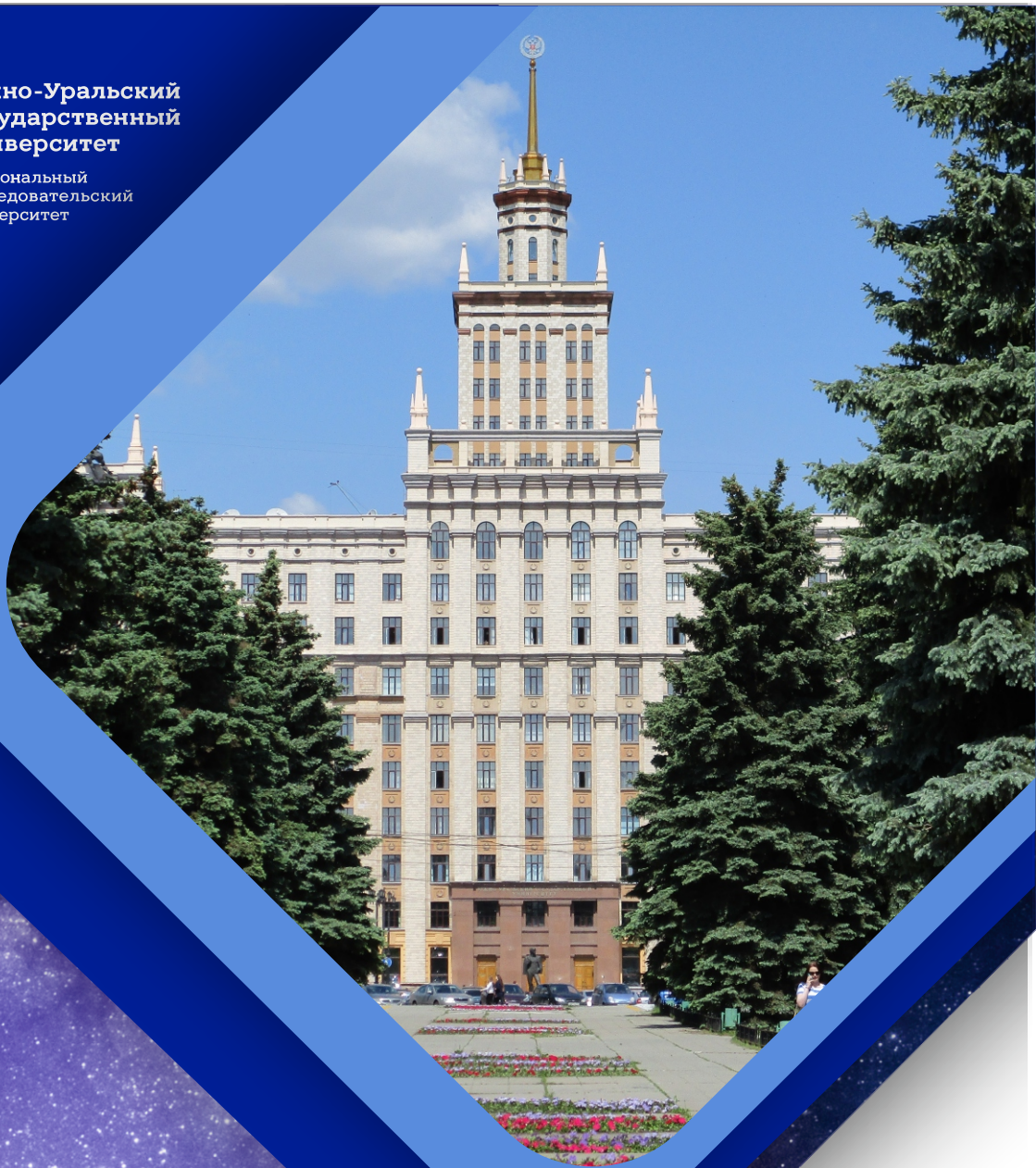




Южно-Уральский
государственный
университет

Национальный
исследовательский
университет



АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы
VII студенческой научно-технической конференции
16–18 мая 2023 г.

Челябинск
2023

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

629.78
А91

АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы
VII студенческой научно-технической конференции
16–18 мая 2023 г.

Под редакцией С.Д. Ваулина

Челябинск
Издательский центр ЮУрГУ
2023

УДК 629.782.05(063)

А91

*Одобрено
Советом Политехнического института*

Рецензенты:

*Заместитель научного руководителя ФГУП «РФЯЦ-ВНИИТФ им. академ.
Е.И. Забабахина», докт. физ.-мат. наук, проф. В.А. Симоненко;*

*Заместитель главного конструктора, АО «Научно-исследовательский ин-
ститут машиностроения», канд. техн. Наук, В.Л. Салич*

Ответственные за выпуск:

С.М. Рассказов, О.В. Бойко

Астероидная безопасность: материалы VII студенческой
А91 научно-технической конференции 16–18 мая 2023 г. / под ред. С.Д.
Ваулина. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2023. – 145 с.
ISBN 978-5-696-05373-8

В сборнике представлены материалы конференции по шести сек-
циям:

секция 1. Конструкции изделий ракетно-космической техники;

секция 2. Двигательные установки изделий ракетно-космической
техники;

секция 3. Системы управления изделий ракетно-космической тех-
ники;

секция 4. Информационные технологии изделий ракетно-космичес-
кой техники;

секция 5. Беспилотные летательные аппараты

Все материалы изложены в авторской редакции.

Конференция организована Аэрокосмическим направлением Поли-
технического института и Высшей школой электроники и компьютер-
ных наук Южно-Уральского государственного университета.

УДК 629.782.05(063)

ISBN 978-5-696-05373-8

© Издательский центр ЮУрГУ, 2023

ВВЕДЕНИЕ*Р.А. Пешков*

С 16 по 18 мая 2023 года в Южно-Уральском государственном университете прошла VII студенческая научно-техническая конференция «Астероидная безопасность». Основными темами конференции являются вопросы конструкции, системы управления, энергообеспечения, двигательных установок изделий ракетно-космической техники и беспилотных летательных аппаратов. Презентация современных технологий и научных разработок помогает развитию интеллектуального потенциала студентов и аспирантов.

Отличительной особенностью проведённой конференции являлось участие в её работе представителей предприятий (ОАО АК «Уральские Авиалинии», СибНИА им. С. А. Чалыгина, АО «НПО Лавочкина», «РФЯЦ – ВНИИТФ им. академ. Е. И. Забабахина», ПАО «РКК «Энергия») как в качестве докладчиков, так и в качестве членов жюри, и других учебных организаций (ОмГТУ).

Сборник конференции включает в себя статьи различного направления, прежде всего связанные с деятельностью молодежного конструкторского бюро «Астероид» (МКБ «Астероид»), в частности, по реализуемому в рамках проектного обучения на Аэрокосмическом направлении Политехнического института проекту «Разработка ракетно-космического комплекса с полностью многоразовой одноступенчатой ракетой-носителем сверхлёгкого класса и универсальной космической платформой». Проект является междисциплинарным и полученные результаты отражены в различных секциях сборника, в том числе и включают результаты работ студентов и аспирантов Высшей школы электроники и компьютерных наук.

Материалы части статей являются результатом деятельности студентов МКБ «Астероид» в качестве наставников школьников в рамках программы «Сириус.Лето: начни свой проект» по проекту «Проектирование космического производственного комплекса на базе орбитальной станции и космических аппаратов, обеспечивающих сбор и доставку космического мусора».

В 2021/2022 уч. году был осуществлен первый набор по направлению бакалавриата 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика», профиль «беспилотные летательные аппараты». В рамках секции сборника «беспилотные летательные аппараты» представлены первые результаты деятельности студентов этого направления в рамках МКБ «Астероид».

Таким образом, МКБ «Астероид» активно участвует в подготовке высококвалифицированных кадров в Южно-Уральском государственном университете путем привлечения будущих специалистов к научно-исследовательским и проектно-конструкторским разработкам.

СЕКЦИЯ 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 629.764

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ УГЛА СКОЛЬЖЕНИЯ КРЫЛА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МНОГОРАЗОВОГО КРЫЛАТОГО РАКЕТНОГО БЛОКА

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

Проведено моделирование обтекания крылатого многоразового ракетного блока в стационарной постановке с помощью программного пакета Ansys CFX. Определены аэродинамические характеристики ракетного блока в зависимости от угла скольжения крыла на числе Маха меньше критического, изменение координаты центра давления и максимальный крутящий момент в шарнире крыла. Сделан вывод о статической устойчивости ракетного блока в процессе раскрытия крыла.

Ключевые слова: многоразовый крылатый ракетный блок, «Байкал-Ангара», поворотное крыло, скользящее крыло.

Среди способов спасения ракетного блока (РБ) первой ступени многоразовых ракет-носителей (РН), активно развивающихся в настоящее время, выделяется крылатый РБ, который после отделения продолжает полёт по баллистической траектории, а после входа в плотные слои атмосферы раскрывает крыло и на тяге воздушно-реактивного двигателя (ВРД) совершает горизонтальный полёт с посадкой на взлётно-посадочную полосу аэродрома [1, 2].

Преимуществом использования крылатых РБ в составе многоразовых транспортно-космических систем (МТКС) является меньшая потеря массы полезной нагрузки относительно одноразовой РН в сравнении с МТКС на основе РБ с вертикальной посадкой на маршевых ракетных двигателях (7% против 23%) [1]. Недостатки крылатого РБ заключаются в усложнении его конструкции, дорогом ВРД (что может быть преодолено использованием готовых серийных двигателей), необходимости установки механизма раскладывания крыла из-за его большого лобового сопротивления и высоких инерциальных нагрузок на этапе выведения, а также для снижения тепловых и аэродинамических нагрузок при входе в плотные слои атмосферы с числом маха $M_\infty = 5,6$ на пассивном участке траектории (ПУТ) [2].

В процессе проектирования крылатого РБ появляется потребность в определении изменения в процессе раскрытия крыла аэродинамических характеристик ракетного блока в зависимости от угла скольжения крыла χ :

коэффициента лобового сопротивления c_x , коэффициента подъёмной силы c_y , изменения положения центра давления $x_{ц.д.}$ (влияющего на устойчивость), усилий (крутящего момента T), создаваемых механизмом раскрытия крыла и нагрузок, действующих на крыло, которые главным образом определены подъёмной силой крыла и коэффициентом подъёмной силы $c_{y_{кр}}$.

В работе решение этих задач рассмотрено (рис. 1) на примере многоразового РБ аналогичного РБ «Байкал», в конструкции которого использовано поворотное (скользящее) крыло. Сделаны допущения: крыло имеет дозвуковой профиль (обеспечивает хорошие взлётно-посадочные характеристики) и раскрывается достаточно быстро чтобы считать параметры набегающего потока постоянными.

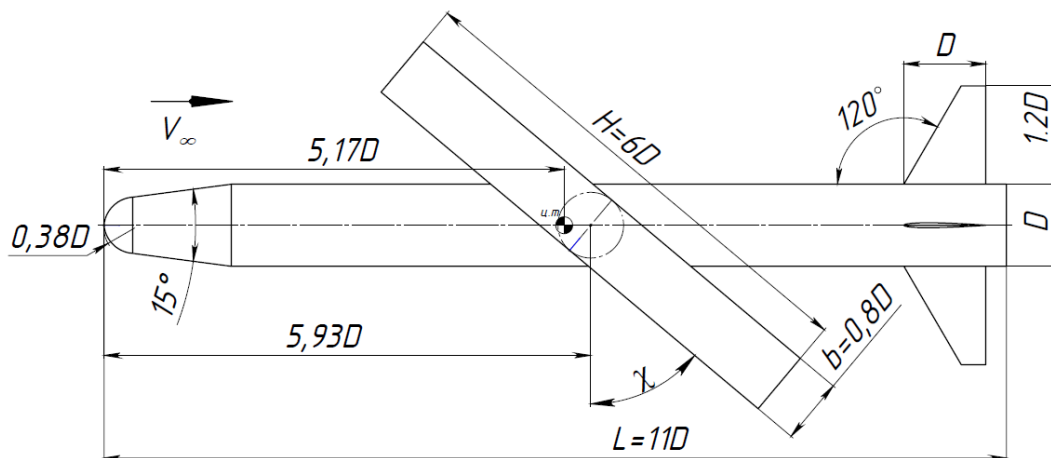


Рис. 1. Схема рассматриваемого РБ ($D = 3$ м; ц.т. – центр тяжести)

Принято, что угол атаки $\alpha = 0^\circ$, так как с увеличением угла атаки возрастает изгибающий момент, воспринимаемый конструкцией крыла, а при отрицательных углах из-за смещения центра давления крыла назад возникает существенный крутящий момент [3].

Число Маха меньше критического $M_{кр}$, так как в противном случае местная скорость потока на крыле достигнет скорости звука, что приведёт к возникновению скачка уплотнения, срыву потока, возникновению автоколебаний и смещению центра давления РБ назад с ухудшением управляемости (затягиванием в пикирование) [4, 5]. Критическое число Маха $M_{кр} \approx 0,6$, поэтому принято $M_\infty = 0,5$ во избежание возникновения сверхзвуковых течений и нестационарных процессов [5].

Проведено моделирование (табл. 1) обтекания РБ с крылом при различных углах скольжения χ в Ansys CFX в стационарной постановке.

Параметры набегающего потока

Параметр	Значение
Угол атаки	$\alpha = 0^\circ$
Число Маха	$M_\infty = 0,5$
Число Рейнольдса	$Re_\infty = 21 \cdot 10^6$

$$Re_\infty = \frac{bV_\infty}{\mu} \rho_\infty, \quad (1)$$

где $b = 2,4$ м – хорда крыла (характерный размер); V_∞ – скорость набегающего потока; ρ_∞ – плотность воздуха; μ – динамическая вязкость воздуха.

Ввиду $M_\infty > 0,3$ необходимо учитывать сжимаемость воздуха [6], для чего применена модель идеального газа.

Использована модель турбулентности $k-\varepsilon$ с масштабируемой функцией стенки, что снижает требования к сетке по $Y+$, позволяя провести расчёт обтекания достаточно сложной геометрии крылатого РБ (сложности связаны с областью около шарнира крыла и малым зазором между крылом и фюзеляжем) на неструктурированной тетраэдрической сетке без призматического слоя, что экономит затраты времени на построение структурированной сетки или призматического слоя для каждого χ , при приемлемом увеличении времени вычислений. Контроль качества сетки проведён по параметрам skewness (среднее значение 0,23) и mesh quality (среднее значение 0,83). Размер сеточных элементов в расчётной области и шаг по времени выбран из анализа на сеточную независимость (так что при уменьшении размера элемента в два раза изменение $c_{y\text{кр}}$ было менее 5%). Для схождения решения достаточно 45 итераций.

По результатам моделирования получена зависимость коэффициента подъёмной силы крыла $c_{y\text{кр}}$ от угла скольжения χ (рис. 2). Проведено сравнение полученных из Ansys CFX значений $c_{y\text{кр}}^{CFX}$ со справочными значениями $c_{y\text{кр}}$ с поправкой Прандтля – Глауерта [5], для которых угол χ учтён приближенно через проекцию вектора скорости набегающего потока на хорду крыла:

$$c_{y\text{кр}}(\chi) = \frac{c_{y\text{кр}0}(0) \cdot \cos^2(\chi)}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \cdot K_{\text{кр}}, \quad (2)$$

$$\Delta c_{y\text{кр}} \% = \frac{\sum c_{y\text{кр}}^{CFX}(\chi) - \sum c_{y\text{кр}}(\chi)}{\sum c_{y\text{кр}}(\chi)} \cdot 100\%, \quad (3)$$

где $c_{y_{кр0}}(0) = 0,316$ – значение без поправок [7]; $K_{кр} = 1,162$ – коэффициент интерференции крыла с корпусом [8]; $\Delta c_{y_{кр}} \%$ – среднее отклонение от справочных значений.

Форма графика $c_{y_{кр}}^{CFX}(\chi)$ подобна синусоиде графика $c_{y_{кр}}(\chi)$, при этом $\Delta c_{y_{кр}} \% = 4,93\%$.

Значение коэффициента центра давления:

$$\bar{x}_{ц.д.}(\chi) = \frac{x_{ц.д.}(\chi)}{L}, \quad (4)$$

где $x_{ц.д.}$ – координата центра давления; $L=33$ м – длина РБ.

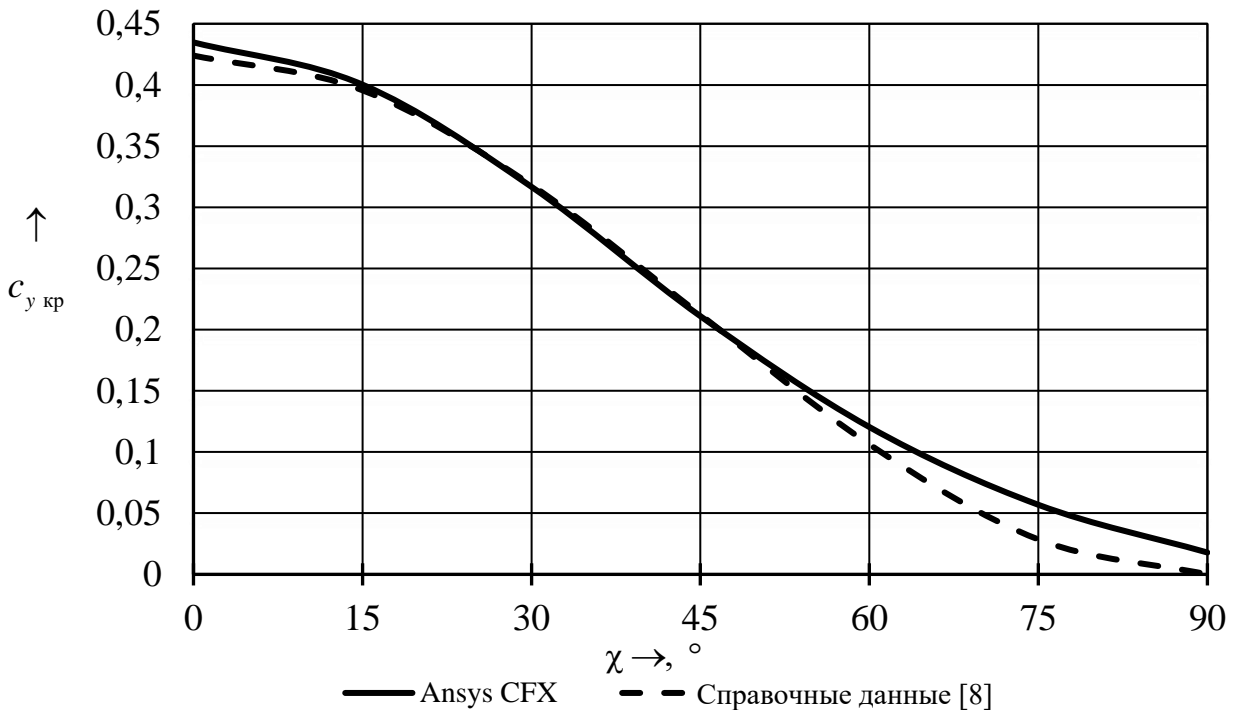


Рис. 2. Зависимость $c_{y_{кр}}$ от χ

График коэффициента центра давления $\bar{x}_{ц.д.}(\chi)$ (рис. 3) пересекает значение относительной координаты центра тяжести $\bar{x}_{ц.т.} = 0,47$ соответствующее предельно передней центровке крылатого РБ [3, 9]: $\bar{x}_{ц.д.}(\chi) < \bar{x}_{ц.т.}$ при $35^\circ < \chi < 65^\circ$. То есть 35% углов χ соответствуют статически неустойчивому состоянию крылатого РБ.

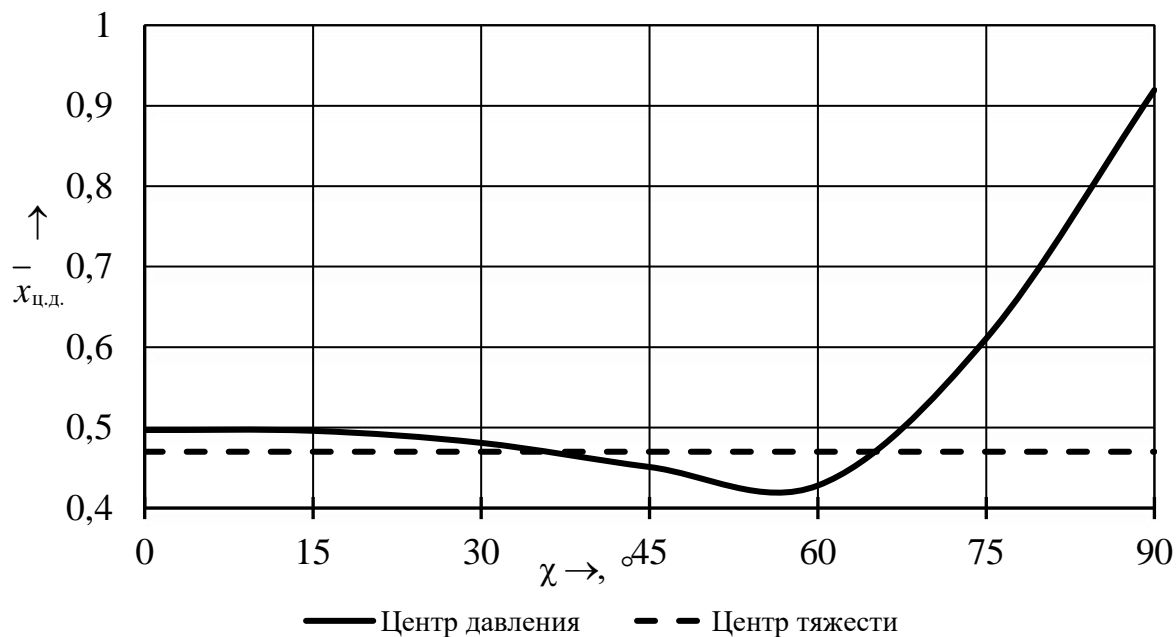


Рис. 3. Зависимость $\bar{x}_{ц.д.}$ от χ

Смещение центра давления вперед вызвано падением коэффициента давления c_p на верхней поверхности консоли крыла, имеющей обратную стреловидность (правой консоли) (рис. 4) по сравнению с левой консолью крыла, из-за наличия проекции скорости на перпендикуляр к профилю. Такое распределение также приводит к возникновению момента вокруг продольной оси РБ.

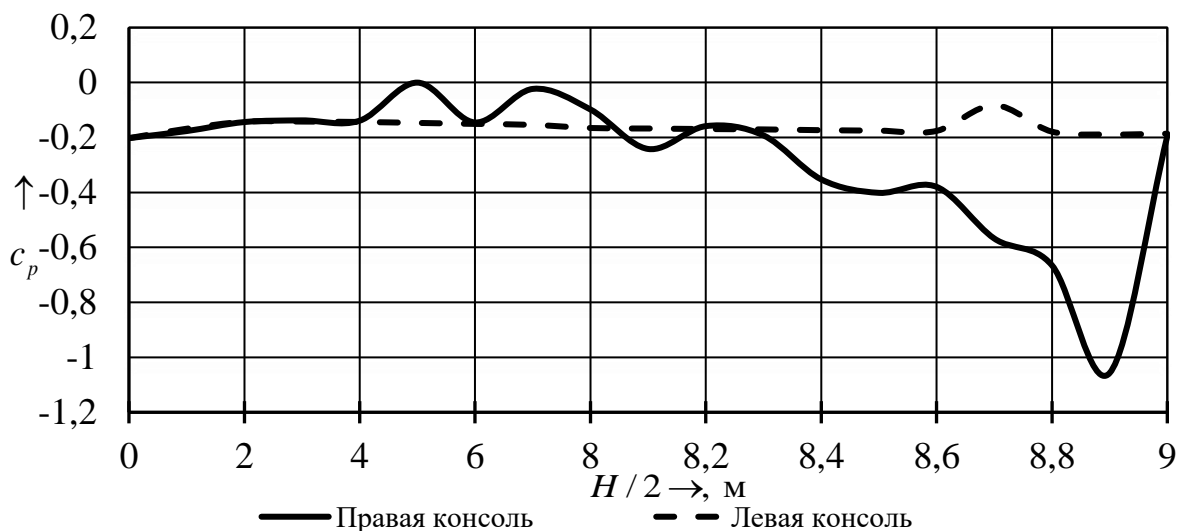


Рис. 4. Распределение c_p по верхней поверхности крыла ($\chi = 60^\circ$)

Максимальная величина коэффициента крутящего момента в шарнире крыла в плоскости вращения ($\chi = 30^\circ$):

$$c_{T \max} = \frac{T_{\max}}{qSH} = 1,5 \cdot 10^{-3}, \quad (5)$$

где $H = 18$ м – размах крыла рассматриваемого РБ.

Полученные графики (рис. 5) изменения в процессе раскрытия крыла аэродинамических коэффициентов (подъёмной силы c_y и лобового сопротивления c_x) РБ, которые необходимы для расчёта траектории на пассивном участке траектории.

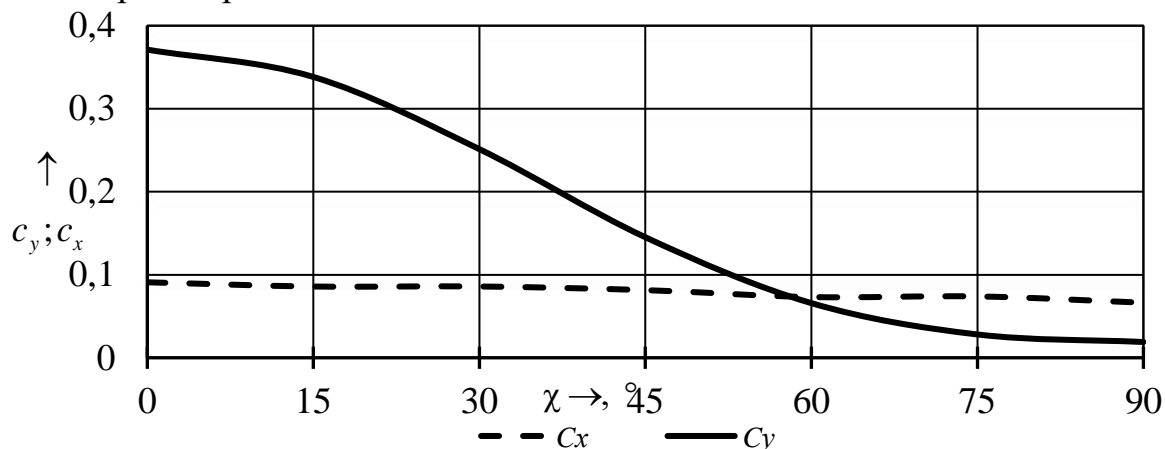


Рис. 5. Аэродинамические характеристики РБ

В результате моделирования обтекания многоразового крылатого ракетного блока с параметрами набегающего потока, соответствующими докритическому $M_\infty = 0,5$ и $Re_\infty = 21 \cdot 10^6$ получены данные по влиянию угла поворота скользящего крыла (угла скольжения) χ на аэродинамические характеристики РБ. Установлено, что в процессе при $35^\circ < \chi < 65^\circ$ центр давления значительно смещается вперед, что приводит к тому, что крылатый ракетный блок становится статически неустойчивым. Вероятно, это явление послужило причиной того, что раскрытие крыла РБ «Байкал» должно было осуществляться на внеатмосферном участке [2].

Библиографический список

1. Тимофеев П.М. Сравнение методов возвращения первой ступени многоразовой ракеты// Труды МАИ / Тимофеев П.М. – Казань: КНИТУ-КАИ, 2020 – https://mai.ru/upload/iblock/41f/Timofeev_rus.pdf (дата обращения 27.04.2023).
2. «Ангара»-«Байкал» – «Крылья Родины» [Электронный ресурс]: http://www.airwar.ru/other/kr/kr2002_04/art_08/art_08.html (дата обращения 27.04.2023).
3. Прочность конструкций летательных аппаратов: учеб. пособие/ И.В. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2013. – С. 137.
4. Л. Дж. Клэнси (1975) Аэродинамика, издательство «Питман Паблшинг Лимитед», Лондон ISBN 0-273-01120-0.
5. Пилипенко А. А., Полевой О. Б., Приходько А. А. Численное моделирование влияния числа маха и угла атаки на режимы трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей // Учёные записки ЦАГИ/ Пилипенко А. А., Полевой О. Б., Приходько А. А. – Жуковский: ЦАГИ – 2012 – №1.
6. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя: пер. с нем. / Г.А. Вольперт под ред. В.С. Авдеевского и В. Я. Лихущина – г. Москва: Изд-во иностранной литературы 1956 г.

7. Справочник авиационных профилей [Электронный ресурс]: http://www.kipla.kai.ru/liter/Spravochnic_avia_profiley.pdf (дата обращения 27.04.2023).

8. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. ЧП. Методы аэродинамического расчета.: Учебник для студентов вузов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.; Высш. шк., 1985. – С. 759., ил.

9. РЦЗ-83 Руководство по центровке и загрузке самолетов гражданской авиации СССР [Электронный ресурс]: https://angara.net/upload/45/25/f_1404525.pdf (дата обращения 28.04. 2023).

УДК 533.6.011.8

К РАЗРАБОТКЕ МАЛОРАЗМЕРНОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СТЕНДА С СИМУЛЯЦИЕЙ ПОНИЖЕННОГО ДАВЛЕНИЯ И ВНЕШНЕГО ТЕПЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Р.Е. Помогалов, Д.Ю. Давыдович
Научный руководитель: В.Т. Трушляков проф.,
д.т.н. кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ

Рассмотрены технические решения существующих аэродинамических стендов с возможностью понижения давления в рабочей части. Представлены рекомендации к выбору проектных параметров для разработки малоразмерного аэродинамического стенда (МАС) с обеспечением дозвукового воздушного потока с пониженным давлением в рабочей части и нагревом образца от дополнительного источника тепла.

Ключевые слова – аэродинамическая труба, сжигание, пониженное давление

Обеспечение районов падения отделяющихся частей (ОЧ) ракет-носителей является актуальной проблемой в связи с тем, что помимо значительного ущерба экологии, возникает необходимость организации поиска и доставки этих частей на землю с помощью наземных подразделений космодрома, что приводит к увеличению экономических затрат пуска ракеты-носителя. Такие ОЧ как, например, хвостовые отсеки, головные обтекатели, имеющие конструктивную и технологическую возможность утилизации в атмосфере после отделения, представляют перспективное направление для исследований, обеспечивающих экологическую безопасность и экономическую выгоду [1, 2].

Материал для изготовления ОЧ должен обеспечивать необходимые эксплуатационные требования и дополнительно обладать возможностью для контролируемого термического разрушения в заданный момент времени.

Данные характеристики можно получить применением различных полимерных композиционных материалов (ПКМ) [2].

В работе [2] рассмотрена возможность сжигания отделяющихся элементов конструкции ракет-носителей и определены их области баллистических параметров движения, на которых предполагается реализация нагрева элементов за счёт сжигания энергетического состава. Для подробного исследования тепло- и массообмена материала при тепловом воздействии требуется создание теоретико-экспериментальной методики. Для экспериментальной части требуется разработка специального стенда, способного моделировать пониженное атмосферное давление с воздушным потоком заданной скоростью, а также возможностью дополнительного внешнего нагрева образца ПКМ.

Цель настоящей статьи

Обзор существующих аэродинамических стендов с целью анализа технических решений, обеспечивающих необходимые условия, моделирующие движение отделяемых частей ракеты-носителя в атмосфере. Рекомендация проектных параметров МАС, с симуляцией нагрева ПКМ от дополнительного источника тепла при движении в атмосфере.

МАС должен отвечать следующим требованиям:

1. Создание воздушного потока со скоростью не менее 70 м/с и до 1 М.
2. Создание пониженного статического давления в рабочей части ~ 90 кПа.
3. Возможность нагрева образца ПКМ от дополнительного источника тепла в процессе.

Значение скорости воздушного потока обусловлено скоростями спуска ОЧ, приведёнными в работе [1]. Температура нагрева образца ПКМ для снижения его прочностных свойств до разрушения о набегающий воздушный поток 573 – 822 К, соответствует температуре разрушения связующего ПКМ для большинства используемых в ракетно-космической технике ПКМ. Цель физического моделирования на МАС: получить реперные точки для численного моделирования спуска ОЧ на всем диапазоне высот в атмосфере. На рис. 1 представлена принципиальная схема физического моделирования нагрева и обдува ПКМ в рабочей части аэродинамического стенда.

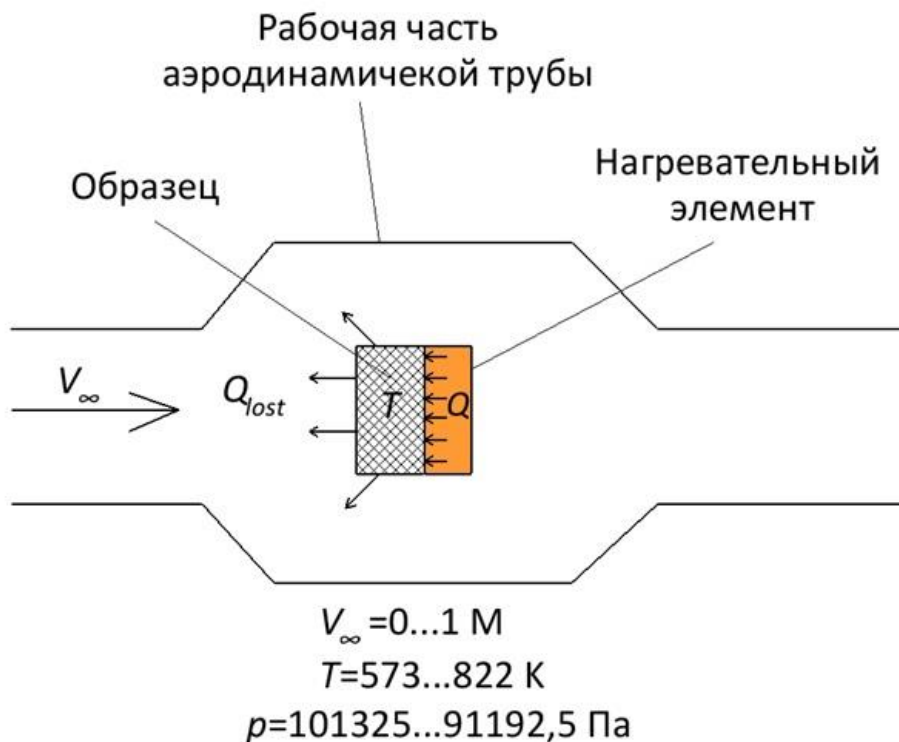


Рис. 1. Принципиальная схема физического эксперимента

Обзор и анализ существующих технических решений

В статьях [3, 4] рассмотрены аэродинамические стенды закрытого типа. Их отличительными чертами являются: значительные габаритные размеры, возможность создания значительных скоростей воздушного потока. Аэродинамические стенды закрытого типа часто применяются для исследования аэродинамических моделей, например, моделей самолётов в масштабе на предмет их аэродинамического совершенства.

