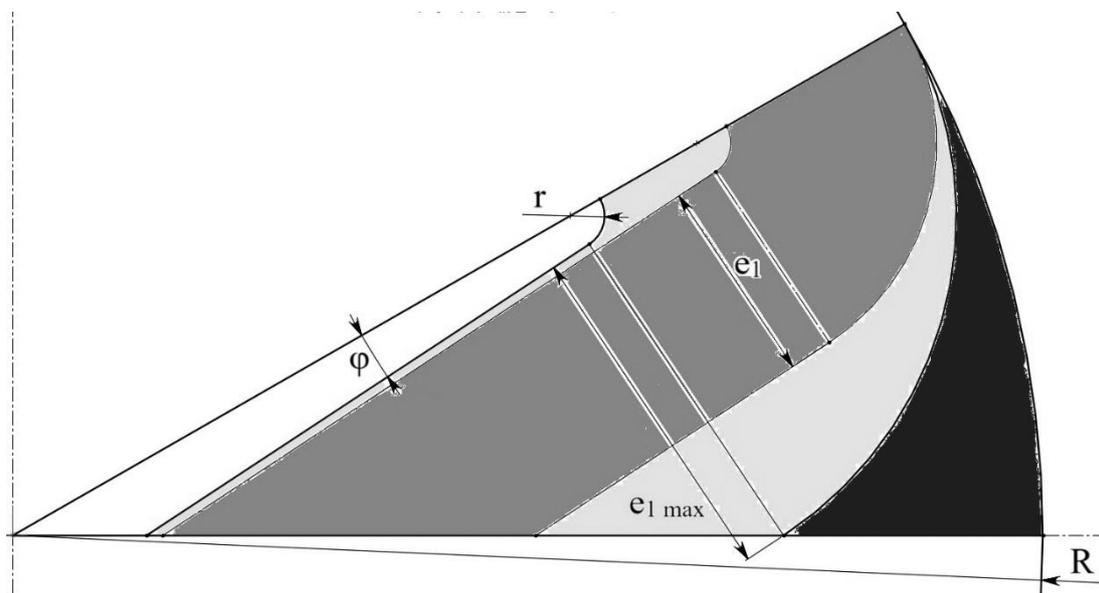


Рис. 1. Схема ТЭ со звездообразным каналом при различных начальных сводах горения

Для обеспечения условия постоянства поверхности горения (при постоянстве длины элемента) необходимо соблюдать следующее равенство периметров:

$$\operatorname{ctg}\left(\frac{\pi}{N_{\text{луч}}} + \varphi\right) = \frac{\pi}{2} - \varphi;$$

где: $N_{\text{луч}}$ – количество лучей звезды; φ – полуугол раскрытия лучей звезды.

Таким образом, определенному кол-ву лучей соответствует свой полуугол раскрытия (табл. 1). Также из этого условия следует, что кол-во лучей, меньше 6-ти не может обеспечить постоянство поверхности горения.

Табл. 1. Полууглы раскрытия лучей

$N_{\text{луч}}$, шт.	φ , град.	$N_{\text{луч}}$, шт.	φ , град.	$N_{\text{луч}}$, шт.	φ , град.
6	3,5283	10	22,2021	14	31,5929
7	9,8423	11	25,0554	15	33,3003
8	14,8064	12	27,5249	16	34,8358
9	18,8389	13	29,6792		

Из схемы следует, что существует такое максимальное значение начальной толщины горящего свода, при которой сохраняется постоянство площади поверхности горения. Выражение для нахождения максимальной толщины свода:

$$e_{1\max} = \frac{R \cdot \sin\left(\frac{\pi}{N_{\text{луч}}}\right)}{2 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\pi}{N_{\text{луч}}} + \frac{\varphi}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\pi}{4} - \frac{\varphi}{2}\right)} - r;$$

где: R – наружный радиус ТЭ; r – радиус скругления вершин звезды.

Относительные поперечные площади канала, торца ТЭ и дегрессивно догорающих остатков зависят от выбранного значения начальной толщины горящего свода $e_1 = (0..1,0] \cdot e_{1\max}$, наружного радиуса, количества лучей и радиуса скругления вершин.

При исследовании влияния вышеперечисленных параметров определено, что проектирование ТЭ со звездообразным каналом целесообразно с 6-тьюлучевым каналом при наружных радиусах ≈ 150 мм и более (так как дальнейшее увеличение обеспечивает очень малый прирост относительной площади торца) при максимально допустимой начальной толщине горящего свода и минимальных радиусах скругления, обеспечивающих допустимые концентрации напряжений.

Для дальнейшего определения параметров ЭУ необходимо реализовать алгоритм:

1. Задание начальных данных и дисциплинирующих условий;
2. Задание времени полного сгорания ТЭ в виде диапазона с шагом;
3. Итерационное определение давления при минимальной температуре эксплуатации следующим образом (количество итераций влияет на точность определения параметров):

3.1. Рассчитывается наружный радиус ТЭ (в первом случае толщина стенок корпуса принимается равной технологическому минимуму) и начальная толщина горящего свода;

3.2. Определяется скорость горения, давление при минимальной температуре эксплуатации (обеспечивающее найденную скорость горения) и максимальной (с учетом меж- и внутрипартийных разбросов скорости горения);

3.3. Рассчитывается толщина стенок, способная выдержать максимальное давление.

4. Определение потребной тяги (зная полный импульс тяги и время работы);

5. Определение степени расширения сопла при условии расчетного режима работы, либо (в случае габаритных ограничений) начальное задание и вычисление приведенной скорости газового потока на выходе (решение трансцендентного уравнения);

6. Определение площади критического сечения через потребную тягу (рассчитывается через полный импульс) и ее коэффициент;

7. Определение потребной площади горения (из уравнения Бори), длины и массы ТЭ;

8. Определение габаритно-массовых параметров конструкции ЭУ: переднего днища, корпуса, соплового блока и др.

9. Определение единичного импульса ЭУ. Данный критерий эффективности можно использовать при выборе оптимальных параметров ЭУ, при этом оптимальным считается то время работы ЭУ, при котором обеспечивается максимальное значение данного критерия. Единичный импульс ЭУ отражает энергетические характеристики топлива и массовые характеристики конструкции:

$$i_{\text{ЭУ}} = \frac{i_T}{1 + \frac{m_{\text{пас}}}{m_{\text{ТЭ}}}};$$

где: i_T – удельный импульс топлива, $m_{\text{пас}}$ – пассивная масса ЭУ (конструкция, теплозащитное покрытие и др.), $m_{\text{ТЭ}}$ – масса топливного элемента.

Список использованных источников:

1. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник машиностроительных вузов. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.: ил.

Использование ультразвука для обнаружения дефектов в системах ЛА

Горобец Дмитри

Косолапова Анастасия Олеговна

Научный руководитель – Егоров В.В.

МАИ, Москва

dgorobet3@gmail.com

В эпоху активного покорения воздушного и космического пространства всё более остро становится вопрос обеспечения безопасности полётов. Не малая часть аварий летательных аппаратов происходит из-за не выявленных своевременно утечек в топливных системах или системах жизнеобеспечения. Анализируя эту проблему, мы пришли к выводу о необходимости разработки устройства для ранней дефектоскопии.

Согласно исследованию Д.В. Дьячкова и О.В. Золотарева из АНО ВО «Российский Новый Университет», около 20% авиакатастроф вызваны теми или иными техническими неисправностями. Так же не малая часть космических аварий вызвана разгерметизацией отсеков аппарата или утечками в топливных системах.

Как известно, газ, прорывающийся сквозь трещины, издаёт своеобразное шипение. Это происходит из-за различных факторов, среди которых можно отметить эффект Вентури, скорость потока и форму щели. Более узкие или острые пробоины создают более высокочастотные колебания. Соответственно, есть смысл искать утечки сквозь микротрещины по изменению ультразвукового фона.

Разработанное нами устройство может быть использовано для обнаружения этих изменений. Принцип работы заключается в следующем: ультразвуковой

сигнал, с помощью ФВЧ отфильтрованный микрофоном, перемножается с сигналом гетеродина (используется гетеродин с частотой 32 768 Гц). В результате этого получается набор комбинационных частот, в частности в области низкой частоты слышимого диапазона (20 Гц – 20 кГц), который может быть отфильтрован с использованием ФНЧ. Процесс проиллюстрирован на рисунке 1:

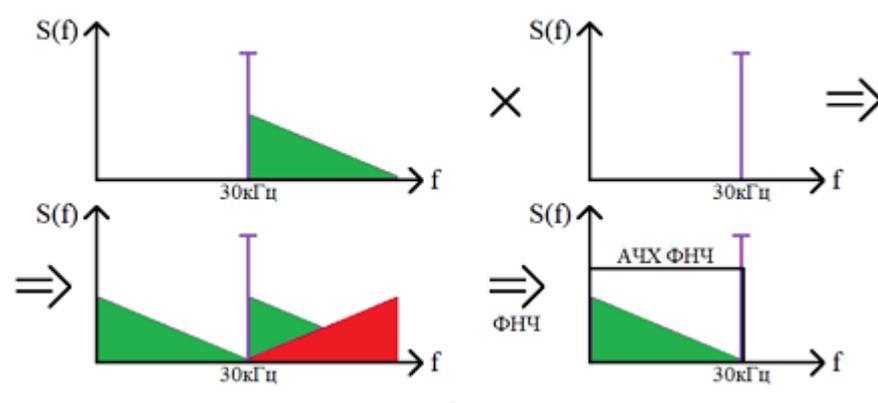


Рис.1. Частотные преобразования в устройстве

Техническое устройство приёмника изображено на рисунке 2:



Рис. 2. Структурная схема приёмника сигнала

Результатами проведённых экспериментов являются аудиозаписи различных бытовых процессов, которые могут сопровождаться ультразвуковыми колебаниями. Дальнейшая работа заключается в выявлении закономерностей между теми или иными видами неисправностей и

вызываемыми ими изменениями ультразвукового фона. Так же ведутся исследования по выявлению ультразвуковых изменений в электронике.

Разработано устройство, переносящее ультразвуковые колебания в слышимый диапазон. Выявлены способы применения такого устройства в аэрокосмической отрасли для предотвращения аварий.

Список использованных источников:

1. Устройства приёма и обработки сигналов / Ф.В. Зандер, Ю.В. Ветров, С. Груздев, С. В. Волвенко // электрон. учеб.-метод. комплекс дисциплины – Красноярск: ИПК СФУ, 2008 – С. 155.
2. Григорьев А.А. Лекции по теории сигналов: учеб. пособие – М.: МФТИ, 2014 – С. 237.
3. Журавлева Л.М. Теория передачи сигналов: учеб. пособие – М.: МИИТ, 2017 – С. 149.
4. Устройство обнаружения и цифровой обработки ультразвуковых сигналов / Е.В. Богатиков, А.Н. Шебанов, К.Э. Ангарита Лорес // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Информатика. Телекоммуникации. Управление. – 2019. – Т. 12, № 3 – С. 25-36.
5. Анализ статистики авиакатастроф на основе исследования множества факторов / Д.В. Дьячков, О.В. Золотарев

Космический лифт: конструкция, теории, проблемы и возможности

Грибанова Александра Сергеевна

Научный руководитель – Охочинский М. Н.

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

a19401@voenmeh.ru

Исследование посвящено проблеме стагнации идеи космического лифта на протяжении как минимум последних сорока лет, проанализированы причины данной проблемы.

В работе представлена информация о возникновении идеи космического лифта, возможных вариациях конструкции данного механизма, проблемах, с

которыми сталкиваются ученые при разработке, а также о возможностях, которые открываются человечеству при создании и успешном функционировании лифта.

В 1895 году Константин Эдуардович Циолковский, рассматривая изображения Эйфелевой башни, задумался о том, насколько реально было бы построить вышку, транспортный трос которой был бы привязан к планете, а верхняя часть башни оставалась неподвижной по сравнению с основанием, но двигалась со скоростью 11 км/с в свободном пространстве. Среди первых инженерных проектов ученого был космический лифт, который должен был быть создан для реализации этой идеи [3].

Еще одна, вполне реализуемая попытка приблизиться к идее космического лифта была предпринята в СССР в 1960 году. 31 июля в воскресном приложении «Комсомольской правды» была опубликована статья «В космос - на электровозе» [5], написанная петербургским инженером, в то время еще аспирантом Ленинградского технологического института, Юрием Николаевичем Арцутановым, который предположил, что запуски ракет должны происходить на орбите, где они легко наберут вторую космическую скорость и смогут отправиться в нужном направлении. Людей и грузы следует доставлять на такую станцию по вертикальной трассе протяженностью более 42 тысяч километров, т. е. выше геостационарной орбиты, поскольку для металлической конструкции размера орбитальной станции центробежная сила на высоте геостационарной орбиты будет равна силе тяжести, под действием которой конструкция может упасть на Землю [3].

Основными составляющими космического лифта являются:

1. Основание космического лифта – место на поверхности планеты, где прикреплен трос, и начинается подъём груза. Оно может быть, как стационарным, так и мобильным, например, установленным на океанском судне. Преимуществом мобильной базы является возможность маневрировать, чтобы избежать природных катаклизмов. Преимуществами стационарной базы являются более дешевые и доступные источники энергии [4].

2. Трос, который должен быть изготовлен из материала с чрезвычайно высоким значением удельной прочности. Космический лифт будет экономически оправдан, если можно будет производить в промышленных масштабах за разумную цену трос плотности, сравнимой с графитом, и прочностью около 80-120 ГПа [4].

Считается, что более безопасным и в то же время более прочным материалом для производства такого троса может стать силицен – кремниевый аналог графена. В 2012 году стало возможным искусственно выращивать данный материал [6]. К сожалению, информации о практическом получении кремниевых нанотрубок пока нет. Вполне возможно, что производство силиценовых волокон может быть осуществлено с помощью 3D-печати.

3. Противовес, который может быть создан двумя способами – путем прикрепления тяжелого объекта (такого, как астероид) за геостационарной орбитой или путем продления самого троса на большое расстояние за пределы геостационарной орбиты.

Примерно в таком виде космический лифт представляли еще в 1960-е.

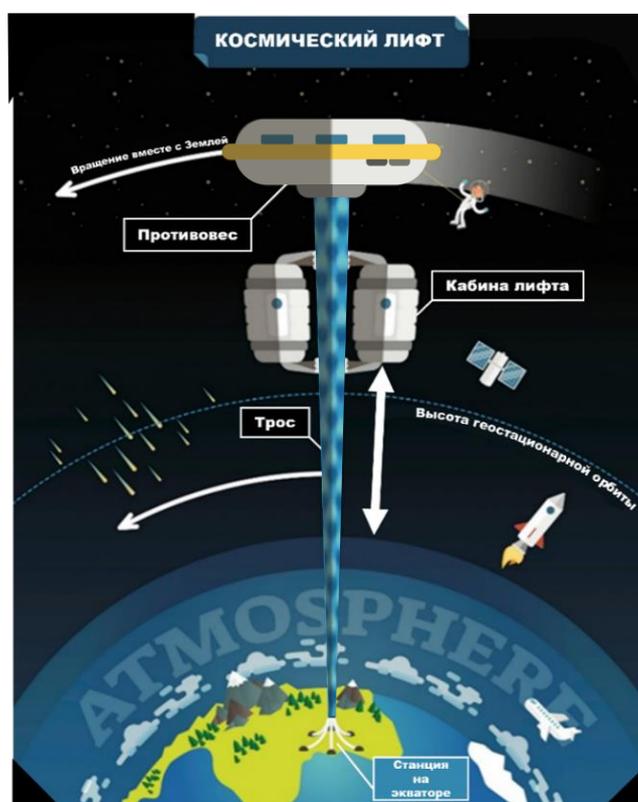


Рис. 1 – Космический лифт [1]

Таким образом, собрать наземную платформу космического лифта возможно уже на современном уровне технологического развития. По-настоящему тяжелые задачи и, собственно, причины стагнации идеи космического лифта – дотянуть ствол лифта до 50 000-километровой высоты так, чтобы он не разорвался задолго до геостационарной орбиты, создать невоспламеняющийся материал для троса нужной длины, а также выяснить, как и из чего можно собрать противовес с другой стороны конструкции. В этом случае построенное сооружение должно быть размещено в плотных слоях атмосферы Земли и способно противостоять воздействию погодных условий, солнечной радиации, ударам метеоритов, а выше атмосферы – и столкновению с космическим мусором.

Ученый из Кэмбриджского университета Зефир Пенуар и ученый из Колумбийского университета Эмили Сэндфорд в 2019 году предложили революционное решение, которое позволяет уже на современном уровне технологического развития разобраться с одной из этих проблем.

Идея Пенуара и Сэндфорда заключается в следующем. Если бы можно было построить базу для космического лифта на Луне, закрепить там тонкий углеволоконный трос, а затем протянуть его через точку Лагранжа к Земле, то на этом этапе удалось бы начать строительство постоянной колонии на полпути между Землей и Луной [3].

Такая конфигурация значительно облегчает конструкцию орбитального противовеса-стабилизатора, поскольку материалы для него будут в буквальном смысле под рукой. Для сборки стабилизатора можно использовать космический мусор и отработавшие искусственные спутники.

Тем временем идея космического лифта интенсивно обсуждается инженерами из разных стран. На данный момент существует идея, выдвинутая китайскими учеными в статье 2021 года [1], в которой говорится о том, что можно использовать следующую систему работы космического лифта: подвижной частью лифта будут одинаковые подъемники-вагоны, которые будут уравнивать друг друга, если в каждый момент времени один из них будет

двигаться снизу вверх, а другой – сверху вниз. Время достижения таким вагоном геостационарной орбиты может занимать от нескольких дней до считанных часов. Так как подъемники будут выполнять не только транспортную, но и уравнивающую функцию, они не могут нести с собой горючего. Во-первых, количество топлива по отношению к объему вагона будет таким же большим, как количество топлива, необходимое для вывода ракеты-носителя на орбиту. Во-вторых, при сгорании топлива вес всего лифта, или, скорее, всех задействованных лифтов сразу, менялся бы – что значительно дестабилизировало и раскачивало бы всю систему [3].

Если говорить о практических соображениях, позволяющих осознать преимущества и даже необходимость космического лифта, то следует сказать следующее. Космический лифт на данный момент технически нереализуем. Тем не менее, идею данного устройства можно отнести к «невозможностям первого класса» в соответствии с парадигмой американского физика-теоретика Митио Каку: создание такой конструкции не противоречит законам физики, мы просто не владеем материалами и технологиями для осуществления проекта [2].