В статьях [5 – 7] были представлены открытые аэродинамические стенды. Создание воздушного потока производилось с помощью осевых или центробежных вентиляторов. Количество вентиляторов варьировалось от одного до 99. Такое число достигалось установкой малоразмерных вентиляторов в матрицу 9x11 шт. Индивидуальное управление каждым вентилятором позволяло достичь нужной турбулентности потока.

В статьях [8 – 10] создание пониженного статического давления в воздушном потоке аэродинамической трубы достигалось путём помещения открытого стенда в вакуумную камеру.

В табл. 1 приведён сравнительный анализ представленных технических решений

Таблица сравнительного анализа

Источник	Тип	Максимальная скорость воздушного потока, М	Понижение давления	Габариты, м	Нагрев образца
[3]	закрытый	0,13	нет	4.72x1.67x0.762	нет
[4]	закрытый	0,27	нет	17x1.7x1.2	нет
[5]	открытый	Более 1	нет	—	нет
[6]	открытый	—	нет	—	нет
[7]	открытый	0,033	нет	—	нет
[8]	закрытый	30	да	—	нет
[9]	закрытый	0,03	да	8.23x25.91	нет
[10]	закрытый	0,45	да	3,46	нет
[11]	открытый	0,18	нет	2,25x0,85x0,855	нет
[12]	открытый	0,03	нет	15.5x2,54	нет
*	открытый	до 1	да	3x0.9x0.9	да

* Предлагаемое техническое решение

Анализ существующих технических решений показал, что, аэродинамический стенд, способный обеспечить требуемые скорость воздушного потока и давление при заданных габаритах и учитывая специфику с образованием продуктов термического разложения ПКМ в процессе эксперимента, тем самым ограничивая тип стенда открытым исполнением, отсутствует. Тем не менее, имеется ряд решений, реализующих параметры по отдельности, например, реализация пониженного давления, путем помещения стенда в вакуумную камеру или использование стенда замкнутого типа с организацией пониженного давления, путем создания дефицита воздуха внутри. Однако, одновременное обеспечение всех условий моделирования с учетом существенных ограничений в рамках рассматриваемой научной проблемы, представляет актуальную задачу в области аэродинамики и тепло- и массообмена. Для физического моделирования процесса нагрева и обдува ПКМ под воздействием внешнего источника тепла необходимо создание аэродинамического стенда с учетом заданных параметров и условий.

На основе проведенного анализа предлагается техническое решение в виде малоразмерного аэродинамического стенда открытого типа с вентиляторным способом задания скорости потока, который удовлетворяет заданным требованиям. Принципиальная схема стенда приведена на рис. 2.

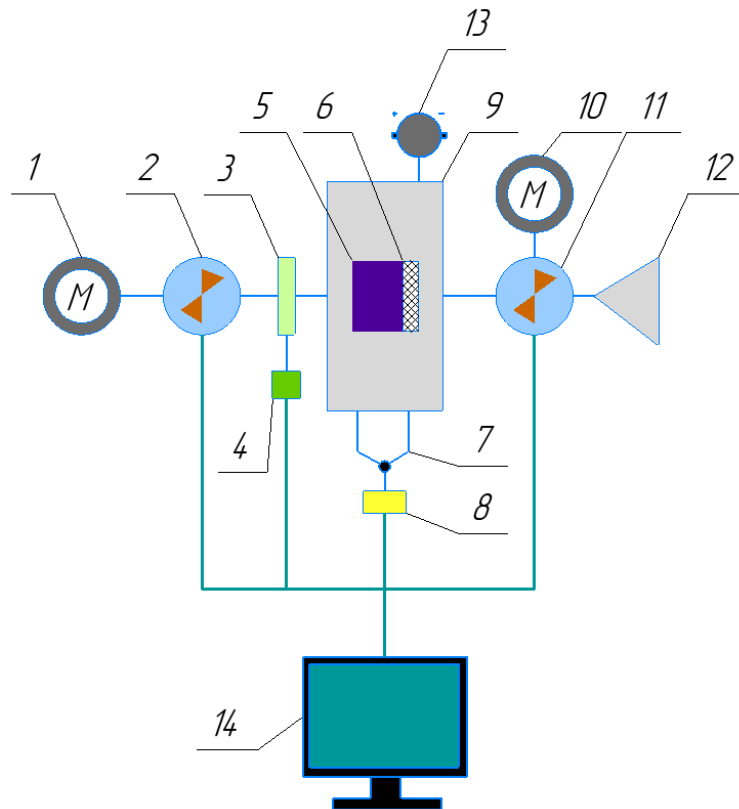


Рис. 2. Принципиальная схема предлагаемого технического решения
 1, 10 – асинхронный двигатель; 2, 11 – вентиляторы; 3 – трубка Пито;
 4 – дифференциальный манометр; 5 – образец; 6 – электрический
 нагревательный элемент; 7 – термопары; 8 – станция регистрации температуры;
 9 – рабочая часть; 12 – воздухоотвод; 13 – источник постоянного тока;
 14 – компьютер

Выбор вентиляторного способа создания потока обусловлен способностью вентилятора создавать постоянный по величине поток. В качестве создания потока с пониженным давлением в рабочей части выбрана схема с использованием двух вентиляторов различного расхода в процессе эксперимента, расположенных каскадно с рабочей частью с образцом ПКМ между ними. Аэродинамический стенд включает в себя следующее измерительное оборудование: трубка Пито, дифференциальный манометр, термопары, станция регистрации температуры, весы (на схеме не показано).

Принцип работы

ПКМ помещают в рабочую часть МАС 9 и закрепляют на специальном держателе. Нагрев осуществляют с помощью пластинчатого нагревательного элемента 6, расположенного за ПКМ, питание нагревателя осуществляется источником питания постоянного тока 13. Контроль изменения массы осуществляется замерами до и после эксперимента. Температуру нагревателя, образца измеряют с помощью блока термопар 7. Давление в рабочей части измеряется с помощью трубки Пито 3 и дифференциального манометра 4. Вентиляторы 2 и 11 приводятся в движение асинхронными

двигателями 1 и 10, подключенными к электросети 220В. Управление скоростью вращения вентиляторами, температурой и давлением осуществляют с помощью компьютера 14.

Выводы

1. Проведен обзор существующих технических решений аэродинамических стендов с возможностью формирования воздушного потока с пониженным давлением в рабочей части.
2. Анализ существующих технических решений показал отсутствие стендов, одновременно удовлетворяющих всем требованиям к моделированию в рамках рассматриваемой научной проблемы.
3. Представлены рекомендации к выбору проектных параметров для разработки малоразмерного аэродинамического стенда (МАС) с обеспечением дозвукового воздушного потока с пониженным давлением в рабочей части и нагревом образца от дополнительного источника тепла.

Библиографический список

1. Иордан Ю.В., Давыдович Д.Ю., Жариков К.И., Дронь М.М. Экспериментальные исследования теплового нагружения элемента головного обтекателя ракеты на атмосферном участке траектории его спуска // Динамика систем, механизмов и машин. – 2017. – Т. 5, №2. – С. 37–42.
2. Combustion possibility assessment for separating launch-vehicle components during atmospheric phase of descent trajectory / V. Trushlyakov, K. Zharikov, D. Davydovich – DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.02.003 // Acta Astronautica. – 2019. – Vol. 159. – P. 540–546.
3. DESIGN AND CONSTRUCTION OF A LOW-SPEED WIND TUNNEL – URL: <https://drive.google.com/file/d/19oLmOuuuqQE9Q3C9PqP-I9maeoEpkcV-F/view?usp=sharing> (дата обращения: 24.03.2023).
4. Design and Construction Low Speed Wind Tunnel / Nader M. K., A. A. A. Hady, M. Attalla – ISSN: 2394–2630 // Journal of Scientific and Engineering Research. – 2020. – Vol. 7. – no. 7. – P. 228–231.
5. Shape optimization of supersonic ejector for supersonic wind tunnel / V. Dvorak – CC BY 4.0 // Applied and Computational Mechanics. – 2010. – Vol. 4. – P. 15–24.
6. The Design of an Open-Jet Wind Tunnel for Model Testing / D. B. Sims-Williams, R. G. Dominy – DOI:10.4271/2002-01-3340 // Motorsports Engineering Conference & Exhibition: conference proceeding – 2002.
7. Reproduction of wind velocity history in a multiple fan wind tunnel / S. Cao, A. Nishi, H. Kikugawa, Y. Matsu-da – DOI:10.1016/S0167-6105(02)00282-9 // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. – 2002. – Vol. 90. no. 12. – P. 1719–1729.
8. Wind Tunnel Studies and Simulations of Rarefied Aerodynamics / J. Gumbel, M. Khaplanov., C. Unckell, M. Rapp – 1999ESASP. 437..471G // European Rocket and Balloon Programs and Related Research. – 1999. – Vol. 437. – P.471–477.
9. Low-density multi-fan wind tunnel design and testing for the Ingenuity Mars Helicopter / M. Veismann, C. Dougherty, J. Rabinovitch, A. Quon, M. Gharib – DOI:10.1007/s00348-021-03278-5 // Experiments in Fluids. – 2021. – Vol. 62. no.193.

10. Development of Low-Density Wind Tunnel to Simulate Atmospheric Flight on Mars / M. Anyoji, H. Nagai, K. Asai – DOI:10.2514/6.2009–1517. // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. – 2009.

11. Портативная аэродинамическая труба ПАТ-60 // SP METEO URL: <http://www.spmeteo.ru/> (дата обращения: 28.10.2022).

12. Turbulence generated by a wind tunnel of multi-fan type in uniformly active and quasi-grid modes / S. Ozono, A. Nishi, H. Miyagi – DOI: 10.1016/j.jweia.2006.01.010. // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. – 2006. – Vol. 94. – P. 225–240.

УДК 629.764

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТДЕЛЯЮЩЕЙСЯ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ СВЕРХТЯЖЕЛОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Р.А. Лазорак

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

В работе описана необходимость учета параметров формы тела при определении района падения отделяющихся частей ракет. Представлена методология определения аэродинамических характеристик простого тела в программном модуле ANSYS CFX.

Ключевые слова: ракета-носитель, район падения, аэродинамические характеристики.

Разработка нового изделия – сложный и трудоемкий процесс. В ракетно-космической отрасли он может длиться годами. При этом следует помнить, что в процессе проектирования и производства изделий инженерам постоянно требуется руководствоваться не только техническими требованиями к конструкции, но и различными нормативными актами, регламентами, призванными регулировать нормы техногенной и экологической безопасности.

В первую очередь это связано с тем, что снижение негативного воздействия на окружающую среду является одной из важнейших задач современного ракетостроения. Для её достижения зачастую пользуются таким понятием, как район падения отделяющихся частей ракет-носителей (РП ОЧ РН).

Под РП подразумевается область на поверхности суши, в которой находятся точки падения ОЧ РН. В этих заранее определенных районах запрещается размещать какие-либо сооружения или находиться людям, тем более в день запуска. Эти области строго регламентируются постановлениями Правительства Российской Федерации [1], и могут называться как зоны отчуждения.

Необходимость уменьшения РП диктуется несколькими факторами, в число которых входит безопасность граждан и сооружений, политические, экономические и экологические соображения.

Для определения РП и изменения их размеров разработаны различные конструктивные и математические модели. Их подробный анализ представлен в статье [2].

Остановимся подробнее на способах определения РП. Наиболее популярным из существующих является метод Монте-Карло, поскольку он позволяет получать достаточно точные результаты в сравнительно короткие сроки. Для вычисления РП движение РН по траектории спуска моделируется тысячи раз, каждый расчет имеет ряд переменных параметров, которые изменяются с выбранным распределением вероятности при каждом моделировании [3].

Если ряд параметров можно задать, опираясь на существующие данные об аналогичных изделиях, то всегда имеется проблема определения аэродинамических характеристик исследуемого тела, особенно если его форма значительно отличается от простой геометрической фигуры. Поэтому в статье разработана и предложена верифицированная система расчета, способная показывать адекватные результаты.

На начальном этапе проведено моделирование обтекания при различных числах Маха простого тела и сравнение полученных данных с экспериментальными. Расчет проведен при обтекании модели спереди при угле атаки равном $\alpha = 0^\circ$.

За исходные данные принято воздушное пространство на поверхности планеты при нормальных условиях. Характеристики атмосферы у поверхности планеты ($h = 0$) представлены в табл. 1 (ГОСТ 4401-81) [4].

Таблица 1

Характеристики атмосферы при нормальных условиях

Температура T_0 , К	Давление P_0 , Па	Плотность воздуха ρ_0 , кг/м ³
288,15	101325	1,225

Моделирование проведено в модуле Fluid Flow (CFX) программного комплекса Ansys, геометрия построена в SolidWorks.

В качестве расчетного тела взята уменьшенная в 10 раз модель второй ступени РН, разработанная на основе «Сатурн 5». Для проведения расчетов требовалось упростить ее так, чтобы полученное тело можно было сравнивать с простым. Полученный результат представлен на рис. 1.

После выбора границ входа (Inlet), выхода (Outlet), стенки (Wall) перешли к этапу создания сеточной модели.

При построении сетки особое внимание уделялось явлению турбулентности. Для точного определения параметров течения следует задать дополнительный сеточный слой (Inflation). В качестве примера рассмотрено определение его толщины для числа Маха = 1 по формуле:

$$\delta = 0,37 \cdot L \cdot \left(\frac{L \cdot V_x}{\mu \cdot \rho} \right)^{-0,2}, \quad (1)$$

где $L = 2,224$ м – длина расчетной модели;

$V_x = 340$ м – скорость потока;

$\mu = 1,831 \cdot 10^{-5}$ Па·с – динамическая вязкость воздуха;

$\rho = 1,205$ кг/м³ – плотность воздуха.

Подставив полученные значения, получена толщина пограничного слоя:

$$\delta = 0,37 \cdot L \cdot \left(\frac{L \cdot V_x}{\mu \cdot \rho} \right)^{-0,2} = 0,002283677 \text{ м.}$$

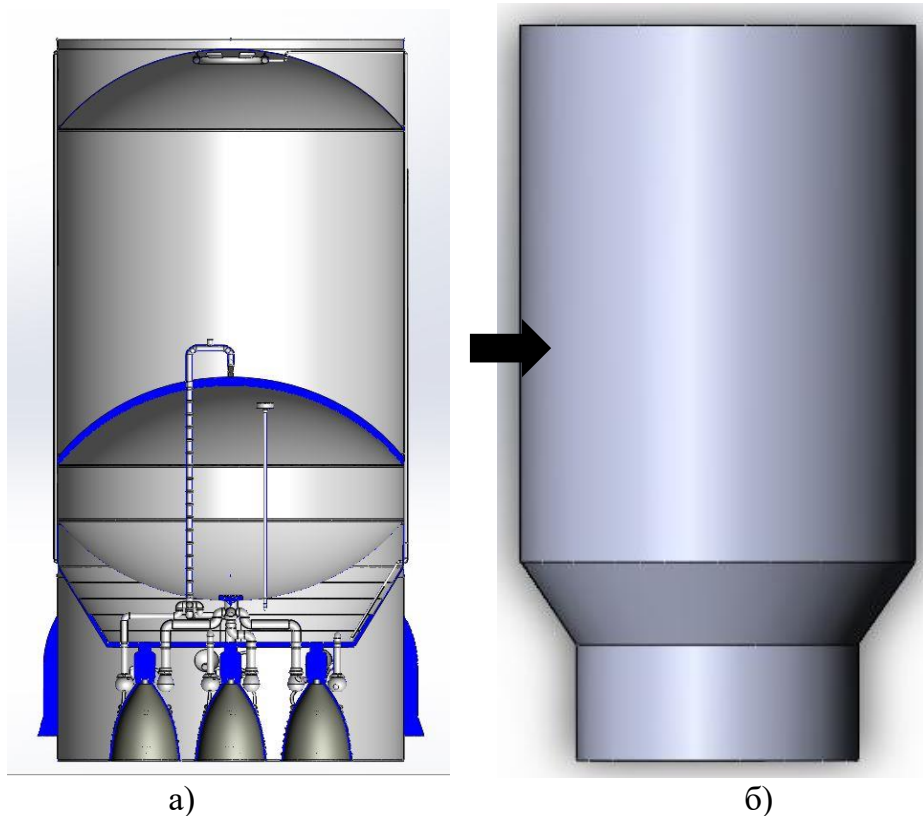


Рис. 1. а) разработанная 3D модель ступени в Solidworks; б) упрощенный вариант для расчёта

Подставив полученные значения, получена толщина пограничного слоя:

$$\delta = 0,37 \cdot L \cdot \left(\frac{L \cdot V_x}{\mu \cdot \rho} \right)^{-0,2} = 0,002283677 \text{ м.}$$

После этого расчетная область разбивалась минимум на 15 элементов так, чтобы значение каждого последующего было в 1,2 раза больше предыдущего, а их сумма равнялась δ . Для нашего примера получено значение первого слоя $d_{v,1} = 0,32$ мм. Пристеночный слой показан на рис. 2.

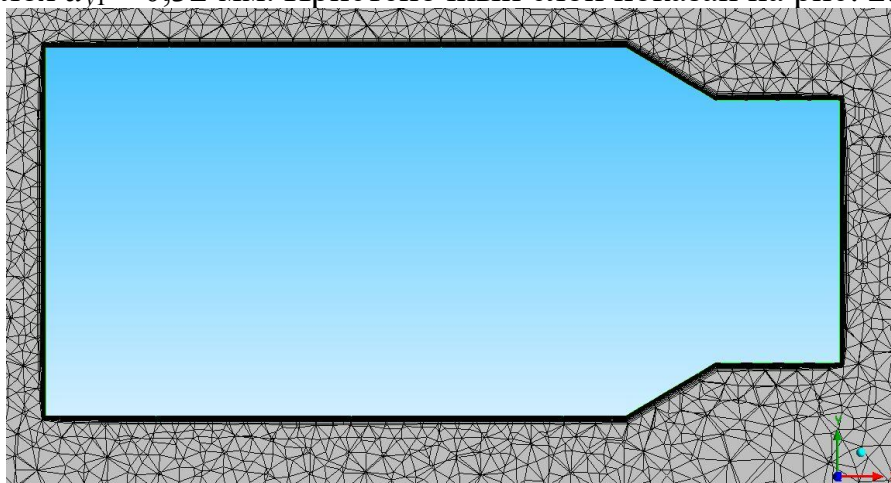


Рис. 2. Пристеночный слой

Далее в препроцессоре Ansys CFX-Pre определена расчетная область (Domain) и все физические условия в ней. Указан тип расчетной области – Fluid Domain, рабочее тело – Air Ideal Gas и относительное давление – 1 атм.

Затем в закладке Fluid Models и в списке Heat Transfer Model выбрано уравнение передачи энергии, записанное в полном виде (Total Energy). Установлена температура рабочего тела в расчетной области равной 288,15 К. В качестве модели турбулентности выбрана Shear Stress Transport (SST).

После определения расчетной области, определены параметры заданных граничных условий (Boundary) для расчетной модели.

Расчет проведен в диапазоне чисел Маха от 0,6 до 5, поскольку при числах Маха больше 5 аэродинамические характеристики принимают асимптотический характер и с увеличением скорости практически неизменны. Следует отметить, что для чисел Маха до единицы необходимо использовать на границе входа (Inlet) и выхода (Outlet) параметры дозвукового обтекания (Subsonic), а для чисел Маха больше единицы – сверхзвукового обтекания (Supersonic).

Полученные результаты обрабатывались в ANSYS CFX Post. На рис. 3 показано распределение скорости потока по расчетной области при числе Маха = 5.

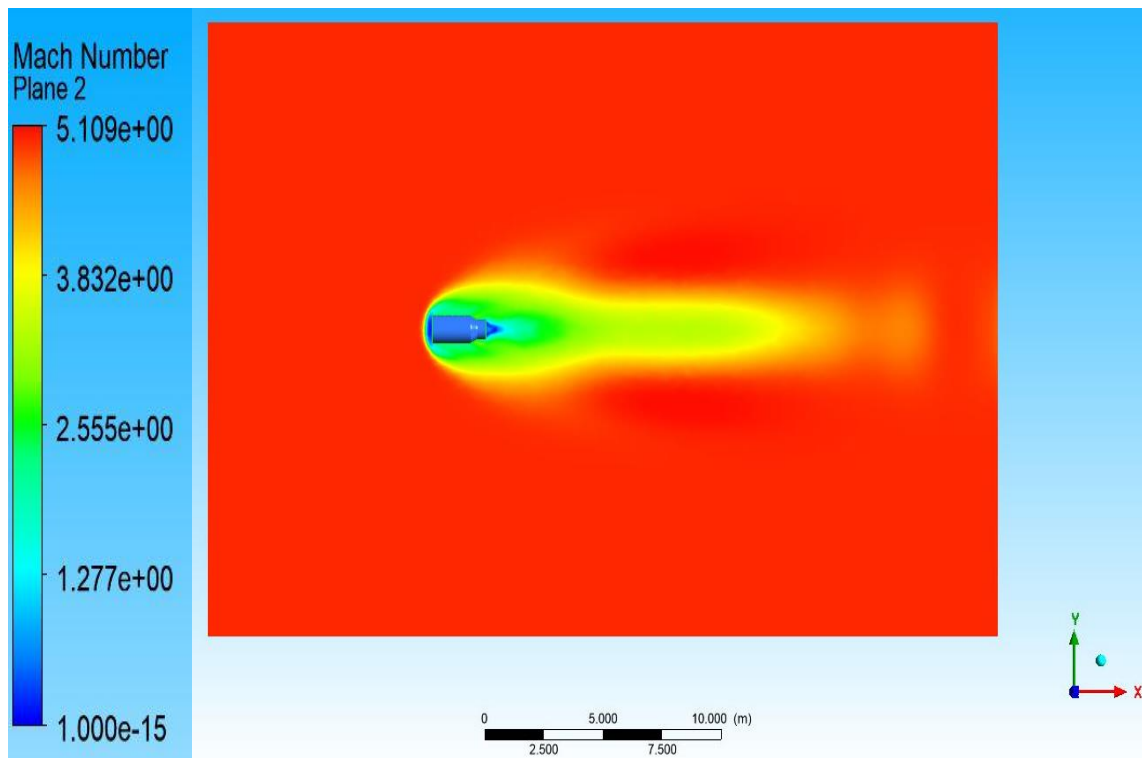


Рис. 3. Распределение скорости потока по расчетной области

С помощью команд из методологии Ansys Workbench CFX [5] определены значения продольной силы F_r :

$$F_r = force_x(Wall_), \quad (2)$$

здесь $force_x$ – команда для определения результирующей силы относительно оси X , действующей на граничное условие, $Wall_$ – граничные условия твердой стенки обтекаемого тела.

Коэффициент продольного сопротивления:

$$C_r = \frac{F_r}{q \cdot S}, \quad (3)$$

здесь q – скоростной напор, [Па], $S = 1,01$ м – площадь миделя РН, [м²].

Коэффициент лобового сопротивления вычислен по формуле:

$$C_x = C_r \cdot \cos(\alpha) + C_n \cdot \sin(\alpha); \quad (4)$$

Поскольку расчет проводится при угле атаки $\alpha = 0$, значением коэффициента нормальной силы C_n можно пренебречь.

Для верификации полученных в результате расчета данных использовался эксперимент по обтеканию цилиндра с плоским торцом [6]. По результатам вышеуказанного исследования построен график зависимости коэффициента лобового сопротивления от числа Маха. Выведен аналогичный график, полученный в ходе моделирования обтекания ступени в Ansys CFX на рис. 4 и проведено сравнение полученных результатов с экспериментальными данными.

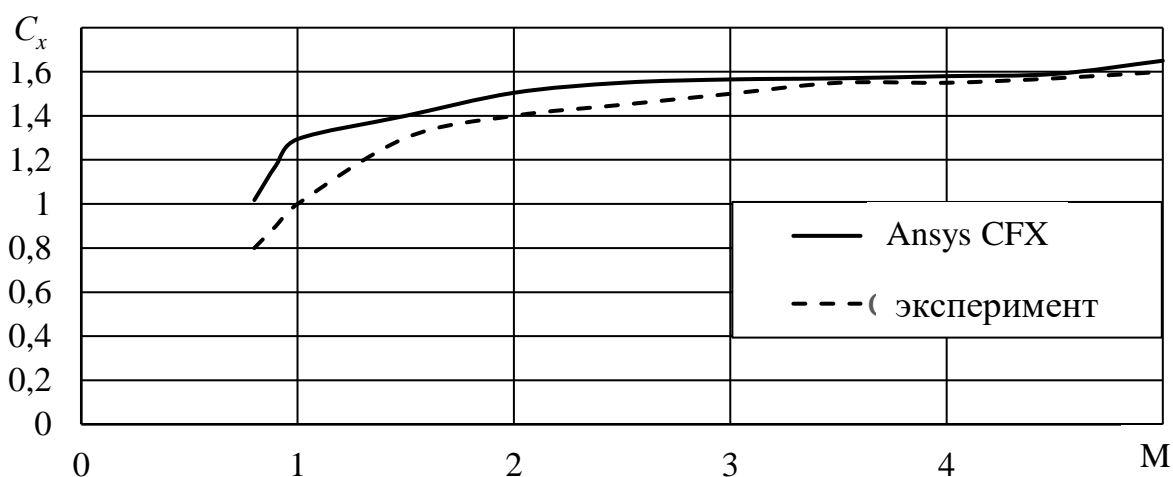


Рис. 4. Сравнение зависимостей коэффициента лобового сопротивления от числа Маха полученные различными способами

Среднее отклонение результатов составляет 11%, что можно объяснить тем, что для сравнения было выбрано расчётное тело формы, не в полной мере схожее с формой экспериментального цилиндра.

Согласно представленной информации, полученную модель можно использовать при определении аэродинамических характеристик упрощенных моделей РН в рамках полученных отклонений. Разработанная модель будет использована при определении параметров движения отделившейся ступени РН по траектории и расчету РП методом Монте-Карло.

Библиографический список

1. Постановление Правительства РФ от 31.05.1995 г., № 536 «О порядке и условиях эпизодического использования районов падения отделяющихся частей ракет».
2. Kapelyushin, Y., Lazorak, R., Peshkov, R., Trofimov, E. Methods for the Calculation and Control of Launch Vehicle Drop Regions. //Aerospace. – 2023. – Vol. 10, 424. <https://doi.org/10.3390/aerospace10050424>
3. Noga T., Michałow M., Ptasiński G. Comparison of dispersion calculation methods for sounding rockets // Journal of Space Safety Engineering. – 2021. – Vol. 8. – №. 4. – P. 288–296.
4. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры.
5. Ansys Inc. CFX solver modelling guide, release 15.0 //ANSYS CFX-Solver Modeling Guide. – 2011. – Т. 15317. – №. November. – С. 724–46.
6. Петров, К.П. Аэродинамика тел простейших форм / К.П. Петров. – Москва: Факториал, 1998. – С. 432.

**РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА
ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ
ДЕМОНСТРАТОРОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ**

*П.А. Третьяков, Н.А. Корчак, О.В. Исправникова
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к. т. н.*

В работе описаны основные модули программного комплекса, предназначенного для оперативного получения массогабаритных характеристик и проектных параметров демонстраторов летательных аппаратов вертикального взлета и посадки.

Ключевые слова: летный демонстратор, проектные параметры, проектирование, летательный аппарат.

В процессе проектирования летательного аппарата (ЛА), использующего новую схему, узлы, систему управления, принцип работы и т.д., возникает необходимость экспериментально проверить работоспособность выбранного решения и подтвердить или опровергнуть данные, полученные в ходе расчётных теоретических работах. Для этого используются специальные аппараты «летающие испытательные стенды» (на английском «flying testbed») или «летающие лаборатории» (ЛЛ) [1, 2].

При создании летного демонстратора, для отработки двигательной установки (ДУ) и системы управления как ДУ, так и аппаратом в целом, на любых компонентах топлива необходимо ограничиться рядом параметров, называемых проектными.

В табл. 1 представлены проектные параметры для разработки демонстратора летательного аппарата вертикального взлета и посадки. Проектируемый объект должен совершить вертикальный взлет и посадку с помощью маршевой ДУ с охлаждаемым центральным телом. Таким образом, необходимо предусмотреть на борту аппарата определенное количество топлива и охлаждающей жидкости, необходимое для всего цикла полета, с учетом индивидуальной дрессельной характеристики ДУ.

Исходные данные

№ параметра	Наименование
1	Удельный импульс, м/с
2	Стартовая тяга, Н
3	Соотношение компонентов
4	Плотность окислителя, кг/м ³
5	Плотность горючего, кг/м ³
6	Тяговооруженность
7	Расход хладагента на охлаждение ДУ по открытой схеме, кг/с
8	Коэффициенты аппроксимированного уравнения зависимости удельного импульса от расхода горючего А / В

Индивидуальная дроссельная характеристика двигателя, определена в разработанном программном комплексе через коэффициенты А и В. Рис. 1 служит наглядным пояснением к определению коэффициентов дроссельного уравнения.

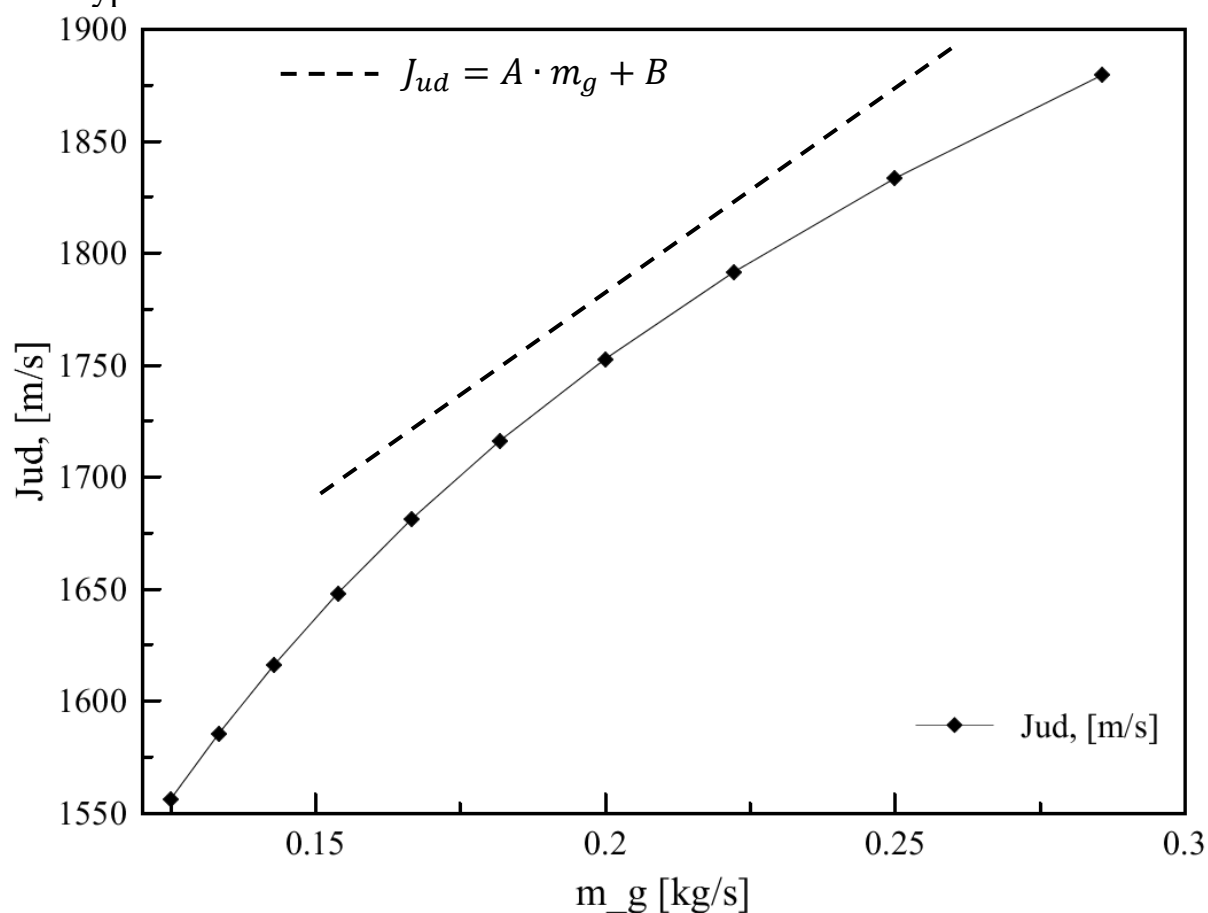


Рис. 1. Определение коэффициентов А и Б индивидуальной дроссельной характеристики

Как и любая задача проектирования, определение конструктивных параметров летного демонстратора, происходит итеративно. Для достижения

возможных с точки зрения эксплуатационных характеристик летного демонстратора, которые технологически и экономически доступны, для каждой отдельной организации, требуется перебор большого количества параметров, взаимно влияющих друг на друга. Так, например, при однократной вариации каждого параметра, представленного в табл. 1, потребуется провести 64 расчета массогабаритных характеристик, при двухкратной – 512, при четырехкратной – 32768.

Для получения начальных законов дросселирования ДУ, необходимых для написания алгоритмов системы управления, количество расчетных случаев спрогнозировать вовсе не представляется возможным.

Для снижения временных затрат на проектирование летного демонстратора, в свободно распространяемом программном комплексе SciLab 5.5.2, создана программа «DSL.V. Module landing demonstrator». На рис. 2 представлена структурная схема работы программы.

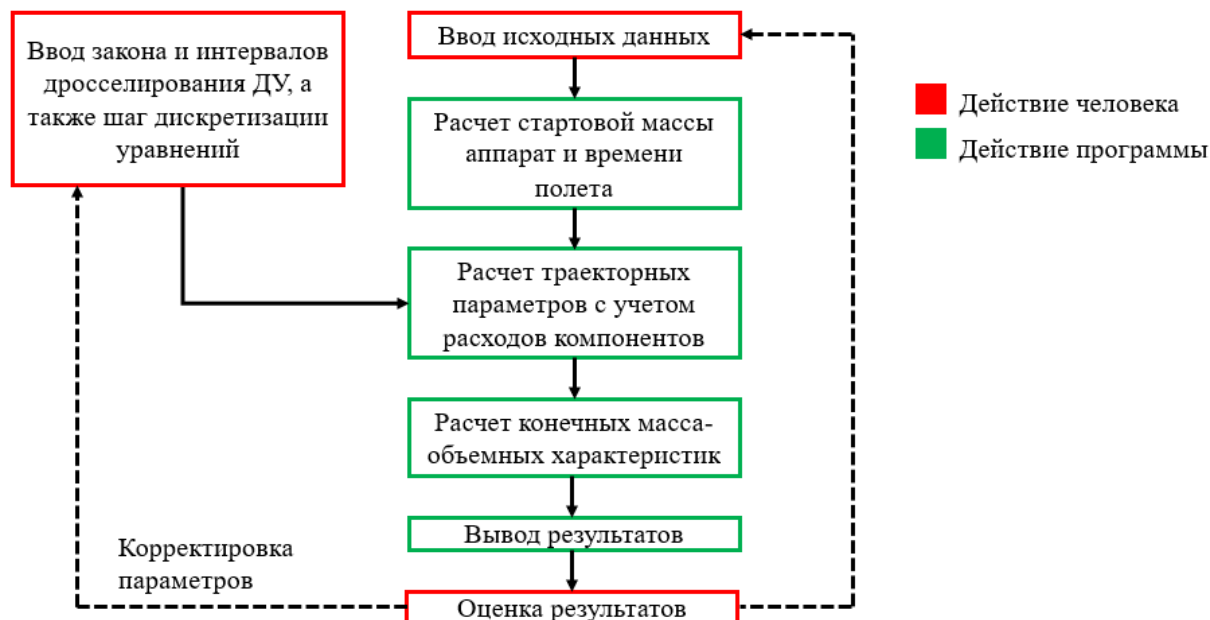


Рис. 2. Структурная схема работы программы

На рис. 3 представлено окно ввода исходных параметров для проектирования летного демонстратора в программе «DSL.V. Module landing demonstrator».

Исходными параметрами в программе являются: параметры, приведенные в табл. 1, шаг интегрирования (в секундах) и пять интервалов дросселирования с конечными параметрами времени t_{ik} (в секундах) и первыми производными линейного изменения расхода горючего \dot{m}_{gl} (с/кг) для каждого из интервалов $\left[t_{(i+1)k} - t_{ik} \right]$.

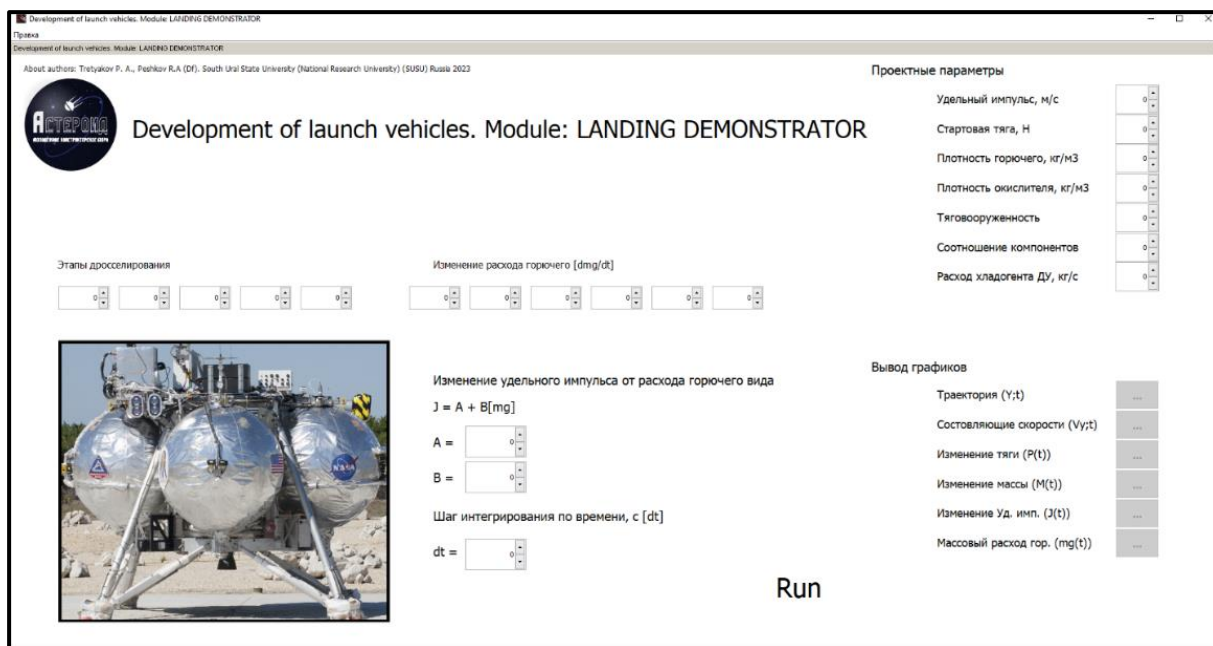


Рис. 3. Окно ввода исходных параметров

После задания исходных параметров, в первом программном модуле производится расчет стартовых масс, расходов компонентов и суммарного времени полета.

В модуле расчета траекторных параметров реализуется расчет траектории выведения при допущениях, что движение происходит исключительно в оси действия силы тяжести (без боковых перемещений) программа изменения дросселирования горючего реализуется в 5 этапов кусочно-линейной зависимостью, рассматривается движение материальной точки, без учета аэродинамических сил. Решается следующая система уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} M(t) \frac{dV_y}{dt} = P(t) - M(t)g \\ \frac{dY}{dt} = V_y \\ F(t) = J_y(t)(m_g(t) + m_o) \\ J_y(t) = A + Bm_g(t) \\ M(t) = M_0(t) - (m_g(t) + m_o + m_{ohl}) \\ \frac{dm_g}{dt} = m_g(t) = \text{const} \end{array} \right. ,$$

где M – текущая масса аппарата;
 F – текущая тяга аппарата;
 g – ускорение свободного падения;
 J_y – текущий удельный импульс;

A и B – коэффициенты уравнения удельного импульса;

m_g, m_o, m_{ohl} – массовые расходы горючего, окислителя и хладагента соответственно.

Система дифференциальных уравнений решается численным методом Эйлера первого порядка.

В процессе полета расходуется масса окислителя и горючего, а также охлаждающей жидкости. Суммарная израсходованная масса определяется как сумма интегральных параметров расходов от времени. После чего определяется масса конструкции как разница между стартовой массой, массой двигателя и суммарной израсходованной массой. Массы и объемы компонентов топлива рассчитываются также исходя из интегральной израсходованной массы.

После проведения всех математических операций, формируются окна с результатами расчета в модуле вывода результатов. В качестве выводимых параметров определены:

- график зависимости высоты полета от времени;
- график зависимости тяги от времени;
- график зависимости удельного импульса от времени;
- график зависимости расхода горючего от времени;
- график зависимости массы аппарата от времени;
- график зависимости скорости полета от времени;
- таблица с конечными массогабаритными характеристиками, временем полета и исходными проектными параметрами.

На рис. 4 представлено окно программы с выведенными параметрами расчета. Для дальнейшей обработки в стороннем программном обеспечении, все траекторные параметры записываются в папку с результатами расчета в виде файлов с расширением .txt.

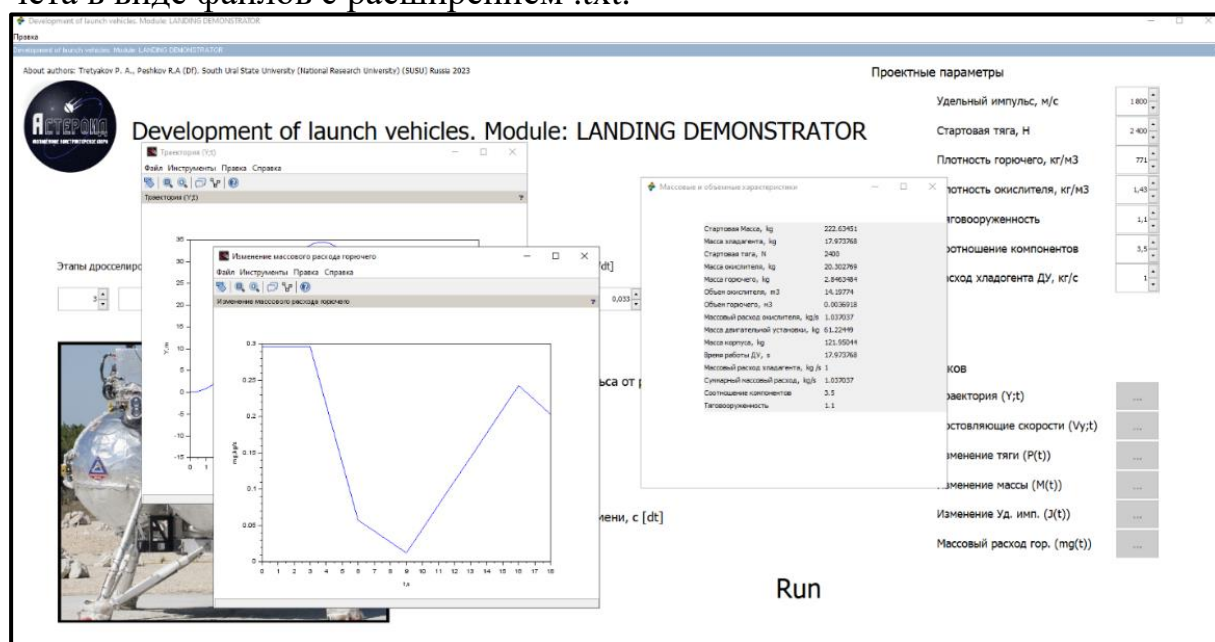


Рис. 4. Окно программы с выведенными параметрами расчета

На рис. 5 представлен концептуальный вид летного демонстратора мас-согабаритные характеристики и проектные параметры которого получены с помощью разработанного программного комплекса.

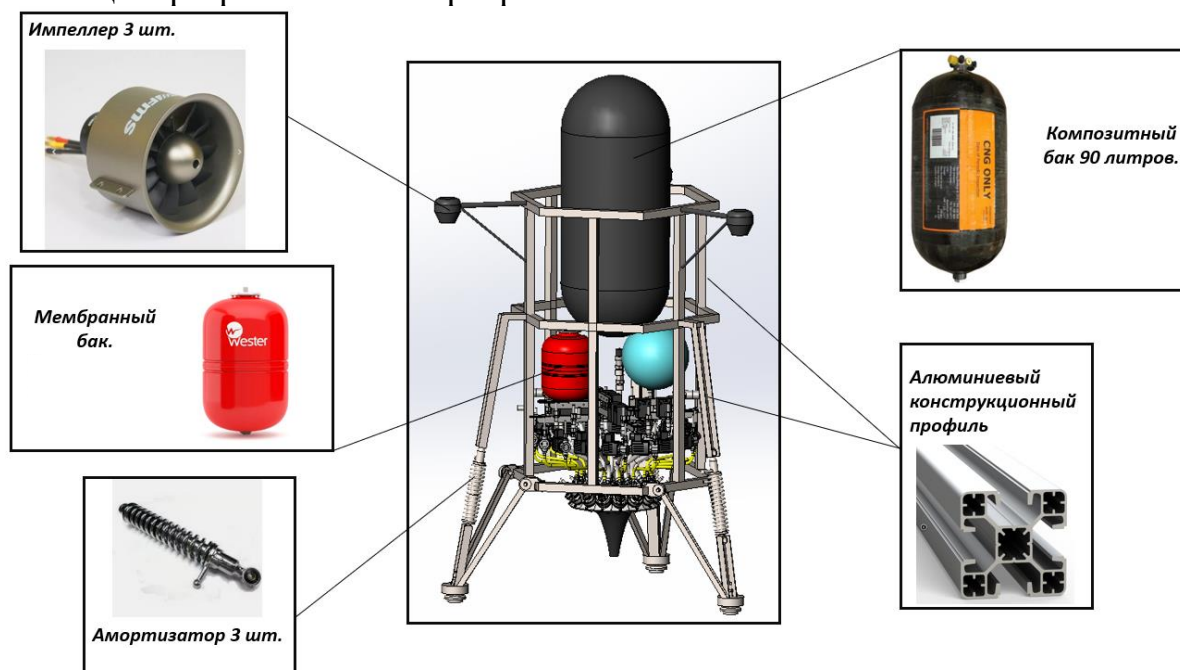


Рис. 5. Концептуальный вид демонстратора летательного аппарата вертикального взлета и посадки

Источник финансирования

Исследования проведены при поддержке Министерства образования и науки Челябинской области по соглашению № 558 от 25 августа 2022 г.

The research was carried out with the support of the Ministry of Education and Science of the Chelyabinsk Region under agreement No. 558 dated August 25, 2022.

Библиографический список

1. Харин Е. Г., Якушев А. Ф., Копелович В. А. Летящие лаборатории летно исследовательского института в технологическом цикле создания систем и комплексов пилотажно навигационного оборудования летательных аппаратов //Новости навигации. – 2011. – №. 2. – С. 9–20.

2. Flying Testbed - flight testing your systems with ESG [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: – <https://esg.de/en/solutions-services/air/flying-testbed> (дата обращения 13.05.2023).

3. И.С. Тропин, О.И. Михайлова, А.В. Михайлов. Численные и технические расчеты в среде Scilab (ПО для решения задач численных и технических вычислений): учеб. пособие / Федеральное агентство по образованию. Москва: 2008. – 65 с.

**РАЗРАБОТКА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА КРИОГЕННЫХ
КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА ДЛЯ ПРОЕКТА
«МОРСКОЙ СТАРТ»**

*Л.С. Реутов, А.П. Ильенко, И.Д. Колмагоров
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.*

В статье рассмотрено текущее состояние космодрома морского базирования «Морской старт». Рассчитаны массовые и геометрические характеристики предлагаемой ракеты-носителя среднего класса на топливной паре «кислород + метан». Проведен баллистический расчет по упрощенной методике для вывода полезной нагрузки на низкую опорную орбиту.

Ключевые слова: «морской старт», ракета-носитель, средний класс, криогенные компоненты топлива, возвращаемая ступень.

«Морской старт» – транспортная космическая система, состоящая из плавучего космодрома, сборочно-командного судна (СКС) и ракеты космического назначения (РКН). На сегодняшний день этот проект по-прежнему остается уникальным и не имеет близких аналогов для запусков полезной нагрузки (ПН) на целевую орбиту с поверхности океана, расположенной на экваториальной широте.

Юридически право на «Морской старт» принадлежит Российской Федерации, но для возобновления пусковой кампании необходимы существенные изменения. Дело в том, что изначально космодром морского базирования проектировался только для запусков РКН «Зенит-3SL». По тем или иным причинам проект «Морской старт» сейчас приостановлен и нет готовой ракеты для последующих запусков. Безусловно, в ближайшей перспективе в эксплуатацию поступит новая РН среднего (полутяжелого) класса «Союз-5», полностью состоящая из отечественных комплектующих, которая может быть модернизирована для запусков с экваториальных широт. При этом масса полезной нагрузки РН «Союз-5» на низкую околоземную орбиту (НОО) за счет скорости вращения Земли приближается к 20 т, что уже относится к РН тяжелого класса. Пусковая кампания с доставкой до экваториальных широт плавучего космодрома, СКС и одной РКН может оказаться неэффективной с экономической точки зрения. Поэтому возможно рассмотреть вариант применения более легкой РКН, как, например, разрабатываемая РН «Союз-6» с массой полезной нагрузки порядка 10 т на НОО при запусках с привычных наземных космодромов, и осуществлять пусковую кампанию из трёх таких РН, поочередно запуская одну за другой. Технически это возможно реализовать, поскольку в трюмах СКС можно одновременно перевозить и хранить до трёх РН [1].

Двигательные установки описанных выше РН работают на топливной паре «кислород + керосин», как и многие другие жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) в России. Но существуют и другие топливные пары, обладающие рядом преимуществ, например, топливная пара «кислород + метан». Метан является перспективным ракетным горючим и по своим физико-химическим свойствам находится между водородом и керосином.

Метан при сравнении с керосином имеет следующие преимущества [2]:

- сжиженный метан вдвое дешевле керосина;
- удельный импульс ЖРД возрастает более, чем на 20 с;
- метан менее токсичен, его сгорание не приводит к сажеобразованию;
- охлаждающие свойства метана превосходят таковые у керосина.

Недостатки метана при сравнении с керосином:

- меньшая плотность, температура кипения ниже;
- необходимость модернизации имеющийся инфраструктуры, средств транспортировки, хранения;
- отсутствие сертификации.

ЖРД на топливной паре «кислород + метан» с пустотной тягой $P_{п} = 1000$ кН, с давлением в камере сгорания $p_{кс} = 9$ МПа и давлением на срезе сопла $p_a = 0,5$ МПа имеет следующие геометрические параметры [2]:

- диаметр камеры сгорания $d_{кс} = 474$ мм;
- диаметр критического сечения сопла $d_{кр} = 280$ мм;
- диаметр среза сопла $d_a = 1292$ мм;
- длина камеры сгорания $l_{кс} = 522$ мм.

Общая характеристическая скорость, необходимая для выведения полезной нагрузки на низкую опорную орбиту:

$$V_{хар} = V_{хар1} + V_{хар2}, \quad (1)$$

где $V_{хар1} = (0,85...0,95)V_{хар2}$.

Относительные конечные массы i -х ступеней:

$$\mu_{кi} = \exp\left(-\frac{V_{харi}}{I_{Pi}}\right), \quad (2)$$

Для расчета РН среднего класса без возвращаемой первой ступени, стартовой с плавучего космодрома, принято следующее:

- идеальная (характеристическая) скорость 1-й ступени $V_{хар1} = 4250$ м/с;
- характеристическая скорость 2-й ступени $V_{хар2} = 4730$ м/с;
- относительная конечная масса 1-й ступени $\mu_{к1} = 0,26133$;
- относительная конечная масса 2-й ступени $\mu_{к2} = 0,26877$;
- дополнительная скорость в конце активного участка траектории (АУТ) $\Delta V_{вр} = 447$ м/с (прибавка в скорости за счет вращения Земли).

Результаты массового расчета, проведенного при стартовой массе 330 т, стартовой нагрузке на тягу $v_0 = 0,725$, коэффициенте увеличения удельного импульса тяги в пустоте $k_p = 1,12$, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты массового расчета РН в одноразовом исполнении

Наименование параметра	Расчетная формула	Значение
Пустотная тяга первой ступени	$P_{п1} = (m_0 g_0 k_p) / v_0$	4996 кН
Масса топлива первой ступени	$m_{т1} = m_0 (1 - \mu_{к1})$	243,76 т
Стартовая масса второй ступени	$m_{02} = m_0 \left[\mu_{к1} (1 + a_{т.01}) - a_{т.01} - \frac{\gamma_{д.у1} k_p}{v_0} - \mu_{пр1} - \frac{m_{т.0}}{m_0} \right]$	59,423 т
Масса топлива второй ступени	$m_{т2} = m_0 (1 - \mu_{к2})$	43,452 т
Пустотная тяга второй ступени	$P_{п2} = (m_{02} g_0) / v_{п2}$	529,4 кН
Масса ПН	$m_{п.н}$	10,54 т

Масса головного обтекателя $m_{т.0}$ назначалось равной 1,5 т, а удельные характеристики $a_{т.0i}$, $\gamma_{д.уi}$ и $\mu_{прi}$ принимались согласно рекомендациям к выбранной топливной паре [3]. При этом расчет проводился итерационно, чтобы вычисленная стартовая масса соответствовала заданной.

Достоверность полученного анализа проверена баллистическим расчетом по приближенной методике [3].

При этом дополнительно принято следующее:

- пустотный удельный импульс первой ступени $I_{п1} = 3167$ м/с;
- пустотный удельный импульс второй ступени $I_{п2} = 3600$ м/с;
- баллистический коэффициент $\sigma = 2,6 \cdot 10^4$ кг/м²;
- $g_0 = 9,8$ м/с², $g_{ср1} = 9,7$ м/с², $g_{ср2} = 9,4$ м/с²;
- высота прохождения максимального скоростного напора $H_M = 11$ км;
- $\sin\theta_1 = 0,379$ в момент разделения ступеней (программный угол);
- радиус Земли $R = 6371$ км;
- коэффициенты: $k_2 = 0,3$, $k_{a2} = 1,3$ и $(1 - \bar{v})_{ср2} = 0,55$;

Результаты баллистического расчета приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты баллистического расчета РН без возвращаемой первой ступени

Параметр	Значение
Время АУТ 1-й ступени	154,5 с
Время АУТ 2-й ступени	295,5 с
Время АУТ РН	450 с
Время прохождения максимального скоростного напора	64,2 с
Суммарные потери характеристической скорости 1-й ступени	1288,5 м/с
Относительная скорость в конце АУТ 1-й ступени РН	2961,5 м/с
Абсолютная скорость в конце АУТ 1-й ступени РН	3375,2 м/с
Суммарные потери характеристической скорости 2-й ступени	340,8 м/с
Относительная скорость в конце АУТ РН	7350,7 м/с
Абсолютная скорость в конце АУТ РН	7797,7 м/с
Относительная высота в конце АУТ 1-й ступени	76,137 км
Приращение относительной высоты в конце АУТ 2-й ступени	121,5 км
Приращение высоты АУТ за счет вращения Земли	6,351 км
Абсолютная высота в конце АУТ РН	203,988 км

Расчет при $\Delta V_{вр} = 288$ м/с (космодром «Восточный») показал, что при прочих равных масса ПН равна 9,75 т. Таким образом, прибавка в массе, выводимой ПН за счет изменения широты запуска, составила порядка 8%.

Из табл. 1 следует, что двигательная установка (ДУ) первой ступени должна состоять из пяти ранее рассмотренных двигателей. Двигатель, расположенный по центру, может осуществлять торможение ступени при посадке. В качестве ДУ второй ступени выбрана комбинация из трех разрабатываемых ЖРД РД-185 пустотной тягой $P_{п} = 179,462$ кН, давлением в камере сгорания $p_{кс} = 14,71$ МПа и диаметром среза сопла $d_a = 1300$ мм каждый [4].

Для возврата первой ступени РН необходима система спасения, которая включает в себя посадочные опоры с приводами, аэродинамические рули с приводами, реактивную систему управления (РСУ), работающую на «холодном» газе, который расположен в шар-баллонах высокого давления в межступенчатом отсеке РН, а также система управления посадки. Параметры соответствующей системы спасения приведены в табл. 3 [5].

Таблица 3

Массовые характеристики системы спасения

Параметр	Установочная масса, кг
Посадочные опоры с приводами	2500
Аэродинамические рули с приводами	300
РСУ с запасом топлива	100+150
Система управления посадки	250

Таким образом, масса системы спасения без учета запасов топлива составляет 3300 кг. Масса системы управления посадки считается пропорцио-

нально массе ракетного блока (РБ) в момент разделения ступеней, т.е. состоит из «сухой» массы первого РБ и системы спасения с запасом топлива на борту для торможения [6].

Технически частично многоразовую РН проще запускать с наземного космодрома. Предположено, что спасаемый РБ осуществляет посадку в место старта (космодром «Восточный»).

Примем, что на посадку расходуется десятая часть топлива первой ступени. Баллистический расчет, аналогичный одноразовому исполнению, показал, что при массе ПН 5980 кг абсолютная высота в конце АУТ составит 203 км, а абсолютная скорость – 7790,6 м/с.

При этом относительные конечные массы ступеней равны:

$$\mu_{к1}^M = \frac{m_0^M - 0,9m_{Т1}}{m_0^M} = 0,333, \quad (3)$$

$$\mu_{к2}^M = \frac{m_{02}^M - m_{Т2}}{m_{02}^M} = 0,199, \quad (4)$$

где $m_0^M = 329032$ кг – стартовая масса частично многоразовой РН; $m_{02}^M = 54668,1$ кг – масса 2-й ступени частично многоразовой РН.

Характеристические скорости при этом составят 3480,2 м/с и 5815,1 м/с для первой и второй ступени, соответственно. Значение баллистического коэффициента σ с учетом измененной массы ПН составит $1,89 \cdot 10^4$ кг/м². Остальные данные для баллистического расчета не изменились

Для РБ обеих ступеней выбрана схема баков с совмещенным днищем. Такое решение позволяет снизить совокупную массу баков и общую длину РН за счет отсутствия межбакового отсека. Несмотря на то, что метан и кислород являются криогенными компонентами топлива, они имеют близкие температуры в жидком состоянии при нормальных условиях (кислород – 90,2 К, метан – 111,6 К). Предварительные проработки показали возможность этого решения [7].

При изготовлении баков первой ступени из обечаек, сваренных из нескольких гладких поясов разной толщины, где наибольшей обладает самый нижний, а наименьшей – самый верхний, рационально бак окислителя расположить снизу, а бак горючего – сверху (для уменьшения толщины стенок обечаек и, как следствие, массы баков). Минимум массы в этом случае для переднего (метанового) бака достигается при двух поясах, а для заднего (кислородного) – при четырех [7]. На второй ступени принято более привычное расположение баков, обусловленное рациональной центровкой ракеты, т.е. бак окислителя сверху, а бак горючего – снизу.

При расчете геометрических параметров учитывался полный запас топлива, отличающийся от рабочего, применяемого в баллистическом расчете [3]. Многие зависимости принимались согласно рекомендациям [6].

В результате получена конструктивно-компоновочная схема, показанная на рис. 1. Наличие РСУ с системой посадки (8), решетчатых аэродинамических рулей (9) и раскрывающихся посадочных опор (12) соответствуют частично многоразовому варианту исполнению РН.

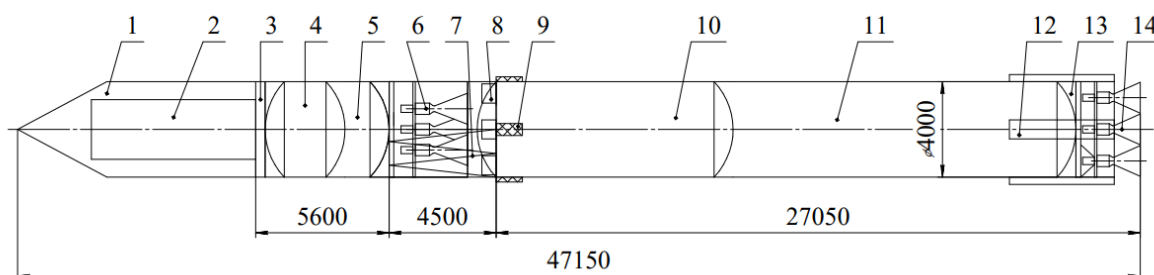


Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема РН (размеры в мм):
 1 – головной обтекатель; 2 – ПН (космический аппарат); 3 – приборный отсек; 4 – бак окислителя второй ступени; 5 – бак горючего второй ступени; 6 – ДУ второй ступени; 7 – ферменный межступенчатый отсек; 8 – РСУ с системой посадки; 9 – решетчатые аэродинамические рули; 10 – бак горючего первой ступени; 11 – бак окислителя первой ступени; 12 – раскрывающиеся посадочные опоры; 13 – хвостовой отсек первой ступени; 14 – ДУ первой ступени

Таким образом, проект «Морской старт» по-прежнему остается уникальным и может стать конкурентоспособным при осуществлении пусковой кампании из трех РН. Предложена одноразовая версия двухступенчатой РН среднего класса на криогенных компонентах и её частично многоразовая модификация с возвращаемой первой ступенью для наземных космодромов.

Библиографический список

1. Алиев В.Г., Легостаев В.П., Лопота В.А. Создание и пятнадцатилетний опыт эксплуатации ракетно-космической системы «Морской старт» // Космическая техника и технологии. 2014. № 2 (5). С. 3–13.
2. Бререгвазде Д.Т. [и др.] Применение топлива «кислород + метан» в жидкостных ракетных двигателях // Политехнический молодежный журнал МГТУ им. Баумана. 2017 №12. С. 1–13.
3. Мухамедов, Л.П. Основы проектирования транспортных космических систем: учебное пособие / Л. П. Мухамедов. – Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. – 265, [1] с.: ил.
4. Афанасьев, И. Метан – последняя надежда? – Режим доступа URL: <https://epizodyspace.ru/bibl/nk/1998/17-18/17-18-1998-3.html> (дата обращения 30.04.2023).
5. Кузнецов Ю.Л., Украинцев Д.С. Анализ влияния схемы полета ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой РН среднего класса // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника. 2016 Т. 15, № 1, С. 73–80.
6. Куренков В.И. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учебное пособие / Куренков В.И., Юмашев Л. П.: Издательство Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2005. 240 с.

7. Соболев И.А. Проект ракеты-носителя сверхлегкого класса МГТУ им. Н.Э. Баумана // XLVI Академические чтения по космонавтике. Королёвские чтения, 2022 С. 135–138.

УДК 629 .78

РАЗРАБОТКА КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ОБЛИКА КОСМИЧЕСКОГО ПРОИЗВОДСТВЕННОГО КОМПЛЕКСА

*М.А. Устинов, П.А. Третьяков, И.А. Мекшун,
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.*

В работе представлен концепт производственного космического комплекса с определением необходимого состава модулей – блоков. Выявлены наиболее актуальные продукты на рынке для производства в космосе. Построена объемная модель комплекса и рассчитаны его энергетические показатели, а также площадь солнечных панелей и потребная мощность для выполнения работы в космическом пространстве.

Ключевые слова: производство в космосе, увод космического мусора, производство полупроводников, космический комплекс.

Космическая среда обладает рядом полезных свойств, благодаря которым появилась возможность повысить качество производства, выращивать белковые кристаллы и синтезировать полупроводниковые пластины [1]. Такая продукция закономерно становится дороже земной, поскольку необходимо сначала доставить сырье на орбиту для производства, а затем забрать готовые изделия.

В связи с этим появилась идея создания космической станции, способной использовать ресурсы космического пространства в виде отработавших спутников, ступеней ракет и другого мусора для производства различных изделий, которые возможно создать только в условиях вакуума и микрогравитации. Таким образом, целью работы является разработка облика космического производственного комплекса и экспериментальная оценка параметров отдельных систем.

Из существующих проектов выделяется Varda Space Industries (рис. 1) – космический комплекс, нацеленный на универсальное мелкомасштабное производство в условиях космического пространства и состоящий из спутниковой платформы, производственного модуля и спускаемого аппарата [2]. Характеристики комплекса позволяют наладить мелкосерийное производство фармацевтических препаратов, оптоволоконных волокон и другой продукции.



Рис. 1. Общий вид производственного комплекса VARD

Также существует проект российской орбитальной служебной станции, разрабатываемого РКК «Энергия» им. С. П. Королёва (рис. 2) [3]. Проектными целями являются: сборка космических аппаратов, 3D печать объектов из полимеров и металлов, производство телекоммуникационного оборудования.

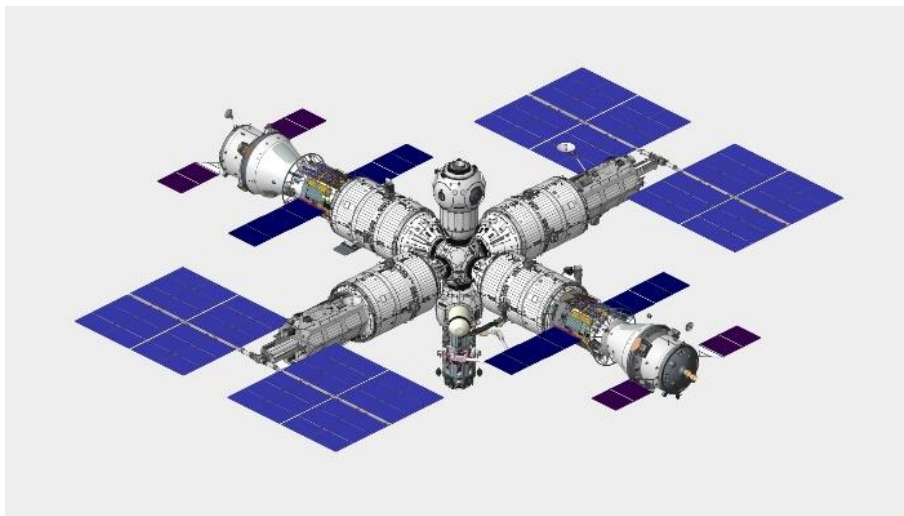


Рис. 2. Общий вид РОСС

На данный момент, производимая в космосе продукция, не получила широкого распространения на Земле. Рассмотренные платформы универсальны и рассчитаны на мелкосерийное производство разнообразной продукции, но с ростом спроса потребуются создать в космосе профильное производство, производящее один вид продукции в средне и крупносерийном масштабах. Основной продукцией профильного производства должна быть такая продукция, которую гораздо выгоднее производить в космосе. Таковой являются полупроводники, для повышенного качества которых требуется вакуум, а стоимость производства составляет 1,21 млн ₽, что существенно выше других продуктов.

Космический производственный комплекс представляет собой космический аппарат, способный обеспечить работу производственного оборудования в условиях космического пространства. Продуктом являются заготовки полупроводниковых пластин из кремниевых подложек, которые будут загружаться по 40 штук [4]. В блоках они будут доставляться на производственный комплекс, обрабатываться и отправляться на землю.

Исходя из того, что качество полупроводников зависит от качества окружающего вакуума, космический аппарат следует создавать непилотируемым.

На борту комплекса должны постоянно работать 16 установок, нагревающих подложки и тигельные источники до 1500 К. Для обеспечения работоспособности этих установок потребуются системы: электроснабжения, обеспечения теплового режима (СОТР), двигательная установка и защитные системы. Остальные системы производственного комплекса аналогичны соответствующим системам космических аппаратов, работающих на низкой околоземной орбите. Помимо этих систем на аппарате должны присутствовать прикладные системы, такие как роботизированный манипулятор, система временного хранения блоков, система топливных магистралей дозаправки и система контроля производственного процесса. Объемная модель комплекса, представленная на рис. 3.