Космический лифт – это принципиально новый, экологический и, в долгосрочной перспективе, экономичный проект. Предполагается, что космический лифт позволит значительно снизить затраты на транспортировку грузов в космос, кроме того, это устройство может стать гибридным проектом и, помимо функции доставки грузов на орбиту, станет основой для других исследовательских и коммерческих применений. Космический лифт открывает реальные возможности долговременной колонизации околоземной орбиты, колонизации Луны с возможностью устраивать экспедиции в любую точку нашего спутника. Космический лифт – одна из наиболее реалистичных предпосылок для освоения точек Лагранжа, которые, в свою очередь, могут оказаться удобны для промышленной переработки астероидов.

Список используемых источников:

1. Libration suppression of partial space elevator by controlling climber attitude using reaction wheel [Электронный ресурс]. 2021. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S009457652100120X?via%3DiHub> (дата обращения: 07.04.2023).
2. Физика невозможного / Митио Каку ; Пер. с англ. — М.: Альпина нон-фикшн, 2009. — 456 с.
3. Космический лифт. Как, зачем, из чего [Электронный ресурс]. 2021. – URL: <https://habr.com/ru/articles/565558/> (дата обращения: 06.04.2023).
4. Космический лифт [Электронный ресурс]. 2021. – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Космический_лифт (дата обращения: 06.04.2023).
5. «Комсомольская правда» (Воскресное приложение) от 31 июля 1960 года «В космос – на электровозе» [Электронный ресурс]. 2021. – URL: <http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/k-p/1960/artsutanov.html> (дата обращения: 07.04.2023).
6. Силицен [Электронный ресурс]. – URL: <https://chem.ru/silicen.html> (дата обращения: 11.04.2023).

**Оптимизация структуры сигналов, используемых в акустической
системе позиционирования**

Дорофеев Вадим Сергеевич

Научный руководитель – Егоров В. В.

МАИ, Москва

dorofeevvadimx@yandex.ru

В последние годы активно развивается сфера строительства, основной упор делается на повышение количества возводимых объектов, максимального удешевления процесса стройки. Однако в стремлении к данным условиям, во избежании срыва графиков и этапов строительства, необходимо также на должном уровне удерживать такой параметр, как качество строящихся объектов, с чем сейчас связано большое количество проблем. Одной из проблем является необходимость проведения быстрых и высокоточных замеров, таких как измерение расстояний, длин отрезков и определения координат точно. Практически, это замеры, проводимые строителями вручную, а также автоматизированные замеры, проводимые в ходе позиционирования

строительных роботов, 3д-принтеров и укладчиков. В работе представлен проект системы позиционирования, разрабатывающийся с целью решения данной проблемы. В процессе выполнения задачи был разработан тестовый прототип системы, в ходе тестирования которого была доказана верность используемых принципов функционирования системы.

Система состоит из пользовательского устройства-маяка (имеет встроенный акустический излучатель и интерфейс связи с концентратором), созвездия устройств-приёмников (имеющих микрофоны и интерфейсы связи), а также концентратора, выполняющего роль управления остальными устройствами и проведения всех необходимых вычислений). Структурная схема изображена на рис. 1.

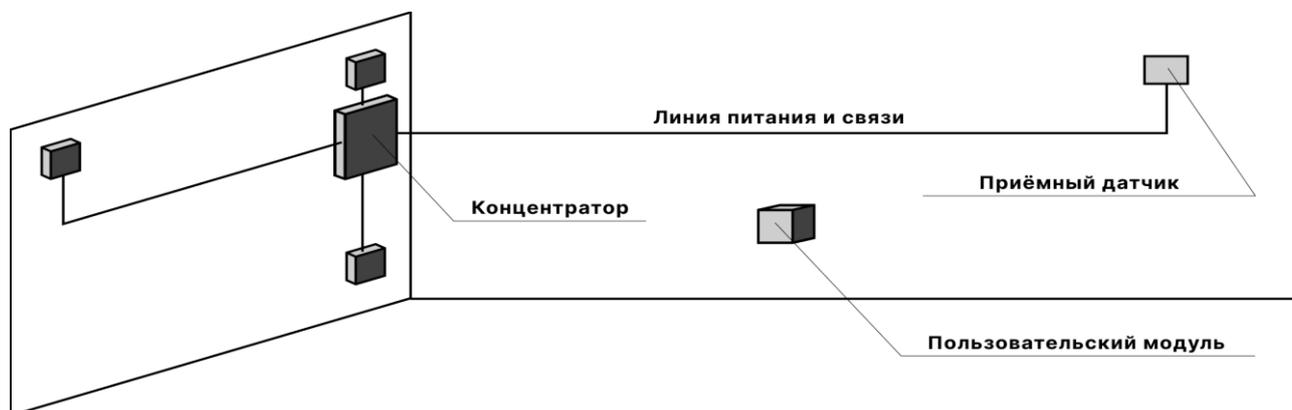


Рис. 1. Структурная схема устройства системы акустического позиционирования

Принцип позиционирования маяка основан на следующих методах: Time Difference of Arrival (TDOA) — определение расстояния от источника акустического сигнала до разных приемников за счет разницы во времени прибытия сигнала [3]; мультilaterация — методы определения координат передатчика по опорным точкам [4]; методы наименьших квадратов и сглаживания данных для снижения ошибки вычислений [5].

Используемый сигнал лежит в слышимом диапазоне звуковых частот от 20 Гц до 20 кГц, является псевдослучайной последовательностью символов (ПСП) и равномерно занимает весь выделенный диапазон спектра. Передаваемый передатчиком акустический сигнал через канал связи поступает на приемник, где оцифровывается и записывается с частотой дискретизации 300 кГц. Выбор такой

частоты позволяет достичь точности измерений ± 1 мм, учитывая, что скорость распространения звука в воздушной среде находится в пределах от 320 до 380 м/с.

Затем проводится корреляционная обработка — свертка записанного сдвинутого во времени, зашумленного сигнала с заранее известным эталоном для определения времени в пути от передатчика к приемнику. Выбор такого типа сигнала обусловлен его математическими свойствами. Использование ПСП позволяет системе работать эффективно даже при высоком уровне помех в канале передачи сигнала, вне зависимости от того, являются ли они узко- или широкополосными, в том числе при одинаковой спектральной плотности мощности шума и сигнала, кроме того, дают возможность одновременного использования нескольких передатчиков-маяков кодовым разделением разных реализаций ПСП [2]. Корреляционный алгоритм детектирования нивелирует реверберационные эффекты, при работе в помещениях.

Однако работа системы с сигналами, имеющими статичные параметры неоптимальна. Это связано как с высокой переменчивостью характеристик шумов в канале, таких как их полоса, и спектральная плотность мощности, так и с большой разностью в амплитуде принимаемого приёмниками сигнала на разных расстояниях. Поэтому была проведена работа по повышению адаптивности параметров акустических сигналов, используемых системой. Мощность передаваемого сигнала подстраивается под текущие параметры канала связи. Процедура подстройки происходит по определению достаточности в корреляционной функции высоты пика относительно шума для самого дальнего приемника от передатчика-маяка. Подстраивается при каждом новом измерении положения и позволяет комфортно работать людям рядом. Разработан генератор адаптивных реализаций ПСП, создающий на концентраторе по требованию пользователя новый сигнал требуемой длины, записывая затем в маяк [1]. Увеличение длины ПСП снижает мощность излучения маяка, сохраняя точность позиционирования, или увеличивает дальность рабочей зоны, а уменьшение — повышает частоту измерений.

В результате работы был сконструирован и протестирован прототип системы, на котором было заверено соответствие теоретической и реальной точности, исследовались параметры адаптивных сигналов. Данная работа позволяет двигаться к более точной и быстрой реализации, к связке с инерциальной системой позиционирования (ИСП), что сможет нивелировать накопительную ошибку ИСП, добавит непрерывность позиционирования и возможность точной калибровки приемников без измерения значений скорости звука (по известному расстоянию координат от ИСП для нескольких замеров акустической системой).

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 [и др.]: Вильямс, 2007. - 1099 с.
2. Zigangirov K. Theory of Code Division Multiple Access Communication / K. Zigangirov — IEEE Press, 2004. — p.229-251.
3. Filonenko, V. Asynchronous Ultrasonic Trilateration for Indoor Positioning of Mobile Phones, Doctoral thesis / V. Filonenko. — Technological University Dublin, 2012. — 248 p.
4. Загретдинов Р.В. Спутниковые системы позиционирования. Конспект лекций / Р. В. Загретдинов, Каз. федер. ун-т. — Казань, 2014. — 148 с.
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. — 336 с.

Оптимизация формы составного корпуса из оболочек в виде сферических сегментов

Екимовская Анна Алексеевна

Научный руководитель – д.т.н. Лебедев В.В.

МАИ, Москва

any_ekimovskaya03@mail.ru

В области малых космических аппаратов (КА) всё чаще начинают обсуждать оптимальную форму конструкции корпуса. Если раньше программы CanSat и CybeSat предполагали простейшие формы корпусов в виде цилиндров и кубов, то современные проекты имеют более сложные конфигурации. При изучении перспективных вращающихся космических систем тоже появилась задача выбора формы конструкции [1]. Проектирование КА на этапе технического предложения является сложной задачей, требует системного подхода [2]. Оказалось, что рациональность формы оболочки корпуса КА и бака или баллона для сжатого или сжиженного газа определяется похожими показателями качества, то есть целевой функцией оптимизации сложной технической системы [3]. На этапе технического предложения в качестве целевой функции было выбрано отношение объёма корпуса к площади поверхности оболочки. Для превращения целевой функции в критерий было выбрано решающее правило в виде максимизации. Если локальный максимум находится в области допустимых ограничений, то говорят об оптимальной форме. Если локальный максимум вышел за область допустимых ограничений, то можно рассуждать только о рациональности формы и оперировать с наибольшим значением целевой функции.

Максимальное значение отношения объёма к площади поверхности означает наибольшую вместимость корпуса. Но при этом площадь поверхности минимальна, что соответствует не только самой лёгкой конструкции, но дополнительно уменьшенному теплообмену с внешней средой. При такой аналогии проектирование корпуса КА математически становится похожим на поиск форм баллонов для хранения и перевозки сжиженного газа, например, посредством морских танкеров и железнодорожных цистерн.

Из вариационного исчисления известно, что сферическая оболочка обладает максимальным объёмом при минимальной поверхности. Выбранный показатель качества для сферы равен $R/3$. Это означает, что сферический корпус надо делать как можно большего радиуса. Но для сферы большим недостатком являются увеличенные габариты, одинаковые по трём измерениям. Появилась гипотеза удлинения конструкции с одновременным сохранением некоторых преимуществ сферы. Для этого корпус предлагается изготовить составным. Несколько сфер соединять нет смысла, потому что радиусы становятся меньше, показатель качества $R/3$ уменьшается пропорционально радиусам. Однако можно соединить несколько сферических сегментов в единую конструкцию. Для корпусов КА и баллонов для сжатых или сжиженных газов составная конструкция должна быть герметичной. Но во многих областях техники и быденной жизни применяются открытые ёмкости для хранения жидких и сыпучих веществ. В любом варианте потребовалось определить оптимальные величины срезов сферических оболочек. Для герметичной конструкции сферические сегменты соединяются по этим срезам, например, с помощью сварки.

Математическая задача свелась к определению величин относительных срезов $x=h/R$ сферических оболочек, при которых отношение объёма составной конструкции к общей внешней площади поверхности оболочки будет наибольшим. Для простейших составных корпусов задача была решена аналитическими методами, применением дифференциального исчисления для определения локального максимума целевой функции. Например, был повторен известный результат об оптимальном стеклянном аквариуме для разведения рыбок – срез должен быть на середине радиуса ($x=h/R=0,5$), чтобы ёмкость вместила как можно больше воды, но при этом стеклянная поверхность была минимальной по площади. Простейшим развитием такой конструкции, например, для вращающихся КА, стало техническое предложение состыковки двух указанных сферических сегментов по линии одинаковых срезов с получением герметичного корпуса. Но следует отметить, что при расстыковке

модулей получатся две негерметичные конструкции. Далее был предложен авторский открытый корпус с плоским дном, для которого на сфере надо сделать два среза на относительной высоте $x=0,255$, но потом одно отверстие закрыть плоской круглой перегородкой [4]. Потом появилась задача проектирования корпусов с перегородками.

При большом количестве модулей в составной конструкции появилась сложность расчёта, связанная с долгими вычислениями, причём результаты всё равно приходилось отображать на компьютере. Для упрощения расчётов была составлена программа в среде Scilab 6.1.1. Исходными данными являются количества сфер, срезов и перегородок между ними. Программа применяется два раза. Сначала определяется существование локального максимума целевой функции, то есть отношения объёма к площади, и его принадлежность области ограничений, то есть величины относительных срезов $x=h/R$ должны находится в пределах от 0 до 1, в некоторых конструкциях от 0 до 2. Если первое применение программы привело к положительному результату, то запускается вторая часть алгоритма, численно определяются величины относительных срезов $x=h/R$, а также дополнительно строится график целевой функции в зависимости от этих величин. График необходим для определения характера локального максимума целевой функции – крутой или пологий. При проектировании в случае пологого максимума допускается некоторый отступ от него.

Применение разработанной расчётной программы показало сложность формирования исходных данных. Для упрощения начального этапа проектирования корпусов предложена демонстрационная магнитная модель, изображающая осевые сечения различных вариантов конструкций [5]. Варианты применения этой модели показаны на рис.1.

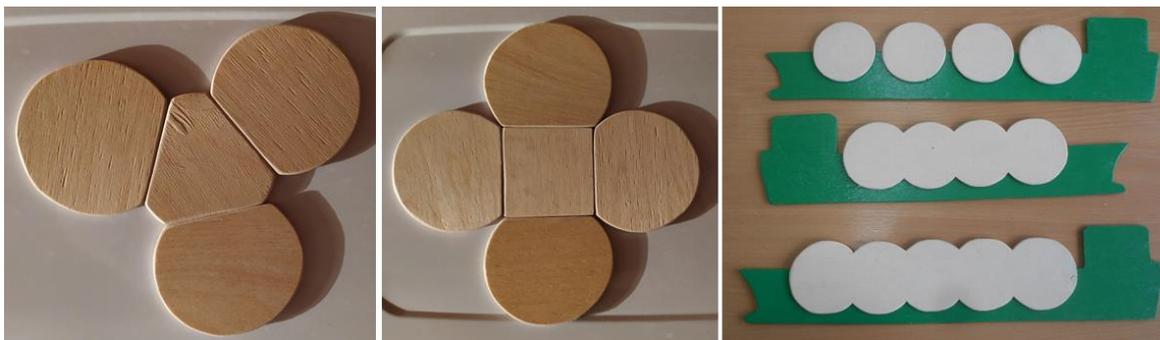


Рис. 1. Осевые сечения магнитных моделей для оптимизации форм корпусов

Предложенная модель и расчётная программа были применены для анализа форм ёмкостей морского танкера «Гранд Елена» для транспортировки сжиженного природного газа. Расчёты показали существование более рациональных форм корпусов, по сравнению с традиционными четырьмя сферами, состоящих из сборки сферических сегментов. Однако авторским интересом являются вращающиеся КА [6]. Возможные рациональные схемы корпусов таких систем обоснованы и показаны слева на рис.1.

Список использованных источников

1. Дроботов В.Б., Екимовская А.А. Проектно-баллистический анализ манёвра вращающейся тросовой космической системы / 21-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 21-25 ноября 2022 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2022– 8,06 Мб [Электронное издание]. - <https://aik.mai.ru/files/abstracts2022.pdf> – 617 с. - С.322-323. - ISBN 978-5-00204-819-9. - Ссылка на РИНЦ: <https://elibrary.ru/item.asp?id=50102165>
2. Меньшиков В.А., Перминов А.Н., Урлич Ю.М. Глобальные проблемы человечества и космос. – М.: «Изд. МАКД», 2010. – 570 с.
3. Бусленко Н.П. Лекции по теории сложных систем. – М.: Советское радио, 1973. – Электронный ресурс: <https://lib-bkm.ru/13940>
4. Екимовская А.А. Открытая ёмкость максимального объёма с плоским дном и сферической стенкой. – Заявка RU 2023124105 на полезную модель, приоритет 19.09.2023.
5. Екимовская А.А. Магнитная демонстрационная модель для оптимизации формы ёмкости. – Заявка RU 2023124102, приоритет 19.09.2023.

6. Екимовская А.А. Учебная установка для демонстрации силы натяжения вращающейся цепочки. Патент на изобретение RU 2800901. – Публ. 31.07.2023, Бюлл. №22.

**Перспективы использования беспилотной гражданской
и промышленной авиации**

Иванов Игорь Алексеевич

Гуляев Ярослав Сергеевич

Научный руководитель – Морозов В.В.

ТулГУ, Тула

iv_igor01@mail.ru

В начале XXI в. впервые появились предложения об использовании системы искусственного интеллекта для замены экипажа грузового, а впоследствии пассажирского воздушного судна (ВС). Обсуждались вопросы о возможности замены человека на борту летательного аппарата (ЛА) на автопилот, который бы обладал контролем за управлением. И поскольку в настоящее время появляется всё больше беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различных классов для транспортировки грузов, то вопрос перевозки пассажиров остается открытым.

Согласно одному из возможных определений, беспилотный летательный аппарат (БПЛА) – это летательный аппарат, не имеющий на борту экипажа. Способен самостоятельно перемещаться в воздухе как в автономном режиме, так и посредством дистанционного управления, осуществляемого оператором. Ещё в 1960-х годах в Советском Союзе существовал сервис воздушного такси для перелетов по линии Симферополь – Ялта.

Условно парк судов авиатакси можно разделить на вертолетный и самолетный. Стоит отметить, что самолеты более скоростные по сравнению с вертолетами, которые, в свою очередь, более маневренные, а также имеют больше площадок для приземления. Исходя из этого рассуждения нельзя не признать, что по городу целесообразнее использовать БПЛА вертолетного типа,

а в полетах между городами – самолетного. Примером аэротакси, выполненного по схеме мультикоптера, является S-700 TAXI компании «Транспорт будущего», представленный на рис. 1.



Рис. 1. S-700 TAXI с возможностью вертикального взлета и посадки

БПЛА оборудован 16 винтомоторными группами. Предусмотрены 2 сидячих пассажирских места. Скорость полета данного ЛА составляет 100 км/ч [2]. Заряд аккумуляторного блока рассчитан примерно на 25 минут полета при дальности до 40 км. Также стоит отметить, что беспилотник на 70% сделан из отечественных запчастей, а заявленная грузоподъемность – 200 кг. Аппарат способен подняться на высоту до 3500 м.