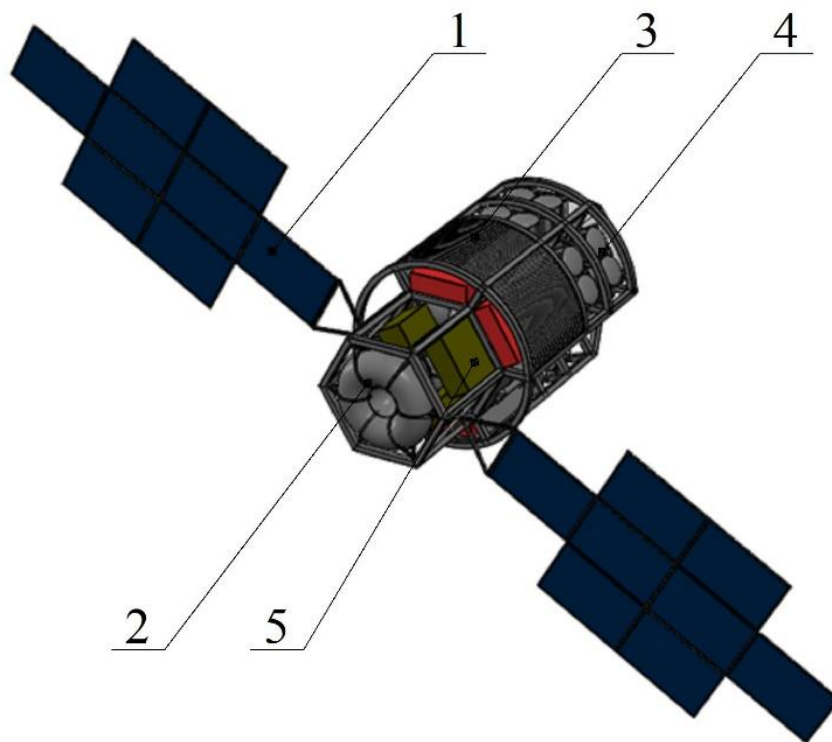


Рис. 3. 3D модель производственного комплекса
1 – солнечные панели; 2 – топливные баки; 3 – радиаторы СОТР;
4 – производственное оборудование; 5 – элементы системы управления

Производственный комплекс состоит из трех блоков. Первый блок – спутниковая платформа, на которой размещены системы управления, ориентации и стабилизации (5), а также солнечные панели (1) и маршевые двигатели. Вторым блоком – блок обслуживающих систем. На нем установлены топливные баки (2), радиаторы СОТР (3), аккумуляторы и роботизированный манипулятор. Третий блок – отсека, с производственным оборудованием (4) и системой его контроля. Каркас шестиугольный, для размещения 16 производственных агрегатов снаружи по периметру аппарата и компактного расположения остальных систем внутри каркаса и в качестве навесного оборудования.

На разогрев 40 кремниевых пластин диаметром 200 мм и толщиной 0,25 мм потребуется энергия, вычисляемая по формуле:

$$Q = cR^2\pi hqTN,$$

где Q – энергия, требуемая для разогрева N кремниевых пластин диаметром $2R$ и толщиной h . Подставляя параметры, получим, что $Q = 781,8$ кДж или 217 Вт·ч. Для работы 16 установок потребуется, соответственно, 3500 Вт·ч. КПД электрического нагревателя близок к 100%, но потери от нагрева других элементов и перехода тепла в излучение увеличат этот расход до 4000 Вт. Системы управления и связи потребуют еще 1400 Вт·ч. Эти системы будут работать одновременно и в сумме потребуют 5,4 кВт·ч. Для обеспечения постоянной работы при периоде обращения по орбите в 1,5 ч потребуется солнечная панель площадью:

$$S = \frac{2N}{nk},$$

где S – площадь солнечной панели с КПД = k , вырабатывающая мощность $2N$ в среде с солнечной эффективностью n . Исходя из этого площадь панелей составит 36 м² и потребует накопитель энергии емкостью не менее 4050 Вт·ч.

Одна установка имеет внешнюю площадь поверхности 884 см², из них 166 см² – площадь непосредственного контакта с аппаратом. Остальная площадь отдает тепло в виде излучения. При максимальных потерях тепла до 10% и массе установки в 30 кг на установку будет передано 80 кДж тепла, а на всю станцию 240 кДж. Эта энергия будет нагревать комплекс массой в 3,5 тонны до 3,42 К каждый час работы установки. Большая часть солнечного излучения будет отражаться терморегулирующим покрытием класса «солнечный отражатель». Например, покрытием К-208Ср [5], имеющим коэффициент поглощения солнечного излучения ≈ 0.1 . Для излучения оставшегося тепла потребуется радиатор мощностью:

$$N = \frac{\pi d}{4} \cdot \text{Ln}A_s,$$

где N – тепловая мощность, поглощаемая аппаратом, с диаметром основания d и длиной L , через терморегулирующее покрытие с коэффициентом

поглощения A_s . Тогда минимальная требуемая мощность нагревателя с учетом всех потерь составит 1745 Вт [6].

Таким образом в результате работы был создан проект космического комплекса для полупроводникового производства. Проанализированы основные аспекты космического производства, выведены основные характеристики космического аппарата и его систем. Рассчитаны первичные параметры солнечных панелей для электроснабжения отдельных элементов производственного комплекса.

Библиографический список

1. Пчеляков О.П., Бликнов В.В. Полупроводниковые вакуумные технологии в космическом пространстве: история, состояние, перспективы // Космические аппараты и технологии. – 2004. – №4(26). – С. 69–76.
2. Varda space industries [Электронный ресурс]. URL: <https://varda.com> (дата обращения 10.05.2023).
3. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П.Корелева [Электронный ресурс]. URL: <https://www.energia.ru> (дата обращения 10.05.2023).
4. Ващенко А. В. Применение метода молекулярно-лучевой эпитаксии для получения тонких пленок и многослойных структур в космическом пространстве // Труды МАИ. – 2007. – №27. – С.7.
5. Свечкин В. П., Савельева А. А. Терморегулирующее покрытие К-208Ср. Технология получения, свойства и их изменения в процессе эксплуатации при воздействии факторов космического пространства // Космическая техника и технологии. – 2017. – №2(17). – С. 99–107.
6. Мурадимов М.Ж., Двирный В.В. Тепловая схема малого космического аппарата типа "Юбилейный" и определение параметров теплообменного устройства // Космические аппараты и технологии. – 2015. – №1(11). – С. 18–23.

УДК 629.764 + 629.788

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА СТАРТОВУЮ СИСТЕМУ ПРИ ПУСКЕ РАКЕТЫ

А.П. Пьянков

Научный руководитель А.В. Панфилов

В статье приводится расчёт газодинамических нагрузок на стартовый стол при пуске ракеты, рассмотрены структура газовой струи, истекающей в затопленное пространство и методы её расчёта. Приведены основные уравнения и результаты расчёта.

Ключевые слова: газодинамические нагрузки, пусковой стол.

Для запуска ракеты требуется специальная площадка – пусковой стол, который испытывает силовые и тепловые нагрузки при запуске изделия.

По этой причине необходимо предварительно проводить расчёт на нагрузки, которые будет испытывать стартовый стол под действием предполагаемой газовой струи.

Течение в сверхзвуковых неизобарических струях описывается полной системой уравнений Навье-Стокса для сжимаемого газа [1]. Однако полный расчёт этой системы крайне сложный вычислительный процесс, который требует высоких мощностей вычислительной техники.

Поэтому для расчёта используются различные методы, которые дают представление о проходящих в струе процессах и о том, какие нагрузки будет испытывать пусковой стол от запуска ракеты-носителя.

Расчёт параметров газовой струи, истекающей в затопленное пространство, производится по интегральному методу наряду с методом Кулова Г.В. [2], ввиду их значительной простоты.

Для расчёта требуется задать параметры двигателя: тяга, удельный импульс, соотношение компонентов и температуру на срезе; топлива: плотности компонентов и показатель адиабаты; окружающей среды: давление, степень нерасчётности, число Маха на срезе сопла и давление торможения.

Используя заданные выше параметры определяются параметры газовой струи на срезе сопла, такие как давление на срезе сопла, газовая постоянная струи газа, плотность газа на срезе, суммарный расход газа, суммарную тягу двигателей, диаметр среза сопла.

В общем случае струя газа, истекающая в затопленное пространство. Представлена на рис. 1 [3]. Она имеет следующие характерные участки, каждому из которых соответствует поведение давления:

- $0..S_1$ – начальный участок, линейное изменение давления.
- $S_1..S_2$ – переходный участок, формирование бочкообразных изменений давления.
- $S_2..S_k$ – основной участок, экспоненциальное уменьшение давления до заданного давления торможения.

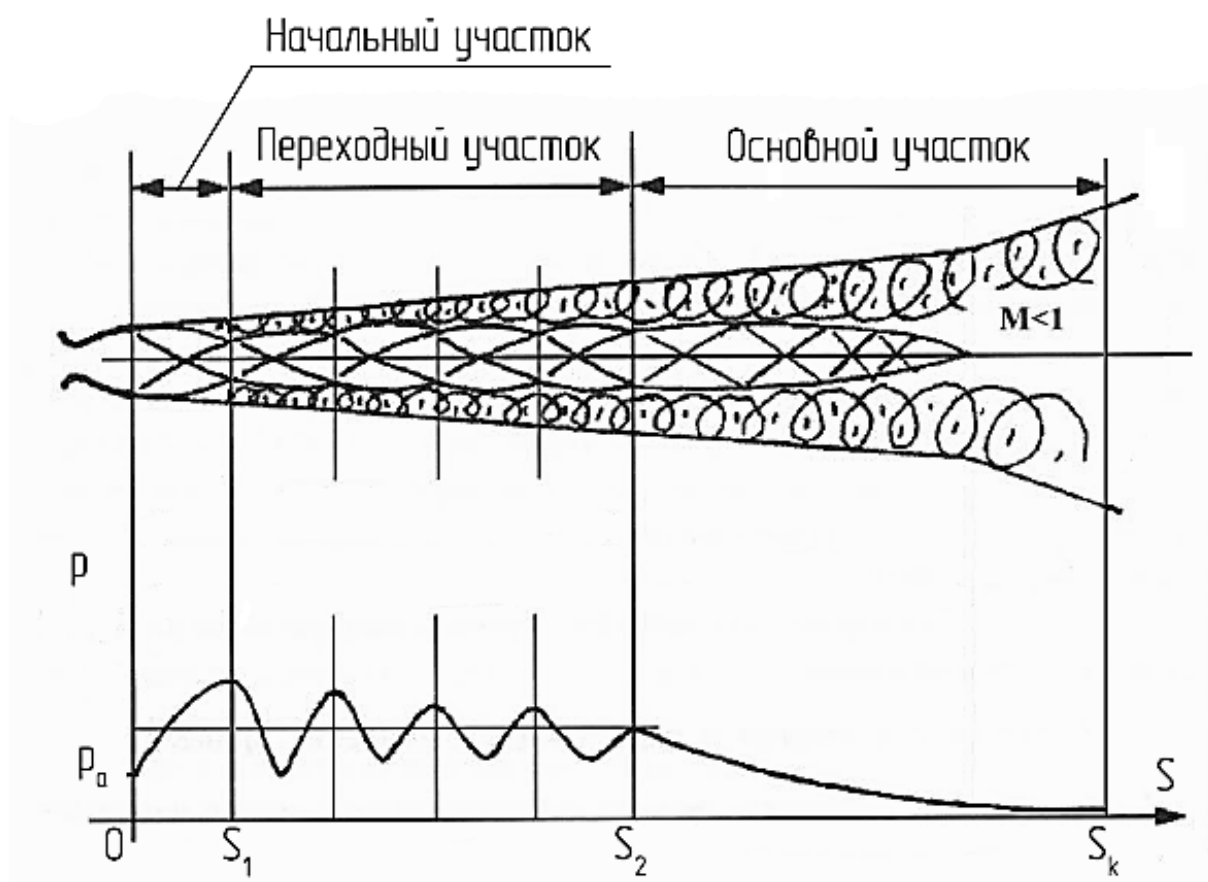


Рис. 1. Расчётная схема газовой струи

Необходимо найти все ключевые расстояния от среза сопла S , которые разграничивают использование методов.

На основном участке используются следующие формулы интегрального метода:

$$p_i = \frac{a_t \cdot R_t}{\pi S_i^2},$$

$$T_i = T_a \cdot e^{-k_2 \frac{S_i + h_0}{d_a}},$$

$$w_i = w_a \cdot e^{-k_4 \frac{S_i + h_0}{d_a}},$$

где p_i , T_i , w_i , – давление, температура, скорость газа на оси струи, $a_t = f(n)$ – коэффициент, зависящий от степени нерасчетности n , k_2 , k_4 – коэффициенты.

На переходном участке используется метод Кулова Г.В., описанный Барминым [2]. Метод позволяет получить значения газодинамических параметров во время бочкообразных процессов в отличие от интегрального метода. Метод расчёта показан на схеме, представленной на рис. 2.

Необходимо определить λ_a , λ_k и соответствующие им давления:

$$\lambda_a = \sqrt{\frac{\frac{\gamma + 1}{2} M_a^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2}},$$

$$\lambda_k = \frac{\gamma + 1}{2\gamma} D,$$

$$p_{0i} = \frac{p_H}{\lambda_a \varepsilon(\lambda_i) (Z(\lambda_i) - D)}.$$

Следующим шагом рассчитать безразмерные параметры, которые выражают длину всего переходного участка и длину одной структуры:

$$L_\Sigma = 8\sqrt{C} - 3,$$

$$L_{\text{бочки}} = 1,8\sqrt{C} - 1,$$

$$N = \frac{L_\Sigma}{L_{\text{бочки}}},$$

где N – количество «бочкообразных» структур на всём переходном участке, которое округляется до ближайшего большего целого числа.

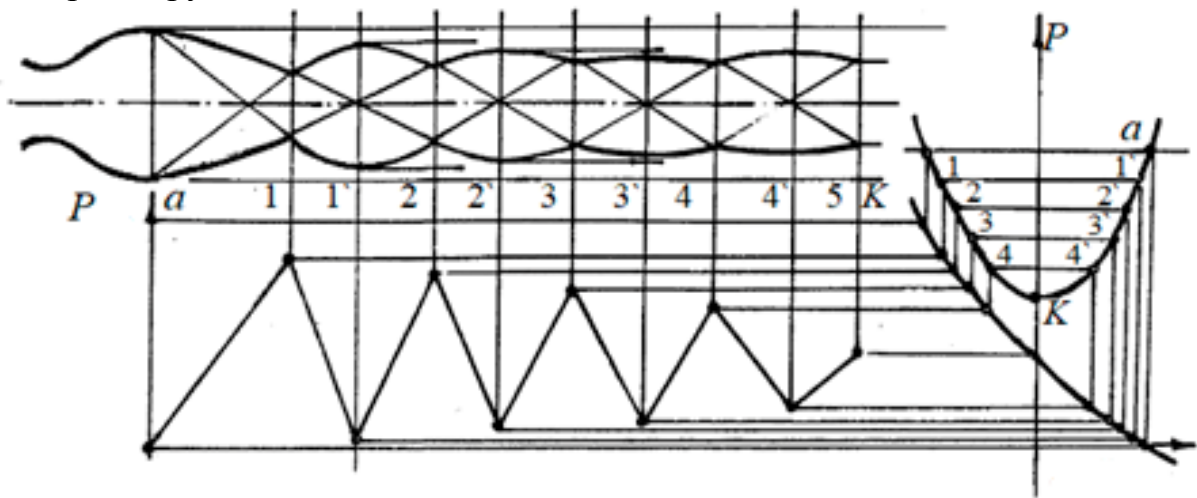


Рис. 2. Схема определения давления в характерных точках сечения

Расчётная схема представляет собой параболу, функция которой выглядит следующим образом:

$$p_{0i} = a(\lambda_i - \lambda_k)^2 + p_{0k},$$

где, a – параметр параболы, находится по формуле:

$$a = \frac{p_{0a} - p_{0k}}{(\lambda_a - \lambda_k)^2}.$$

Согласно полученным результатам, интервал $[\lambda_k; \lambda_a]$ делится на N отрезков и определяется шаг изменения приведенной скорости в характерных сечениях:

$$\Delta\lambda = \frac{\lambda_a - \lambda_k}{N}.$$

По полученным значениям приведенной скорости рассчитывается давление для каждого характерного течения.

Для каждой полученной точки параболы определяется значение давления и температуры по формулам:

$$p_{oni} = p_{oi} \lambda_i \frac{\varepsilon(\lambda_i)}{\varepsilon\left(\frac{1}{\lambda_i}\right)},$$

$$T_i = T^* - \frac{w_i^2}{2R} \left(1 - \frac{1}{\gamma}\right).$$

Распределение давления и скорости на оси струи вдоль оси представлены на рис. 3.

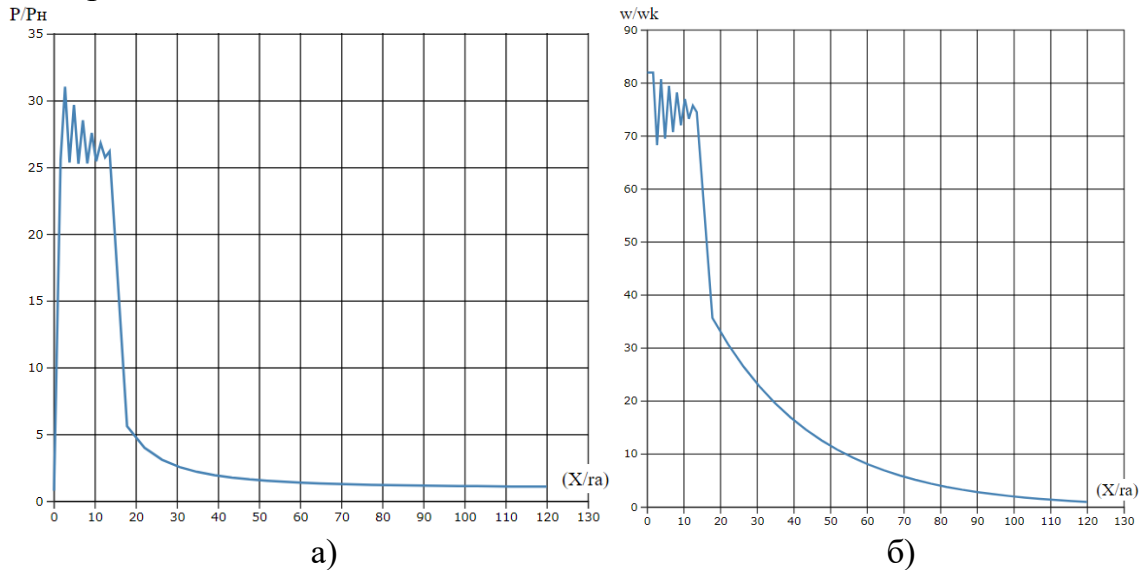


Рис. 3. а) распределение давления вдоль оси газовой струи; б) распределение скорости вдоль оси газовой струи

Из графиков видно, где образуются «бочки» давления и скорости. Этот процесс описан Абрамовичем [1]. Видно, что давление и скорость находятся в разной фазе.

Исходя из полученных рассчитываются остальные параметры течения. Их графики представлены ниже. (рис. 4, 5).

Из графиков видно, что происходит резкий скачок плотности и температуры после переходного участка. Плотность и температура на переходном участке изменяются коллинеарно, а на основном плотность неспешно растёт, в то время как температура экспоненциально начинает падать.

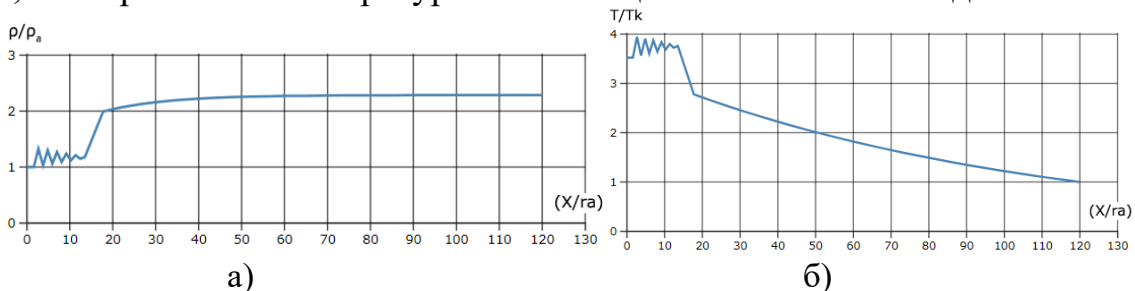


Рис. 4. а) распределение плотности вдоль оси газовой струи; б) распределение температуры вдоль оси газовой струи

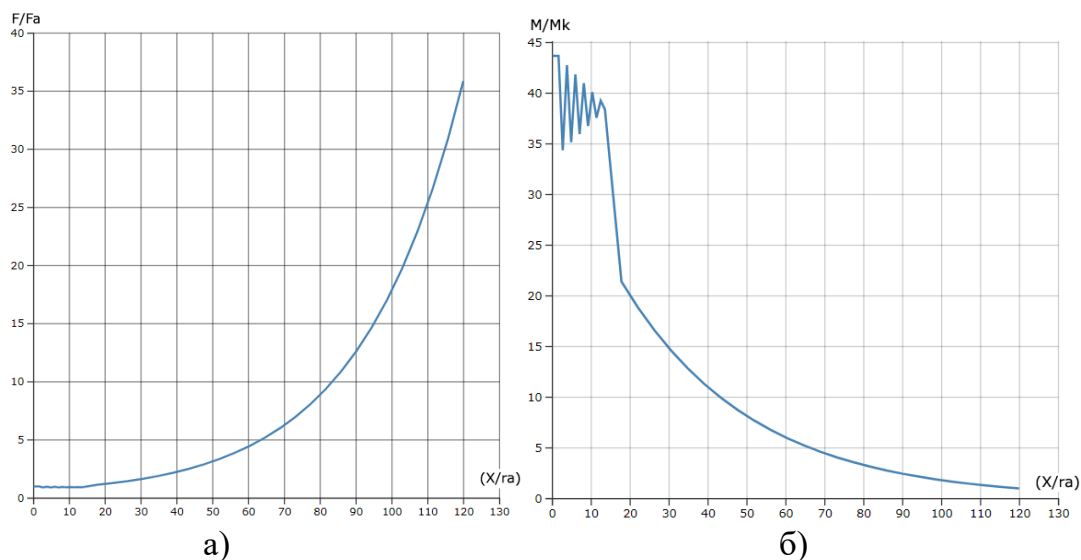


Рис. 5. а) распределение площади поперечного сечения струи; б) число Маха вдоль оси газовой струи

Из последних графиков видно, что газовая струя значительно расширяется на основном участке, а число Маха уменьшается соответственно скорости газа.

Были определены все газодинамические параметры струи, истекающей в затопленное пространство, построены соответствующие графики вдоль оси газовой струи.

Из графиков видно, что уменьшение давления в струе сопровождается увеличением площади поперечного сечения струи, а на переходном участке образуются бочкообразные структуры параметров газа, что подтверждается теорией.

В начале основного участка образуется скачок почти каждого параметра, что объясняется исчезновением ядра струи, наличие которого на переходном и начальном участках является источником всех скачков.

Для расчёта была написана программа на языке JavaScript, потому что такая программа не требует отдельных специальных компиляторов для её сборки на новом компьютере и даёт возможность более легкой интеграции на портативные устройства в дальнейшем.

Библиографический список

1. Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика: учебное руководство для вузов / Г. Н. Абрамович. – 5-е изд. – М.: Наука, 1991. – 600 с. – ISBN 5-02-014015-5.
2. Бармин, И. В. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники (инженерное пособие) / И. В. Бармин. – М.: Полиграфикс РПК, 2005. – 416 с.
3. Богомолов, А. И. Основания устройства и расчет реактивных систем: Учебник. – Пенза: ПАИИ, 2009. – 359 с.

**МЕТОДИКА СНИЖЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК
ПРИ СТАРТЕ РН**

К.А. Лебедев

Научный руководитель А.В. Панфилов

В статье приводится метод снижения акустических нагрузок на пусковой стол и расчет возможного снижения.

Ключевые слова: акустические нагрузки, пусковой стол.

Для старта ракеты необходима стартовая площадка, которая испытывает акустические нагрузки, как и сама ракета. Такие нагрузки являются основным источником вибраций. Для первых ступеней ракеты они носят максимальный характер.

По этой причине перед стартом ракеты проводятся исследования, как теоретические, так и экспериментальные, для определения уровня снижения акустических нагрузок.

Сверхзвуковая волна является мощным источником акустической энергии, излучаемой турбулентным слоем при смешении высокоскоростных частиц с воздухом.

Для снижения уровня акустического давления существуют различные приспособления [3].

4. Многотрубчатый насадок.

Многотрубчатый насадок устанавливается на срез выхлопного сопла и разделяет исходную струю на ряд более мелких, за счет чего наблюдается снижение суммарной акустической мощности потока, которая сопровождается уменьшением уровней низкочастотных колебаний.

Наибольшая эффективность при применении такого способа может быть достигнута, при направлении максимальной интенсивности акустического излучения ($30 - 40^\circ$ к оси струи) [2].

5. Вдув воздуха в зону смешения.

Суть данного метода заключается во вдуве дополнительного воздуха на срезе сопла, перпендикулярно оси расположенных сопел небольшого диаметра. В таком случае происходит не только снижение уровня суммарных акустических нагрузок, так и перераспределение спектрального состава шума по аналогии со случаем многотрубчатого насадка

В струе с вдувом происходит снижение длины ядра постоянной скорости и некоторое увеличение толщины зоны смешения по сравнению со случаем свободного истечения. Распределение средних скоростей в зоне смешения струи с вдувом так же, как и в свободной струе [2].

6. Уменьшение уровня шумовых пульсаций с помощью вводы воды в струю.

Наибольшего эффекта по снижению акустического воздействия можно добиться с помощью ввода воды в струю стартовой ракеты. За счет высокой скорости охлаждения в воде, получается добиться внушительного снижения температуры струи, следовательно, нагрузки на конструкцию будут меньше.

Схемно-конструктивные решения, обеспечивающие отвод газовых струй ДУ от ракеты, а также решения по снижению газодинамических и акустических воздействий на РН и ПУ принято называть газодинамической схемой старта.

Для РН среднего класса с тягой первой ступени 400 – 4500 т используются преимущественно ПУ, в которых ракета донным срезом или срезом сопла располагается на высоте уровня «нулевой» отметки стартовой площадки или с некоторым заглублением или завышением на 1 – 6 м. При такой схеме старта газоходы, отводящие струи ДУ, заглубляются с последующим выводом над уровнем стартовой площадки с помощью дополнительного лотка с углом подъема 30° (полузаглубленные схемы старта).

Для некоторых РН используются дополнительное оборудование, находящееся под самой ракетой, для гашения уровня акустических нагрузок при помощи введения воды в струю [1].

Для расчёта требуются следующие исходные данные:

- Расход продуктов сгорания, $G_{пс}$ [кг/с];
- Расход воды, $G_{в}$ [кг/с];

Метод, описанный Сафроновым А.В. и Липницким Ю.М., заключается в введении воды внутрь струи. Суммарный импульс струи не изменяется и максимальное снижение давления оценивается через эффект снижения механической энергии, пропорционально которой приблизительно изменится и акустическая энергия струи. Уменьшения уровня акустического давления составляет:

$$\Delta L = 10 \lg(1+J), \text{ дБ} \quad (1)$$

$$J = G_{в} / G_{пс} \quad (2)$$

Расчет продуктов сгорания производится исходя из характеристики двигателей, входящих в ДУ [1].

$$G_{пс} = 1526,202 \text{ кг/с.}$$

Расход воды берется экспериментальным образом, для отслеживания изменений при его увеличении. Принимаем:

$$G_{в} = 1000 \dots 10000 \text{ кг/с.}$$

Рассчитываем отношение расходов J по формуле (2). Полученные значения представлены в табл. 1.

Таблица 1

Расход соотношения компонентов

Гпс, кг/с	Гв, кг/с	J
1526,202	1000	0,66
1526,202	2000	1,31
1526,202	3000	1,97
1526,202	4000	2,62
1526,202	5000	3,28
1526,202	6000	3,93
1526,202	7000	4,59
1526,202	8000	5,24
1526,202	9000	5,90
1526,202	10000	6,55

Следующим шагом рассчитываем снижение акустических нагрузок по формуле (1). Результаты расчета представлены в табл. 2.

Таблица 2

Уровень снижения акустических нагрузок

ΔL , дБ	2,188	3,637	4,721	5,589	6,310	6,930	7,471	7,953	8,387	8,780
-----------------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

При расчете были получены значения ΔL , на основании полученных результатов строим график изменения уровня снижения нагрузок относительно массового расхода воды при внутреструйном введении. Графики представлены на рис. 1 и 2.

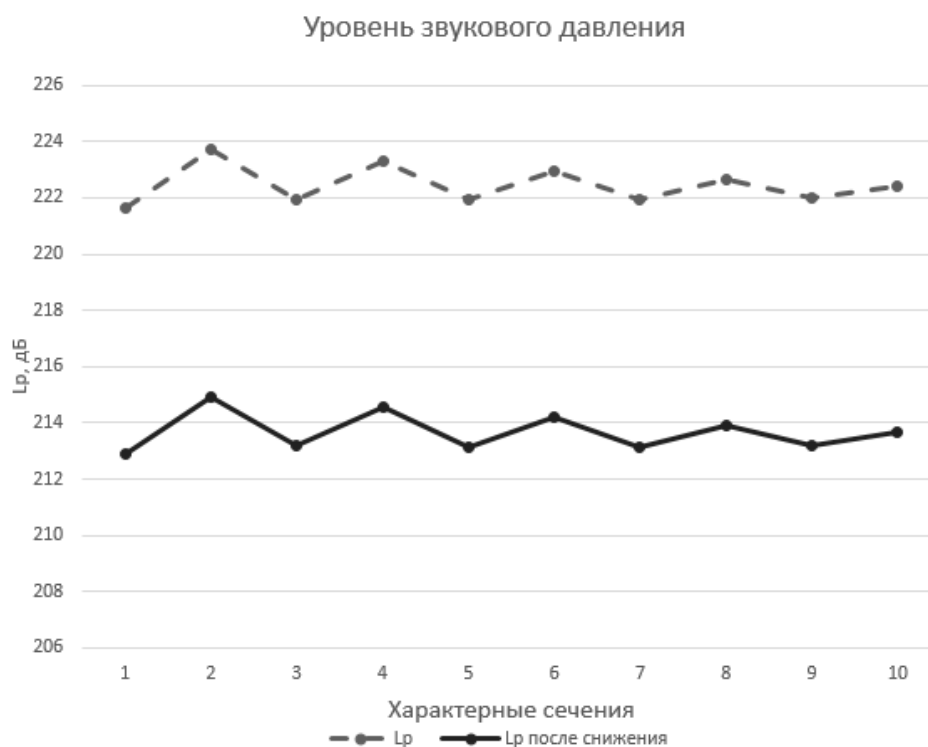


Рис. 1. График изменения звукового давления с подачей воды

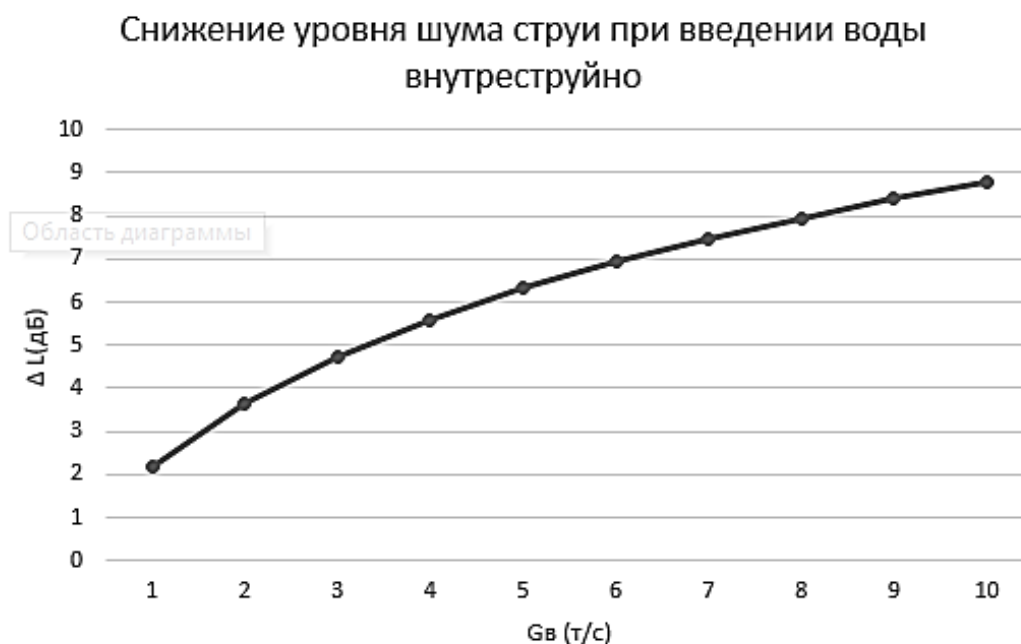


Рис. 2. График уровня снижения нагрузок в зависимости от количества подаваемой воды

По графикам наглядно видно, что при способе внутреструйного введения воды, уровень снижения давления изменяется от 2 до 9 дБ. Максимального значения удастся добиться при расходе воды = 10000 кг/с или же 10 м³/с.

Уровень снижения давление будет изменяться, относительно расходов компонентов сгорания, чем меньше будет расход, тем лучше будет результат по снижению нагрузок.

В ходе работы были приведены существующие методы по снижению акустических нагрузок при страте РН и проведен расчет одного из методов. Наиболее эффективным, и популярным является метод снижения давления при помощи введения воды различными способами. При полузаглубленном старте, также можно использовать метод создания завесы, между газовой струей и самим газоходом, в таком случае удастся добиться результатов по снижению нагрузок в 18–22 дБ.

Библиографический список

1. Липницкий Ю.М. Наземная отработка акустики старта ракет-носителей / Ю.М. Липницкий, А.В. Сафронов // Ученые записки ЦАГИ. – 2014 г. Т.45, №2. – С.1 – 12.
2. Крашенинников С. Ю. и др. Исследование акустических и газодинамических характеристик струйного шумоглушителя. – Акустический журнал, 1970, XVI, вып.
3. Бармин, И.В. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники (инженерное пособие) / И.В. Бармин. – М.: Полиграфикс РПК, 2005. – 416 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ОТДЕЛЬНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО ПРОИЗВОДСТВЕННОГО КОМПЛЕКСА

М.А. Устинов, А.А. Перминова, Я.И. Симин, Д.А. Тарасов
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

В работе представлено изучение нескольких систем обеспечения производства в космическом пространстве на производственном комплексе. Проведен эксперимент по выявлению зависимости угла наклона солнечной панели от направления солнечных лучей, изучено применение машинного обучения в производстве и распознавания видов материала, описана актуальность использования печати моделей в космическом пространстве и описан эксперимент зависимости прочностных характеристик от количества используемого материала при создании модели.