Примером аэротакси является стартап Midnight компании Archer Aviation с возможностью вертикального взлета и полета «по самолетному» (рис. 2).



Рис. 2. Midnight с возможностью вертикального взлета и посадки

БПЛА оснащен 12 винтами, которые позволяют развить скорость до 241 км/ч [2]. Стоит отметить, что данная модель предназначена для полетов на коротки дистанции – от 3 до 80 км. Ожидается, что данный проект будет введен в эксплуатацию к 2025 году.

Для грузовых БПЛА основными критериями являются дальность полета, взлетная масса, грузоподъемность, продолжительность полета, скорость (крейсерская и максимальная) и практический потолок. Также немаловажным критерием данного типа ЛА является логистика. Примером грузового БПЛА является вертикального взлета и посадки (VTOL) Nuuva V300 Словенской компании Pipistrel (рис. 3).



Рис. 3. Тяжелый грузовой БПЛА вертикального взлета и посадки Nuuva V300

Первый полет самолета состоится в 2022 году, а эксплуатация последует в 2023 году. Ожидается, что БПЛА будет иметь максимальную взлетную массу 1700 кг и размах крыльев 12 м [3]. Самолет будет иметь грузовое пространство объемом 2,3 м³ и массой до 300 кг. Максимальная крейсерская скорость самолета составляет 220 км/ч, а крейсерская - 165 км/ч. Максимальная высота взлета составляет 2500 м, а максимальная крейсерская высота - 6000 м.

Особенность данных моделей — это их автономность. С помощью GPS и бортовых сенсоров они следуют заранее введенной траектории полета, а в случае необходимости, оператор всегда может взять управление на себя.

Таким образом, развитие индустрии воздушного такси требует создания соответствующей «экосистемы», которая бы обеспечивала эффективную работу данного сервиса. Немаловажным является тот факт, что БПЛА развиваются намного быстрее, чем разрабатывается законодательство, чтобы иметь возможность регулирования данной отрасли.

В настоящее время российский рынок беспилотной техники находится лишь на начальном этапе своего развития, однако появляется большое

количество производителей БПЛА с широким модельным рядом ЛА. Сервис воздушного такси является одной из ветвей будущего авиации, связанной с разработкой коммерческих пассажирских дронов.

Список использованных источников:

1. S-700 TAXI – [Электронный ресурс]. URL: <https://tb-drone.ru/s700taxi> (дата обращения: 20.10.2023).
2. eVTOL Frequently Asked Questions – [Электронный ресурс]. URL: <https://www.archer.com/faq> (дата обращения: 20.10.2023).
3. Nuuva V300 – [Электронный ресурс]. URL: <https://www.pipistrel-aircraft.com/air-cargo/> (дата обращения: 20.10.2023).

**Актуальность использования нового композитного материала
при теплозащите аэрокосмических аппаратов**

**Иванова Ульяна Ивановна
Ярославцева Ольга Михайловна**
Научный руководитель – Гофин М.Я.

МАИ, Москва

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

При движении ЛА с большими скоростями возникают очень высокие температуры, которые могут привести к повреждению или разрушению объекта. Следовательно, вся внешняя поверхность космического корабля должна обеспечиваться средствами нагрева и охлаждения.

Актуальность работы: новый керамико - графеновый метаматериал представляет собой перспективное решение для тепловой защиты аэрокосмических аппаратов. Он объединяет преимущества различных компонентов, а именно высокую термическую стойкость керамики и уникальные свойства графена, что хорошо сказывается на эффективной защите от высоких температур.

Постановка задачи: рассматривается проблема теплового нагрева аэрокосмических аппаратов, связанная с высокой скоростью и управляемостью,

передачей существенного количества энергии от газов вокруг ЛА на его поверхность.

Цель работы: провести анализ существующих способов теплозащиты, предложить новый материал для теплозащитной плитки, который будет обладать высокими эластичными и прочностными характеристиками, а также способного выдерживать высокие температуры при полетах на больших скоростях. Провести расчеты по эффективности его применения, а также оценить перспективы использования подобных новых композитных материалов. Для точности исследования произвести вычисления при помощи программного кода.

Разработка теплозащитных конструкций является важным этапом проектирования аэрокосмических аппаратов. Несмотря на преимущества применения активной теплозащиты, развитие пассивной теплозащиты остается перспективным направлением. Это связано с тем, что оба вида теплозащиты имеют свои преимущества и недостатки, и эффективность их использования зависит от конкретных условий эксплуатации. Пассивная теплозащита может быть более простой, дешевой и легкой, а также не требует использования электроэнергии или других дополнительных источников питания. Кроме того, пассивная теплозащита может обеспечить более длительную защиту от тепловых нагрузок в сравнении с активной, что важно при задержке или аварийной ситуации. К недостаткам активной ТЗ также можно отнести возможность ее повреждения микрометеоритами, как это произошло с предпоследним КК «Союз». Однако, эффективность пассивной теплозащиты может быть ограничена при высоких температурах или динамических термических нагрузках. Поэтому оптимальное сочетание активной и пассивной теплозащиты может быть наиболее эффективным способом защиты аэрокосмических аппаратов. Таким образом, подробно остановимся на пассивном методе теплозащиты. Одним из примеров применения такого типа является советский орбитальный космический корабль «Буран».

Важная роль отводится теплозащитной плитке, которая состоит из волокнистого теплозащитного материала (ТЗМ) и является жестким каркасом из

неорганических высокотемпературных волокон, связанных при помощи специального связующего. Многие материалы обладают хорошими характеристиками в одной области, но при этом имеют недостатки в других. Например, промышленная керамика обладает высокой прочностью, но также имеет большую плотность и хрупкость. Керамико-графеновый метаматериал представляет собой комбинацию керамической матрицы и графеновых наночастиц, поэтому он обладает рядом преимуществ, для оценки которых была написана программа. При расчетах использовался метод конечных разностей.

В работе представлены существующие методы теплозащиты. Объяснен выбор пассивного способа тепловой защиты, выбор композитного материала. Приведены расчеты, выполненные при помощи написанного программного кода, которые доказывают перспективность использования керамико – графенового метаматериала. Приведены результаты исследования и список использованных источников.

Выводы: таким образом в ходе работы была рассмотрена проблема теплового нагрева ЛА, изучены методы тепловой защиты, предложен новый материал в качестве плитки для пассивной теплозащиты, проведены расчеты по оценке температуры внешней и внутренней поверхности при использовании различных ПТЗМ с помощью программы, выполненной на языке программирования C++. Новый керамико-графеновый материал показал неплохие результаты по сравнению с существующими ТЗМ. Следовательно, новые композитные материалы могут быть использованы в качестве ПТЗМ в связи с легкостью, высокой прочностью, что важно для повышения скорости и маневренности аэрокосмических аппаратов. В целом, композитные материалы предлагают новые возможности для создания более эффективных и долговечных систем пассивной теплозащиты для ЛА.

Список использованных источников:

1. А. Н. Крайко, Д.Е. Пудовиков, Г. Е. Якунина. Теория аэродинамических форм, близких к оптимальным // «ЯНУС-К», Москва, 2001, 132 с.
2. А.В. Лыков. Теория теплопроводности, Москва, 1967, 602 с.

3. М. Я. Гофин. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов, Москва, 2003, 671 с.
4. Б. В. Щетанов, Ю. А. Ивахненко, В. Г. Бабашов. Теплозащитные материалы // Российский химический журнал, 2010, 18 с.

**Разработка технологического процесса сборки багажной двери
самолета МС-21 на клепальном автомате**

Ильин Евгений Алексеевич

Научный руководитель – Марьин С.Б.

Комсомольский-на-Амуре государственный университет, Комсомольск-на-
Амуре

zhekagartop@gmail.com

Актуальность работы заключается в том, что в настоящее время недостаточно проработаны техпроцессы выполнения заклепочных соединений элементов конструкций планера самолета имеющих частый продольный и поперечный набор с большой высотой стенок (двери, люки), на автоматических клепальных автоматах (установках). При сборке таких конструкций до сих пор используется ударная клепка [1].

Рассмотрим конструкцию багажной двери отсека Ф4 самолета МС-21. Дверь имеет габаритные размеры 1184 x 974 x 119 мм. Общий вид багажной двери отсека Ф4 с расположением элементов конструкции представлен на рис. 1.



Рис. 1 – Общий вид каркаса багажной двери отсека Ф4 самолета МС-21

Конструкция двери содержит следующие конструктивные элементы:

- внешняя обшивка;
- балки (поперечный набор), в количестве 5 шт.;
- диафрагмы (продольный набор), в количестве 19 шт.;
- нижний и верхний профили;
- стойки в количестве 17 шт;
- кронштейны, в количестве 10 шт.

Исходя из конструктивно-технологического анализа багажной двери отсека Ф4 самолета МС-21 (рис. 1), можно сделать вывод о том, что сборку целесообразно выполнить на автоматическом клепальном аппарате т.к. этот метод клепки является наиболее прогрессивным с точки зрения повышения производительности, стабильности качества, надежности и ресурса [2].

Сборка багажной двери самолета МС-21 выполняется по последовательной схеме (рис.2), на первом этапе собирается каркас двери, затем выполняется его соединение с обшивкой.

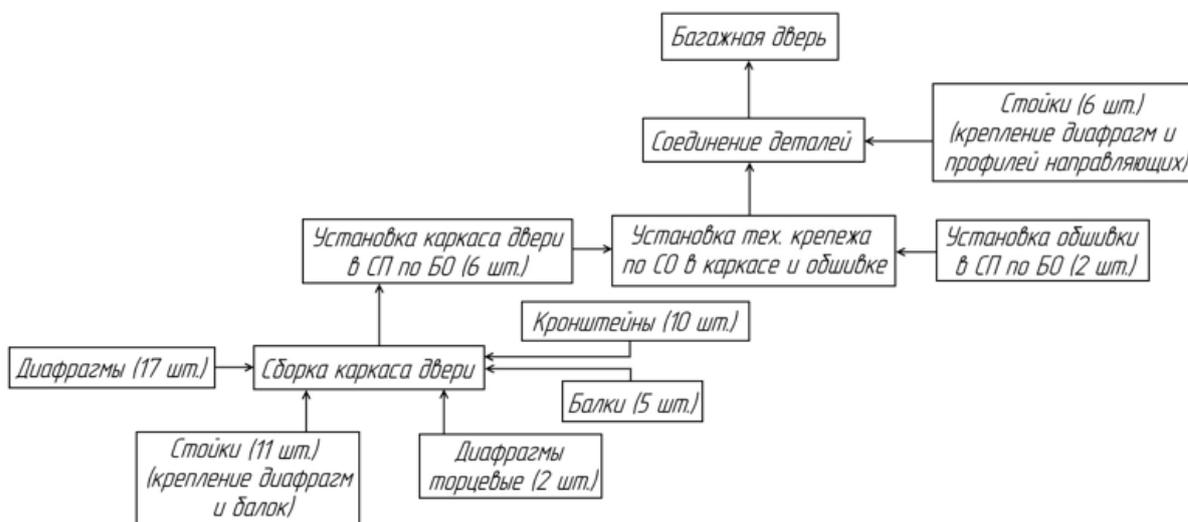


Рис. 2 – Схема сборки багажной двери

Базирование каркаса в стапеле происходит по базовым отверстиям (БО) в опорных кронштейнах балок двери и узлах-фиксаторах сборочного приспособления (СП). Обшивка базируется в СП по базовым поверхностям (ложементам) СП и по БО в технологических фестонах и узлах-фиксаторах СП.

На внутренней поверхности обшивки по сборочным отверстиям (СО) базируется силовой набор (рис. 3).

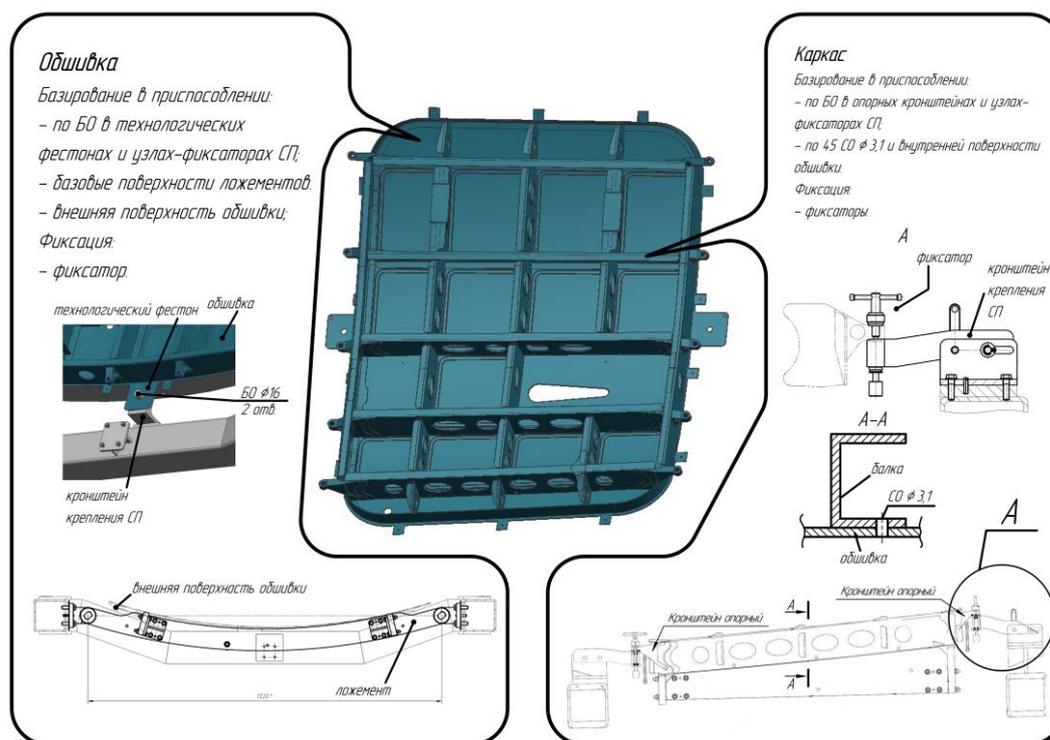


Рис. 3 – Схема установки и фиксации багажной двери в сборочном приспособлении

Технологический процесс выполнения продольно-поперечных швов на клепальном автомате включает в себя следующие основные операции:

- установка в сборочное приспособление деталей силового набора и обшивки, фиксация штифтами БО;
- совмещение СО обшивки и каркаса, количество технологических болтов (ТБ) составляет 5,9%, установка ТБ, обеспечивает плотную стяжку пакета в зоне технологического крепежа;
- последовательная замена ТБ на вытяжные заклепки (ВЗ) типа «TAPS»;
- извлечение предварительно собранного каркаса из сборочного приспособления и установка распорок по БО 4 отв. в кронштейнах опорных;
- установка каркаса с распорками на раму позиционера клепального автомата;
- настройка режимов клепальной головки автомата на технологических образцах;

- клепка по программе участков продольно-поперечных заклепочных швов панели в соответствии с рабочими маршрутами клепки;
- фрезерование выступающей части потайных головок заклепок;
- контроль качества заклепочных соединений.

Список использованных источников:

1. Основы технологии машиностроения : учебник для высших учебных заведений / Б.Н. Марьин, А.Г. Братухин, В.А. Ким [и др.] ; под. ред. Б.Н. Марьина. – Владивосток : Дальнаука, 2015. – 608 с.
2. Людоговский П.Л., Назарычев А.П. Механизация и автоматизация внестапельной сборки авиационных конструкций: учеб. пособие – Казань. Изд-во: Казанск. гос. техн. ун-т. 2008. – 179 с.

Устройство мобильного авиапилотажного стенда

Козичев Кирилл Олегович

Самойлова Ксения Ивановна

Ларькин Артемий Владимирович

Научный руководитель – Чемоданов В.Б.

kozichevkirill@yandex.ru

МАИ, Москва

В настоящее время существует множество технических устройств, относящихся к классу стендов, одними из которых являются пилотажные стенды. Пилотажный стенд – это комплексное техническое устройство, с помощью которого разрабатывать математические модели ЛА от самолета или вертолета до дирижабля и моделировать в реальном времени. Кроме того, возможно использовать для отработки алгоритмов в области систем управления. Также стенд может быть использован для начальной подготовки пилотов, а в высших учебных заведениях использоваться для проведения лабораторных работ по таким дисциплинам как: динамика полета ЛА, математическое моделирование и основы теории управления [1]. Для этого на стенде есть рабочее место инструктора (РМИ).

В отличие от тренажера стенд не предназначен для обучения экипажей, его предназначение – проведение исследовательских работ по проектируемым или опытным летательным аппаратам. Основными элементами пилотажного стенда являются: имитаторы условий работы лётчика,; кабина с пилотажно-навигационными приборами, рычагами управления, имитаторами загрузки этих рычагов, внешней визуальной обстановки, перегрузок, угловых ускорений и акустических воздействий, математическая модель динамики летательного аппарата и работы его систем в реальном масштабе времени, которая реализуется на ЭВМ, а иногда во взаимодействии с реальными элементами систем управления, пульт управления работой пилотажного стенда и ходом эксперимента; средства регистрации и обработки экспериментальных данных.

Для проведения лабораторных работ создан малоразмерный пилотажный комплекс [2]. Он состоит из кресла, монитора, системного блока, устройств вывода звука, рычага и педалей управления. Для данного стенда РМИ. РМИ необходим для формирования факторов, влияющих на полет. Это нужно для большей реалистичности пилотирования. Связь РМИ со стендом реализуется с помощью POST и GET запросов. Монитор нужен для вывода изображения, рычаг и педали используются как органы управления.

В данном стенде присутствует система отслеживания поворота головы. Это комплекс устройств, которые дают возможность следить за движением головы пилота и фиксировать её положение в пространстве, а затем показывать изображение на мониторе. Система отслеживания поворота головы дает возможность создавать имитацию кругового обзора на мобильном пилотажном стенде.

Список использованных источников:

1. Антонов И.М., Баскаков С.А., Иванов Б.А., Мелюков С.А., Ногтев С.С., «Система отслеживания поворота головы для мобильного пилотажного стенда».
2. Антонов И.М., Мелюков С.А., Иванов Б.А. Мобильный пилотажный стенд / Сборник тезисов докладов XLVII Международной молодежной

научной конференции «Гагаринские чтения – 2021» Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). Москва: Издательство «Перо», 2021. – Мб. [Электронное издание]. ISBN 978-5-00189-126-0.