Ключевые слова: производство, космос, машинное обучение, нейронная сеть, аддитивные технологии, космический комплекс

Для положительного функционирования любого изделия необходимы как теоретические расчеты, дающие точные параметры при некоторых допущениях, так и экспериментальные методы определения работоспособности конструкции. Только после этих действий можно переходить к следующим этапам проектирования. Далее в работе будут рассмотрены некоторые системы концептуальной модели космического производственного комплекса, которые проще всего можно рассчитать, собрать и провести эксперименты.

Одним из основных источников энергии в космическом пространстве является Солнце, который используется для функционирования космических станций и аппаратов, расположенных на орбите Земли или на Луне. Для преобразования этой энергии в электрическую используют фотоэлектрические модули – солнечные панели.

Проведен расчет мощности и площади солнечных панелей орбитальной станции по методике [1]. Высота рабочей орбиты принята $H_{orb} = 300$ км. Солнечные батареи станции собираются на основе кремния, соответственно удельная мощность $N_{CB}^{уд} = 140$ Вт/м². Напряжение в бортовой электрической цепи $U_{БА} = 27$ В.

Пусть станция на каждом витке находится в тени Земли время $t_{тени} = 0,3T$. T – период обращения космического аппарата. Считалось, что все приборы на каждом витке включаются в момент времени $t = 0$.

Этапы расчета:

1. Период обращения станции:

$$T = 2 \cdot \pi \cdot \frac{a^3}{\sqrt{\mu}} \approx 5419,7 \text{ с.}$$

2. Средневитковая мощность энергопотребления на борту станции из условия:

$$E_{CB} = E_{\text{приб}},$$

где E_{CB} – электрическая энергия, поступившая за период T от солнечных батарей [Дж], $E_{\text{приб}}$ – электрическая энергия, потребленная приборами за период T .

Получено выражение:

$$N_{\text{ср}} = \frac{1}{T} \sum_{i=1}^4 (N_i \cdot \Delta t_i) = 639,3 \text{ Вт.}$$

3. Площадь солнечных батарей:

$$S_{CB} = \frac{N_{\text{ср}}}{N_{CB}^{\text{уд}} \cdot \cos \alpha_{\text{ср}}} \approx 7,6 \text{ м}^2.$$

4. Время пребывания станции в тени Земли:

$$t_{\text{тени}} = 0,3 \cdot T = 1625,91 \text{ с.}$$

5. Определено время работы каждого из приборов в тени Земли, при этом если значение отрицательное, время работы равно нулю. Получившиеся значения сведены в табл. 1.

Таблица 1

Время работы приборов в тени

№ прибора	Прибор	Время работы в тени, с
1	Прибор звездной ориентации	0
2	Солнечный датчик положения	0
3	Бортовая цифровая вычислительная машина	0
4	Блок системы автоматики	706,2
5	Инерциальный навигационный блок	0
6	Измеритель угловой скорости	0
7	Привод солнечных панелей	0
8	Антенны	0
9	ЭВТИ+тепловые трубы	1206,2
10	Электрообогреватель	1206,2

6. Суммарная энергию, потребляемая приборами на теневом участке:

$$E_{\text{тени}} = \sum_{i=1}^4 (N_i \cdot \Delta t_i^{\text{тени}}) \approx 709844,63 \text{ Дж.}$$

7. Емкость аккумуляторных батарей:

$$C_{AB} = \frac{E_{\text{тени}}}{U_{BA}} \approx 7,3 \text{ А} \cdot \text{ч.}$$

Для определения изменения характеристик солнечных панелей был разработан экспериментальный стенд, включающий использование солнечных панелей

Оборудование: панель солнечная, лампа ультрафиолетовая, мультиметр, кронштейн, треугольники угловые. Мультиметром измерялись сила тока и напряжение, мощность вычислялась по формуле:

$$N = I \cdot U.$$

Результаты экспериментов представлены графиками на рис. 1 и 2.

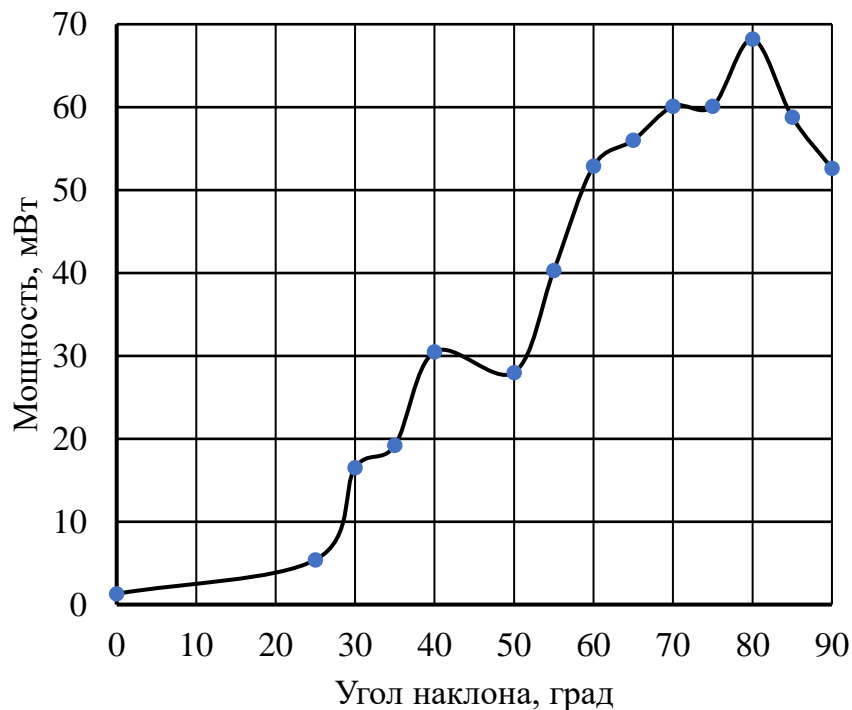


Рис. 1. График мощности от угла наклона для одной панели

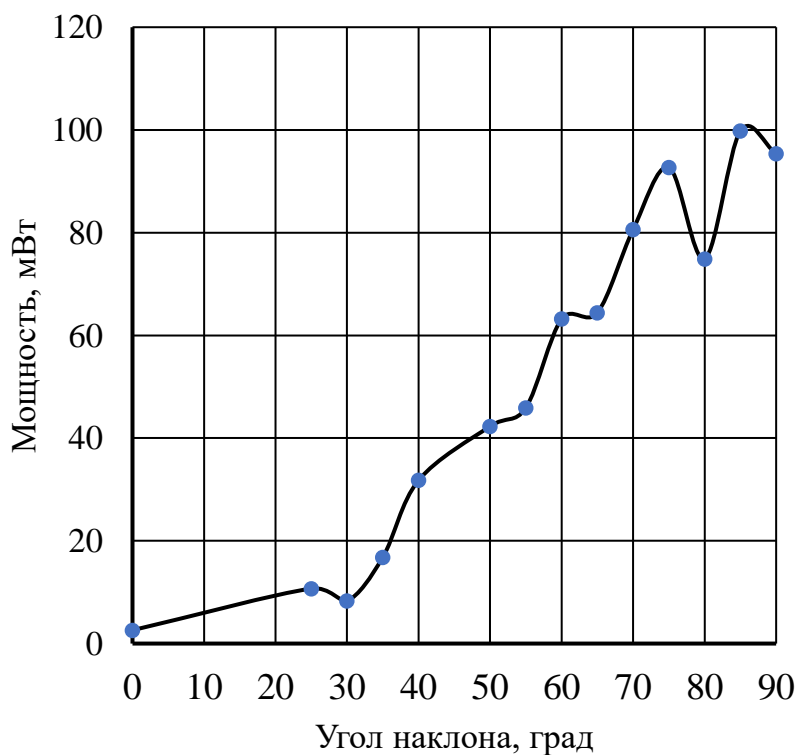


Рис. 2. График мощности от угла наклона для двух последовательных панелей

В ходе проведённого эксперимента определено, что угол ориентации солнечной панели к источнику ультрафиолетового излучения значительно влияет на вырабатываемую мощность. Поэтому важно проектировать солнечные панели таким образом, чтобы угол ориентации был максимально приближен к 90°.

Одним из элементов производственного оборудования комплекса является система сортировки космического мусора, которая может быть основана на использовании критерия оценки материала, из которого он изготовлен. Для исключения человеческого фактора предлагается использовать технологии машинного обучения и компьютерного зрения для распознавания материалов.

Анализ космического мусора включает в себя разбор на классы, отправку на переработку и производство материалов. На этапе анализа собранного мусора образец фиксируется по бокам тисками на пневматических цилиндрах с использованием тактильных датчиков чтобы исключить повреждение образца. Затем образцы направляются по путям, соответствующим результату распознанного класса материала к пунктам разбора, где с образца снимаются все детали и элементы, чей состав отличается от требуемого. После этого космический мусор снова зажимается в тиски и переносится к производственному узлу для плавки и последующего изготовления новой продукции [2].

В ходе работы проведено обучение нейронной сети по распознаванию различных материалов. Для опытного исследования выбрано значение величины обучающей выборки равное 75 и 100 циклов обучения. После дальнейшего увеличения или уменьшения циклов результат приводил к снижению точности. После обучения проведен эксперимент, в ходе которого несколько материалов – стекло, АМг6, углепластик ВКУ-25, материалы для изготовления солнечных панелей – разбивались на классы, и программа по представленной картинке определяла класс. Степень точности по результатам эксперимента составила 84,3% [3, 4].

Актуальным направлением производственной сферы в космическом пространстве является применение аддитивных технологий. Процесс построения детали предполагает послойное наращивание какого-либо материала до момента получения готового изделия. Данная технология позволяет печатать любую внутреннюю структуру объекта, открывая новые возможности. Точность 3D принтера позволяет создавать изделия любой сложности, изменяя характеристики объекта [5, 6].

Главным фактором, влияющим на 3D печать в космосе, является невесомость. С одной стороны, невесомость упрощает печать, из-за отсутствия силы притяжения, которая влияет на рабочие узлы двигателя, такие как электромоторы, каретка, подшипники и ремни, то есть двигаться данным узлам в невесомости будет намного проще, тем самым способствуя увеличению ресурса 3D принтера. С другой стороны, из-за невесомости материал

для печати не успеет приклеиться к рабочему полю, вследствие чего деталь не напечатается. Наиболее подходящим методом является FDM печать, поскольку технология уже давно отработана, проста в использовании и нужно лишь слегка модифицировать конструкцию принтера для работы на станции в космическом пространстве.

В печати 3D моделей имеет смысл заполнять внутренность детали неполностью, поскольку это экономит материал. Чтобы определить влияние процента заполняемости на прочностные характеристики изделия, проведен эксперимент. Исследуемыми объектами являлись модели кубической формы 20 на 20 мм и 20 на 40 мм разной заполняемости. С помощью установки для нагружения модели сдавливались и отмечалась сила, при которой они полностью теряли устойчивость. Результирующие параметры представлены в табл. 2, 3.

Таблица 2

Результаты испытаний кубических моделей 20x20x20 мм

Плотность внутреннего заполнения	Сила сжатия модели, кН
10%	150
20%	199
40%	350
60%	500
80%	750
90%	900

Таблица 3

Результаты испытаний моделей 20x20x40 мм

Плотность внутреннего заполнения	Сила сжатия модели, кН
10%	100
20%	180
40%	730
60%	1030

Результаты показывают, что для моделей разного размера, но с общей заполняемостью на 20% примерно равны по прочностным характеристикам. Изделие с большей площадью соприкосновения имеет прочностные характеристики в 2 раза лучше, чем с меньшей. Таким образом, варьируя геометрические параметры модели можно добиться необходимых характеристик изделия при минимальных затратах материала на его создание.

В ходе работы изучено несколько систем для энергообеспечения космического комплекса и актуальных направлений в развитии производства в космическом пространстве. Рассчитаны площадь солнечных панелей и емкость аккумуляторов, проведен эксперимент по выявлению оптимального угла наклона панелей относительно солнечных лучей, который составил $\sim 90^\circ$. Использована нейронная сеть для определения типа материала в составе сортировщика мусора, для дальнейшей переработки этого мусора.

Точность распознавания составила 84,3%. Рассмотрено применение аддитивных технологий в последующем производстве необходимых изделий, выбран метод печати и проведен эксперимент с целью определения зависимости прочностных характеристик от геометрической структуры изделия.

Библиографический список

1. Казанцев З.А., Ерошенко А. М., Бабкина Л. А. Анализ конструкции солнечных панелей космических аппаратов // Космические аппараты и технологии – 2021 №3(37) – С. 121–136.
2. Прототип «умного» мусорного бака. [Электронный ресурс] URL: <https://nplus1.ru/news/2017/08/25/smart-recycling>. (Дата обращения 10.05.2023).
3. Описание библиотеки TensorFlow [Электронный ресурс] URL: <https://blog.skillfactory.ru/glossary/tensorflow/>.
4. Нейронная сеть. [Электронный ресурс] URL: <https://colab.research.google.com/drive/16-Yafzjcg1oiAoUghlAbqPYUIPB-vnkv?usp=sharing>. (Дата обращения 10.05.2023).
5. Лисяк. В.В. Основы компьютерной графики: 3D-моделирование и 3D печать // учебное пособие / В. В. Лисяк. – Ростов-на-Дону: ЮФУ – 2021 – 109 с.
6. Валетов, В. А. Аддитивные технологии (состояние и перспективы) // учебное пособие / В. А. Валетов. – Санкт-Петербург: НИУ ИТМО – 2015. – 63 с.
7. Хабр. Классификация 3D принтеров [Электронный ресурс]. URL: <https://habr.com/ru/post>. (Дата обращения 10.05.2023).

УДК 53.098

РОЛЬ ГЕОКОСМИЧЕСКОГО ТРАНСПОРТА В КРУПНОМАСШТАБНОЙ ИНДУСТРИАЛИЗАЦИИ КОСМОСА*

А.Э. Юницкий, Д.А. Исаев, В.Л. Лукаш, И.Е. Лобазова, А.А. Телегина

На сегодняшний день человечество столкнулось с рядом экологических проблем, от решения которых зависит наше дальнейшее существование. Авторами предлагается системный подход по выходу из сложившейся ситуации, детально описанный в программе «ЭкоМир». Основным вектором дальнейшего индустриального развития станет космический, но для его реализации необходим транспорт, обладающий рядом уникальных характеристик. Авторами статьи предложена конструкция общепланетарного транспортного средства (ОТС), который по внешнему виду

* Полный текст статьи будет опубликован в ближайшем выпуске журнала Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия Машиностроение.

представляет собой тор с диаметром экватора и с поперечным сечением в несколько метров. Предполагаемая масса данного геокосмического летательного аппарата составляет 30 млн. тонн.

Предложено решение задачи стабилизации центрального положения ротора в канале статора общепланетарного транспортного средства (ОТС) при помощи сил магнитных полей постоянных магнитов. Спроектированная система компенсирует внешние силы, действующие как на ротор при подготовке взлёта, так и на статор при наборе высоты.

Приведены схемы распределения магнитных потоков в подвесе, а также при действии на ротор силы гравитации Земли у ее поверхности.

Разрабатываемое общепланетарное транспортное средство (ОТС) призвано способствовать индустриализации космоса с использованием его преимуществ: вакуума, экстремально низких и высоких температур, невесомости, энергетических и сырьевых ресурсов.

Результаты проведенных исследований и их анализ демонстрируют, что ОТС в состоянии обеспечить планетарный масштаб и стремительный темп практической реализации проекта- uSpace.

Введение

Сегодня мы в полной мере ощущаем результат последующего технологического развития и создания глобальной индустрии (техносферы) в том, что биосфера нашей планеты наполнена техногенным смогом, угрожающим не только человеку, но и всему живому на Земле. Каждый час на Земле исчезает примерно три вида живых существ, т. е. более 70 видов погибают ежедневно, более 26 тыс. – ежегодно [1]. Некоторые из них исчезают по естественным причинам вследствие эволюции, но всё большая часть – по антропогенным факторам: возрастающее количество сердечно-сосудистых заболеваний, аллергий, заболеваний лёгких, а также генетические нарушения и различные наследственные болезни напрямую связаны с ухудшением экологии.

Происходят необратимые изменения ландшафта, почв, исчезают леса, загрязняются реки, моря и океаны, интенсивно разрушается озоновый слой, защищающий всё живое от губительного жёсткого излучения Солнца.

В последнее время многими учеными предлагается путь спасения Земной биосферы через перенос вредного промышленного производства в космос и дальнейшее его освоение [2, 3].

Однако стоит отметить, что суммарная энергетическая эффективность ракеты-носителя, работающей на твердом или жидком топливе, составляет около 1 %. Геокосмические перевозки с помощью ракет всегда будут оставаться крайне опасными с точки зрения экологии и здоровья человека [4], а их стоимость будет превышать 1 млн долларов США за каждую тонну груза, доставленного в космос. И, самое главное, озоновый слой, защищающий

нашу планету от жесткого космического излучения (ультрафиолета), разрушается в колоссальных объемах – миллионы тонн за каждый пуск тяжелой ракеты [5, 6]. Общеизвестно, что озон образуется из воздуха, проходящего через озонатор. Стоимость производства озона зависит от цен на электроэнергию, так как этот процесс требует больших энергозатрат. На сегодняшний день промышленные озонаторы способны производить 1 кг озона, потребляя до 10 кВт·ч электроэнергии [7]. С учетом средней мировой стоимости электроэнергии равной 10 центов США/кВт·ч, затраты на электроэнергию для получения 1 тонны озона будет равна 1000 долл. США. Учитывая стоимость оборудования и накладные расходы, стоимость крупномасштабного приложения будет значительно выше.

Становится очевидно, что продолжать технологический путь развития земная цивилизация сможет только при условии параллельной индустриализации космоса, которую, вследствие ограниченности сырьевых, энергетических и других земных ресурсов необходимо начинать уже сегодня.

Беларуским учёным А.Э. Юницким разработана программа «ЭкоМир» [8], представленная на рис.1 и основанная на синтезе космического мировоззрения и конкретных астроинженерных технологий, реализуемых в обозримом будущем. Космический вектор «ЭкоМир» описывает программа uSpace.



Рис. 1. Схематическое изображение программы «ЭкоМир»

Расчетные зависимости (модели)

Центральным звеном геокосмической программы uSpace, связывающим Земную и космическую индустрии является создание и запуск общепланетарного транспортного средства (ОТС) [13].

ОТС по внешнему виду представляет собой тор с диаметром экватора Земли и с поперечным сечением в несколько метров. (рис. 2.) Внутри тора находятся приводные элементы и системы ленточных маховиков для подъёма ОТС. Пассажиры и грузы перевозятся в специально оборудованных модулях, гандолах, которые расположены по всей протяженности ОТС на определенном расстоянии друг от друга.

Предполагаемая масса данного геокосмического летательного аппарата без учета нагрузки составляет 30 млн. тонн [14].

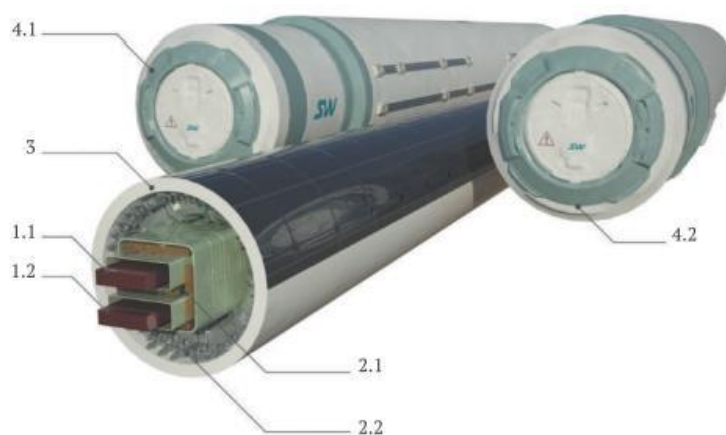


Рис. 2. Конструкция ОТС:

1.1 и 1.2 – ленточные маховики; 2.1 и 2.2. – системы приводы; 3 – корпус;
4.1 и 4.2 – пассажирские/грузовые модули

По мере подъёма ОТС в космос, его диаметр должен плавно увеличиваться на 63 км на каждые 10 км подъёма. Это достигается посредством специальных гидравлических коаксиальных устройств с регулируемой жёсткостью. Кроме того, по мере подъёма до высоты 400 км корпус ОТС приобретает угловую скорость вращения, около 1 °/сек. Перед стыковкой с КИО «Орбита» корпус ОТС имеет первую космическую скорость, как и КИО «Орбита», что делает стыковку возможным. В процессе взлёта и приземления центр масс ОТС и Земли совпадают, таким образом высота ОТС над взлётно-посадочной эстакадой изменяется равномерно на всей её протяжённости.

На этапе подготовки к взлёту один из маховиков разгоняется линейными электродвигателями до скорости 12 км/с. Маховик, в момент отрыва ОТС от эстакады обладает колоссальной кинетической энергией, которой с избытком хватает для разгона второго маховика и корпуса ОТС до первой космической скорости для высоты орбиты КИО «Орбита». В процессе взлёта кинетическая энергия первого маховика преобразуется в электрическую, аккумулируемую буферными батареями. В результате этого взаимодействия корпус ОТС увлекается магнитными силами взаимодействия и разгоняется в ту же сторону, что и первый маховик. Первый маховик, в результате этого же взаимодействия, теряя энергию, замедляется. Разгоняющийся от взаимодействия с первым маховиком, корпус ОТС, в это же время отталкивается от неподвижного второго маховика, получая дополнительный, также способствующий разгону, импульс. Имеет место и переброс электроэнергии от генератора на базе первого маховика к электродвигателю второго без участия буферных элементов, что делает КПД процесса переноса энергии между маховиками, близким к 100%.

ОТС является экологически чистым геокосмическим летательным аппаратом, использующим для выхода в космос запасённую на Земле кинетическую энергию.

Основные составляющие ОТС и принцип его работы:

- 1) три связанные кольцевые структуры, расположенные в плоскости экватора с центром масс, совпадающим с центром масс Земли;
- 2) кольцевые структуры имеют возможность вращаться вокруг планеты и относительно друг друга со скоростями, свыше 12 км/с;
- 3) кольцевые структуры имеют возможность удлиняться в процессе взлёта, набора высоты, снижении и посадке в связи с изменением диаметра;
- 4) кольцевые структуры имеют возможность взаимодействовать при помощи магнитных полей и таким образом обмениваться кинетической энергией.

На этапе подготовки к взлёту первый маховик разгоняется и начинает испытывать на себе центробежную силу, так как его составные части движутся по дуге окружности. Центробежная сила направлена по радиусу, от центра земли. Так как центробежная сила на скорости взлёта много больше силы тяготения, ОТС начинает подъём вверх.

В настоящей работе предлагается компоновка постоянных магнитов для решения задачи подвеса маховиков, обеспечивающей стабильную левитацию маховиков [15–20]. Система магнитных полей стабилизирует положение корпуса ОТС относительно продольной оси маховика при возникновении силы, стремящихся отклонить корпус ОТС в разных направлениях, отличных от данной оси.

Обсуждение и применение

В результате проведённых исследований и расчётов найдена конфигурация магнитной системы, обеспечивающая стабилизацию ротора относительно корпуса ОТС на этапе подготовки взлёта, а также стабилизацию в плоскости горизонта корпуса ОТС относительно ротора на этапе взлёта.

Форма взлётно-посадочной эстакады в плоскости экватора будет отличаться от идеальной окружности в силу рельефа поверхности Земли. Магнитная система стабилизирует положение ротора относительно корпуса ОТС в вертикальной плоскости на этапе подготовки к взлёту.

На этапах взлёта и посадки ОТС магнитная система стабилизирует в вертикальной плоскости положение корпуса ОТС относительно роторов, а также устранит вращение ротора внутри канала и исключит возможность контакта ротора со стенками вакуумных каналов на всех фазах эксплуатационного цикла. Вместе с тем описанная система не препятствует движению роторов вдоль каналов.

СЕКЦИЯ 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 536.2 4.083, 621.45.038.3, 621.452.3

ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ТРАНСПОРТНОЙ АВИАЦИИ

И.В. Зинченко, В.А. Миля

Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

В работе рассмотрены основные направления развития турбореактивных двигателей в рамках их использования в качестве силовых установок самолётов транспортной авиации в соответствии с актуальными задачами, поставленными практикой их использования.

Ключевые слова: надёжность, производительность, транспортная авиация, турбореактивный двигатель, шумоподавление.

Введение

В процессе развития техники и технологий реактивные двигатели оказались востребованы и заняли достаточно широкую область применения. В некоторых областях техники в зависимости от выполняемых задач оказываются наиболее предпочтительными в использовании различные типы реактивных двигателей. Так, в авиации нашли своё место турбовинтовые, турбореактивные и турбовентиляторные двигатели. Такое многообразие связано с тем, что исторически авиация началась с двигателей низкой грузоподъёмности, а также малых скоростей и высот. Последующее развитие авиастроения открыло дорогу более скоростным, высотным и эффективным двигателям, а также определило рамки использования двигателей различных видов при выполнении разного рода задач.

Каждому из перечисленных видов двигателей предъявляется ряд уникальных требований, связанных с работой при различных условиях. В зависимости от необходимых скоростей и высот полёта каждый из них занимает свою нишу в авиации. Так, в транспортной авиации наиболее востребован турбореактивный двигатель. Он удовлетворяет требованиям, поставленным необходимостью в крупных перевозках. Современная транспортная авиация заинтересована не только в скорости, дальности и эффективности перевозок, но и в выполнении ряда актуальных задач, связанных с экологичностью и надёжностью двигателей [1]. В связи с этим к турбореактивным двигателям предъявляются требования, определяющие их будущее развитие и рамки их применения.

Таким образом, установление требований, предъявляемых современной транспортной авиацией к двигательной установке, и исследование перспектив её развития являются актуальной задачей, рассматриваемой в рамках данного исследования.

Направления развития трд в транспортной авиации

Потребности настоящего времени определяют ряд важнейших перспективных направлений в развитии ТРД, применяемых в транспортной авиации.

1. Надёжность ТРД

Развитие транспортной авиации сопровождается ростом дальности и длительности перевозок. В связи с этим появилась потребность в повышении надёжности двигателей для обеспечения их безопасной эксплуатации.

Одним из основных показателей надёжности двигателя является частота сбоев при его работе [1]. Малая частота отказов при эксплуатации двигателя говорит о высоком уровне его защиты от подобных происшествий. Эффективная защита означает своевременное обнаружение и устранение причин сбоев. Она реализуется путём проведения ремонтных мероприятий. Для поддержания работоспособности двигателя существуют запланированные периоды проведения капитального ремонта. Во время его проведения двигательная установка демонтируется с планера летательного аппарата и подвергается тщательному изучению. Процедура демонтажа двигательной установки и её осмотра дорогостоящая. Поэтому увеличение рекомендованного производителем межремонтного времени является одной из важнейших задач увеличения надёжности двигателя. Преимущество ТРД в данном направлении развития очевидно. Так, уже к 1967 году межремонтный период типичных представителей поршневых двигателей составлял 2000 часов, тогда как тот же период турбореактивных двигателей достиг 8000 часов [2].

При своевременном выявлении причин будущих неисправностей могут проводиться незапланированные ремонтные работы, направленные на их устранение. Преждевременное обнаружение таких причин является основным путём повышения уровня защиты двигателя. Один из первых методов раннего обнаружения неисправности двигательной установки – визуальный контроль. Основной проблемой данной формы мониторинга является невозможность осмотра большинства механизмов установленного на самолёт двигателя. В связи с этим для контроля состояния установленного двигателя также применяется рентгенографический метод.

Сбои в работе двигательной установки могут не зависеть от конструкторов. Так, деталь из непригодного материала, склонного к усталостному разрушению, может привести к выходу из строя всего двигателя. Для предотвращения этого рода неисправностей применяются методы дефектоскопии.

Эффективность защиты от случайных поломок, связанных с дефектами материала, напрямую зависит от успехов в развитии дефектоскопии.

Ряд измерений, проведённых на различных двигателях, свидетельствует о том, что их эксплуатация может приводить к постепенному снижению производительности [2]. В связи с этим было принято решение проводить контроль параметров двигателя непосредственно при его работе. Это позволяет диагностировать источник неисправности до существенного падения производительности двигательной установки. В середине XX века фиксация параметров работающего двигателя производилась непосредственно экипажем. В связи с большим объёмом данных, требующих изучения, ещё в шестидесятых годах прошлого столетия отмечались перспективы автоматизации этого процесса [3], а также иных процессов мониторинга состояния двигателя. Сегодня распространены автоматизированные системы контроля, применение которых позволяет снизить затраты на ремонт.

Условия, в которых эксплуатируется самолёт, влияют на состояние двигателя. Увеличение срока службы, необходимое для работающего в условиях различных скоростей и температур воздуха двигателя, может быть обеспечено с помощью полнофункционального цифрового управления двигателем. Установленная на самолёт система управления способна автоматически принять меры по изменению рабочих параметров двигателя. Это позволяет достигнуть минимизации повреждений двигателя при сохранении желаемой производительности в заданных условиях.

Объёмы авиаперевозок грузов, их дальность и длительность, сделали надёжность двигателя важнейшим качеством транспортного самолёта. Основными методами обеспечения надёжности двигательной установки стали преждевременное выявление неисправностей двигателя и разработка систем управления, адаптирующихся к изменяемым условиям. В настоящий момент основное направление развития этих методов представляется в виде дальнейшей автоматизации и цифровизации данных процессов, применении методов самодиагностики и технического зрения. Большую роль в увеличении эффективности мониторинга состояния двигателя играет прогресс дефектоскопии, позволяющей исключать случайные отказы двигателя, связанные с использованием некачественных материалов.

2. Производительность ТРД

Возрастающие потребности в области грузовых перевозок, необходимость минимизации времени доставки груза отразились на транспортной авиации. Основным путём увеличения скорости перевозок стало повышение производительности используемых двигателей. Производительность ТРД значительно повысилась за время их существования.

Наиболее традиционным методом повышения производительности ТРД является увеличение рабочих температур двигателя, эффективной скорости истечения реактивной струи и, соответственно, результирующей тяги. Уве-

личение температур подразумевает использование материалов, обладающих высокими температурными характеристиками, а также использование эффективных методов охлаждения рабочих поверхностей компонентов двигателя. К началу XXI века в данном методе повышения производительности были достигнуты большие успехи. Но к текущему моменту времени прогнозы дальнейшего роста производительности составляли не более 3% [1]. Фактическое увеличение рабочей температуры двигателя тесно связано с прогрессом как материаловедения, так и методов компьютерного моделирования течения высокотемпературного газа внутри двигателя, что позволяет определить области двигателя, более других нуждающиеся в охлаждении.

Другим способом достижения увеличения производительности ТРД является совершенствование систем управления двигателем. Системы управления двигательной установки предназначены для того, чтобы достигнуть наиболее эффективной работы в каждый момент времени, при любых условиях. Но чем более совершенным становится двигатель, тем большее число параметров нуждаются в регулировке, что приводит, соответственно, к усложнению систем управления [4]. Так, в самом начале турбореактивные двигатели имели гидромеханические системы управления, которые выполняли исключительно функцию регулирования подачи топлива. Пилоту было необходимо самостоятельно отслеживать происходящие изменения параметров двигателя, и вручную регулировать их с помощью рычагов. С появлением в 1970-х годах реактивных двигателей высокой тяги применение гидромеханических систем управления столкнулось с рядом ограничений. Чтобы избежать нарушений в работе нужны были моментальные точные измерения текущего состояния двигателя, требовался мгновенный ответ на любое отклонение. Именно поэтому целесообразным стал переход к электронно-цифровым системам управления. Теперь стало возможным контролировать большое количество параметров одновременно. Современные компьютеры проводят анализ состояния до 70 раз в секунду, охватывая большой диапазон параметров. Это позволяет оптимизировать работу двигателя в каждый момент времени, что, в свою очередь, приводит к общему повышению эффективности.

Во второй половине XX века резко возросли потребности в крупных авиаперевозках. Этим были обусловлены исследования в области увеличения производительности ТРД. Производительность двигателя стала наиболее перспективным направлением его развития. Есть основания полагать, что оно останется таковым и в ближайшем будущем, поскольку данное направление напрямую зависит от развития цифровых технологий, непрерывно совершенствующихся в XXI веке. Так, повышение рабочих температур может быть достигнуто при уточнении компьютерных методов моделирования, способствующих эффективной разработке двигателя. Повышение рабочих характеристик двигателя также достижимо полной автоматизацией

систем управления и разработкой эффективных алгоритмов реагирования двигателя на изменчивость внешних условий.

3. Шумоподавление ТРД

В настоящее время во всех отраслях авиации среди таких традиционных направлений развития ТРД, как увеличение производительности и надёжности, всё больше внимания уделяется воздействию двигателя на окружающую среду. В связи с этим борьба с создаваемым при его работе шумом является перспективной задачей на сегодняшний день. Транспортная авиация, использующая ТРД как основной тип маршевого двигателя, наиболее заинтересована в снижении акустического шума турбореактивных двигателей.

Главными источниками шума в турбореактивном двигателе являются реактивная струя и компрессор. Шум камеры сгорания и ступеней турбины выступает второстепенным фактором в общем формировании шумового фона [5].

Уровень шума реактивной струи удалось понизить в результате развития технологии двухконтурных турбореактивных двигателей с высокой степенью двухконтурности (более 5 единиц), за счет снижения скорости истечения выхлопного потока из сопла. Этому способствовало введение общей камеры смешения внутреннего и внешнего потоков. Снижение скорости истечения газов сопровождается уменьшением удельной тяги. В последние десятилетия именно снижение удельной тяги и являлось главным способом уменьшения шума ТРД [1].

Последующее усовершенствование шумоподавления связано со снижением шума компрессора. Для снижения шума во входном устройстве двигателя была оптимизирована форма лопаток вентилятора, были уменьшены скорость вращения и общее число лопаток, во входные каналы были установлены звукопоглощающие конструкции.