Расчет оптимального времени включения прямого воздушного реактивного двигателя для активно-реактивного снаряда

Колотов Евгений Сергеевич

Научный руководитель – Никитин В.А.

ТулГУ, Тула

Evgas.kolotov@gmail.com

Как известно, расход газовой смеси в ПВРД складывается из расходов забортного воздуха и продуктов сгорания твердотопливного газогенератора. Следовательно, чтобы обеспечить максимальную дальность полета ЛА, ПВРД требуется включать на оптимальной высоте, так как параметры атмосферы (атмосферное давление, температура и плотность воздуха) с увеличением высоты изменяются в широком диапазоне.

Чтобы определить влияние этих параметров на дальность полета ЛА, разработана программа для расчета траектории активно-реактивного снаряда (АРС), с помощью которой вычисляется оптимальная высота включения ПВРД, обеспечивающая максимальную дальность.

Цель данной программы – нахождение входных данных для проектирования диффузора, а именно скорости ЛА в момент включения ПВРД и параметров атмосферы на высоте полета снаряда.

Движение ЛА по траектории можно описать с помощью второго закона Ньютона. В процессе движения на ЛА действуют следующие силы: создаваемая ПВРД тяга, направленная по касательной к траектории и совпадающая по направлению с вектором скорости; аэродинамическая сила, направленная по касательной к траектории движения в направлении, противоположному вектору скорости; и сила тяжести, направленная вертикально вниз. Математическая модель движения ЛА с переменной массой:

$$\begin{cases} m(t) \frac{dv_x}{dt} = P(t) \cdot \cos[\theta(t)] - X_a(t) \cdot \cos[\theta(t)]; \\ m(t) \frac{dv_y}{dt} = P(t) \cdot \sin[\theta(t)] - X_a(t) \cdot \sin[\theta(t)] - m(t)g; \\ v = v_0; \quad \theta = \theta_0. \end{cases}$$

где m – масса ЛА; t – время полета ЛА; v_x – горизонтальная проекция скорости ЛА; P – тяга; θ – угол между продольной осью ракеты и горизонтом; X_a – сила лобового сопротивления; v_y – вертикальная проекция скорости ЛА; g – ускорение свободного падения; v – модуль вектора скорости ЛА; v_0 – дульная скорость; θ_0 – угол бросания.

В данной системе уравнений все величины являются переменными и зависят от скорости ЛА и его углового положения. За исключением тяги и массы ЛА, которые изменяются относительно времени включения и работы двигателя. Это учитывается введением в программу специального логического условия, блок-схема которого приведена на рис. 1.

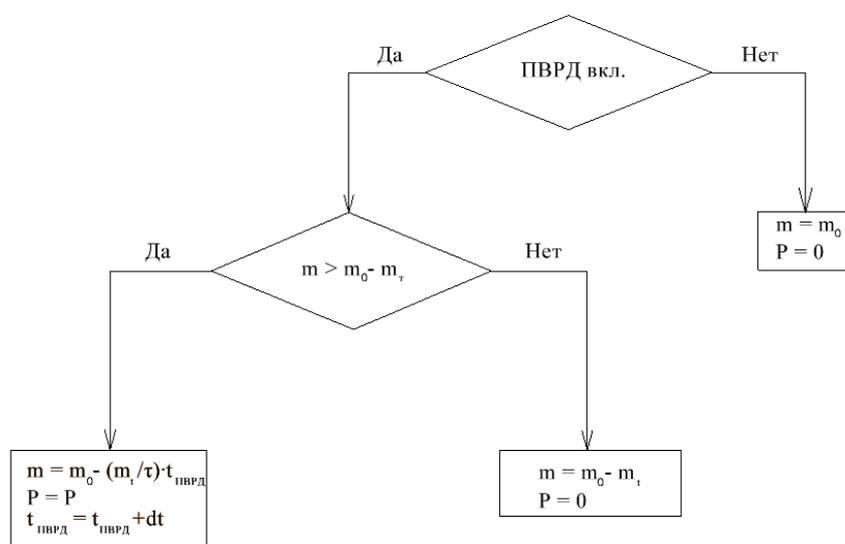


Рис. 1. Блок-схема включение и выключения двигателя

где m_0 – стартовая масса ЛА; m_t – масса топлива на борту ЛА; τ – время работы ПВРД; $t_{ПВРД}$ – текущее время работы ПВРД.

Исходными данными для расчета являются: масса летательного аппарата, масса топлива, калибр ЛА, дульная скорость, коэффициент лобового сопротивления, угол стрельбы, время работы двигателя, тяга, максимальная и

минимальная высота включения ПВРД, шаг интегрирования по высоте включения ПВРД.

Максимальная дальность полета находится в результате сравнения нескольких расчетов траектории, произведенных при различной высоте включения двигателя. Они отображаются во вкладке «Оптимальная высота включения двигателя», совместно с информацией о времени включения ПВРД и значением модуля скорости ЛА в этот момент. Траектория полета при минимальной и максимальной высоте включения ПВРД, а также зависимость дальности полета от высоты включения выводятся в виде графиков. На рис. 2 и рис.3 приведены результаты расчета.

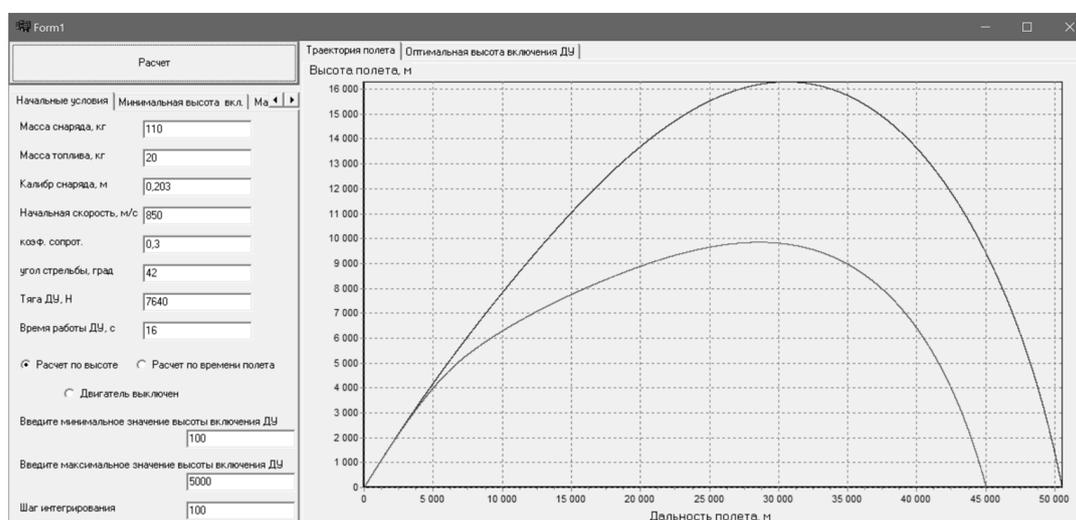


Рис. 2. Характеристики ЛА и ПВРД; траектории полета АРС на минимальную и максимальную дальность

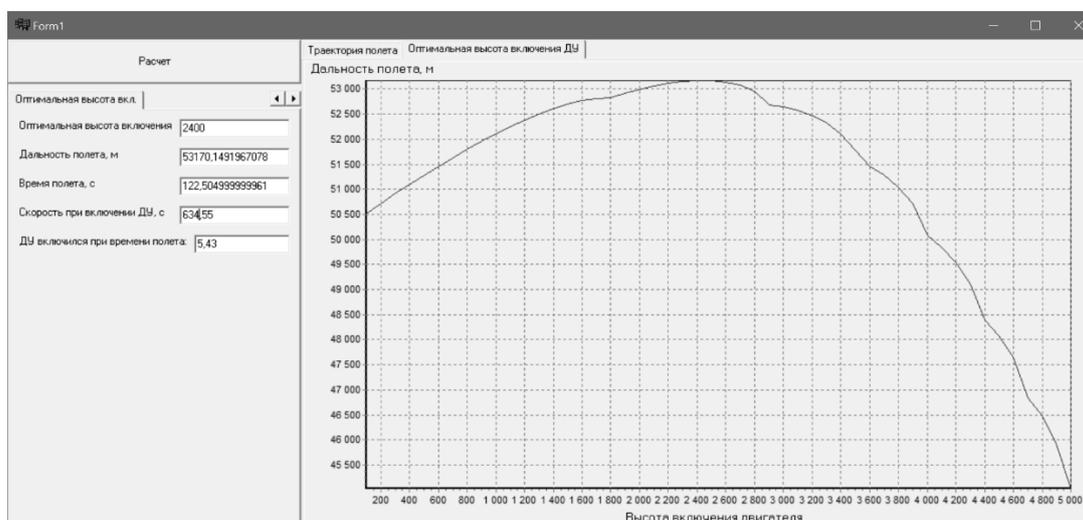


Рис. 3. Результаты расчета при оптимальной высоте включения ПВРД и зависимость дальности полета АРС от высоты включения ДУ

Результаты расчета: при включении ПВРД на максимальной высоте (5 км) дальность составила 45.66 км, а при включении на минимальной высоте (0,1 км) – 50.5 км. Максимальная дальность полета достигнута при высоте включения ПВРД равной 2.4 км и составила 53.17 км.

Список использованных источников:

1. Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного артиллерийского и ракетного оружия. Часть II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия: учебник для вузов / под. ред. проф. В.В. Ветрова и проф. В.П. Строгалева. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2007 – 784 с.

Снижение воздействия струи продуктов сгорания энергоустановки на воздушный носитель путем подбора конфигурации топливного элемента

Колотова Ангелина Александровна

Научный руководитель – профессор, к.т.н., Никитин В.А.

ТулГУ, Тула

angelinashevtsova14@gmail.com

Блоки орудий для пуска неуправляемых авиационных ракет (НАР) нередко располагаются вблизи воздухозаборников газотурбинных установок (ГТУ) носителя. Поэтому при пуске велика вероятность попадания в них продуктов сгорания (ПС) энергоустановок. Так как ПС обладают высокой температурой и имеют в своем составе несгоревшие частицы, то их попадание в воздухозаборники ГТУ может привести к снижению мощности ГТУ и падению носителя.

Минимизировать воздействие струи ПС можно профилированием тяги энергоустановки НАР. Для этого профиль тяги должен иметь вид, представленный на рис. 1.

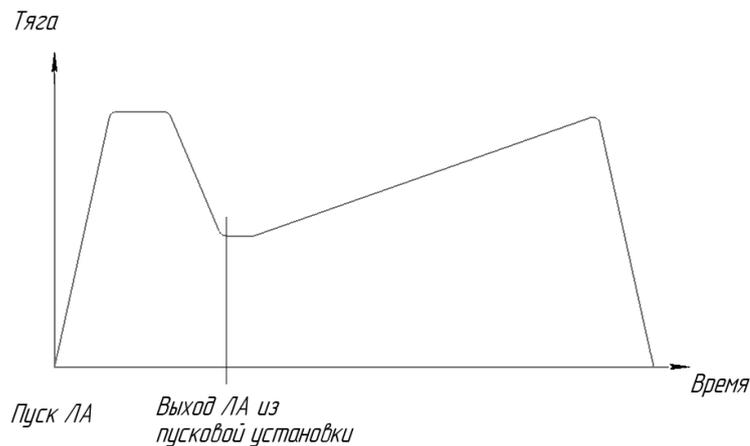


Рис.1. Профиль тяги, обеспечивающий снижение воздействия струи ПС на носитель

То есть, к моменту выхода ЛА из пусковой установки, тяга, развитая при пуске, уменьшается до минимального значения. Далее, по мере удаления ЛА от носителя, тяга увеличивается.

Обеспечить такой профиль можно модификацией топливного элемента (ТЭ) звездообразной формы. Общего подхода к проектированию зарядов переменной поверхности горения нет, поэтому конфигурацию необходимо подбирать самостоятельно.

Цель данной работы: построить топливный элемент, обеспечивающий снижение воздействия струи ПС на носитель и исследовать влияние количества лучей на изменение профиля тяги.

В результате спроектирован топливный элемент, представленный на рис. 2. Для него в программном продукте «S(e)» смоделирован процесс горения и получены значения поверхности горения в разные моменты времени. По этим данным в программном продукте «WnBall_RDТТ» произведен внутрибаллистический расчет и получен график зависимости тяги от времени (рис. 4).

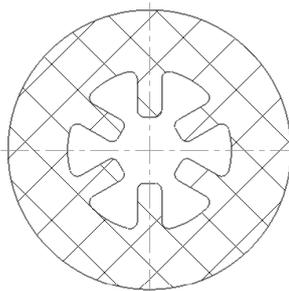


Рис. 2. Спроектированный топливный элемент

Затем разработаны модификации (рис.3) с различным числом выступов (лучей) для определения их влияния на профиль тяги. При проектировании модификаций неизменными оставались начальная поверхность горения, толщина горящего свода, масса ТЭ, а также толщина выступов.

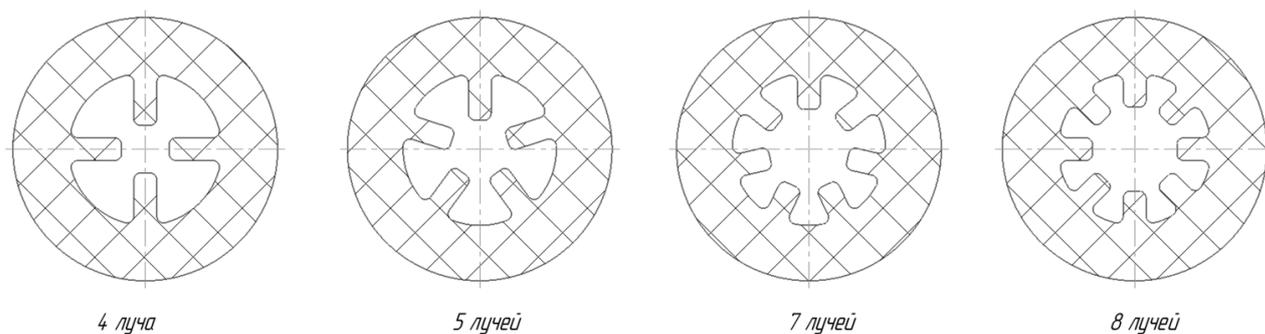


Рис. 3. Модификации топливных элементов

Для них аналогично ТЭ с 6 лучами получены графики зависимости тяги от времени (рис. 4).

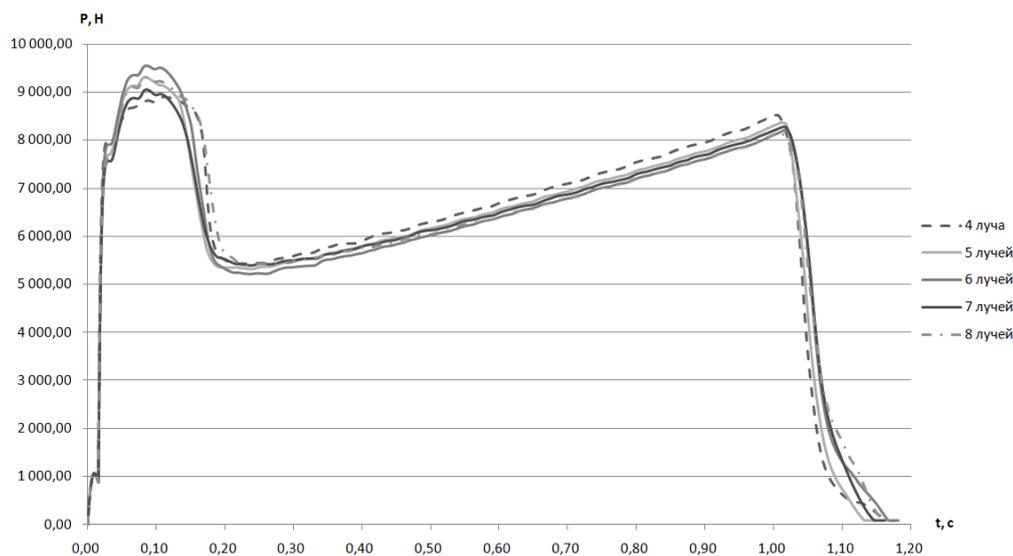


Рис. 4. Профили тяги топливных элементов

Согласно полученным графикам видно, что существенного влияния на профиль тяги количество лучей ТЭ не оказывает. Однако ТЭ с 4 и с 6 лучами выделяются среди остальных. Для наглядности они вынесены отдельно (рис. 5).

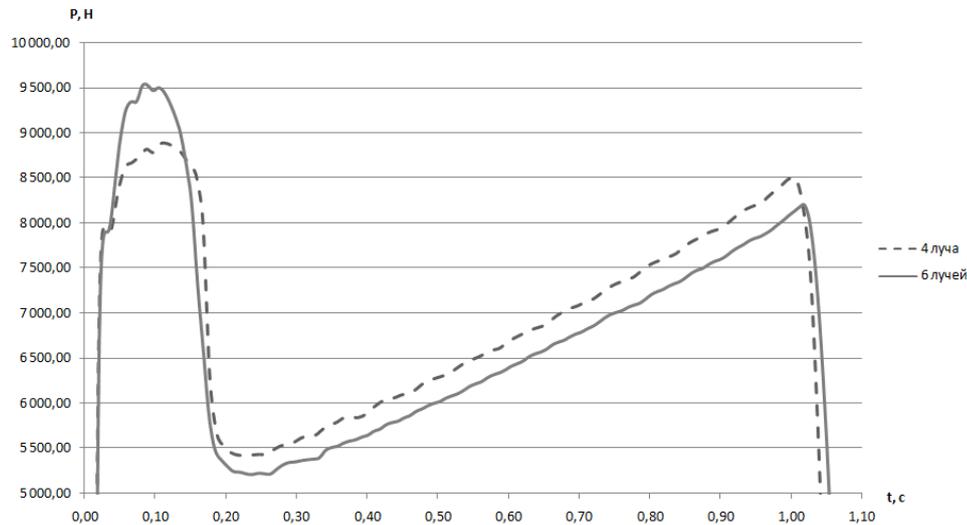


Рис. 5. Профили тяги топливных элементов с 4 и 6 лучами

ТЭ с 6 лучами обеспечивает минимальную тягу после выхода ЛА из пусковой установки, а также наибольшую тягу на начальном участке, что важно для обеспечения необходимой стартовой скорости. ТЭ с 4 лучами интересен тем, что тяга на начальном и конечном участке примерно равна, что говорит о более полном использовании энергетического потенциала топлива.