Также при решении проблем, касающихся шума двигателя, применяется изменение конструкции сопла. Например, применение шевронных сопел экспериментально показало снижение акустического шума в низкочастотной области, при лишь небольшом снижении тяговой мощности. Благодаря шевронам выхлопной поток через пазы выбрасывается наружу, что позволяет сократить длину участка перемешивания реактивного горячего потока и наружного воздуха. Этот участок и создает большую часть шума. Использование материалов с эффектом памяти, меняющих геометрию в зависимости от температуры среды, в которой находится сопло [6], позволяет увеличить эффективность применения таких сопел на разных этапах полёта. Простота конструкции и постоянность массовых характеристик двигательной установки являются преимуществами применения шевронного выходного сопла. Пример шевронного сопла представлен на рис. 1.

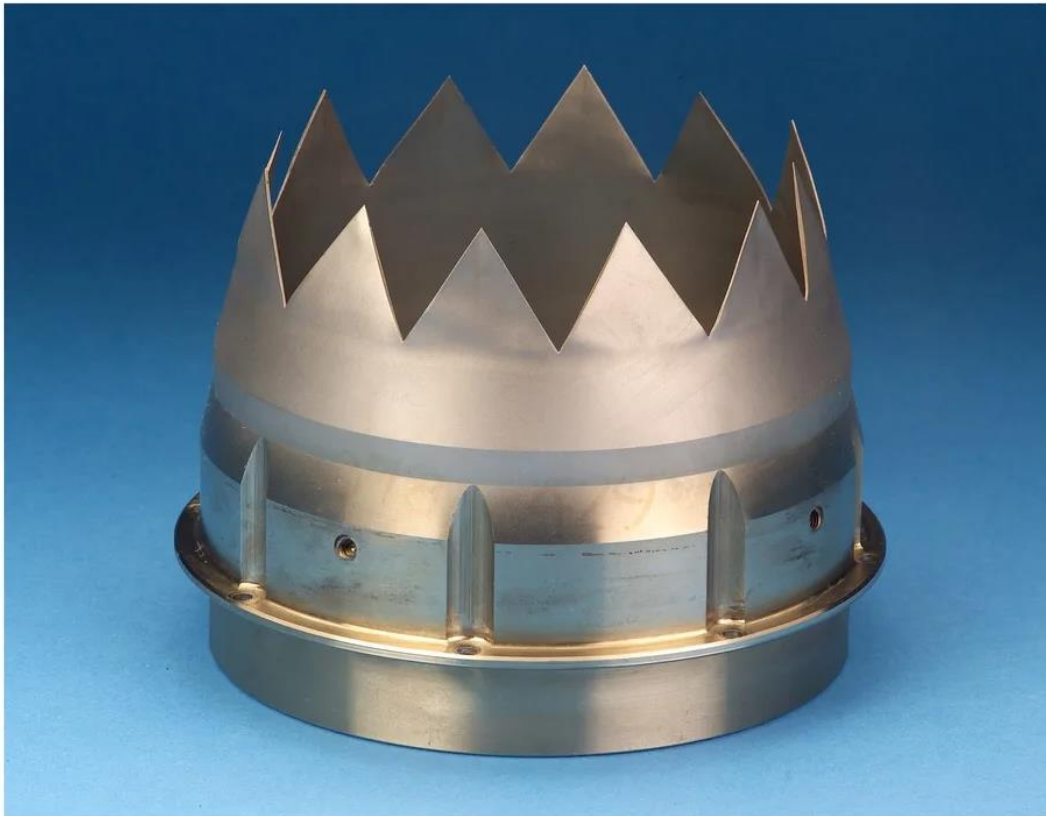


Рис. 1. Пример шевронного сопла

Нормативные требования, касающиеся шума самолетов, ужесточаются. Это заставляет конструкторов двигателей добиваться совершенства механизмов шумоподавления.

4. Другие направления развития ТРД.

Как было сказано ранее, всё больше внимания в настоящее время уделяется воздействию двигателя на окружающую среду. В связи с этим перспективным направлением развития ТРД является борьба с эмиссией, которой посвящено исследование [7].

Другим важным направлением развития ТРД как в транспортной отрасли, так и во всей авиации, является экономичность двигателя. Повышению экономичности ТРД посвящено исследование [8].

Заключение

Разработка новых транспортных двигателей невозможна без учёта требований, поставленных практикой их использования в транспортной авиации. Использование при разработке современного ТРД новейших достижений каждого направления является залогом успешных испытаний и последующей эффективной эксплуатации. В свою очередь, последняя является следствием широкого распространения двигателя.

Современный транспортный двигатель должен быть надёжен и обладать высокой производительностью. Данные характеристики обеспечиваются автоматизацией и цифровизацией как процесса разработки двигателя (моделирование его работы в специальных программах), так и систем управления

его рабочими характеристиками в зависимости от условий внешней среды. Уменьшение шума ТРД снижением удельной тяги может привести к заметному отклонению от её оптимального значения.

Сейчас перед конструкторами стоит задача достичь наиболее малошумной конструкции ТРД при незначительном отклонении от оптимальной удельной тяги. В этом может помочь использование шевронных сопел, снижающих турбулентность струи, смешивающейся с атмосферным воздухом.

Библиографический список

1. Birch N.T. Видение на 2020 год: перспективы двигателей для больших гражданских самолетов. / Авиационный журнал – Новая серия – 104 (1038). – 2000. – С. 347–352.
2. Грэм Дж. Турбинные двигатели транспортных самолетов – некоторые замечания по надежности и безопасности в эксплуатации. / Журнал Королевского авиационного общества 71 (682). – 1967. – С. 692–696.
3. Хоуп Дж. Кенворти К., Мониторинг производительности двигателя – применение на малых флотах и на коротких рейсах. / Журнал Королевского авиационного общества, 71 (682). – 1967. – С. 696–700.
4. Лутамбо Д. Развитие систем управления авиационными газотурбинными двигателями: историческая справка. – 2015.
5. Кузнецов В.М. Проблемы снижения шума пассажирских самолетов. / Акустический журнал – 2003. – С. 293–317.
6. Calkins T. Boeing's Variable Geometry Chevron, Morphing Aerostructure for Jet Noise Reduction. / Mabe J., Calkins F., Butler G. – 2012.
7. Prashanth P. Пути образования аэрозолей от авиационных выбросов. – 2022.
8. Villarreal-Valderrama F. Турбореактивная схема управления прямой тягой для минимизации расхода топлива в полной оболочке. – 2020.

УДК 629.7.036.54, 62-97/-98, 533.6.071.4, 004.942

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ КОНСТРУКЦИЙ ЖРД

Е.А. Бенгардт, Ф.А. Дурягин
Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

В статье рассмотрено применение аддитивных технологий и оценена возможность использования перспективных материалов в конструкциях ЖРД.

Ключевые слова: композиционные материалы, аддитивные технологии, ЖРД, наплавление, углерод-углеродные композиционные материалы, лазерная стереолитография, селективное лазерное спекание

Проблематика

В условиях стремительного роста и развития как машиностроения в общем, так и ракетостроения применяются новые, более совершенные технологии и материалы для проектирования и изготовления конструкций ракетно-космической техники (РКТ).

При проектировании конструкций, многократно подвергающимся высоким температурам и механическим нагрузкам в химически активных и агрессивных средах, все больше внимания уделяют перспективным термостойким композиционным материалам (КМ). Композиционные материалы, представляют собой результат соединения двух или более компонентов, в котором каждый из них сохраняет свои первоначальные свойства [1]. Данные материалы обладают высокими прочностными и термическими характеристиками, существенно превышающие свойства традиционных конструкционных материалах, применяемых в ракетно-космической и авиационной технике.

Но не всегда применение высокотехнологичных материалов может привести к решению поставленной задачи. Возможны и негативные последствия, а именно ухудшение удельных массовых характеристик.

Применение способов традиционной обработки материала постепенно ограничивается в связи с невозможностью их применения в современных образцах РКТ. Поэтому для решения столь сложных задач, а именно в области высокоточного и высокотехнологичного изготовления конструкций, применяется аддитивный метод. Аддитивной называют технологию послойного выращивания по цифровой трехмерной модели из порошка или специальной жидкости, путем термомеханического или электромагнитного воздействия на материал [2].

Классификация КМ и реализации в производстве

Изначально КМ использовались исключительно во вторичной структуре РКТ: обтекатели, части фюзеляжа. Такое решение было обусловлено сравнительно низкими характеристиками относительно традиционного производства. С развитием технологий в наукоёмкой ракетно-космической промышленности совершенствовались и КМ, а именно увеличились прочностные и термические характеристики и уменьшилась масса материала.

В составе композиционных материалов выделяют две структуры: матрица и армирующий элемент. Армирующий элемент, который является основной частью КМ и который обеспечивает необходимые механические характеристики. Матрица или связующее представляет собой материал, который связывает армирующее компоненты и определяет технологические параметры.

В настоящее время используют КМ, матрицы которых созданы на основе:

- полимерных материалов;

- металлических материалов;
- керамических материалов;
- углерод-углеродных материалов.

Наиболее используемыми КМ в ракетно-космической технике являются волокнисто-армированные композиты с керамической матрицей (ККМ) на основе карбидов, оксидов, нитридов, армированных керамическими и углеродными волокнами.

ККМ обладает небольшой удельной массой, оптимальными жаропрочными характеристиками. Именно эти свойства ККМ сделали этот материал наиболее эффективными в области изделий, работающих при высоких температурах и механических нагрузках.

Современными перспективами применения ККМ в теплонагруженных компонентах РКТ являются корпуса ЖРД малой тяги (ЖРДМТ), раздвижные и неохлаждаемые насадки сопловых блоков ЖРД и РДТТ, элементы теплозащиты и внешние конструктивные элементы гиперзвуковых ЛА, раздвигаемые теплозащитные экраны и тормозные устройства, управляющие закрылки из ККМ [3].

Углерод-углеродные КМ (УУКМ) представляют собой материалы на основе углеродной матрицы и плетеного каркаса трех- или четырехмерной структуры из углеродного волокна. Преимуществом данного материала является широкий диапазон высоких температур [4]. Для ВКС «Буран» были разработаны специальные углерод-углеродистые материалы, отвечающие всем поставленным требованиям. Этот пример подтверждает использование и преимущество данного КМ.

В настоящее время разработаны технологии изготовления волокнистых каркасов для УУКМ из углеродных нитей или тканей с последующим их насыщением углеродной или углерод-карбидной матрицей. Промышленность освоила производство сравнительно недорогих двумерных и объемных образцов с уникальными физико-механическими свойствами. Например, на территории РФ ОАО НПО «Искра» (г. Пермь) – ведущая компания по производству и использованию раздвижных сопловых насадок (СН) из УУКМ, которые могут применяться как для РДТТ, так и для ЖРД маршевых ступеней и разгонных блоков.

Примером успешного внедрения современных композиционных технологий является разработка корпорации EADS двигателя малой тяги, названного European Apogee Motor. (рис. 1.) Двигатель European Apogee Motor тягой 500Н, обладает малой массой и высоким удельным импульсом (более 325 с). Разработанная КС из ККМ выдерживает высокие температуры, вибрации и ударные нагрузки. Малая масса двигателя и высокие удельные характеристики экономят топливо, что положительно сказывается на величине полезной нагрузки в сравнении с другими двигателями. Умеренная цена производства и заготовок композитного материала позволяет успешно конкурировать двигателю на рынке [1].



а)



б)

Рис. 1. Двигатель European Apogee Motor: а) камера сгорания и сопло двигателя, изготовленные единой конструкцией; б) общий вид двигателя

Благодаря возможности управлять анизотропностью свойств и высокой удельной прочностью КМ являются наиболее перспективными материалами конструкций РКТ. При высокой удельной прочности наполнителя и рациональной схемы армирования, КМ обеспечивают уменьшение массы изделий на 20–30 % по сравнению с массой аналогичных конструкций, выполненных из металлических сплавов.

Методы аддитивного производства

В настоящее время разработано множество методик и подходов, при которых детали изготавливаются исходя из данной им цифровой трехмерной модели, применяя аддитивные технологии. Изделие формируется путем отвердевания каждого слоя согласно выбранной технологией [4]:

- фотополимерного выращивания;
- порошкового спекания/сплавания;
- пластикового наплавления.

Лазерная стереолитография – технология фотополимеризации, является первой аддитивной технологией. Технология формирования изделия состоит из последовательно затвердевающего фотополимера под действием ультрафиолетового излучения [5]

Селективное лазерное спекание/сплавание – технология формирования изделия заключается в спекании/сплавании порошка металлов с помощью лазера [6].

Моделирование методом наплавления – технология формирования изделия заключается в построение детали путем нагревания материала в экструдере до температуры плавления, через сопло материал попадает на специальную платформу, на которой и затвердевает [7].

Аддитивные технологии (АТ) позволяют создавать сложные формы конструкций ЖРД с уникальными характеристиками, в сравнении с традиционными методами создания конструкций. Например, использование АТ в изделиях РКТ позволит осуществить разработку и изготовление монолитной камерой ЖРД с внутренними каналами, которые обеспечивают оптимальное охлаждение конструкции.

Примером практического применения АТ является успешное испытание камеры сгорания ракетного двигателя (РД), компанией NASA, выполненной с помощью SLM–технологии. Данная камера была изготовлена из специального покрытия меди, которое обеспечивало оптимальную теплопроводность. Также в конструкции были спроектированы внутренние каналы [8]. Камера сгорания, выполнена с помощью SLM–технологии представлена на рис. 2.



Рис. 2. Камера сгорания, выполнена с помощью SLM–технологии

Еще одним примером применения АТ является проект Центра космических полетов имени Маршалла (MSFC) по разработке криогенного ЖРД верхней ступени LCUSP (Low cost upper stage propulsion). В ходе проекта было спроектировано сопло с каналами охлаждения, распределяющие коллекторы (рис. 3).

Также была разработана технология комбинированного изготовления, и силовой рубашки, представляющая собой наплавление слоя на слой жаропрочного сплава.

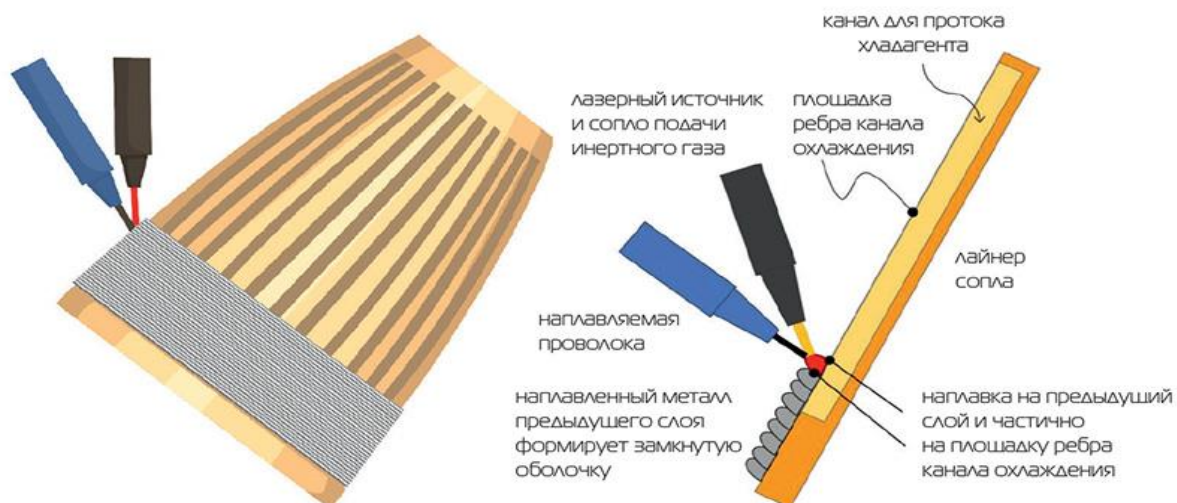


Рис. 3. Изготовление сопла с помощью АТ

В представленных примерах главной задачей было снижение габаритно-массовых характеристик, путем создания сложных форм конструкций, и повышение термических характеристик.

Заключение

Развитие наукоёмких способов изготовления сложных технических объектов указывает на перспективность применения композиционных материалов в РКТ, а именно при изготовлении теплонагруженных элементов, топливных баков, камер сгорания, и др. Высокие прочностные и термические характеристики КМ позволяют увеличивать характеристики ЖРД в целом. Например, применение КМ с высокими физико-термическими свойствами позволит увеличить допустимую температуру стенки КС. Это позволит уменьшить расход хладагента на завесу и пристеночный слой, тем самым увеличить удельный импульс ДУ и, соответственно, уменьшить необходимый объём компонентов топлива на борту ракеты. Применение КМ при изготовлении ЖРД возможно для двигателей сравнительно небольших размеров, для маршевых двигателей применение КМ пока что не реализовано.

Аддитивные технологии, применяемые в изготовлении клапанов, форсуночных головок, турбонасосных агрегатов (ТНА) и др., позволяют инженерам принимать нестандартные и эффективные решения в области конструирования ЖРД. Главная проблема полномасштабного внедрения АТ в ракетно-космическую промышленность является параметры рабочей поверхности 3D принтеров, а именно площадь основания и точность изготовления изделия. Также в рамках рассмотренного вопроса перспективным направлением исследования является поиск новых материалов для порошков и способов их получения.

Библиографический список

1. Керамические композиционные материалы в теплонагруженных элементах ракетно-космической техники. Учеб. пособие. / Кулик В.И., Нилов А.С. – Санкт-Петербург: БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, 2018. – 70 с.
2. Классификация композитных материалов и их роль в современном машиностроении. Научная статья. / Рогов В.А., Шкарупа М.И., Велис А.К. – Москва, 2012. – 9 с.
3. Конструкционные металломатричные композиционные материалы. Учеб. Пособие. / Курганова Ю.А., Колмаков А.Г. – Москва: МГТУ им. Баумана, 2015. – 24 с.
4. Федотов А.В. Аддитивные технологии для производства ракетного двигателя / Журнал «Аддитивные технологии», 2023. – № 1 – 48 с.
5. Аддитивные технологии: инновационный эффект в промышленности. Научная статья. / Армашова-Тельник Г.С., Соколова П.Н., Дегтерев Д.В. – Санкт-Петербург, 2020. – 7 с.
6. Лазерная стереолитография (SLA): технология 3D-печати / Панков Д.Э., Соломонов И.А., Терин А.М., Тутушкин А.К. – Молодой ученый, 2020. – № 48 – 338 с.
7. Гришин А.В. Технология селективного лазерного спекания. Научная статья. / Журнал «Научные исследования», 2020. – 5 с.
8. Финогеев Д.Ю., Решетникова О.П. Аддитивные технологии в современном производстве деталей точного машиностроения. Научная статья. / Вестник Саратовского государственного университета, 2020. – 9 с.

УДК 621.45.022.2

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ РАСЧЕТА ОХЛАЖДЕНИЯ СТЕНКИ КАМЕРЫ

В.В. Пушкарев, А.А. Смагин, Д.А. Бельчиков
Научный руководитель: В.В. Богданов

Представлена реализация методики расчета теплового состояния стенки путем написания программы на языке С, что позволяет автоматизировать расчет теплового состояния двигателей. Приведены результаты расчета, сделаны выводы о методах улучшения имеющихся наработок.

Ключевые слова: тепловой поток; температура стенки; двигательная установка.

В рамках поставленной задачи по разработке двигателя на компонентах топлива кислород – метан, с центральным телом, одной из ключевых проблем является обеспечение теплового состояния стенок индивидуальной камеры. Задача также осложняется тем, что разработка двигателя – сложный

итерационный процесс и от затрат на каждую итерацию зависят суммарные затраты на разработку. В связи с этим, коллективом авторов принято решение о разработке автоматизированного алгоритма расчета теплового состояния стенок камеры двигателя на основании известных методик, изложенных в [1] и [2]. Вместе с этим, в программе с помощью известных полиномов [3] и [4] реализовано получение параметров охладителя, в данном случае – кислорода, при заданном давлении и температуре, что упрощает проведение автоматического расчета и избавляет от необходимости интерполяций по данным таблиц. Вместе с программой расчета температур и тепловых потоков осуществлено написание программы, позволяющей осуществить автоматизированное проектирование контура проходного канала методом парабол при заданных размерах среза сопла, критического сечения и некоторых других параметров, методика реализована по данным [5].

Для поддержания удовлетворительного теплового режима стенки камеры принято два вида охлаждения: наружное регенеративное и внутреннее, путем формирования пристеночного слоя. Расчетная схема приведена на рис. 1а. Профиль камеры разбивается на заданное число сечений (в случае расчета, на 13), при этом кривая, соответствующая каждому участку в определенных соотношениях, аппроксимируется прямой с определенным углом наклона. Принято, что входной коллектор охладителя находится в критическом сечении, а выходом охладителя являются форсунки, расположенные в смесительной головке. Для повышения эффективности прохождения теплоносителя по рубашке камеры необходим охлаждающий тракт. На рис. 1б приведена расчетная схема тракта охлаждения, состоящего из фрезерованных ребер. Принята конструкция тракта с оребрением, расположенным под наклоном в 40 градусов к оси камеры.

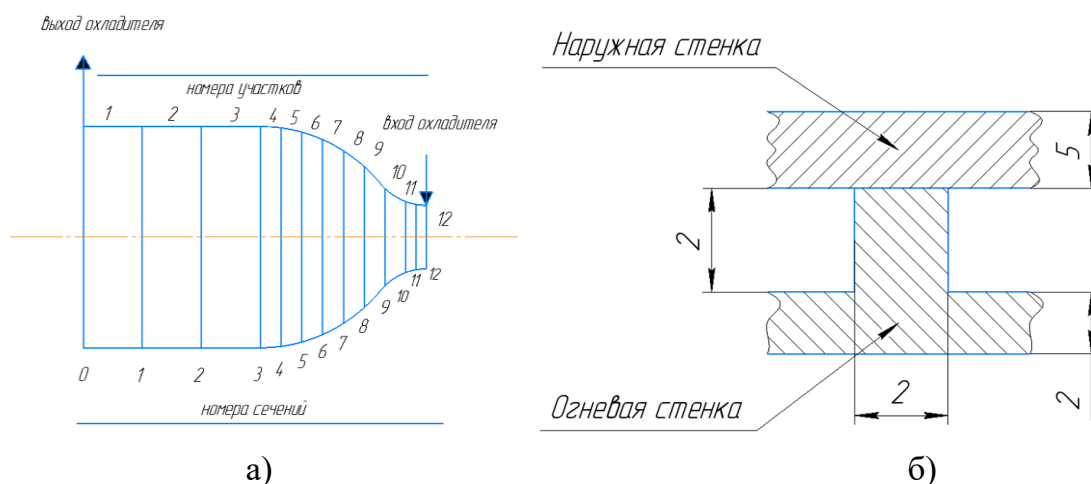


Рис. 1. а) расчетная схема; б) геометрические размеры ребра

Расчет проводится на некотором стационарном режиме, при котором весь тепловой поток от продуктов сгорания снимается охлаждением от стенки. Общий удельный тепловой поток вычисляется по формуле (1) как

сумма конвективного (1 слагаемое) и лучистого (2 слагаемое) удельных тепловых потоков.

$$q = q_k + q_l \quad (1)$$

Суммарный тепловой поток передается в стенку камеры, где вследствие теплопроводности материала тепло передается через стенку и далее, путем теплоотдачи, охладителю (кислороду), проходящему в полости охлаждения.

Для упрощения проведения расчета приняты допущения:

1 Не учитывается влияние диссоциации, хотя, в общем случае при охлаждении в продуктах сгорания происходят реакции рекомбинации, сопровождающиеся выделением тепла.

2 Принимается, что толщина пристеночного слоя достаточно велика по сравнению с толщиной пограничного слоя и, в таком случае, можно считать, что конвективная теплоотдача в стенку происходит не от ядра потока, а от пристеночного слоя. Вместе с этим принимается, что температура газов в пристеночном слое постоянна по длине камеры.

В качестве входных данных выступают результаты теплового расчета, расчета смесеобразования, и полученный контур. Исходные данные приведены в табл. 1. Приближенные коэффициенты избытка окислителя в пристеночном слое получены автором ранее в работе [7].

Таблица 1

Исходные данные для расчета

Параметр	Размерность	Значение
Давление в камере сгорания	МПа	6
Средний коэффициент избытка окислителя в камере сгорания	–	0,66
Температура в ядре потока	К	3266,7
Коэффициент избытка окислителя в пристеночном слое	–	0,45
Температура газа в пристеночном слое	К	2201
Материал огневой стенки камеры сгорания	БрХ0,8	Бронза хромистая
Расход охладителя, кислорода	кг / с	1,3435

При проведении расчета задаются начальным приближением температуры огневой стенки и путем последовательных приближений определяют ее точное значение. После некоторого числа итераций были получены значения тепловых потоков, приведенные на графике распределения тепловых потоков по длине камеры приведен на рис. 2, где Q – это тепловой поток на огневую стенку, суммарный. Можно заметить, что максимум удельных тепловых потоков приходится на область критического сечения, а максимум теплового потока – на область камеры. «Скачок» значений теплового потока на участках 3 и 4, 10 и 11 объясняется тем, что в связи с уменьшением шага вдоль оси камеры площадь участка стенки также уменьшилась.

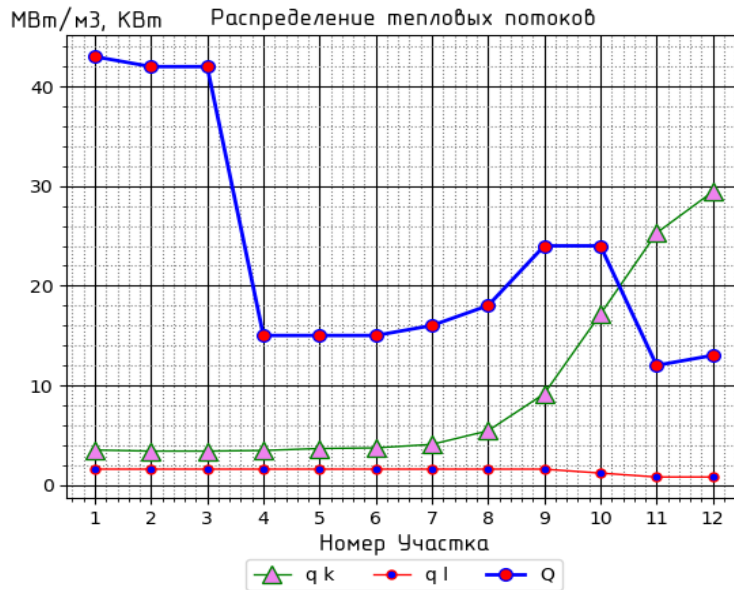


Рис. 2. Распределение тепловых потоков

После определения тепловых потоков необходимо найти температуру охладителя, его параметры, что позволит определить коэффициент теплоотдачи охладителя и уточнить его, введя поправку на эффективность оребрения тракта охлаждения. После проведения необходимых расчетов были получены результат, приведенные на рис. 3а, на котором $T_{st.g.}$ – температура огневой стенки со стороны продуктов сгорания, К; $T_{st.l.}$ – температура огневой стенки со стороны охладителя, К; T_l – температура охладителя, К. ΔT_{st} – относительный запас по температуре огневой стенки, рассчитанный по формуле 2.

$$\Delta T_{st} = \frac{T_{st.g.} - T_{st.y.}}{T_{st.y.}} \quad (2)$$

где $T_{st.y.}$ – предыдущее приближение. Можно отметить, что температура, превышающая предельную для огневой стенки не достигнута. Вместе с этим, температура огневой стенки со стороны жидкости недостаточна для развития кипения. Погрешность по температуре, рассчитанная по формуле 2, не превышает 1 процента, что, согласно источнику [1] является удовлетворительным результатом. Температура охладителя в сечении, соответствующем выходу из охлаждающего тракта, не превышает 160 К, что, совместно со знанием давлений в тракте охлаждения, позволяет утверждать, что охладитель будет подан в жидком виде.

Недостаточно обеспечить температурный режим стенки камеры, важно, чтобы потери давления в тракте охлаждения не были велики. Согласно [1], потери давления при движении охладителя не должны превышать 20% от давления в камере. Расчет потерь давления проведен без учета местных сопротивлений. Данные приведены на рис. 3б. где ΔP_i – потери давления на

i -том участке; ΔP – суммарные потери давления на всех предыдущих участках, включая текущий. Потери давления не превышают 190 кПа, что является удовлетворительным значением.

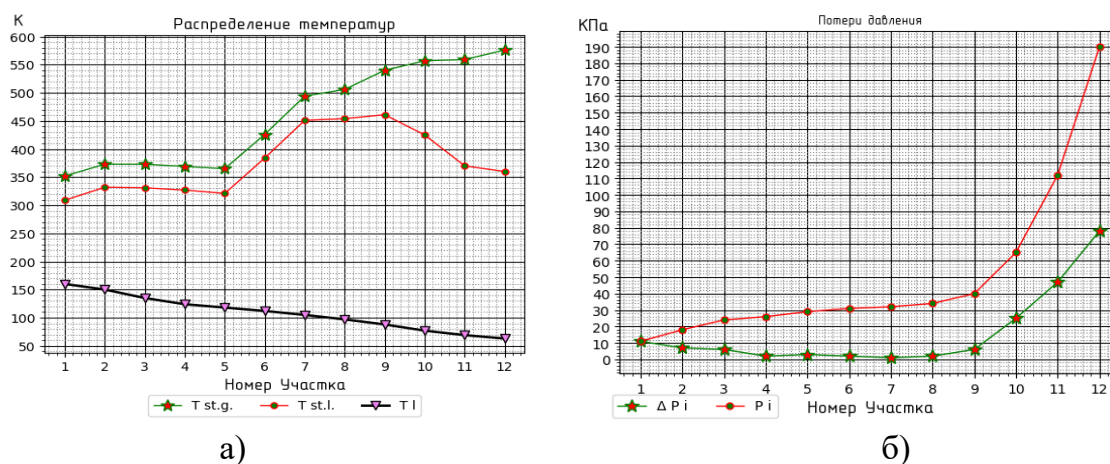


Рис. 3. а) распределение температур; б) распределение потерь давления

Верификацией расчета может служить соответствие выходных данных при одинаковых исходных данных по источнику [1]. В результате, получена основа программы, позволяющая автоматически рассчитывать тепловое состояние двигателя при изменении входных данных. Для улучшения программы, можно дополнить ее учетом диссоциации и другими расчетными соотношениями, которые сведут количество допущений к минимуму. Важным дополнением может являться добавление функционала, позволяющего проводить расчет при различных схемах движения теплоносителей. Вместе с этим получены расчетные данные, подтверждающие работоспособность предложенного изделия.

Библиографический список

1. Теория и расчет жидкостных ракетных двигателей. Расчет охлаждения камеры жидкостного ракетного двигателя: учебное пособие / М. И. Толстопятов. – Красноярск: СибГУ им. академика М. Ф. Решетнёва, 2020. – 88 с. – Текст: электронный // Лань: электронно-библиотечная система. – URL: <https://e.lanbook.com/book/165905> (дата обращения: 16.02.2023). – Режим доступа: для авториз. Пользователей.
2. Расчет наружного проточного охлаждения камеры ЖРД: электронное учебное издание: методические указания к домашнему заданию по дисциплине "Теплозащита и прочность конструкций ЖРД" / Александренков В. П.; МГТУ им. Н. Э. Баумана, Фак. "Энергомашиностроение", Каф."Ракетные двигатели". – Москва: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM): ил.; 12 см.
3. ГСССД 19-81, Таблицы стандартных справочных данных, кислород жидкий и газообразный. плотность, энтальпия, энтропия и изобарная теплоемкость при температурах 70-1000К и давлениях 0,1–100 МПа.

4. ГСССД 93-86, Таблицы стандартных справочных данных, кислород. коэффициенты динамической вязкости и теплопроводности при температурах 70...500 К и давлениях от соответствующих разреженному газу до 100 МПа

5. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник / Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др.; под ред. В. М. Кудрявцева. – 3-е изд., испр. доп. Москва.: Высш. Школа, 1983. – С. 703.

6. Железняк М.А., Пушкарев В.В. Разработка программы для расчёта распределения компонентов топлива по сечению камеры // АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ: материалы VI студенческой научно-технической конференции. Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, – 2022. – С. 62–67.

УДК 533.17+534.2

**ИССЛЕДОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ
СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ МЕТОДОМ ФОКСА
ВИЛЬЯМСА-ХОКИНГСА ДЛЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК
РАЗЛИЧНОГО ТИПА**

*О.В. Исправникова, Д.А. Бельчиков, П.А. Третьяков
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.*

В статье проведено сравнение параметров шума струи для двигательных установок различного типа, полученных методом Фокса Вильямса-Хокинга (Ffowcs Williams & Hawkins (FWH)) в программном обеспечении ANSYS Fluent.

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

Важным направлением развития ракетно-космической техники является создание мощных двигателей, способных работать на различных высотах, скоростях и режимах полета, а также изменять направление тяги в соответствии с направлением движения. Газодинамические эксперименты по разработке сопел для ракетных двигателей проводились как на испытательном стенде, так и на огневых, летных и других типах испытаний, а также с использованием математических методов [1].

Конические сопла используются для получения высокоскоростного потока газа или жидкости и наиболее часто применяются в ракетных двигателях и иных авиационных системах. Профилированные сопла обладают более сложной геометрией и позволяют получить более эффективный и управляемый поток жидкости или газа. Сопла с центральным телом используются для увеличения тяги в ракетных двигателях и в турбомашинах. Также исследуется возможность применения новых типов сопел, таких как суперкавитационные, лазерные и электростатические. Они могут обеспечивать более высокую эффективность и экономичность работы различных систем [2].

В ракетных двигателях газовый поток, проходящий через сопло, генерирует акустические волны, которые распространяются в окружающей среде. Эти волны могут создавать шум, который может негативно повлиять на окружающую среду и на работу инженерных систем, расположенных на ракете. Поэтому численное моделирование акустического шума является необходимым инструментом для оптимизации конструкции ракетного двигателя и уменьшения его шумового эффекта [1].

Метод Фокса Вильямса-Хокинга (Ffowcs Williams & Hawkings) может быть использован для расчета акустических полей, создаваемых газовым потоком в ракетных двигателях. Он основан на численном решении уравнения Больцмана, которое описывает распределение частиц газа в пространстве и времени. Однако, численное решение данного уравнения является крайне сложным, поэтому применяются различные упрощения и приближения, позволяющие существенно упростить вычисления [3].

В результате применения метода FWH возможно получить детальную картину распределения акустических полей в ракетном двигателе, что позволяет оптимизировать его конструкцию и минимизировать шумовой эффект. Поэтому исследование в работе проводилось при использовании интегрального метода FWH [4].

В качестве объектов для сравнения в статье взяты круглое сопло с угловым входом и сопло с центральным телом с полным расширением.