Список использованных источников:

1. Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного, артиллерийского и ракетного оружия. Часть II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия: учебник для вузов / под ред. проф. В.В. Ветрова и проф. В.П. Строгалева. – Тула: Изд-во ТулГУ, 2007 – 784 с.

Разработка ультразвуковой системы информирования пассажиров

Косолапова Анастасия Олеговна

Научный руководитель – Егоров В. В.

МАИ, Москва

nstskosolapova@gmail.com

Для безопасного перемещения слабовидящих людей по объектам городской инфраструктуры, таким как метрополитен или аэропорт, им необходим дополнительный источник информации: звуковой или тактильный. Поэтому все чаще в городскую среду внедряются различные технические и конструктивные элементы. Например, светофоры со звукофонами, наземные тактильные указатели желтого цвета, звуковые и световые маяки, а также многое другое. Но вместе с развитием данного направления появляется проблема: чрезмерное зашумление помещений и улиц. Из-за этого приходится передавать информацию сигналами и ограниченно по объему.

Поэтому совместно с коллективом СКБ-4 МАИ было решено разработать адресную систему информирования. Её структура приведена на рис. 1.

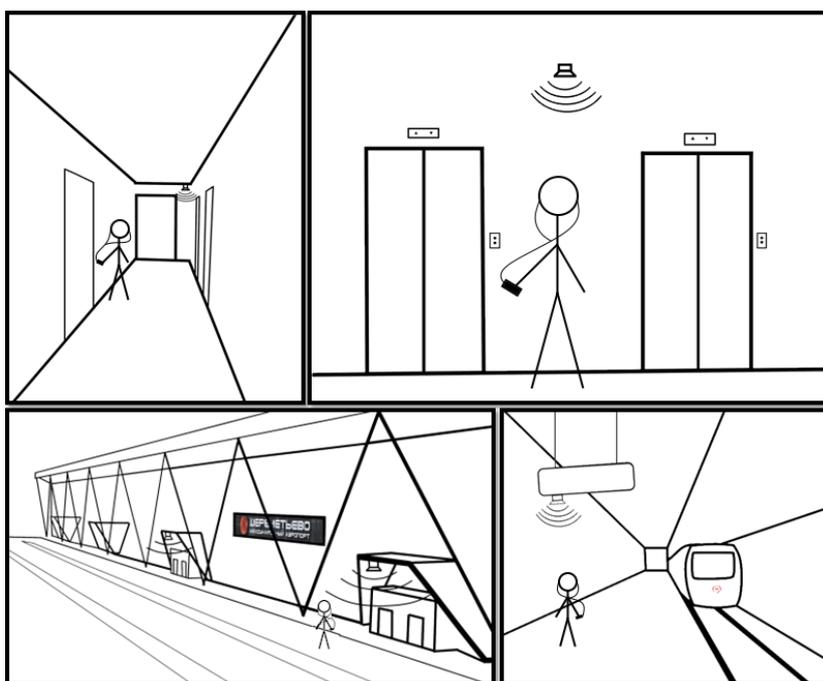


Рис. 1. Структура системы

Предлагаемая система состоит из двух частей. Передатчики устанавливаются на некоторой высоте в зонах, представляющих наибольшую важность или опасность, и непрерывно транслируют информационные сообщения, а приемники находятся у слабовидящих людей и позволяют слышать передаваемую информацию.

В данной разработке сигнал передается акустически в ультразвуковом диапазоне частот. Техническое устройство передатчиков и приемников показано в виде структурных схем на рис.2.

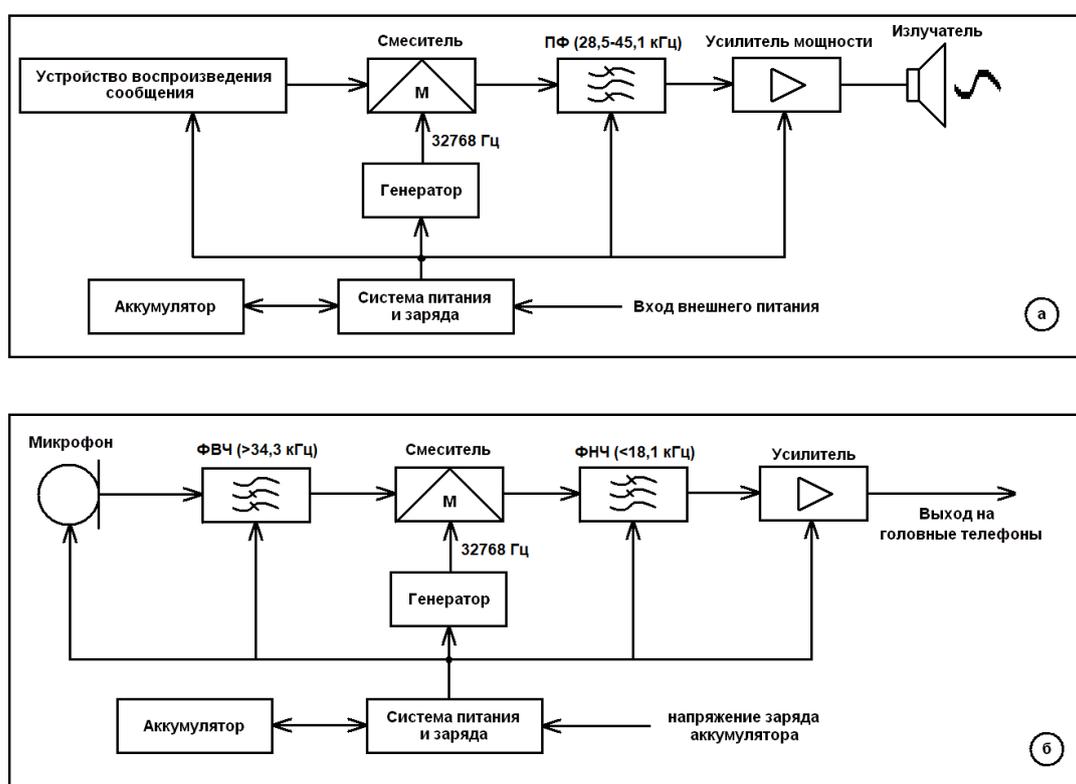


Рис. 2. Структурные схемы передатчика (а) и приемника (б)

В передатчике в устройстве воспроизведения сообщения формируется звуковой сигнал. Он подается на смеситель, в котором происходит его перемножение с сигналом гетеродина 32768 Гц. В результате данной операции образуется набор комбинационных частот, от которых после прохождения полосового фильтра остаются только лежащие в диапазоне 28,5-45,1 кГц. Полученный сигнал усиливается и излучается в пространство. В устройстве

предполагается также система питания, состоящая из аккумулятора и подключения к сетям городского электропитания.

В приемнике процесс происходит наоборот. Информационный сигнал принимается микрофоном, после чего подавляются все ненужные частоты при помощи фильтра верхних частот. Далее также в результате гетеродинирования сигнал по спектру смещается обратно в слышимый диапазон, а побочные частоты устраняются фильтром нижних частот. После усилителя сообщение подается на головные телефоны. Питание предусмотрено от литиевого аккумулятора.

В ходе работы был собран прототип предлагаемой системы. С помощью этих изделий были проведены эксперименты по использованию передатчика и приемника в различных условиях, в ходе которых они исправно функционировали. На основании проведенных опытов можно сделать вывод о том, что данная система является перспективной и готовой для внедрения в городскую среду.

Список использованных источников:

4. Устройства приёма и обработки сигналов / Ф.В. Зандер, Ю.В. Ветров, А. С. Груздев, С. В. Волвенко // электрон. учеб.-метод. комплекс дисциплины – Красноярск: ИПК СФУ, 2008 – С. 155.

5. Григорьев А.А. Лекции по теории сигналов: учеб. пособие – М.: МФТИ, 2014 – С. 237.

6. Невзорова П.А. Городская навигация как критерий формирования комфортной среды // Научное сообщество студентов: междисциплинарные исследования: сб. ст. по мат. XXII междунар. студ. науч.-практ. конф. № 11(22) – Новосибирск: АНС «СибАК», 2017. – С. 24-29.

7. Журавлева Л.М. Теория передачи сигналов: учеб. пособие – М.: МИИТ, 2017 – С. 149.

8. Устройство обнаружения и цифровой обработки ультразвуковых сигналов / Е.В. Богатилов, А.Н. Шебанов, К.Э. Ангарита Лорес // Научно-

технические ведомости СПбГПУ. Информатика. Телекоммуникации. Управление. – 2019. – Т. 12, № 3 – С. 25-36.

**Разработка автоматизированного комплекса бесконтактного контроля
геометрических параметров деталей**

Кострицына Анастасия Игоревна

Сапиева Элина Сергеевна

Хилязов Рустам Ринатович

Научный руководитель — Васильев Ф.В.

МАИ, Москва

nasty_a_04092@mail.ru, fa.o98@mail.ru, Khilyazicwr@yandex.ru

В современном производстве одной из важных задач является контроль размеров изготавливаемых деталей. При этом измерение внутренних размеров деталей цилиндрической и конической формы является достаточно сложной задачей из-за габаритов используемых измерительных приборов. Большинство существующих приборов обладают значительными размерами, что затрудняет доступ к узким и глубоким внутренним пространствам деталей. Это создает проблемы в достижении требуемой точности и надежности измерений. Таким образом, необходимо исследовать и разработать новый подход и метод для измерения внутренних областей деталей с учетом ограничений габаритов измерительных приборов. Результаты работы предназначены для применения на машиностроительных предприятиях, в отрасли ракетно-космической промышленности и прочих предприятиях, требующих точных измерений габаритов вращающихся объектов, габариты которых невозможно измерить ранее разработанными доступными средствами.

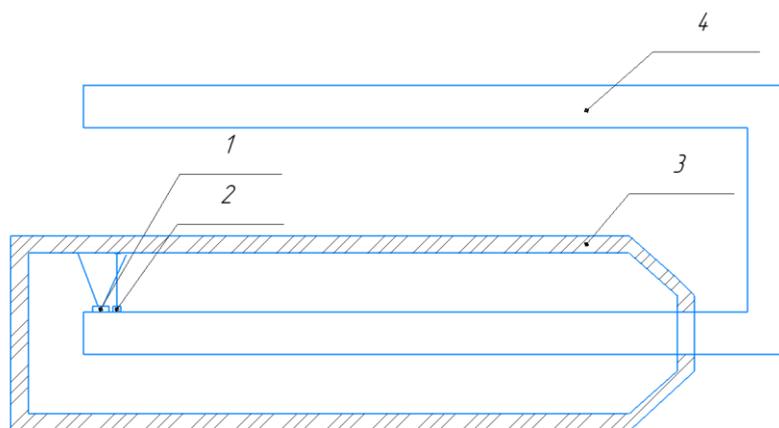


Рисунок 1 — общая схема измерения

1 — камера, 2 — лазер, 3 — контролируемая деталь, 4 — контролирующая рамка.

Основным принципом измерений, изображенном на рис. 1, является бесконтактное измерение. Деталь устанавливается на вращающиеся ролики, затем рамка со средствами измерения задвигается внутрь детали. При вращении детали проводится измерение в плоскости контроля, затем рамка перемещается на следующую плоскость контроля и процедура повторяется. Для измерения расстояния от рамки до поверхности рассматривается вариант измерения расстояния с помощью трех источников света и тремя расположенными рядом камерами. В качестве источников света выбраны лазерные светодиоды с фокусирующими линзами, для обеспечения наименьшего размера пятна, что повысит точность измерений. Лазеры создают на поверхности контролируемого объекта световые пятна, положение которых относительно камер зависят от расстояния рамки до детали. Камеры, оптические параметры и разрешение которых позволяют идентифицировать характерные точки на изображении с точностью около 20 мкм, фиксируют изображение. Зная параметры пятен и источников света, определяется искомое расстояние с помощью математических преобразований.

Камеры и источники света объединены и закреплены на единой конструкции — измерительной головке, которая разработана в программе Solidworks и напечатана на 3D-принтере. Измерительная головка крепится на штангу, которая вводится внутрь детали. Измерительная головка состоит из двух частей. Первая часть является креплением для камер и источников света. Вторая

часть детали — это переходник между первой частью с камерами и источниками света и штангой измерительной установки, которая повешается внутрь детали.

Чтобы получить итоговую математическую модель вычисления радиусов, рассмотрены несколько вариантов геометрической модели, которые переводят пиксельное расстояние, полученное от камер, в миллиметры: первая модель представляет собой источник света, расположенный на известном расстоянии от камеры и наклоненный на заданный угол, вторая — расположение камеры и источника света сонаправленное. Первая модель не подходит в связи с тем, что при направлении луча источника света, измеряемый диаметр, будет находится в точке отличной от камеры, что внесет недопустимы погрешности в измерения. На основе первой модели вычислены [3] формулы внешних и внутренних радиусов детали.

Язык Python [2] используется для расчета радиусов: написанный алгоритм определяет световые пятна [1], рассчитывает их центр масс, чтобы по трем точкам с помощью математических моделей вычислить внутренний и внешний радиус. Данные с датчиков отображаются в написанном графическом интерфейсе.

Основное содержание работы заключается в разработке методики измерения диаметра измеряемого объекта. Для этого реализованы алгоритмы обработки и анализа данных. Выдвинуто два предположения о возможных расположениях камеры и источника света, созданы математические модели. Проанализированы различные варианты источников света, выбраны лазерные светодиоды с фокусирующими линзами. Корпус измерительной головки спроектирован в программе SolidWorks и напечатан на 3D-принтере. Написана программа для обработки. Проведены эксперименты, продемонстрировавшие работоспособность предложенного решения, полученная погрешность измерений не превысила 0,1 мм.

Таким образом разработано готовое решение, которое может использоваться для измерения труднодоступных внутренних полостей деталей.

Для измерения внешнего диаметра используется готовое решение в виде лазерных датчиков расстояния, равноудаленно расположенных вокруг детали. Датчики выдают информацию о расстоянии в виде напряжения от 0 до 5 вольт. Показания напряжения считываются АЦП микроконтроллером и переводятся в абсолютные значения расстояния. Данные с микроконтроллера передаются на компьютер и выводятся в окне приложения программы. Принцип нахождения внешнего диаметра объекта аналогичен принципу нахождения внутреннего диаметра — описанная окружность по трем известным точкам. По результатам делается вывод о годности или негодности детали.

Список использованных источников:

1. OpenCV official documentation for Python — URL: https://docs.opencv.org/4.x/d6/d00/tutorial_py_root.html (дата обращения 28.04.2023)
2. Think Python: How to Think Like a Computer Scientist, 2nd edition by Allen B. Downey – Green Tea Press, 2015 – P. 42-46
3. Фокс А., Пратт М. Вычислительная геометрия. Применение в проектировании и на производстве/Пер. с англ.- М.: Мир, 1982. -304 с.

Кузница кадров для предприятий ОПК
Макарова Виктория Александровна
Научный руководитель – Арсентьева М.В.

ТулГУ, г. Тула

vi.makarova.24@yandex.ru

В 2024 году кафедре «Ракетное вооружение» Тульского государственного университета исполнится 70 лет. Свою историю она начала с организации деканом машиностроительного факультета, профессором Михаилом Алексеевичем Мамонтовым в декабре 1953 года на кафедре «Расчет и проектирование автоматических машин» Тульского механического института небольшой группы преподавателей в так называемый «цикл», а уже в феврале 1954 года была создана кафедра «Тепловые машины». Первым заведующим

кафедрой стала Нина Петровна Юрманова. Всё, чем располагала кафедра в феврале 1954 года, – это комната с рабочими местами для преподавателей.

Вначале набор велся на две специальности «Неуправляемые ракетные снаряды» (с 1953/54 года) и «Жидкостные ракетные двигатели» (с 1955 года). Учебный процесс обеспечивали три преподавателя Н.П. Юрманова, Л.В. Захаров, С.А. Чернопятова и два лаборанта.

Уже через год после своего создания были созданы кабинеты материальной части пороховых и жидкостных ракетных снарядов, ремонтные мастерские, составлены рабочие программы всех курсов, написаны первые варианты конспектов лекций по всем дисциплинам, разработаны методические указания к лабораторным работам, организована эксплуатационная практика и многое другое. Постепенно кадровый состав кафедры расширялся.

С 1954 года на кафедре стало функционировать студенческое научное общество. Студенты проходили преддипломную практику, выполняли и защищали дипломные проекты в авторитетнейших организациях, в том числе, входящих в фирму С.П. Королева. Первый выпуск инженеров-механиков состоялся в 1956 году.

В 1961/1962 учебном году была открыта первая огневая лаборатория по исследованию рабочих процессов в двигателях твердого топлива. В этом же году на кафедре появилась аспирантура. В 1963 году кафедра занимала уже значительную часть третьего учебного корпуса Тульского механического института.

В 1963 году произошло объединение механического и горного институтов в политехнический. Машиностроительный факультет «переехал» в первый учебный корпус. На базе кафедры «Тепловые машины» были созданы две новые кафедры: «Расчет и проектирование аппаратов» (заведующий кафедрой – доктор физико-математических наук, профессор Леонид Александрович Толоконников) и «Двигатели летательных аппаратов» (заведующий кафедрой – доктор технических наук, профессор Марселий Петрович Кузьмин).

Л.А. Толоконников значительное внимание уделял подготовке научно-педагогических кадров. Кафедра постоянно работала над пополнением кабинетов конструкций летательных аппаратов, что создало определенные трудности при переезде в первый учебный корпус.

Тяжелый удар кабинетам конструкций нанесла электронно-вычислительная техника. Все осознавали, что ей принадлежит будущее. Предвестником этого будущего явилась малая ЭВМ «Наири». Для неё требовалось отдельное помещение, поэтому одним из кабинетов конструкций пришлось пожертвовать. В то время это была единственная ЭВМ на факультете, пользоваться которой приходили все кафедры, пока не обзавелись собственными мини-ЭВМ.

На кафедре была создана лаборатория прочности, в которой проводились и экспериментальные работы, целью которых было выявление характера связи напряжений и деформаций в разносопротивляющихся материалах.

В 1965 году на кафедре «Двигатели ЛА» было начато создание огневой лаборатории. Также пополнялись и оснащались современными макетами кабинеты конструкций ЛА. М.П. Кузьминым был разработан метод моделирования нестационарных тепловых процессов в ракетной технике на основе прямой электротепловой аналогии с помощью специализированных электро моделирующих установок. Созданная им научная школа получила широкое признание в стране.

В 1986 году заведующим кафедрой «Двигатели ЛА» был назначен профессор, доктор технических наук Геннадий Васильевич Бригадиров.

Следующим значительным этапом в истории кафедры стало объединение кафедр РиПА и «Двигатели ЛА» в 1991 году в кафедру «Ракетостроение», возглавил которую Г.В. Бригадиров. С 1997 года заведующим кафедрой стал профессор, доктор технических наук Вячеслав Васильевич Ветров. Впервые на кафедре была открыта специальность «Баллистика» (1997 г.), осуществлен первый выпуск магистров (1998 г.).

В 2010 году кафедры «Ракетостроение» и «Стартовые технические комплексы реактивных систем залпового огня» объединились в кафедру

«Ракетное вооружение», а заведующим кафедрой стал выпускник кафедры 1962 года, Генеральный директор АО «НПО «Сплав» им. А.Н. Ганичева», Герой Российской Федерации, доктор технических наук, профессор Николай Александрович Макаровец.

С 2020 г. по 2023 г. возглавлял кафедру Генеральный директор АО «НПО «Сплав» им. А.Н. Ганичева», кандидат технических наук Александр Владимирович Смирнов. В настоящее время кафедрой руководит Советник Генерального директора АО «НПО «Сплав» им. А.Н. Ганичева», доктор технических наук Геннадий Васильевич Калюжный.

Список использованных источников:

1. РС: 50 лет движения к цели / В.В. Ветров, Н.П. Юрманова, А.Р. Орлов, А.В. Сатаров, В.А. Дунаев; под. ред. В.В. Ветрова. Тула: Изд-во ТулГУ, 2004. 352 с.

**Разработка математической модели алгоритмов векторного
управления для следящего электрического привода
на базе асинхронного трехфазного двигателя**

с короткозамкнутым ротором

Фирсанов Вячеслав Юрьевич

Матвеева Элина Яновна

Научный руководитель – д.т.н., Горячев О.В.

ТулГУ, Тула

elinamatveeva6910@gmail.com

Актуализация теории векторного управления электроприводами переменного тока приводит к быстрому вытеснению из промышленности электроприводов постоянного тока и их замене системами электроприводов переменного тока, абсолютное большинство которых строится на базе асинхронных двигателей с короткозамкнутым ротором. Преимущества, связанные с простотой конструкции, относительно низкой себестоимостью, возможностью выдерживать кратковременные токовые перегрузки, отсутствием вращающихся контактов за счет применения беличьей клетки в конструкции ротора, позволили стать асинхронным двигателям с короткозамкнутым ротором

самыми надежными и наиболее распространенными электрическими машинами. На воздушных судах асинхронные двигатели нашли применение в различных узлах в качестве привода вспомогательных агрегатов. Например, в самолётах или вертолётах асинхронные машины используются в качестве насосов, предназначенных для перекачки топлива, либо в качестве агрегата для запуска авиационного двигателя. Также электродвигательный привод на основе асинхронной машины используется в качестве исполнительного двигателя в системе управления различными створками, заслонками, вентиляторами. Таким образом, асинхронные двигатели широко используются в авиационном электродвигательном приводе.

Существует два основных вида управления асинхронными двигателями - скалярное и векторное. Для улучшения точностных, динамических и энергетических характеристик электропривода, а также для более широкого диапазона регулирования скорости вращения ротора и возможности сохранения постоянной величины скорости при изменяющемся моменте нагрузки используется векторный метод управления асинхронным двигателем. Однако, электрический двигатель с таким способом управления обладает сложным математическим описанием, для упрощения которого используются различные системы координат.

Для упрощения математического описания производится переход от трехфазной схемы АМ в осях a, b, c к двухфазной схеме АМ в осях u, v . При переходе к двухфазной системе координат три координатные оси преобразуются в две ортогональные оси u, v . Ось ротора u при этом совпадает с исходной осью a , а ось v ортогональна оси u . Результирующий вектор тока ротора \vec{i}_2 однозначно характеризуют мгновенные значения токов ротора i_{2u}, i_{2v} по осям u, v протекающих под воздействием напряжений u_{2u}, u_{2v} , прикладываемых к обмоткам u_2, v_2 . Ось статора α при этом совпадает с исходной осью a_1 , а ось β ортогональна оси α . Результирующий вектор потокосцепления статора ψ_1 однозначно характеризует мгновенные значения потокосцеплений $\psi_{1\alpha}, \psi_{1\beta}$.

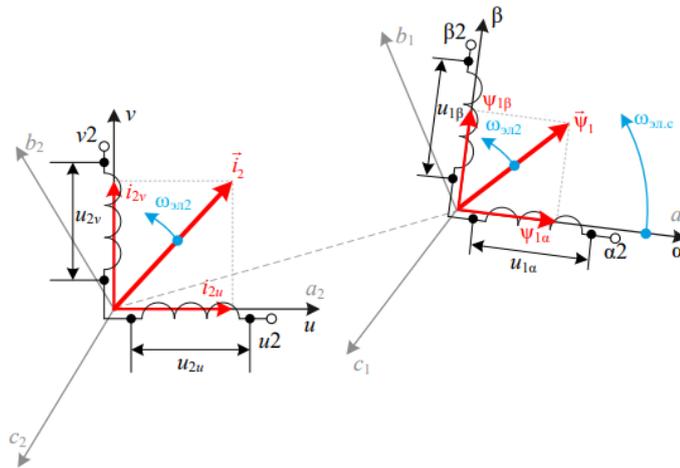


Рис. 1. Схема АМ в двухфазной неподвижной системе координат в осях u, v и α, β

Для осуществления преобразований, описанных выше, используется прямое преобразование Кларка и Парка. Преобразование Кларка осуществляет переход фазных напряжений из естественной трехфазной системы координат (А,В,С) в ортогональную синхронную систему координат (α, β). Прямое преобразование Парка используется для преобразования из двухфазной неподвижной системы координат во вращающуюся систему координат, ориентированную по вектору потокосцепления ротора. Стоит учесть условие совмещения действительной оси вращающейся системы координат с вектором потокосцепления ротора. Тогда проекция потокосцепления ротора на ось u будет равна модулю этого потокосцепления, а проекция на ось v – нулю, что позволит в дальнейшем избавиться от перекрёстных связей, возникающих между током статора и потокосцепление ротора.

Функциональная схема привода с векторным управлением с ориентированием по потокосцеплению ротора привода приведена на рисунке 2.

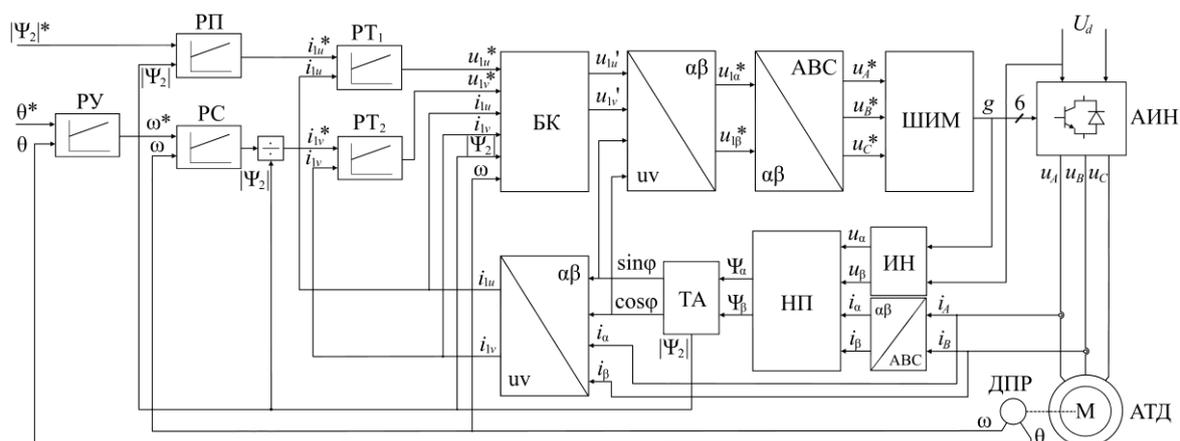


Рис. 2. Функциональная схема привода с векторным управлением

С помощью математических преобразований можно получить линеаризованную модель, эквивалентную модели двигателя постоянного тока. Это дает возможность использовать классические методы коррекции: метод глубокой обратной связи и подчинённого регулирования. С помощью данных методов можно достичь улучшения статических и динамических характеристик системы.

Список использованных источников:

1. Анучин А.С. Системы управления электроприводом: учебник для вузов / А.С. Анучин. – М.: Издательский дом МЭИ, 2015. – 373 с.
2. Калачев Ю.Н. Векторное регулирование (заметки практика) / Ю.Н. Калачев – М.: ЭФО, 2013. – 63 с.
3. Терехов В.М. Системы управления электроприводов: Учебник для студ. высш. учеб. заведений / В.М. Терехов, О.И. Осипов. Под ред. В.М.Терехова – М.: Издательский центр "Академия", 2005. – 304 с.
4. Ключев, В.И. Теория электропривода: учебник для вузов / В.И. Ключев. — М.: Энергоатомиздат, 1985. – 560с.
5. А.А. Усольцев. Векторное управление асинхронными двигателями. Учебное пособие по дисциплинам электромеханического цикла. — СПб. 2002.

Расчет траектории оптимального некомпланарного межорбитального перелета космического аппарата

Новиков Фёдор Михайлович

Бойко Маргарита Мурадовна

БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

i@bmargarita.ru

Современная теория полета космических аппаратов (КА) имеет богатый опыт решения большого класса задач: от выведения полезных нагрузок на околоземную орбиту до миссий на другие планеты. Наиболее актуальными и распространенными задачами при проектировании являются задачи межорбитального перехода – вид маневров, связанный с изменением рабочей орбиты КА. При расчете таких маневров ставится задача оптимизации энергозатрат или времени работы двигательных установок.

В данной работе проводится моделирование некомпланарного межорбитального перехода КА с помощью импульсного маневра без учета возмущающих факторов. Считаем, что для совершения маневра в заданных условиях необходимо дважды приложить импульс для выхода на целевую орбиту. При этом ставится задача минимизации величины импульса за счет коррекции угловой дальности перелета и параметров орбит. Моделирование проводится при условиях:

$$\frac{p_*}{1 + e_* \cos \vartheta_*} = r_1 = \frac{p_1}{1 + e_1 \cos(u_1 - \omega_1)}, \quad (1)$$

$$\frac{p_*}{1 + e_* \cos(\vartheta_* + F)} = r_2 = \frac{p_2}{1 + e_2 \cos(u_2 - \omega_2)}. \quad (2)$$

Где p , e , u , ω – параметры орбит, индекс 1 соответствует исходной орбите, «*» - переходной орбите, 2 – целевой орбите; F – угловая дальность перелета.

На рис. 1 представлена модель некомпланарного межорбитального перехода с минимальным двухкомпонентным импульсом в полярных координатах.

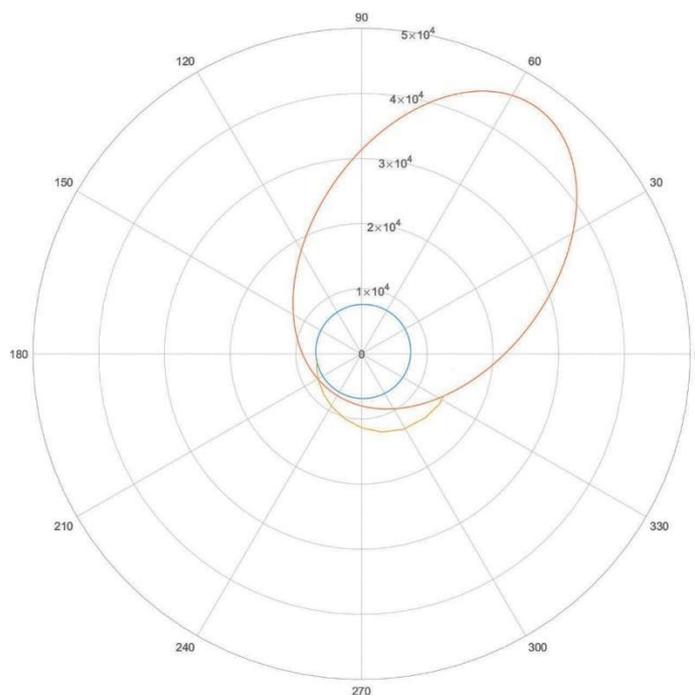


Рис.1 – Некомпланарный межорбитальный переход

Данная модель является простейшей моделью движения КА, используемой на первых этапах проектирования.

Список использованных источников:

1. Теория полета космических аппаратов: учебник / С.А. Власов, А.В. Кульвиц, А.Н. Скрипников. – СПб.: ВКА имени А.Ф. Можайского, 2018. – 412 с.
2. Иванов, Н. М. Баллистика и навигация космических аппаратов : учебник / Н. М. Иванов, Л. Н. Лысенко. — 3-е изд., перераб. и доп. — Москва : МГТУ им. Баумана, 2016. — 523 с. — ISBN 978-5-7038-4340-6.
3. Аксенов Е.П. Теория движения искусственных спутников Земли. – М.: Наука., 1977. – 360 с.
4. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. – Изд. 2. – М.: Либроком, 2011. – 544 с.

Сравнение двух методов решения задачи исследования территории

Окина Кристина Александровна

Гейс Эдуард Альбертович

Научный руководитель – Козырь А.В.

ТулГУ, г. Тула

okina.kristina2001@gmail.com, edheiss73@outlook.com

В последнее время большой интерес вызывают применение беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) для исследования местности. Исследование территории является одной из перспективных областей применения БПЛА, и включает в себя: поиск разливов химических веществ [1]; картографирование [2]; разведка и поисково-спасательные работы [3]; пожарный мониторинг [4].

Целью работы является выявление слабых и сильных сторон метода эквивалента теплового движения [5], разрабатываемого в ФГБОУ ВО «ТулГУ» на кафедре САУ, путем сравнения двух методов для конкретной задачи исследования местности.

Постановка проблемы:

Размер исследуемой области: $A=40$ м, $B=40$ м (рис. 1). Из окрестности одной координаты стартуют 10 БПЛА. После 90 секунд моделирования случайным образом половина агентов выходит из строя и данные об исследованной ими области теряются.

Площадь исследования разбита на Q равных квадратов. Агент имеет область видимости, характеризуемую радиусом видимости R . Квадрат считается исследованным, если расстояние от позиции БПЛА до центра квадрата меньше радиуса видимости $d_q < R = 2$ м. Хотя бы один агент должен обладать информацией о 95% исследуемой области. Расчет производится по формуле: $\sigma = Q_r / Q * 100\%$, здесь Q_r - количество исследованных квадратов. Связь между агентами роя обеспечивается, если сумма их радиусов больше расстояния между ними: $R_1 + R_2 \geq d$.

Метод на основе планирования траектории для каждого летательного аппарата.

В данном решении для каждого агента рассчитывается индивидуальный маршрут, который учитывает поле зрения агента и охватывает всю территорию. БПЛА следуют по рассчитанной траектории, собирая данные о своей области, и возвращаются в исходную точку. Обмен данными об исследуемой территории происходит в точке старта из-за того, что траектории агентов в процессе полета не пересекаются (рис. 1). Цифрами на рис. 1 обозначены соответствующие траектории полетов агентов

Так как $d_1 > d_2$, то время разведки равно времени полета по самому длинному маршруту с номерами 1 или 10. Длина траектории №1 на рис. 1 составляет 108 м. Время прохождения траектории №1 составляет 108 секунд при скорости $V=1,0$ м/с. При уменьшении числа агентов и потере исследованного участка время исследования, равное удвоенному времени траектории №1, составляет 216 с.

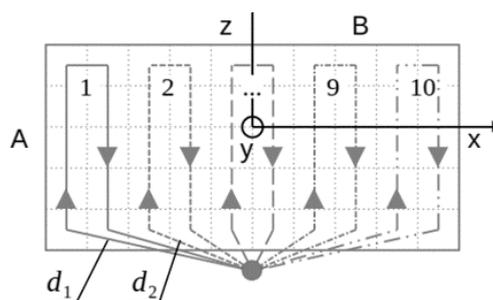


Рис.1. Траектории полета БПЛА для метода на основе планирования пути аппарата

Решение методом эквивалента теплового движения.

Основная идея метода заключается в организации поведенческого подобию агентов роя тепловому движению атомов [5]. В качестве роевого агента используется квадрокоптер. Концепция теплового движения предполагает, что взаимодействие агентов происходит по мере их приближения друг к другу. Поскольку физическое столкновение агентов роя N_1 и N_2 , $N=\{1,2,\dots,n\}$ недопустимо, используется движение "на близком расстоянии", которое в данном случае совпадает с радиусом видимости из условия. Существует отталкивание от границ допустимой области. Параметры моделирования для

роевого метода были заданы так, что среднеквадратичная скорость агентов также составляет 1 м/с.

Роевая система была смоделирована 500 раз со случайным начальным направлением скорости каждого агента. Результаты показывают, что метод эквивалентного теплового движения ускоряет исследование в среднем на 12% при описанных выше условиях (рис.2). Агенты движутся хаотично, информационно взаимодействуют и обмениваются данными о территории. Тем не менее, некоторые результаты моделирования достигли 310 секунд, что на 44% медленнее, чем в рациональном решении.

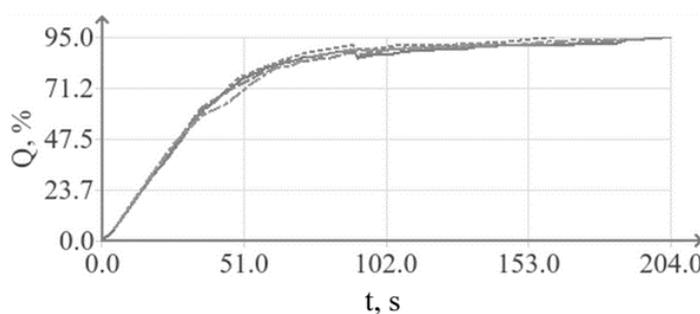


Рис.2. Зависимость исследованной территории от времени для метода эквивалентного теплового движения

Метод эквивалента теплового движения в целом повышает эффективность разведки в условиях ограниченной связи и потери нескольких агентов. Однако в некоторых случаях время поиска оказывается выше, чем при рациональном решении. Одной из проблем в задаче разведки роем, снижающей эффективность решения, является избыточное исследование одной и той же области. Для устранения этого эффекта в методе эквивалента теплового движения можно ввести дополнительный вектор поля, определяемый исследуемыми и неисследуемыми квадратами в локальной области агента.