Построены две твердотельные модели: с центральным телом и с кольцевым соплом, осуществляющим прямолинейное и равномерное расширение потока от полного давления в камере сгорания $p_k^* = 1 \cdot 10^6$ Па до статического давления на срезе сопла $p_c = 0,56 \cdot 10^4$ Па. Давления в кольцевой камере с центральным телом и в камере с кольцевым соплом принимаются одинаковыми.

Ввиду отсутствия учета потерь при расчете камер и центрального тела, расходные и термодинамические характеристики в которых были взяты за основу для расчета представленных моделей – учет потерь осевой составляющей скорости (удельного импульса тяги), обусловленных наличием трения, рассеяния, неплоским характером перехода течения через звуковую скорость, общей неравновесностью процесса истечения ввиду падения температуры потока в сопле, качеством процессов смесеобразования и горения произведены не были, таким образом, при расчете течения предполагалось идеальным плоским изоэнтальпийным.

Для снижения вычислительных ресурсов при расчете модель кольцевого сопла была представлена в виде сектора с углом 10° , а модель сопла с центральным телом – в виде сектора с углом 60° , исходя из расположения микрофонов была определена геометрия расчетной области. Затем геометрия была разделена на две области с помощью контрольной поверхности, которая является границей между областями.

Для измерения шума модели методом FWH приемники были установлены от центра среза сопла под углами 30° и 60° относительно направления струи.

В ICEM CFD разработана блочная сетка для круглого сопла. Для сопла с центральным телом построена блочная сетка в области камер и неструктурированная сетка в расчетной области. Важным аспектом при создании сетки с проницаемой контрольной поверхностью было обеспечение точности соединения узлов элементов.

Расчет осуществлен в два этапа. На первом этапе расчет проводился в стационарном режиме (*Steady*) и с использованием модели турбулентности *k- ω SST*. На втором этапе применены те же настройки, что и на первом, но расчет переведен в нестационарный режим с шагом по времени 10^{-5} секунд и использованием интегрального метода FWH. Контрольная поверхность была определена как *interface*, на которую записывались данные из внутренней части расчетной области. В *solver* выбран решатель, основанный на решении уравнения для давления (*Pressure-Based*) [5].

Количество элементов в сетке для кольцевого сопла 1514596, а для сопла с центральным телом 603560 у блочной сетки в области камер и 17833735 в расчетной области.

В качестве граничных условий использовалось давление и температура на входе и давление на выходе [5]. Схема дискретизации конвективных членов каждого уравнения основной системы уравнений – *First Order Upwind* [5]. Алгоритм связывания полей скорости и давления – «связанная» схема «давление-скорость» (*Coupled*) [5].

Параметры граничных условий: давление в камере – 729540 Па, температура в камере – 3066 К. Давление на выходной границе – 1 атм.

По результатам заданных настроек решателя и граничных условий построены картины распределения скорости (рис. 1, 2).

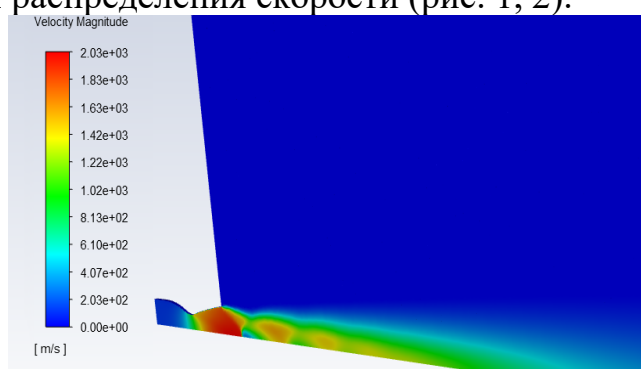


Рис. 1. Распределение скорости в кольцевом сопле

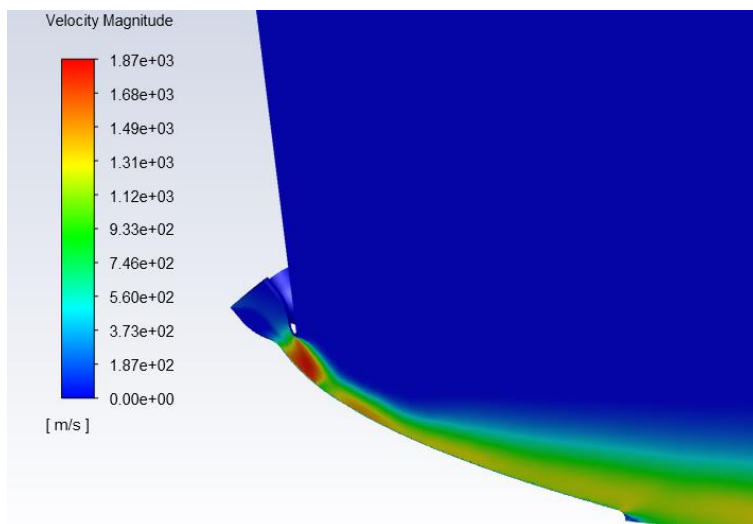


Рис. 2. Распределение скорости в ДУ с ЦТ

Далее проведена спектральная обработка по Фурье в *Post CFD* и получены графики распределения акустического давления (*SPL*) по частоте 1/3 – октавной обработке (рис. 3, 4).

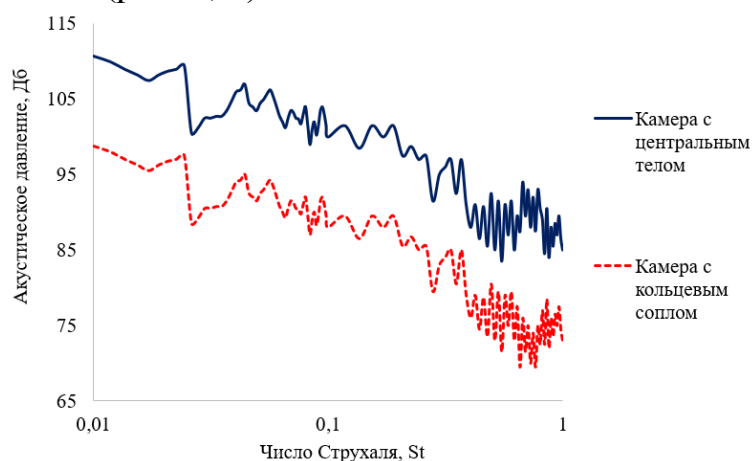


Рис. 3. Сравнение спектров шума на камере с кольцевым соплом и с центральным телом на микрофоне, расположенном под углом 30°

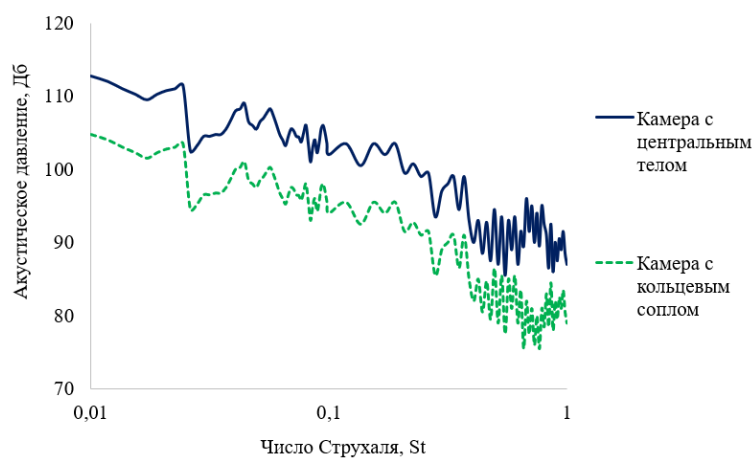


Рис. 4. Сравнение спектров шума на камере с кольцевым соплом и с центральным телом на микрофоне, расположенном под углом 60°

В результате численно моделирования, получено, что максимальное значение акустического давления в кольцевом сопле составило 104 дБ, а в двигательной установке с центральным телом 112 дБ на микрофоне, расположенном по углу 60°, 98 дБ и 110 дБ соответственно, на микрофоне, расположенном по углу 30°.

Сопло с центральным телом применяется для увеличения скорости потока газа, что приводит к увеличению акустического давления. Однако, такие сопла могут быть неэффективными в зоне разности давления, что может привести к неоднородности распределения акустического давления по поверхности.

Профилированные сопла, в свою очередь, представляют собой тщательно спроектированные формы, которые обеспечивают оптимальное распределение скорости потока. Это позволяет достичь более равномерного распределения акустического давления по поверхности и, в целом, более эффективное использование сопла.

Таким образом, можно сделать вывод, что профилированные сопла обычно более эффективны, чем сопла с центральным телом, с точки зрения равномерности распределения акустического давления. Однако, конечный выбор будет зависеть от конкретной задачи и требований к эффективности сопла.

Источники финансирования.

Исследования проведены при поддержке Министерства образования и науки Челябинской области по соглашению № 558 от 25 августа 2022 г.

The research was carried out with the support of the Ministry of Education and Science of the Chelyabinsk Region under agreement No. 558 dated August 25, 2022.

Библиографический список

1. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. – М.: Машиностроение, 1968.
2. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / А. П. Васильев, В. М. Кудрявцев, В. А. Кузнецов и др.; Под ред. В. М. Кудрявцева. – М.: Высш. шк., 1993.
3. Ffowcs-Williams J. E. The noise from turbulence convected at high speed // Phil Trans R Soc. A. – 1963. – no. 255. – P. 469.
4. Ffowcs Williams J.E., Hawkings D.L. Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion // Philosophical Transactions of the Royal Society. – 1961. – Vol.A264. – №1151. – P.321–342.
5. Зиганшин А.М. Вычислительная гидродинамика. Постановка и решение задач в процессоре Fluent: методическое пособие для учебной и научной работы / А.М. Зиганшин. Казань, 2013 – С. 81.

УДК 621.45.03, 621.453.457

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ КАМЕРЫ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

Р.Р. Давлятов

Научный руководитель: В.В. Богданов

Статья содержит описание проблем, возникших при проектировании конструкции камеры, и их решение. Решения описаны в общем виде, без приведения чертежей и спецификаций, с применением рисунков в качестве пояснений.

Ключевые слова: двигатель, камера сгорания, форсунка, относительная площадь камеры \bar{F}_k , коэффициент потерь полного давления ε_f , воспламенитель.

Введение

В рамках работ по созданию двигательной установки с центральным телом (ДУ с ЦТ) коллективом разработчиков из молодежного конструкторского бюро принято решение об использовании в конструкции двигателя цилиндрических камер в числе двадцати четырех единиц, конструктивно представляющих собой сборку камеры сгорания (КС), смесительного блока и сужающейся части сопла. Сопряжение камеры с ЦТ производится по минимальному сечению. Особенностью камеры является отсутствие сверхзвуковой части сопла. Отсечение проводится по минимальному сечению. Вследствие этого сложность вызывает соединение огневой и несущей оболочек камеры, т.к. в области минимального сечения тепловой поток максимален и область стыка требует эффективного охлаждения.

Другой задачей при проектировании является минимизация объема и массы камеры, осуществляемая также при проектировании смесительного блока.

Кроме того, подлежит рассмотрению проблема выбора рационального места крепления камеры в составе двигателе.

Конструкция камеры

Разработка конструкции камеры велась с опорой на двигатели-прототипы 11Д426 и 17Д15. Конструкция камеры представлена на рис. 1.

Решение проблемы соединения огневой оболочки 18 с несущей 3 заключается в развальцевании огневой оболочки внахлест на оболочку 3. Зажимной диск 1 позволяет зажать огневую оболочку для герметизации стыка. Пространство между зажимным диском и несущей оболочкой образует полость коллектора охладителя. В качестве охладителя используется жидкий кислород, который подается через штуцер 2.

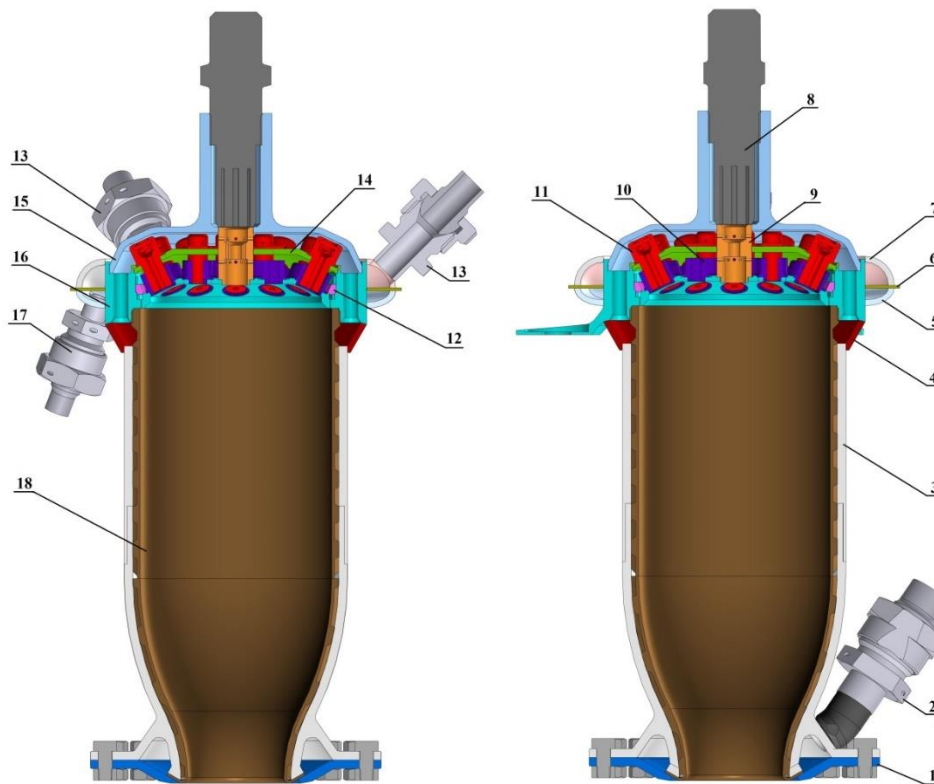


Рис. 1. Общий вид камеры

Перепуск окислителя из рубашки охлаждения в смесительный блок осуществляется внутри самой камеры: через коллектор выхода из рубашки 4 и отверстия в огневом днище 16.

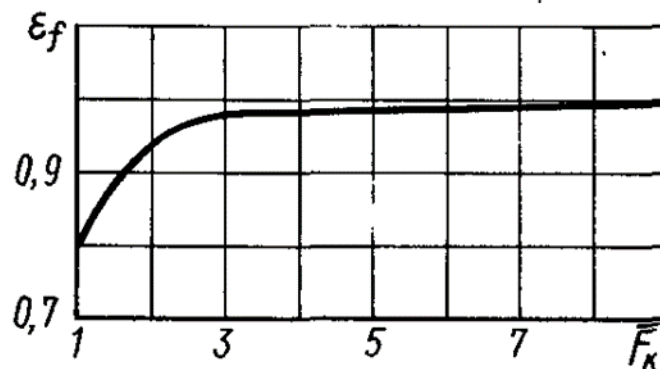


Рис. 2. Зависимость коэффициента потерь полного давления ϵ_f от относительной площади камеры \bar{F}_k

Согласно рис. 2, приведенному из [1], при относительной площади камеры \bar{F}_k , определяемой как отношение площади камеры к площади минимального сечения ($\bar{F}_k = F_k / F_{кр}$), больше 3 коэффициент потерь полного давления ϵ_f стремится к 1, что позволяет не учитывать термическое сопротивление газового потока и рационально разместить форсунки в смесительном блоке. Однако большие значения \bar{F}_k образуют большую поверхность камеры, которую необходимо охлаждать. В разработанной конструкции \bar{F}_k

принят 4, что продиктовало необходимость проектирования огневого днища тарельчатой формы при размещении 18 пар форсунок горючего 10 и окислителя 11 с воспламенителем 9. Однако при этом образуется достаточно малая площадь поверхности со стороны газовой стенки, являющаяся приемлемой для эффективного охлаждения. Тарельчатое огневое днище также позволяет решить проблему с размыванием пристеночного слоя, т.к. образующая конуса распыла периферийных пар форсунок параллельна стенке камеры (рис. 3).

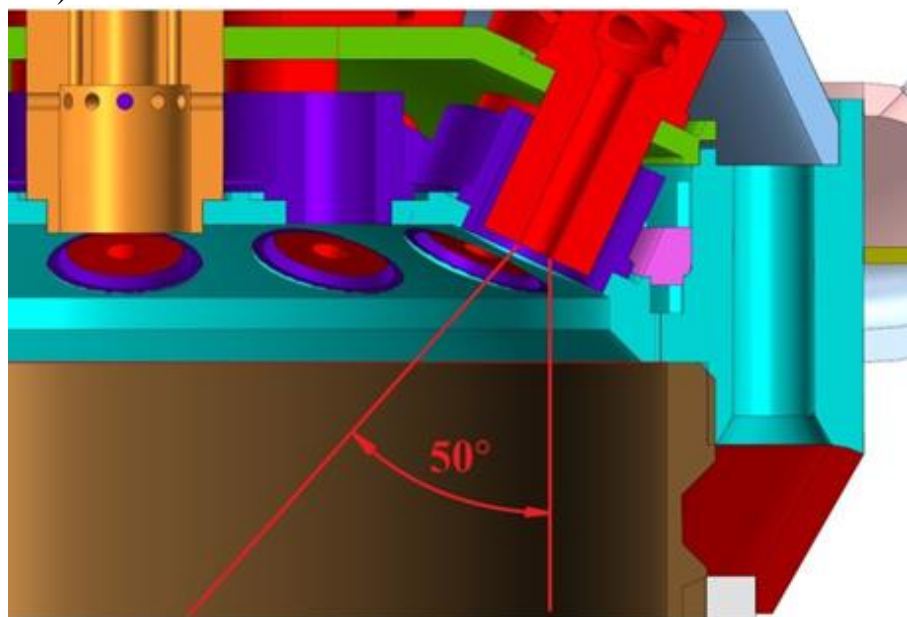


Рис. 3. Угол распыла периферийной форсунки окислителя

Огневое днище 16 (рис. 1) выполняет роль силовой конструкции, посредством трех опор камера устанавливается на раму (рис. 4).

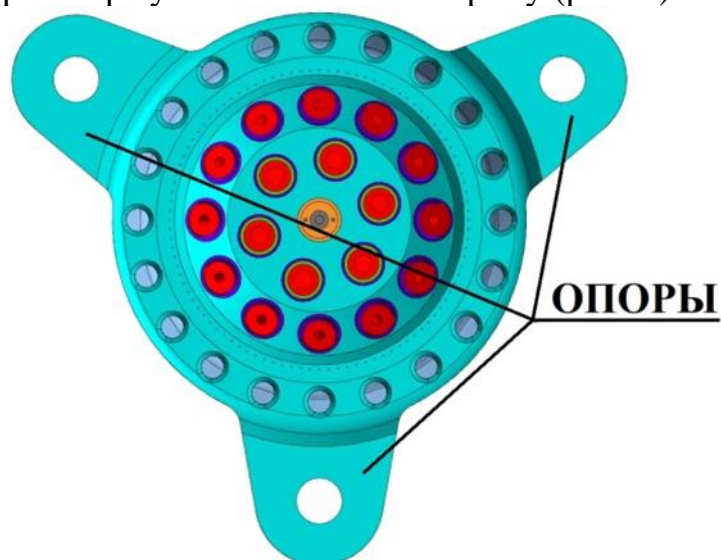


Рис. 4. Общий вид опор

Между коллектором 7 и 5 (рис. 1) установлена перегородка 6. Через штуцеры 13 в коллектор 7 подается горючее – водород в газообразном виде в

полость горючего. Через штуцер 17 в коллектор 5 подается жидкий водород. Для создания пристеночной завесы (рис. 5) по периферии огневого днища выполнены сто отверстий, выполняющих роль струйных форсунок, к которым жидкий водород подается через каналы из коллектора. Для разделения полостей жидкого и газообразного горючего предусмотрено разделительное кольцо 12.

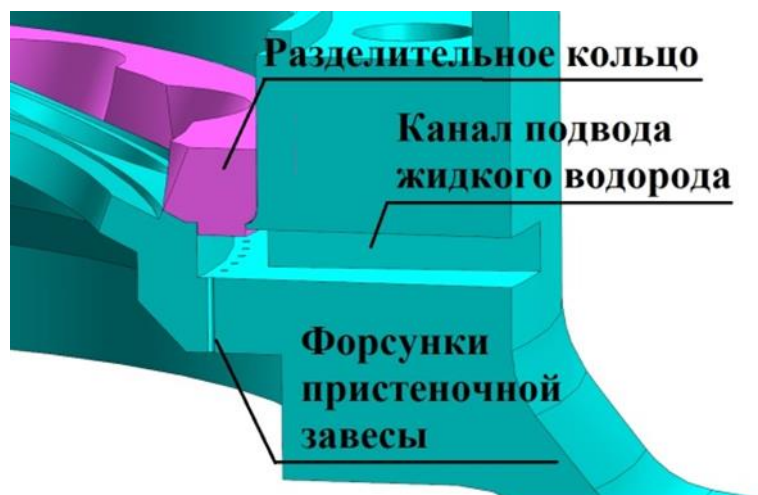


Рис. 5. Расположение форсунок пристеночной завесы

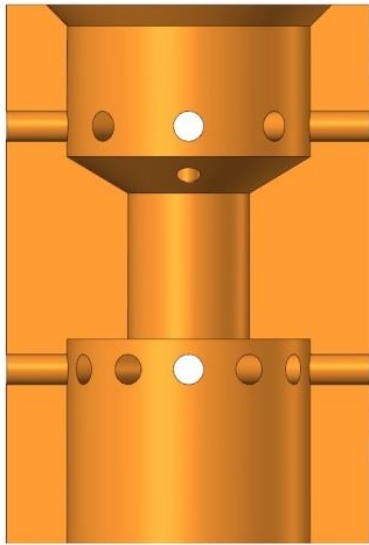
На коллектор 7 приходится 3 штуцера для обеспечения равномерного подвода горючего и равномерного течения газа (со скоростью 24 м/с). Горючее после выхода из коллектора, расположенного на ЦТ, направляется в один из двадцати четырех трубопроводов, который разделяется на три ветки подачи.

Форсунки горючего 10 и окислителя 11 выполняют отдельными деталями и располагают соосно. Форсунки горючего – газовые струйные, окислителя – жидкостные центробежные. При сборке центровка форсунок осуществляется поворотом среднего днища 14 до совпадения рисок среднего и огневого днища. Все форсунки изготавливаются из стали 12Х18Н10Т и припаиваются к днищам.

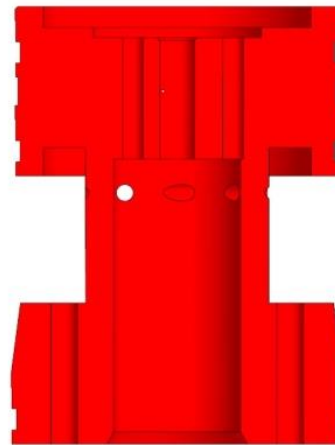
Верхнее днище 15 закрывает полость окислителя и служит для установки свечи зажигания 8 (СПН-3.4-Т).

Система воспламенения выполнена аналогично системе воспламенения на двигателе 17Д15 (рис. 6). На воспламенителе выполняются отверстия для подвода газообразных окислителя и горючего. В полость зажигания окислитель подается напрямую. В средней части выполнены три отверстия: два боковых для подачи газообразного горючего из полости горючего и одно центральное. Во время инициации поджога топлива пламя через центральное отверстие, имеющее меньшее гидравлическое сопротивление, устремляется в полость камеры, где происходит воспламенение всего подаваемого топлива. Через воспламенитель расход горючего и окислителя в номинальном режиме такой же, как и через остальные форсунки горючего и окислителя.

Таким образом воспламенитель является также двухкомпонентной форсункой внутреннего смешения.



**Воспламенитель
разрабатываемой
камеры**



**Воспламенитель
двигателя 17Д15**

Рис. 6. Сравнение воспламенителей разрабатываемой камеры и двигателя-прототипа

Заключение

Разработанная камера удовлетворяет требованиям, предъявляемым к конструкции при проектировании ДУ с ЦТ. Решения обозначенных проблем отображены в построении трехмерной модели конструкции камеры. Окончательная доводка конструкции и проведение верификационных расчетов будет осуществляться на этапе технического проекта.

Библиографический список

1. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Учебник для вузов / А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов [и др.]. – Изд. 2-е, перераб. и доп.; под ред. В.М. Кудрявцева. – Москва: «Высшая школа», 1975. – С. 656.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ВЫХОДНЫХ ДАННЫХ ИСПЫТАНИЙ ДЕМОНСТРАТОРОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

*А.Р. Воробьев, Е.А. Михайлов
Научный руководитель: В.Б. Фёдоров*

В статье рассмотрена проблема влияния геометрических характеристик шестикомпонентного силоизмерительного устройства на достоверность данных, получаемых в ходе испытаний демонстраторов двигательных установок. Для проведения этого исследования было разработано программное обеспечение (ПО) с использованием объектно-ориентированного языка программирования GML и приведена принципиальная блок-схема. С использованием разработанного ПО, были проанализированы данные, получаемые в ходе измерений, и исследована их зависимость от геометрии силоизмерительного устройства. Составлены графики зависимостей изменения выходных данных демонстраторов двигательных установок от смещения геометрии силоизмерительного устройства и проанализирован их характер.

Введение

Силовые воздействия и возникающие моменты в технической механике задаются векторным способом с тремя проекциями в системе координат. Для определения этих проекций применяется шестикомпонентное силоизмерительное устройство, концепция которого описывается в работе [1] и представлена в патенте [2]. Полученные значения позволяют определить в каком направлении и с какой величиной прикладывается усилие. Необходимо разработать программу, позволяющую интерактивно менять геометрию устройства и водные данные, которая позволит пересчитать имеющиеся напряжения в тензодатчиках и сформировать рекомендации по также позволит визуально отобразить главные векторы и оценить характер изменения их направления.

Далее проекции векторов суммируются и по ним формируются главные векторы системы сил и момента системы сил, позволяющие определить их направление. Подробнее принципы и алгоритмы управления с использованием подобных механизмов параллельной кинематики рассмотрены в [3], на данном этапе необходимо сформировать основные требования для работы приведённых алгоритмов. В определении направления главных векторов, исследовании изменения выходных данных от геометрии устройства и заключается основное назначение разработанной программы.

Основные возможности программы:

- Воспроизведение эксперимента путём задания напряжений в датчиках устройства;
- Задание геометрии силоизмерительного устройства с регулируемой точностью в двух режимах;
- Сохранение расчётных случаев в отдельных слотах с возможностью последующей загрузки;
- Графическое представление направления главных векторов системы сил и моментов системы сил.

Описание интерфейса программы

Программа имеет графический интерфейс (рис. 1) и работает в интерактивном режиме. Для обеспечения корректной работы необходимо ввести значения напряжений тензометрических датчиков устройства в окне «Показания датчиков».

На экране представлена таблица координат центров шарниров устройства нижнего (A1-A6) и верхнего (B1-B6) фланцев в собственной ортогональной системе координат OXYZ.

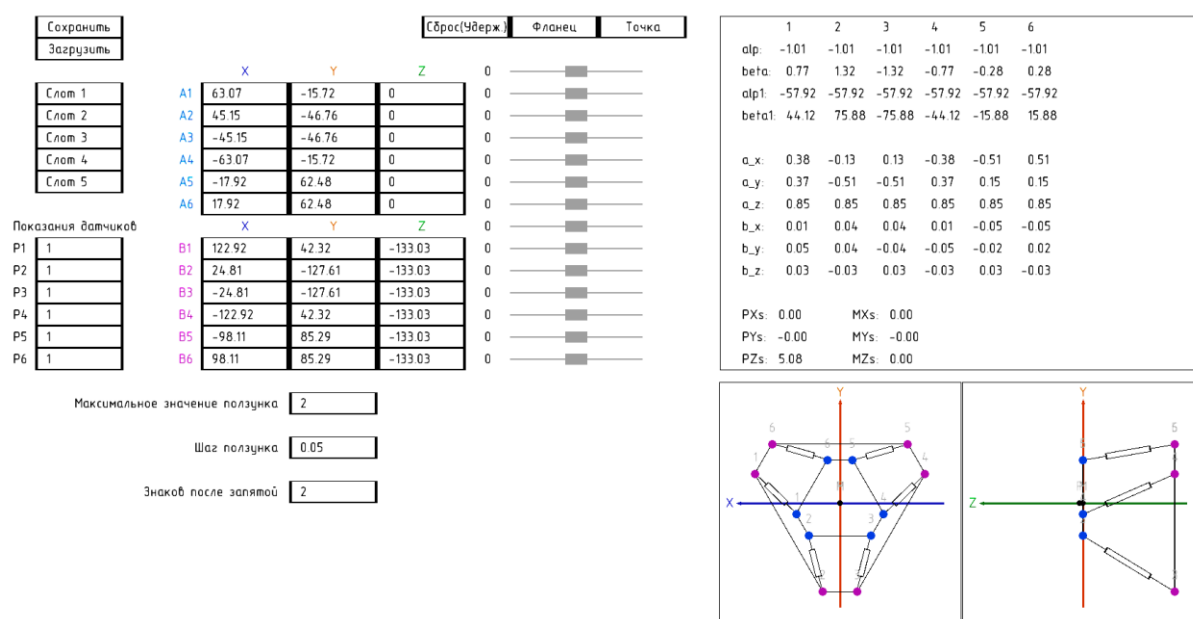


Рис. 1. Главное окно программы

Справа от таблицы находятся ползунки, перемещая которые можно регулировать погрешность позиционирования отдельных шарниров либо фланцев целиком по выбранным осям.

Над таблицей есть 3 кнопки. Кнопка «Сброс (Удерж.)» сбрасывает изменённые значения к начальным после удержания кнопки. Остальные две переключают режим изменения координат точек или их групп.

Экспериментальные значения нагрузок 6 S-образных тензометрических датчиков вносятся в строки P1-P6. В дальнейшем, эти значения пересчитываются программой по выведенным зависимостям математической модели

[1]. Под таблицей результатов расчётов изображена схема силоизмерительного устройства в двух проекциях с направлениями осей устройства.

Описание блок-схемы и принципа работы программы

Блок-схема программы приведена на рис. 2 и показывает порядок и принцип взаимодействия объектов кода программы. Ввод данных осуществляется пользователем с клавиатуры или, в случае ползунков, с помощью мыши либо стрелок на клавиатуре. Значения сохраняются в базу данных, которые в последствии используются для расчета и вывода результатов.

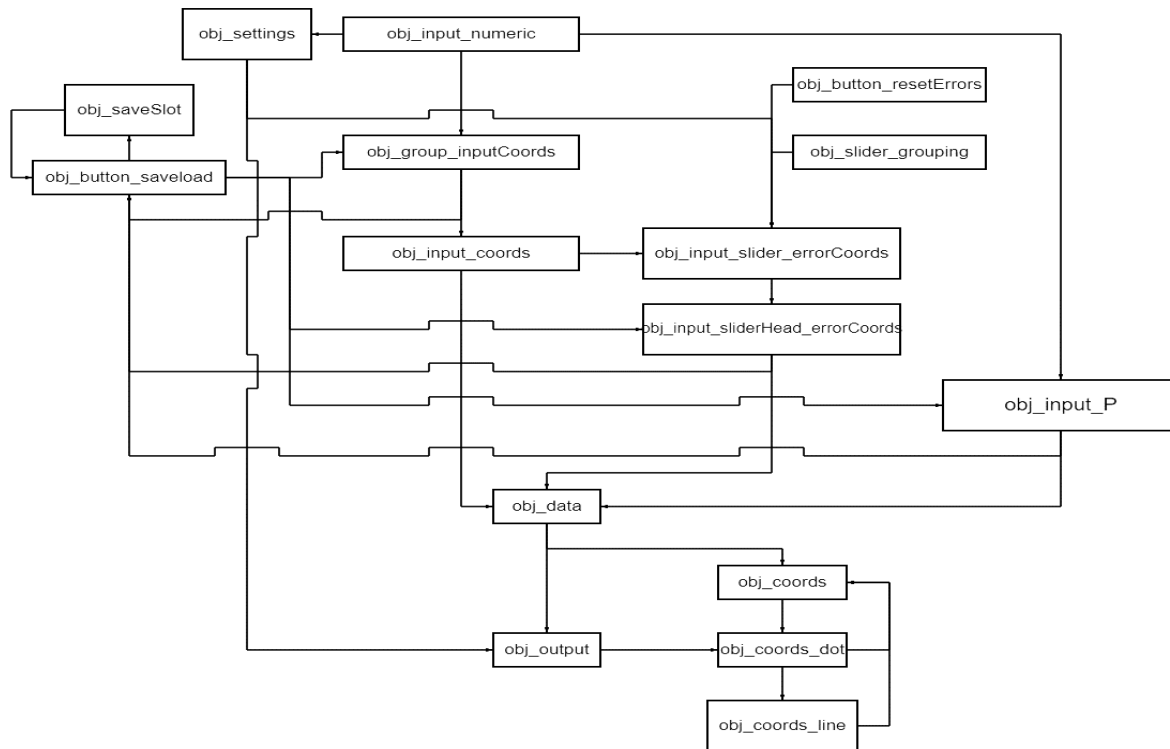


Рис. 2. Блок-схема программы

Процедура создания

Объект «*obj_group_inputCoords*» является основой всей таблицы ввода координат и их ползунков.

Два объекта «*obj_group_inputCoords*» создают по таблице для каждого фланца из объектов «*obj_input_coords*», а также ползунки из объектов «*obj_input_slider_errorCoords*». Затем каждый созданный объект из «*obj_input_slider_errorCoords*» создает ползунки отдельно для себя.

Главный объект для ввода с клавиатуры «*obj_input_numeric*» допускает ввод цифр, минуса и точки и является "объектом-родителем" для следующих: «*obj_input_coords*», «*obj_input_P*», «*obj_settings*». Последние три объекта отвечают за следующие функции:

- «*obj_input_coords*» – объект для ввода исходных координат точек;
- «*obj_input_P*» – объект показаний датчиков;
- «*obj_settings*» – утилита для некоторых настроек программы.