При поддержке гранта Российского Научного Фонда №. 23-29-10077, <https://rscf.ru/project/23-29-10077/>

Список использованных источников:

1. Steiner J. A. et al. Chemical-source localization using a swarm of decentralized unmanned aerial vehicles for urban/suburban environments //Dynamic

Systems and Control Conference. – American Society of Mechanical Engineers, 2019. – Т. 59162. – С. V003T21A006.

2. Batinovic A. et al. A shadowcasting-based next-best-view planner for autonomous 3D exploration //IEEE Robotics and Automation Letters. – 2022. – Т. 7. – №. 2. – С. 2969-2976.

3. Kalyaev I. et al. A novel method for distribution of goals among UAVs for oil field monitoring //2017 6th International Conference on Informatics, Electronics and Vision & 2017 7th International Symposium in Computational Medical and Health Technology (ICIEV-ISCMHT). – IEEE, 2017. – С. 1-4.

4. Seraj E., Silva A., Gombolay M. Multi-UAV planning for cooperative wildfire coverage and tracking with quality-of-service guarantees //Autonomous Agents and Multi-Agent Systems. – 2022. – Т. 36. – №. 2. – С. 39.

5. Heiss E., Morozov O., Efromeev A. Assessing the Similarity of Atoms' Thermal Motion Behavior by Swarm Agents //2022 4th International Conference on Control Systems, Mathematical Modeling, Automation and Energy Efficiency (SUMMA). – IEEE, 2022. – С. 92-96.

**Влияние мотивации студентов МАИ к обучению на развитие
аэрокосмической отрасли**

Сайгина Дарья Викторовна

Научный руководитель – Семина А.П.

МАИ, Москва

D.Saygina@yandex.ru

Наличие мотивации студентов университета является одним из важнейших факторов успешности обучения студентов, освоения материала. Мотивация провоцирует студентов на участие в различных мероприятиях вуза, заниматься волонтерством, участвовать в научной деятельности и учиться, развиваться.

Существуют различные подходы к понятию термина мотивация. Мы считаем, что мотивация – это побуждение к действию, психофизический механизм, который управляет поведением человека, задает его направление, организацию, деятельность.

В своем исследовании я решила проанализировать мотивацию к обучению студентов Московского авиационного института 1,2 и 4 курсов. Целью моей работы является выяснить, какие потребности имеют студенты МАИ для удовлетворения этих потребностей с целью улучшения их заинтересованности в обучении. Задачами моего исследования являются: анализ теории по теме мотивации персонала: теории мотивации, виды мотивации, подходы к термину мотивации; создание анкеты-опрос по мотивации студентов; формирование мотивационной модели; выявление проблем в мотивации студентов и поиск их устранения. Косвенная цель: создание максимально комфортных условий обучения, которые будут мотивировать студентов учиться и развиваться. Для проведения исследования я создала блок вопросов, которые мы задали студентам. На основании этого опроса я смогла сформировать мотивационную модель, выявить преимущества и недостатки в процессе обучения. Сформированная мотивационная модель включает в себя 4 блока: развитие, сплоченность, достижения и комфорт.

В завершении исследования я даю рекомендации по развитию университета, рассказываю про дальнейшее развитие моего исследования.

Список использованных источников:

1. Семина А.П. Формирование и внедрение программы благополучия в компании для повышения эффективности деятельности команд // Гагаринский чтения - 2022. - М.: Издательство "Перо", 2022. - С. 632.
2. Семина А.П. Исследование влияния концепции wellbeing на эффективность удаленной команды // Московский экономический журнал. - 2022. - №2
3. Семина А.П. Влияние командной формы организации труда на эффективность организации. формирование "суперкоманды" // Московский экономический журнал. - 2021. - №11

Определение системы массового обслуживания в задачах математического моделирования процессов цифрового производства

Сайдалиева Диана Рафкатовна

Лийн Евгения Анатольевна

МАИ, Москва

elijn@bk.ru

Производство является сложным организмом с множеством взаимосвязанных элементов и процессов. И от того, насколько слаженно все эти компоненты взаимодействуют между собой, зависит эффективность работы предприятия. Руководителям цифровых производств приходится ежедневно сталкиваться с многообразием проблем производства такими как недостаток квалифицированной рабочей силы, устаревшее оборудование, неэффективные процессы. Каждая проблема создает издержки, повышает себестоимость конечного продукта и снижает его качество [1-2].

Одним из методов оценки эффективности производства и последующей его оптимизации является построение математической модели предприятия, которая должна наиболее точно описать производственные процессы, происходящие в нем. В настоящее время особое внимание уделяют имитационному моделированию, которое позволяет не только в общем описать поведение производства, но и отразить его работу в так называемом реальном времени, что даёт возможность для описания зависимостей рабочих зон друг от друга в рамках производства, а также влияния их состояния на производство в целом в каждый момент времени.

Разработана имитационная модель производственных процессов, которая позволяет формализовать работу производства (Рис.2 — Формализация работы производства

Общее представление производства) и оценить его эффективность при помощи введения критериев оценки, таких как загруженность участка и дисбаланс производственных линий [**Ошибка! Источник ссылки не найден.**]. М

одель позволяет упростить общее видение каждого процесса и обратить внимание на совокупность фактов, влияющих на работу производственного участка, за счёт чередования углублённого подхода, а также методов генерализации в процессе подготовки имитационной модели.

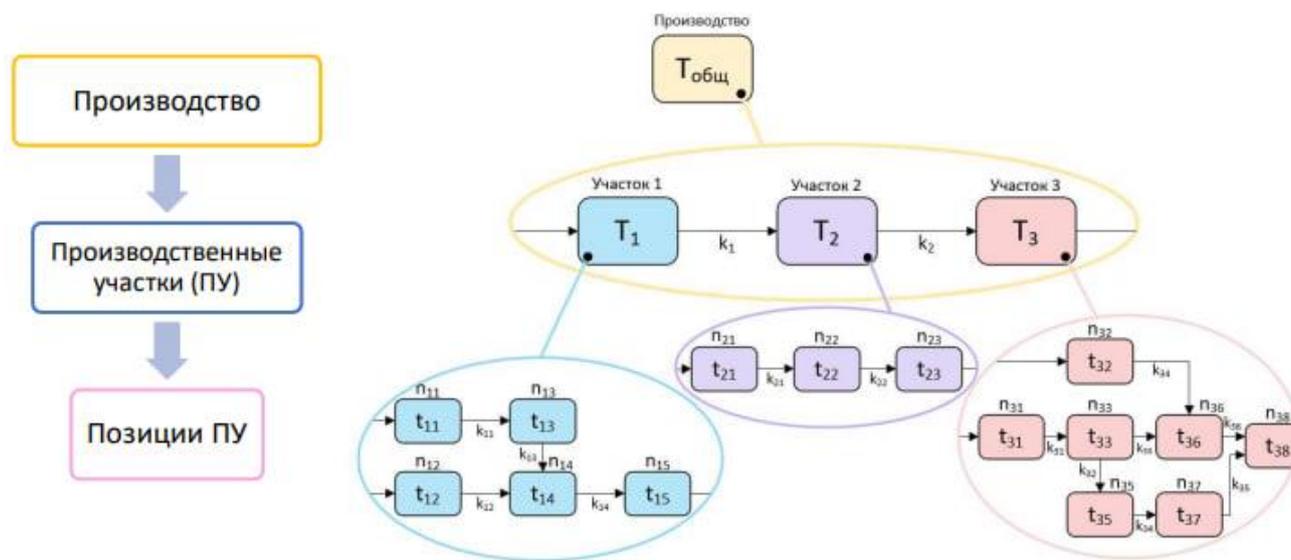


Рис.2 — Формализация работы производства

Общее представление производства

Однако описанный выше алгоритм подходит лишь для описания производств с определенной структурой и не может учитывать технические проблемы производства, которые включают в себя неполадки с оборудованием, проблемы с поставками и другие обстоятельства, способные привести к прерыванию производства и значительным экономическим потерям. Для того, чтобы математическая модель производства смогла учитывать и отражать более реальную картину производства, при разработке модели предлагается рассматривать каждый блок производственного процесса, как систему массового обслуживания (СМО) [4].

Любая система или сеть массового обслуживания создается с целью обслуживания требований при массовом их поступлении. Тогда встает вопрос о качестве функционирования системы, которое можно оценивать по разным показателям, как например: время ожидания, пропускная способность, загрузка ресурсов, качество обслуживания и экономическая эффективность.

Выбор конкретных критериев эффективности зависит от целей и задач, стоящих перед управляемой СМО, а также от особенностей конкретной организации или бизнеса. Рассматривая производственные процессы предприятия, необходимо учитывать все вышеперечисленные критерии. Поэтому при построении математической модели производства, предлагается использование одноканальной, разомкнутой СМО с ожиданиями, допускающей очередь.

Такого рода система выбрана в связи с тем, что в производстве на одной единице оборудования в единый момент времени происходит единственная технологическая операция, что позволяет сделать вывод об одноканальности системы. В производственном процессе не допустимы потери, поэтому система будет описана, как система с ожиданиями и возможностью допускать очереди. Более того, в системе функционирует не конечное количество деталей, что позволяет говорить о том, что систему стоит рассматривать как разомкнутую.

Разработан метод формализации работы производства и инструмент имитационного моделирования с рассмотрением каждого блока производства как разомкнутой СМО с ожиданиями, допускающей очередь для оценки эффективности производства. На основе разработанного метода формализации и инструментов имитационного моделирования сформирован метод оценки эффективности производственных процессов. Проведено тестирование разработанного метода на примере работы лаборатории изготовления печатных плат, что подтвердило его работоспособность.

Работа выполнена в рамках гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки молодых российских учёных — кандидатов наук (МК–582.2022.4).

Список использованных источников

1. Долженко Р.А., Малышев Д.С., Проблемы на пути цифровой трансформации на российских предприятиях // Вестник НГУЭУ.2022 №1.С.31-51

2. Липкин Е.Б., Индустрия 4.0: Умные технологии — ключевой элемент в промышленной конкуренции // 2017 Л61
3. Лийн Е.А, Хомутская О.В, Применение возможностей имитационного моделирования в обучении принципам организации производства // Сборник статей II Всероссийской с международным участием молодёжной конференции, Томск. — 2022. — С. 635-637.
4. Мизинов А.А., Курзаева Л.В., Система массового обслуживания в математическом и имитационном моделировании // Электронный научно-практический журнал «Современная техника и технологии

Проектно - баллистический анализ вывода спутниковой группировки на окололунную орбиту с целью информационно-навигационного обеспечения

Ткачук Мария Олеговна

Литвинович Наталья Витальевна

МАИ, Москва

Научный руководитель – д.т.н. Гусев Е.В.

klimova.tkachuk@yandex.ru

В настоящее время среди мировых космических агентств наблюдается интерес к комплексному освоению Луны, в том числе и в России. На данный момент существует Федеральная космическая программа на 2016 – 2025 г. Для её реализации требуется инфраструктура, прежде всего навигационное обеспечение, определяющее параметры орбиты КА на всех участках полета, а также координаты объектов, находящихся на Луне. Следовательно, необходим космический аппарат для создания лунной навигационной системы.

В ходе работы были выделены следующие задачи:

- 1) Определение и обоснование орбиты Луны и орбиты старта;
- 2) Формирование траектории перелета;
- 3) Способы обеспечения выведения на траекторию перелета к Луне.

Также было рассмотрено математическое обоснование задач.

Основной целью миссии было обоснование необходимости создания лунной орбитальной спутниковой группировки связи, решающей соответствующие задачи.

Основные требования к информационной и навигационной поддержке:

- непрерывная по времени доступность в любом из участков полета и во всем регионе ожидаемых перемещений лунных роверов и персонала лунной базы;

- программное обслуживание ограниченного числа потребителей;

- координатно-временное обеспечение лунных космических, мобильных и стационарных потребителей на уровне, аналогичном космическими навигационными системами околоземного пространства.

В данной работе представлены результаты, проведенного проектно – баллистического анализа доставки орбитальной спутниковой группировки, состоящей из 6 космических аппаратов для обеспечения лучшей связи аппаратуры на Земле и на Луне.

В качестве выведения на выбранную опорную орбиту Земли была выбрана низкая околоземная орбита, равная 210 км с наклоном 51,8 градусов. Стартовым космодром был выбран – космодром Восточный. Его положение позволяет запускать сложные технические системы (СТС) на широкий диапазон орбит, также его континентальный климат дает возможность осуществлять запуски в большинство времен года. Ракетой – носителем, выводящей головной блок на орбиту – Союз 2.1б. Разгонный блок «Фрегат» обеспечивает перевод головного блока с опорной орбиты на траекторию полета к Луне, астроориентацию и коррекцию перелетной траектории. После одновременного отделения КА от РБ «Фрегат» с помощью двигательной установки КА обеспечивается переход с орбиты фазирования в рабочую точку каждого КА.

Для перелёта к Луне с орбиты Земли необходим отлётный импульс ΔV_1 . По прилёту к Луне траектория КА представляет собой селеноцентрическую гиперболическую орбиту. Наиболее простой – «прямой» (одноимпульсный) способ выхода на ВЛО показан на рис. 1.

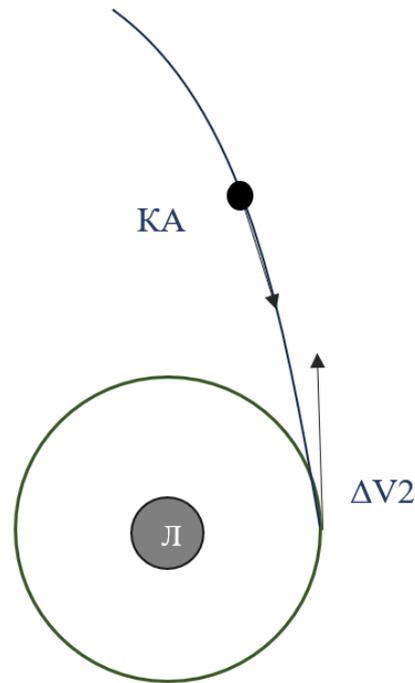


Рис.1 Способ выхода на ВЛО

После реализации отлётного импульса ΔV_1 формируется траектория с пролётом Луны на высоте H , где создаётся тормозной импульс ΔV_2 для перевода КА на заданную орбиту вокруг Луны.

Таким образом, вопрос создания лунной орбитальной спутниковой группировки обеспечения связи является актуальным на сегодняшний день.

Список использованных источников:

1. Левантовский В.И., Механика космического полета в элементарном изложении, 3-е изд., дополненное и переработанное.- М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. – 512 с.
2. Вараксина Н.А. Создание навигационной опорной сети на поверхности Луны в фундаментальной системе координат: Дисс. ... к.ф-м.н. - М.: МГУ им. М.В. Ломоносова, 2013. - 205 с.
3. Муртазин Р.Ф., «Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту» 629.786.2:523.34, Космонавтика и ракетостроение, 2019
4. Михайлов М.В., Зарубин Д.С., Заговорчев В.А. Перспективы применения околоземной ГНСС в качестве инфраструктуры для навигационного

обеспечения лунных миссий. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, вып. 10.

Использование нейроимитаторов в задаче синтеза управления, максимизирующего дальность полета летательного аппарата

Феофилов Дмитрий Сергеевич

Научный руководитель – Козырь А.В.

ТулГУ, Тула

fd19072002@mail.ru

Современные летательные аппараты представляют собой нелинейную многозвенную систему. При синтезе контура управления таким объектом необходимо учитывать его аэродинамические характеристики, физические свойства отдельных звеньев и режимы работы агрегатов [1]. Задача сводится к получению автопилота, удовлетворяющего заданным критериям дальности полета [2]. Для нахождения близкого к оптимальному управления летательным аппаратом возможно использование компьютерного моделирования. При таком подходе необходимо применение численных методов для получения желаемого результата.

Для решения поставленной задачи предлагается использовать алгоритм Черноусько-Крылова [3], принцип которого основан на методе последовательных приближений.

Объект задается в виде системы нелинейных дифференциальных уравнений

$$\frac{dx}{dt} = f(t, x, u), \quad (1)$$

где x – n -мерная вектор-функция координат от времени t , u – m -мерная вектор-функция управления от времени t , f – n -мерная функция правых частей.

Фазовые переменные должны удовлетворять начальным условиям

$$x(t_0) = x_0, \quad (2)$$

где t_0 – начальный момент времени.

Управляющие воздействия принадлежат известному заданному множеству

$$U \quad u \in U. \quad (3)$$

Функционал, который следует минимизировать, задаем в общем виде

$$\begin{aligned} J &= \sum_{i=1}^n c_i x_i(T), \\ \sum_{i=1}^n c_i^2 &\neq 0, \\ T &> t_0, \end{aligned} \quad (4)$$

где T – конечный момент времени, c_i – импульсы.

Задача ставится, как правило, в условиях ограниченного времени, так как при синтезе систем автоматического управления наиболее проблематичным отрезком является переходный процесс. По его окончании без воздействия на летательный аппарат существенных возмущений исследуемой величиной является установившаяся ошибка.

Стоит отметить, что рассматриваемый метод является численным и итерационным, поэтому необходимо обеспечивать выполнение условий его сходимости. Авторы отмечают [3], что алгоритм применим к линейным системам невысокого порядка, что существенно ограничивает его применение. Таким образом, при помощи метода Черноусько-Крылова можно найти близкое к оптимальному управление лишь в частных случаях, когда движение летательного аппарата описывается дифференциальными уравнениями невысокого порядка.

Одним из вариантов решения данной проблемы является включение в моделируемый контур нейроимитатора, отражающего все динамические свойства летательного аппарата. Одним из преимуществ использования искусственных нейронных сетей в качестве имитаторов реальных объектов является то, что при реализации данного подхода можно упростить математическое описание движения системы [4].

Существует методика [5], по которой выбирается архитектура, минимальное количество нейронов скрытого слоя и функция активации при имитации различных объектов. Согласно ей при синтезе нейроимитатора для нелинейного объекта задача усложняется, но систему также удастся упростить [6].

Отыскание оптимального управления с помощью численных методов существенно упростит задачу синтеза корректирующих устройств. Компьютерное моделирование таких систем дает возможность проводить анализ с необходимой точностью. Однако численный метод Черноусько-Крылова предназначен для систем невысокого порядка. Для упрощения системы нелинейных дифференциальных уравнений предложено использовать нейромимитатор, отражающий свойства реального объекта.

Список использованных источников:

1. Борисевич А. Теория автоматического управления. – М., 2011.
2. Крылов И.А., Черноусько Ф.Л. О методе последовательных приближений для решения задач оптимального управления. // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 1962. Т. 2, № 6. С. 1132-1139.
3. Семашкин В.Е. Максимизация дальности управляемого полета с использованием метода Крылова-Черноусько // Сборник трудов XII Всероссийского совещания по проблемам управления. – 2019 – С.1267-1271.
4. Чернодуб А. Н. Обзор методов нейроруправления / А. Н. Чернодуб, Д. А. Дзюба // Проблемы программирования. – 2011. – Т. 2. – № 2. – С. 79-94.
5. Хапкин, Д.Л. Исследование устойчивости нейросетевого управления на основе смешанного линейного целочисленного программирования / Д.Л. Хапкин, С.В. Феофилов, А.В. Козырь // Управление большими системами: труды XVIII Всероссийской школы-конференции молодых ученых. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. – С. 384-390.
6. Хапкин, Д.Л. Синтез гарантированно устойчивых нейросетевых регуляторов с оптимизацией качества переходного процесса / Д.Л. Хапкин, С.В. Феофилов, А.В. Козырь // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2022. – № 12. – С. 128-133.

Методы построения аэродинамических профилей

Чубаров Павел Дмитриевич

Научный руководитель — Лозовский И.В.

Комсомольский-на-Амуре государственный университет, Комсомольск-на-Амуре

pavelkhv@bk.ru

Аэродинамический профиль – это поперечное сечение несущей конструкции летательного аппарата, имеющий специальную геометрию. В результате развития авиационной техники были разработаны различные аэродинамические профили, такие как ЦАГИ, Clark, NASA, Wortmann, Gottingen, Mynk, Gott, Жуковского и другие. Некоторые профили состоят из правильных геометрических фигур, некоторые строятся методом масштабирования по известным координатам, а также существуют аналитические методы построения по заданным параметрам профиля.

Профиль NASA – это параметрический профиль, был разработан путем комбинирования определенных форм толщины профиля. Для получения семейства профилей NASA были выбраны некоторые значения переменных, задающих геометрическую форму профиля.

Параметры коэффициентов, задающие форму профиля, рассчитываются из самого номера профиля. Так, что коэффициент относительной толщины \bar{c} равен десяти процентов от двух последних цифр номера и умноженный на длину хорды профиля. Коэффициент относительной вогнутости f равен одной сотой процента первой цифры номера и умноженный на длину хорды профиля. Коэффициент положения относительной максимальной вогнутости \bar{x}_f равен десяти процентов от второй цифры номера и умноженный на длину хорды профиля. Коэффициент положения относительной максимальной толщины \bar{x}_c равен тридцати процентов от длины хорды профиля [1].

В разработке аэродинамических профилей NASA были использованы варианты толщины, точно таких же, как в профилях Gottingen 398 и Clark Y, которые были аэродинамически эффективны. Для построения симметричного профиля было использовано стандартное уравнение

$$y_t = \frac{t}{0,20} (0,29690\sqrt{x} + 0,12600x + 0,35160x^2 + 0,28430x^3 + a_4x^4)$$

где коэффициент a_4 может быть равен $a_4 = 0,1036$ для замкнутой и $a_4 = 0,1015$ для незамкнутой задней кромки. Коэффициент t указывает на максимальную толщину. Пример симметричного профиля приведен на рисунке 1 [2].

Для построения криво-образного профиля используют уравнение средней линии.

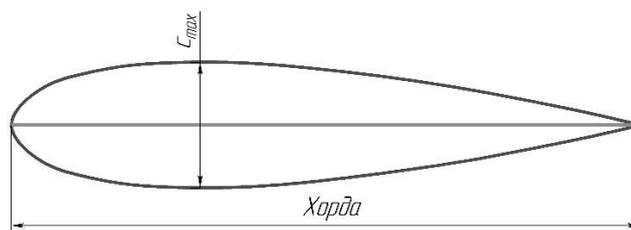


Рис. 1 — Симметричный профиль N.A.C.A.

$$y_c = \left[\frac{f_{\text{отн}}x}{x_{f_{\text{отн}}}^2} (2x_{f_{\text{отн}}} - x) \right] \text{ if } 0 \leq x \leq x_{f_{\text{отн}}}$$

$$\left[\frac{f_{\text{отн}}(b-x)}{(1-x_{f_{\text{отн}}})^2} (1+x-2x_{f_{\text{отн}}}) \right] \text{ if } x_{f_{\text{отн}}} \leq x \leq b$$

Для нахождения координат несимметричного профиля используются следующие уравнения

$$x_B = x - y_t \sin\theta$$

$$x_H = x + y_t \sin\theta$$

$$y_B = y_c + y_t \cos\theta$$

$$y_H = y_c - y_t \cos\theta$$

где θ — это угол между касательной к средней линии и осью x . y_t — уравнение симметричного профиля.

На рисунке 2 представлен несимметричный аэродинамический, у которого относительная толщина задается значением $\bar{c} = 0,2$, длина хорды профиля $b = 1$

м, относительная вогнутость $f = 0,06$, положение относительной максимальной вогнутости $\bar{x}_f = 0,7$, положение относительной максимальной толщины $\bar{x}_c = 0,3$.

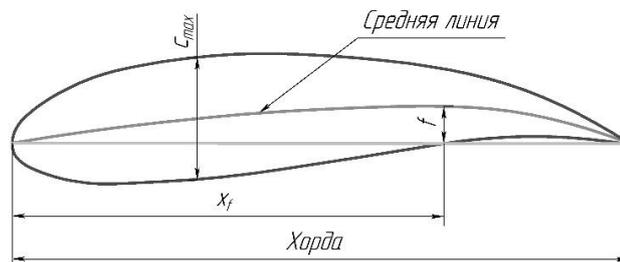


Рис. 2 — Несимметричный профиль N.A.C.A.

Радиус передней кромки профиля N.A.C.A можно вычислить по формуле

$$p = 1.10(\bar{c})^2$$

Преобразование Жуковского. За конформное преобразование было принято:

$$z = \frac{c}{2} \left(\zeta + \frac{1}{\zeta} \right)$$

Профиль Жуковского получается преобразованием, которое выражает внешность круга радиуса c в плоскости ζ' во внешность отрезка $[-2c, 2c]$ плоскости

$$z'z' = \zeta' + \frac{c^2}{\zeta'}$$

Необходимо взять две окружности в плоскости z' , где наименьшая окружность L , а $L1$ наибольшая. Точка B равна $2c$, а точка C равна $-2c$, точка D демонстрирует пересечение мнимой оси плоскости ζ' с окружностью L в плоскости z' . Преобразование отображает внешность L круга плоскости ζ' во внешность душки BDC плоскости z' . Так как $L1$ окружность охватывает L в плоскости ζ' , то контур BDC на плоскости z' , в который переходит $L1$ окружность, будет охватывать дугу, но при этом, подходя к точке с двух сторон, он будет касаться дуги BDC [3].

Метод Нужи́на представляет собой приближенное построение конформного отображения внешности заданного контура на внешность круга. Профиль можно задавать параметрически, если вычислить коэффициенты для координат точки, которая должна описать контур произвольного профиля от 0 до 2π . Уравнение координат точки выглядит в виде:

$$x = a_0 + (k + a_1)\cos\theta + b_1\sin\theta + \sum_{n=2}^{\infty} (a_n\cos(n\theta) + b_n\sin(n\theta))$$

$$y = b_0 + b_1\cos\theta + (k - a_1)\sin\theta + \sum_{n=2}^{\infty} (b_n\cos(n\theta) - a_n\sin(n\theta))$$

где коэффициенты разложения k , b_n , a_n находятся приближенно. Для нулевого приближения используется функция Жуковского.

Заключение. Существует множество методов расчета геометрии аэродинамических профилей, включая профили НАСА, Clark, Wortmann и другие. Выбор аэродинамического профиля производится с помощью определенных геометрических характеристик, таких как относительная толщина, кривизна и положение максимальной вогнутости и толщины.

Список использованных источников:

1. Ильинский Н.Б., Абзалилов Д.Ф. Математические проблемы проектирования крыловых профилей: усложненные схемы течения, построение и оптимизация формы крыловых профилей // Казань: Казанский университет, 2011, 284 с.
2. Eastman N. J., Kenneth E. W., Robert M. P. The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable—density wind tunnel // NTRS, 1933, 61 с.
3. Валландер С.В. Лекции по гидроаэромеханике. Учебное пособие // Ленинград: Издательство Ленинградского университета, 1978, 296 с.

Получение лигатурных брикетов Cu-(SiC+Si₃N₄)

для армирования алюминиевых сплавов

Янкина Елена Юрьевна

Научный руководитель – Кузина А.А.

Самарский университет, Самара

yankina_lena96@mail.ru

Получение качественных слитков и отливок композиционных алюминиевых сплавов зависит от качества исходных шихтовых материалов и особенно лигатур, используемых для эффективного легирования, модифицирования и армирования. Выбор способа производства лигатуры

зависит от объема производства, требуемого качества лигатуры, ее назначения, наличия плавильно-литейного оборудования и т.д. Существуют различные способы получения лигатур для армирования металлов и сплавов, например, сплавление чистых компонентов, восстановление легирующего металла из его соединений, способ порошковой металлургией и т.д. Способ порошковой металлургии, при котором производят смешивание порошков металлов и сплавов с последующим прессованием позволяет точно дозировать содержание легирующих элементов в сплаве. Рациональное смешивание порошков, правильный подбор режимов деформирования порошковых смесей и методов последующего ввода полученных лигатурных брикетов в расплав алюминиевых сплавов позволяют получать композиционные сплавы на алюминиевой основе с необходимым комплексом свойств. Армирование вводом в расплавы лигатурных брикетов, содержащих тугоплавкие частицы, позволяет изменить структуру сплава и повысить служебные характеристики материалов.

Целью данной работы было исследование влияния технологии получения лигатурных брикетов, состоящих из порошка – носителя и смеси нанопорошков армирующей фазы ($\text{SiC} + \text{Si}_3\text{N}_4$) при увеличенном содержании последней.

В качестве материала – носителя лигатурного брикета был выбран порошок меди с размером частиц 20...100 мкм. В качестве армирующего порошка использовали композицию порошков карбида кремния (SiC) - 50÷70%, нитрида кремния (Si_3N_4) - 20÷30% и гексафторалюмината натрия (Na_3AlF_6) - 10÷20%, полученную по азидной технологии самораспространяющегося высокотемпературного синтеза в СамГТУ, с размером частиц 70-100 нм.

Механическое смешивание проводили в планетарной мельнице «Пульверизетте-5» в течение 5 мин. со скоростью 300 об./мин. В качестве мелющих тел использовали твердосплавные шары диаметром 10 мм. Соотношение массы шаров к массе порошковой смеси 10:1. В таблице 1 представлены физические и технологические свойства полученных порошковых композиций.

Табл. 1 – Физические и технологические свойства полученных порошковых композиций

Порошковая композиция	Размер частиц, мкм	Компактная плотность, г/см ³	Насыпная плотность, г/см ³	Удельная поверхность, м ² /г
Cu+2,5%(SiC+Si ₃ N ₄)	40...75	8,54	2,11	0,84
Cu+5%(SiC+Si ₃ N ₄)	35...70	8,19	1,89	1,27
Cu+7,5%(SiC+Si ₃ N ₄)	30...65	7,8	1,74	1,63

С увеличением содержания армирующей фазы в рассматриваемых композициях отмечается уменьшение компактной плотности и насыпной плотности, и увеличение удельной поверхности. Все порошковые композиции не обладают текучестью. На рисунке 1 представлены микрофотографии частиц полученных порошковых композиций в насыпном состоянии.

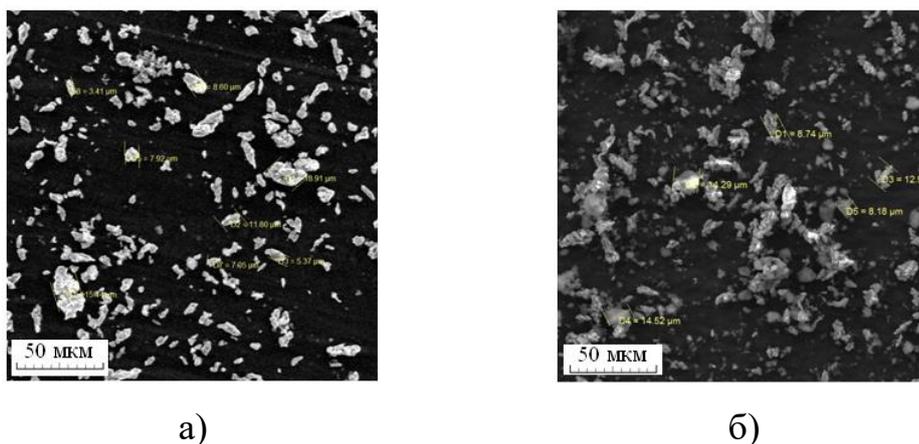
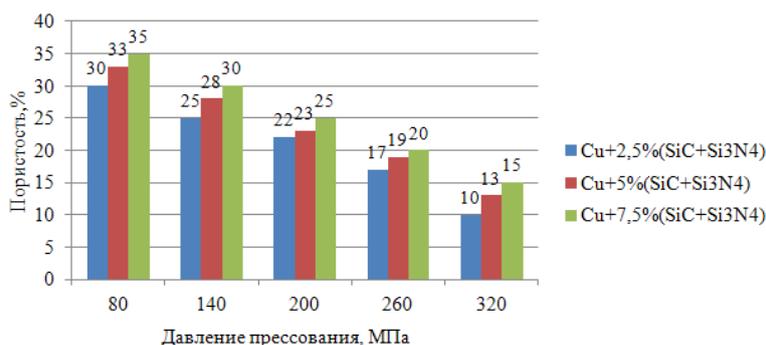
а) Cu+2,5%(SiC+Si₃N₄); б) Cu+7,5%(SiC+Si₃N₄)

Рис. 1. Микрофотографии частиц порошков в насыпном состоянии

В полученных порошковых композициях наблюдаются частицы иррегулярных очертаний, осколочной и дендритной формы.

Для изготовления лигатурных брикетов из порошковой смеси Cu-(SiC+Si₃N₄) применяли холодное одноосное прессование в цилиндрической пресс-форме с внутренним диаметром 15 мм. Давление прессования изменяли от 80 до 320 МПа. На рисунке 2 представлена зависимость изменения пористости лигатурных брикетов от давления прессования.



С повышением давления прессования пористость уменьшается, с увеличением содержания армирующей фазы в полученных композициях отмечается снижение их прессуемости. Наибольшая пористость наблюдается в образце, содержащем максимальное количество армирующей фазы и составляет 35% (образец Cu+7,5%(SiC+Si₃N₄), полученный с давлением прессования 80 МПа). Минимальная пористость наблюдается в образце Cu+2,5%(SiC+Si₃N₄), полученном с давлением прессования 320 МПа, и составляет 10%. С увеличением давления прессования увеличивается плотность брикетов и степень деформации частиц порошка.

Список использованных источников:

1. Амосов, А. П. Научно-технические основы применения процессов СВС для создания литых алюмоматричных композиционных сплавов, дискретно армированных наноразмерными керамическими частицами / А.П. Амосов, В.И. Никитин, К.В. Никитин, С.А. Рязанов // Научно-технические основы в машиностроении. - 2013. - №8. - С. 3 - 10.

2. Петрунин, А.В. О влиянии модифицирования наноразмерными тугоплавкими частицами на структуру и свойства алюмоматричных композитов / А.В. Петрунин, А.В. Панфилов, А.А. Панфилов // Литейное производство. - 2009. - №10. - С. 17 - 20.

3. Kuzina A.A., Ruchkina V.S. Obtaining nanopowder ligature briquettes Ni-(SiC+Si₃N₄) for modification of aluminum alloys // Key Engineering Materials. - 2016. - Vol. 685. - P. 558-562.

4. Титова, Ю.В. Получение нанопорошка карбида кремния и композиции на его основе по азидной технологии СВС / Ю.В. Титова, А.П. Амосов, А.А.

Ермошкин, Ю.М. Марков, Т.Н. Хусаинова, А.В. Попова // Известия высших учебных заведений. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. - 2013. - № 3. - С. 45 - 51.

5. Kuzina A.A., Kuts A.V. Obtaining nanopowder pseudo-ligatures Al-(SiC+Si₃N₄) for modification of aluminum alloys // Key Engineering Materials. - 2016. - Vol. 684. - P. 310-315.

6. Прусов, Е.С. Роль порошковых прекурсоров при получении композиционных сплавов жидкофазными методами / Е.С. Прусов, А.А. Панфилов, В.А. Кечин // Изв. вузов. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. - 2016. - № 2. - С. 47 - 58.

Алфавитный указатель

- Акимова А.В., 5, 62
Арсентьева М.В., 55
Блинов И.А., 6
Бобков А.В., 6
Васильев Ф.В., 52
Войтухов М.Р., 10
Волков П.В., 12
Гейс Э.А., 64
Горобец Д., 16
Горячев О.В., 58
Гофин М.Я., 34
Грибанова А.С., 18
Гуляев Я.С., 31
Гусев Е.В., 72
Дорофеев В.С., 23
Егоров В.В., 16, 23, 49
Екимовская А.А., 27
Иванов И.А., 31
Иванова У.И., 34
Козичев К.О., 40
Козырь А.В., 64, 75
Колотов Е.С., 42
Колотова А.А., 45
Косолапова А.О., 16, 49
Кострицына А.И., 52
Кривенко М.Ю., 6
Кузина А.А., 81
Лебедев В.В., 27
Литвинович Н.В., 72
Лозовский И.В., 78
Макарова В.А., 55
Марьин С.Б., 5
Матвеева Э.Я., 58
Морозов В.В., 31
Никитин В.А., 12, 42, 45
Новиков Ф.М., 62
Окина К.А., 64
Охочинский М. Н., 18
Сайгина Д.В., 67
Сайдалиева Д.Р., 69
Самойлова К.И., 40
Сапиева Э.С., 52
Семина А.П., 67
Ткачук М.О., 72
Феофилов Д.С., 75
Фирсанов В.Ю., 58
Хилязов Р.Р., 52
Ходырев Т.В., 10
Чемоданов В.Б., 40
Чубаров П.Д., 78
Щур П.А., 10
Янкина Е.Ю., 81
Ярославцева О.М., 34



**Сборник трудов XVI 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 06.12.2023.
Объем Мбайт. Электрон. текстовые данные. Заказ 1147.