Объекты «*obj_input_slider_errorCoords*» и «*obj_input_sliderHead_errorCoords*» являются составляющими ползунка, которые позволяют подстраивать исходные значения координат. Они связаны с объектами «*obj_input_coords*», «*obj_slider_grouping*», «*obj_button_resetErrors*» для регулировки их функций. Объект «*obj_slider_grouping*» позволяет выбрать группу ползунков индивидуально для точек или целого фланца. Объект «*obj_input_coords*», отвечающий за нажатие на ячейку позволяет выбрать ось, по которой ползунок будет подстраивать значения, «*obj_button_resetErrors*» отвечает за функцию сбрасывания значений всех ползунков к исходному.

Вышеперечисленные объекты, за исключением «*obj_settings*» и «*obj_input_slider_errorCoords*», в реальном времени обновляют значения в базе данных, за которую отвечает объект «*obj_data*».

Объекты «*obj_button_saveload*» и «*obj_saveSlot*» являются составляющими функции сохранения и загрузки. В это время «*obj_saveSlot*» создаёт 5 слотов, которые являются индексами инициализирующих файлов.

После выбора слота при нажатии на соответствующую кнопку "Сохранить" объект «*obj_button_saveload*» запишет все значения из объектов ввода (кроме «*obj_settings*») в соответствующий инициализирующий файл. Кнопка "Загрузить" действует в обратном направлении.

Объект для регулировки настроек «*obj_settings*» связан с объектами «*obj_input_sliderHead_errorCoords*» и «*obj_output*» и обновляет некоторые их значения при вводе пользователем с клавиатуры.

Объект «*obj_output*» отвечает за вычисления, параметры для которых берёт из базы данных «*obj_data*» и выводит на экран результаты для пользователя. В программе предустановлен набор объектов «*obj_output*» с уникальными индексами, каждая из которых выводит своё. Объекты «*obj_coords*», «*obj_coords_dot*», «*obj_coords_line*» отвечают за формирование системы координат.

Смещение фланцев устройства

Исследование проводилось с использованием имеющихся экспериментальных данных, полученных в процессе тарирования устройства (табл. 1). На данном этапе исследований наибольший интерес вызывает смещение фланцев относительно отдельных осей. Смещение задавалось в интервале $\delta \in [-6; +6]$ мм с шагом в 2 мм вдоль каждой из трёх осей устройства по отдельности.

Исходные расчётные данные

Проекция	P_x , кг	P_y , кг	P_z , кг	M_x , кг·м	M_y , кг·м	M_z , кг·м
Величина	0,239	0,252	-9,245	0,01	-0,12	-0,076
Номер датчика	1	2	3	4	5	6
Величина, кг	-2,58	-2,47	-1,39	-0,59	-2,78	-1,1

На рис. 3 приведены графики, демонстрирующие зависимость величины измеряемой проекции от степени смещения фланцев, полученные в результате операций с разработанной программой.

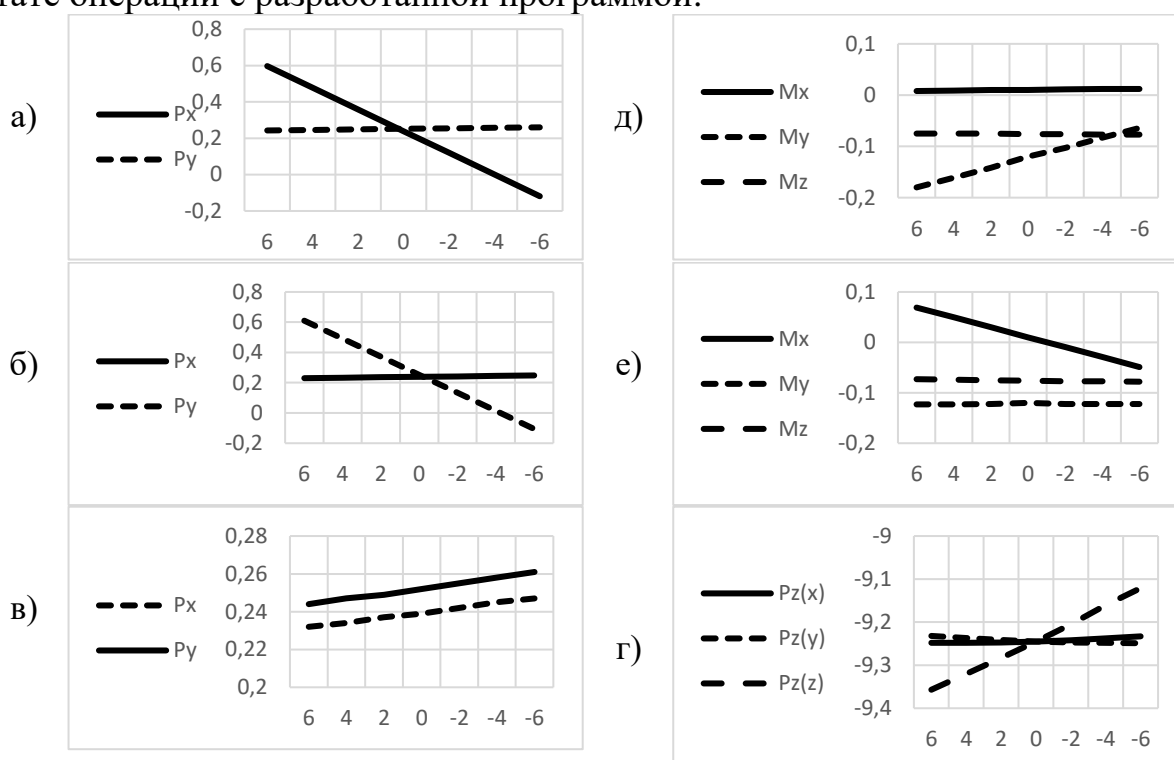


Рис. 3. Графики изменения проекций вектора тяги относительно трёх осей от величины смещения фланцев: а) смещение вдоль оси Ox ; б) смещение вдоль оси Oy ; в) смещение вдоль оси Oz ; г) изменение величины проекции P_z в зависимости от направления смещения д) изменения проекций моментов от смещения фланцев относительно оси Ox ; е) относительно оси Oy ; ж) относительно оси Oz

На графиках рис. 3 видно, что при перемещении фланцев относительно только одной оси наблюдается погрешность от 3 до 200%. Максимальная погрешность момента составила 67% при изменении оси в положительных направлениях относительно осей Ox и Oy , что тоже свидетельствует о сильном искажении реальных результатов измерений.

Выводы

Разработанное программное обеспечение позволяет пересчитывать возникающие во время эксперимента физические напряжения в тензодатчиках

по известной математической модели в проекции главных векторов системы сил и моментов системы сил. Эти значения можно сравнить с экспериментальными, оценить величину погрешности измерений и сформулировать рекомендации по доработке геометрии устройства. Стоит отметить наибольшие изменения наблюдаются при смещении фланцев в положительную сторону осей координат, из чего можно сформулировать требования к доработке геометрии.

Библиографический список

1. Астероидная безопасность: материалы VI студенческой научно-технической конференции 7–9 декабря 2022 г. / под ред. С.Д. Ваулина. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. – 159 с. ISBN 978-5-696-05335-6.
2. Шестикомпонентный силоизмеритель-позиционер/ В.Б. Фёдоров, В.А. Смирнов, Л.Н. Петрова. Патент RU140220U1 от 2014.05.10.
3. Смирнов В.А. Научные основы и алгоритмы управления оборудованием с параллельными приводами: монография / В.А. Смирнов. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2009. – 163 с.

УДК 629.7

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ВОЗДУШНЫМ СТАРТОМ

Е.С. Курапов, М.М. Бузников

Научный руководитель: К.И. Хажиахметов

В работе рассмотрены двигательные установки ракет-носителей с воздушным стартом. Оценены перспективы и основные направления развития.

Ключевые слова: двигатель, топливо, камера сгорания, ступень.

Введение

В условиях современного мира, в котором технические решения зачастую определяются стоимостными показателями, экономический фактор оказывает значительное влияние на аэрокосмическую отрасль. Помимо требований, связанных со стоимостью изготовления и запуска, к ракетно-космической технике предъявляются высокие требования к эффективности использования наземных ресурсов, надёжности и многократности использования.

Реализовать критически важные для современных ракет-носителей (РН) требования при помощи имеющихся технологий и способов запуска в настоящее время весьма затруднительно. Перспективным решением существующей проблемы повышения эффективности запуска РН является воздушный

старт. РН с воздушным стартом позволяют выводить низкоорбитальные легкие спутники различного назначения, например, спутники дистанционного зондирования Земли, спутники, обеспечивающие функционирование систем связи и другие.

РН с воздушным стартом обеспечивают возможность запусков без строительства дорогостоящих стартовых сооружений на универсальных платформах. Основными преимуществами систем воздушного выведения в сравнении с наземным запуском является гибкость в выборе точки старта и возможность увеличения массы полезной нагрузки, выводимой на орбиту.

Воздушный старт обеспечивает надёжный запуск в приэкваториальных широтах, а также позволяет обеспечить всеазимутальные наклонения орбит без выделения дополнительных зон отчуждения для падения отработавших ступеней.

Особенно важным преимуществом РН воздушного старта является возможность экономии массы ракеты за счёт снижения массы топлива на борту, а также возможность реализации возвращаемой конструкции РН.

Определение РН и воздушного старта. Основные примеры РН с воздушным стартом

Запуск ракеты при помощи воздушного старта производится с высоты, доступной для средства доставки. Обычно она составляет несколько километров от поверхности Земли. Средством доставки чаще всего служит самолет. Наиболее часто данный способ в настоящее время используется для запуска аппаратов по суборбитальной траектории, либо для вывода спутников на околоземную орбиту в системах, состоящих из самолёта-носителя и ракеты-носителя или крылатых авиационно-космических системах (АКС) [1].

Наиболее распространённым примером комплекса может выступить проект авиационного ракетного комплекса космического назначения «Воздушный старт». Старт ракеты-носителя «Полёт» выполнялся с самолёта АН-124. В системе применялась двухступенчатая РН общей стартовой массой в заправленном состоянии 100 тонн и максимальной массой выводимой полезной нагрузкой в 3,5–4 тонны. На первой ступени используется жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) НК-43 (рис. 1).

Основные материалы, используемые при изготовлении НК-43 – бронза и сталь. Надёжность двигателя проверена при увеличении числа включений до 10. Схема двигателя – замкнутая, с дожиганием. Горючим является керосин, окислитель – жидкий кислород



Рис. 1. НК-43

В качестве второй ступени предполагается использовать РД-0124 (рис. 2) или ЖРД 11Д58М (рис. 3).



Рис. 2. РД-0124



Рис. 3. ЖРД 11Д58М

Аналогичный проект Boeing 747-400 и РН семейства Launcher был реализован за рубежом. Это двухступенчатые орбитальные РН, разработанные Virgin Orbit. Ракета-носитель выходит в верхние слои атмосферы и способна доставлять небольшие спутники полезной нагрузки весом до 300 килограммов. РН оснащена ракетным двигателем NewtonThree (рис. 4) на разгонной ступени, и двигателем NewtonFour на второй ступени. Это ЖРД, работающие на топливной паре RP-1 (альтернативное ракетное топливо-1, представляющие собой высокоочищенную форму керосина) и LOX (жидкий кислород). Первая ступень имеет тягу 211 кН, вторая 211,5 кН.



Рис. 4. NewtonThree

Другим примером проекта воздушного старта является North American X-15, который был разработан для запуска с самолёта Boeing B-52 Stratofortress. X-15 – гиперзвуковой реактивный самолет. Изначально на его борту находились 2 ЖРД Reaction Motors XLR11 (рис. 5). Это четырёхкамерный двигатель, имеющий тягу 36 кН и работающий на этаноле и жидком кислороде.



Рис. 5. XLR11

Но вскоре XLR11 был заменён на XLR99 (рис. 6), который превосходил прошлый двигатель. Новый ЖРД имел тягу в 250 кН и работал уже на жидком аммиаке и жидком кислороде.

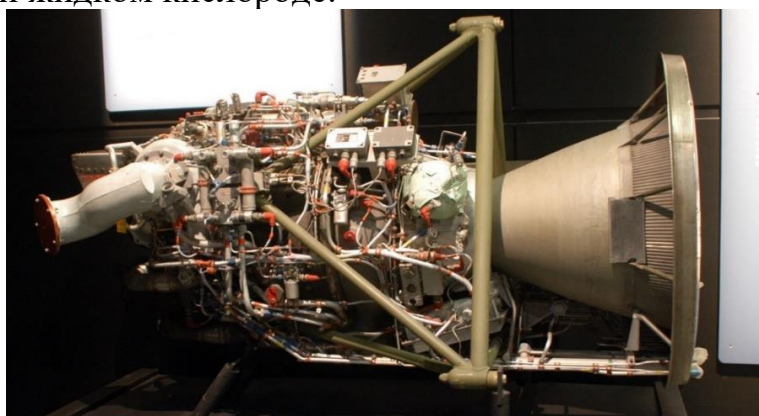


Рис. 6. XLR99

Заключение

Разработка новых ракетных двигателей невозможна без учёта требований, поставленных практикой их использования в ракетно-космической технике. Основным преимуществом рассмотренного способа запуска РН является то, что запуск производится в воздушном пространстве. Таким образом отпадает необходимость в использовании отдельной стартовой наземной площадки, постройка и обеспечение функционирования которой требует значительных финансовых вложений. В связи с наличием мирового опыта разработки РН воздушного старта, возможным финансовым эффектом от применения данного технического решения, поиск новых решений в области проектирования двигательных установок РН воздушного старта является перспективным научным направлением.

Среди рассмотренных решений для большинства РН применяются стандартные ЖРД средних тяг с соплом Лавалья в качестве силовой установки,

поскольку основные потребности современной аэрокосмической отрасли ограничиваются доставкой полезных грузов массой до 300 килограммов.

Однако, в современной практике использования РН всё большее внимание уделяется возвращаемым конструкциям. В рассмотренных проектах, решений, направленных на обеспечение многоразовости ДУ или РН, не выявлено. Исключением является двигатель НК-43, для которого была отработана система многократного запуска. При этом, ряд технических решений, таких как использование выдвижных сопловых насадков или применение широкодиапазонных сопл ЖРД позволят реализовать полностью возвращаемую РН в будущем.

Библиографический список

1. Ахметов К.Т., Молдамурат Х. Выбор оптимальных массогабаритных характеристик трехступенчатой ракеты-носителя среднего класса / Наука и техника Казахстана – 2023. – С. 9–25.
2. Thompson, Milton O. At the Edge of Space: The X-15 Flight Program. – 1992. – 392 с.
3. Ракеты-носители. / Александров В.А., Владимиров В.В., Дмитриев Р.Д., Осипов С.О. – Москва: Воениздат, 1981. – 315 с.
4. State Estimation and Quick Trajectory Optimization for Air-Launch Rocket. / IFAC Proceedings Volumes – 2010. – С. 148–153.
5. Air-rocket space launch system – as Responsive Space System / Filipiak D., Zalewski P., Postek J. / DEFENCE SCIENCE REVIEW. – 2022. – С. 101–114.
6. Catchpole, John E. The International Space Station: Building for the Future – 2008. – 389 с.
7. Davies M. The Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers. – New York: McGraw-Hill, – 2002. – 1360 с.

УДК 621.454.2, 621.45.01, 621.45.015.4, 004.942

ОБ ОЦЕНКЕ ВЛИЯНИЯ КОЛИЧЕСТВА КАМЕР НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ МНОГОКАМЕРНОГО ЖРД С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ

*Д.А. Бельчиков, П.А. Третьяков, Р.Р. Нургалин
Научный руководитель: К.И. Хажиахметов*

В работе дается первоначальная оценка потерь удельного импульса, связанных с наличием волнового сопротивления в многокамерных жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) с центральным телом.

Ключевые слова: CFD, Flow Simulation, ЖРД, ЦТ, центральное тело, штыревое сопло, plug clustered.

Введение

Настоящая статья является развитием опубликованной ранее работы [1], посвященной попытке формализовать, доступные к настоящему времени, данные о закономерностях работы многокамерных ЖРД с центральным телом. Так, в рамках [1] вводился коэффициент, оценивающий эффективность работы N-камерного двигателя в сравнении с двигателем, оснащенный кольцевой камерой – коэффициент перекрытия $\delta_{\text{п}}$.

При этом под эффективностью в [1] в основном понималась полнота восприятия тяги поверхностью центрального тела (ЦТ), которая, будучи в непосредственной зависимости от располагаемого массового расхода, снижалась по мере уменьшения последнего – по мере снижения количества камер. Такое определение эффективности было результатом допущения о наличии приближенного равенства между интенсивными характеристиками процессов в многокамерном и однокамерном (с кольцевой камерой) двигателе, и, как следствие, зависимости коэффициента $\delta_{\text{п}}$ исключительно от отношения:

$$\frac{NP_{\text{ц}}}{P_{\text{к}}} = \frac{NF_{\text{м.ц}}}{F_{\text{м.к}}} = \delta_{\text{п}}, \quad (1)$$

где $P_{\text{ц}}$, $P_{\text{к}}$ и $F_{\text{м.ц}}$, $F_{\text{м.к}}$ – тяга и площадь минимального сечения двигателя с N-цилиндрическими и с кольцевой камерами, соответственно.

Реальный процесс, как это видно по рис. 1, сопряжен с возникновением на поверхности центрального тела системы скачков уплотнения, приводящих к снижению характерной скорости истечения продуктов сгорания (ПС), а равно к уменьшению удельного импульса тяги.



Рис. 1. Фотография процесса истечения в штыревом сопле демонстратора многокамерной ДУ с ЦТ [2]

Учитывая, что удельный импульс тяги является наиболее универсальной характеристикой эффективности ЖРД, оценим величину его потерь в зависимости от количества камер, прибегнув к численному моделированию.

Настройка и получение результатов расчетного случая

Для проведения сравнительного анализа будем моделировать процесс течения в N -камерных и однокамерном (с кольцевой камерой) двигателях в пакете прикладного газодинамического моделирования Solidworks Flow Simulation [3].

По условиям задачи создадим семейство твердотельных моделей проточных частей двигателей, обладающих тождественными геометрическими характеристиками центральных тел и шириной щелевого минимального сечения кольцевой камеры, равной диаметру круглого минимального сечения цилиндрической камеры. Количество камер N многокамерных моделей примем в соответствии со следующим рядом: 16, 24, 32, 48, 56, 64 – значение предельных членов, в котором выбраны исходя из общих соображений о качестве использования поверхности ЦТ, общей сложности системы подачи и надежности двигателя.

Учитывая асимметричность полученных моделей, расчетную область, общий вид которой приведен на рис. 2, удобно построить, как сектор с центральным углом 90° прямого кругового цилиндра диаметром $D = 3,66D_{\text{ЦТ}}$ и длиной $L = 4,30L_{\text{ЦТ}}$.

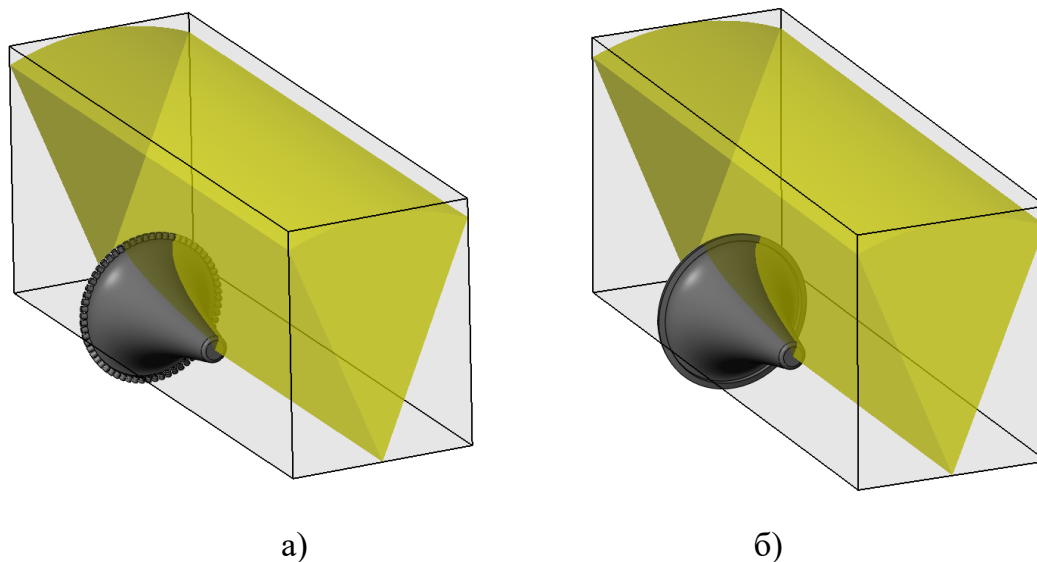


Рис. 2. Общий вид расчетной области: а) N -камерной модели; б) однокамерной модели

В качестве граничных условий (ГУ) на поверхностях втекания (внутренних торцевых поверхностях камер) используем ГУ II рода: постоянную величину секундного массового расхода ПС, с полным давлением и температурой, рассчитанными для камеры, работающей в составе однокамерного двигателя на экологически чистом топливе с давлением в камере сгорания

$p_k = 7$ МПа и степень расширения ПС в сопле $\varepsilon = 117$. Для внешних поверхностей расчетной области используем ГУ I рода в виде статического давления $p_n = 0,06$ МПа и температуры атмосферного воздуха $T_n = 293,15$ К. А для внутренних поверхностей, твердых стенок – условия не протекания и прилипания.

Варьируя характерными размерами конечных объемов базовой и локальных (поверхностных) ортогональных сеточных моделей 64-камерного двигателя, обладающего наибольшим числом и плотностью геометрически сложных элементов, проведем серию предварительных расчетов. Определим, таким образом, что показатели осевой составляющей силы, приложенной к поверхности ЦТ, сходятся с точностью в 3,5% при наибольшем и наименьшем размерах: 0,1364 и 0,0599 мм – для базовой; 0,0043 и 0,0019 мм – для локальной (на поверхности ЦТ) сеток.

Отдельно обозначим, что величину массового расхода через кольцевую камеру найдем, как произведение плотности тока ПС через минимальное сечение круглой камеры и площади щелевого минимального сечения.

Определив все необходимые величины в настройках расчетных случаев, произведем расчеты в указанном выше объеме, а полученные результаты представим в графической форме на рис. 3 и 4.

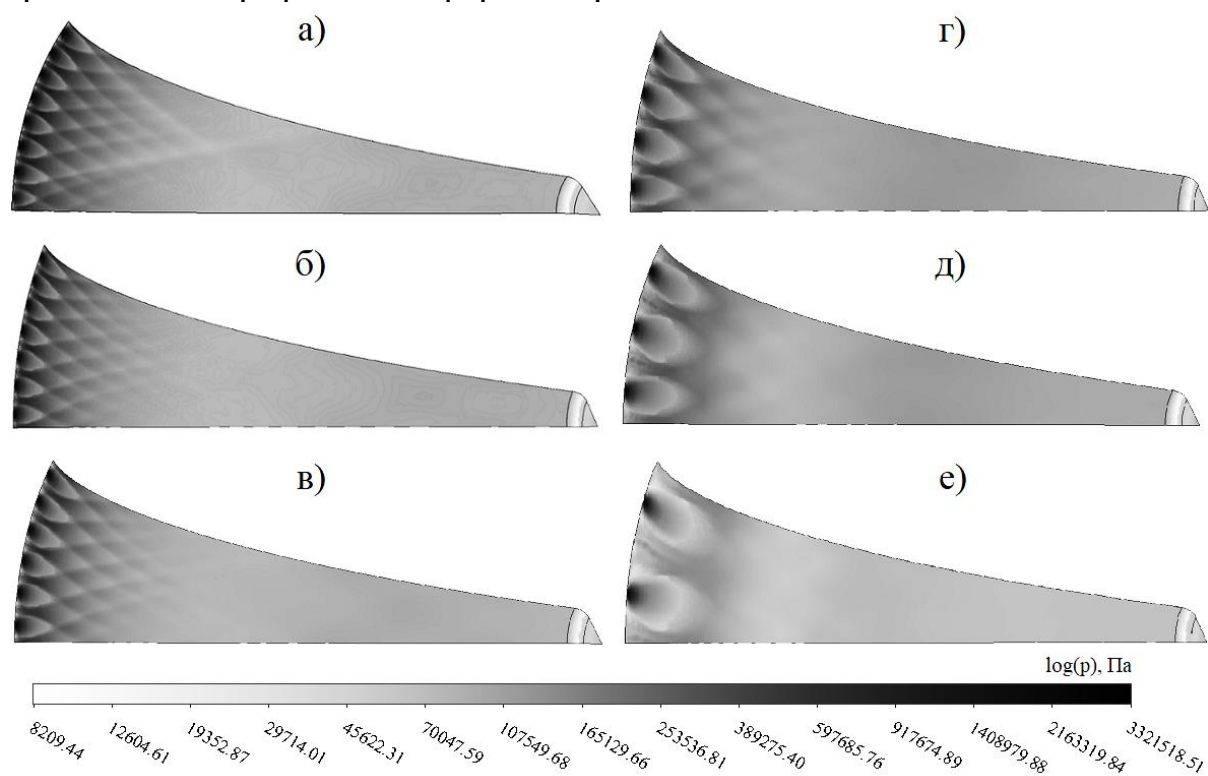


Рис. 3. Поле давлений на поверхности ЦТ при N равном:
а – 64; б – 56; в – 48; г – 32; д – 24; е – 16

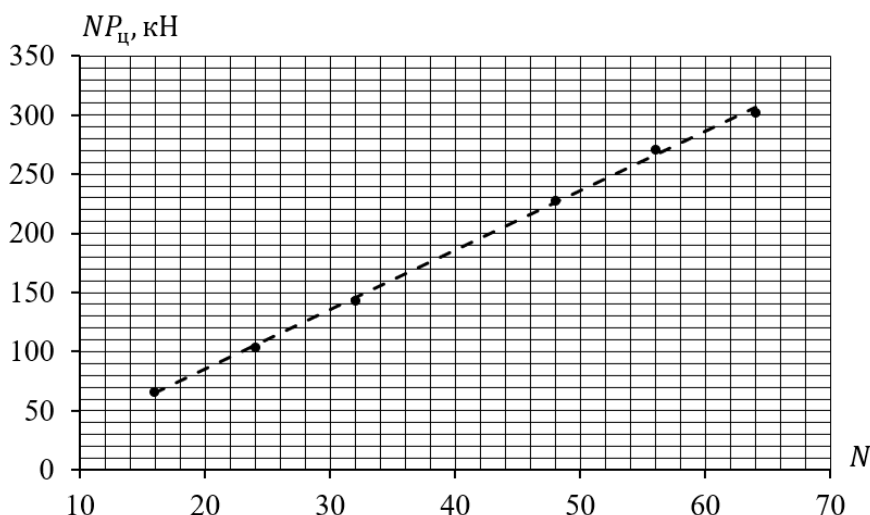


Рис. 4. Зависимость тяги, снимаемой с ЦТ $P_{цт}$ от количества камер N

Анализ полученных данных

Из рис. 3 видно, что на поверхности ЦТ ввиду ударного взаимодействия отдельных струй ПС возникает достаточно сложная интерференционная картина локальных максимумов давления. При этом образование скачков уплотнения в потоках, как это следует из рис. 5, связано не только с непосредственным взаимодействием струй, но и с их перерасширением ввиду избытка располагаемой площади ЦТ.

Одновременно, анализируя данные рис. 4, можно заключить, что изменение тяги, снимаемой с поверхности ЦТ, имеет выражено линейный характер. Восстанавливая неизвестные коэффициенты при помощи метода наименьших квадратов (МНК), получим аппроксимирующее выражение вида (2) с коэффициентом детерминации $R^2 \approx 0,999$

$$NP_{ц} = 5027N - 15454. \quad (2)$$

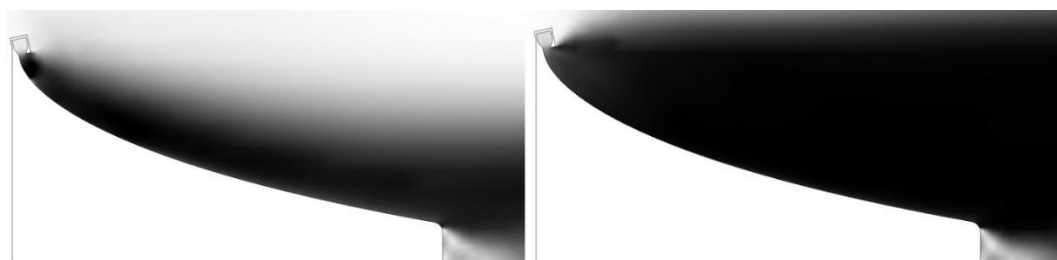


Рис. 5. Общий вид поля скоростей: слева – 64-камерный двигатель; справа – двигатель с кольцевой камерой

Определив, закон изменения тяги многокамерного двигателя и особо отметив, что тяга двигателя с кольцевой камерой составила величину порядка $1,1 \cdot 10^3$ кН, вычислим долю удельного импульса, теряемую в следствии протекания указанных выше процессов. Для этого запишем выражение (1) в полной форме:

$$\frac{NP_{\text{ц}}}{P_{\text{к}}} = \frac{NP_{\text{ц,к}} + P_{\text{ц,цт}}}{P_{\text{к,к}} + P_{\text{к,цт}}} = \frac{N\dot{m}_{\text{ц}}I_{\text{у.ц,р}}}{\dot{m}_{\text{к}}I_{\text{у.к,р}}} = \frac{NF_{\text{м.ц}} p_{0\text{м.ц}} \beta_{\text{ц}} I_{\text{у.ц,р}}}{F_{\text{м.к}} p_{0\text{м.к}} \beta_{\text{к}} I_{\text{у.к,р}}}, \quad (3)$$

где $P_{\text{ц,к}}$, $P_{\text{ц,цт}}$ и $P_{\text{к,к}}$, $P_{\text{к,цт}}$ – тяга, создаваемая камерами (-ой) и сектором ЦТ, площадь которого пропорциональна количеству камер, в многокамерном и однокамерном двигателях, соответственно;

$\dot{m}_{\text{ц}}$ и $\dot{m}_{\text{к}}$, $I_{\text{у.ц,р}}$ и $I_{\text{у.к,р}}$, $p_{0\text{м.ц}}$ и $p_{0\text{м.к}}$, $\beta_{\text{ц}}$ и $\beta_{\text{к}}$ – массовый расход, удельный импульс на расчетном режиме, полное давление в минимальном сечении и расходный комплекс для многокамерного и однокамерного двигателей.

Учитывая, что процесс расширения, протекающий в камере (-ах) является механически изолированным, геометрические характеристики профилей образующих камер являются тождественными, а параметры ПС, устанавливающиеся на поверхности втекания, в частности, полное давление, имеет абсолютную погрешность сходимости порядка 3%, с достаточной точностью можно принять, что $p_{0\text{м.ц}}/p_{0\text{м.к}} \rightarrow 1$ и $\beta_{\text{ц}}/\beta_{\text{к}} \rightarrow 1$.

Тогда обозначая действительное отношение тяг, как действительный коэффициент $\delta_{\text{п}}$, а идеальное – как $\delta_{\text{п}}^{\text{ид}}$, выразим из соотношений (2) и (3) коэффициент удельного импульса многокамерного двигателя $\varphi_{\text{мн}}$ в виде:

$$\varphi_{\text{мн}} = \frac{I_{\text{у.ц,р}}}{I_{\text{у.к,р}}} = \frac{NP_{\text{ц}}}{P_{\text{к}}} \frac{F_{\text{м.к}}}{NF_{\text{м.ц}}} = \frac{(5027N - 15454)F_{\text{м.к}}}{NF_{\text{м.ц}}} = \frac{\delta_{\text{п}}}{\delta_{\text{п}}^{\text{ид}}}. \quad (4)$$

Изображая изменение коэффициента $\varphi_{\text{мн}}$ в рассматриваемом диапазоне количества камер на рис. 6, отметим, что полученную зависимость возможно аппроксимировать степенной функцией четвертого и более порядков с коэффициентом $R^2 \approx 0,999$.

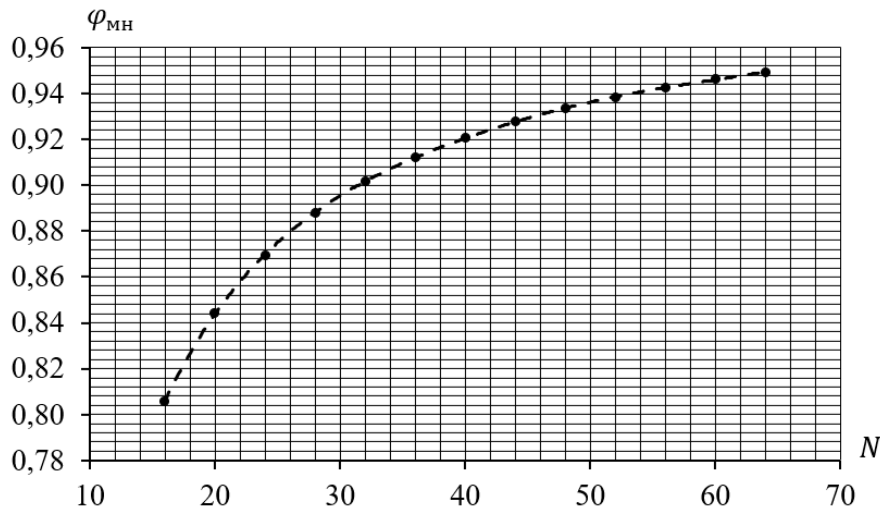


Рис. 6. Зависимость коэффициента $\varphi_{\text{мн}}$, от количества камер N

Так, вновь применяя МНК, получим для аппроксимирующей функции четвертого порядка выражение вида:

$$\varphi_{\text{мн}} = -(5,73 \cdot 10^{-8})N^4 + (1,12 \cdot 10^{-5})N^3 - (8,39 \cdot 10^{-4})N^2 + 0,0297N + 0,5046. \quad (5)$$

Заключение

Ввиду того, что потери удельного импульса в общем случае являются аддитивной величиной, суммарный коэффициент потерь, с определенной точностью [4], находят, как произведение коэффициентов, учитывающих вклад отдельных явлений в несовершенство протекающего в сопле процесса расширения ПС. Тогда коэффициент $\varphi_{\text{мн}}$, определяющий долю потерь, вызываемых волновым сопротивлением, в следствии неполного использования располагаемым расходом ПС имеющейся площади ЦТ, может использоваться для вычисления суммарных потерь наряду с другими известными коэффициентами [5].

При этом естественно, что ввиду отсутствия верификации расчетных случаев на надежных экспериментальных данных и одновременном наличии несовершенства численного метода исследования, определяющего точность получаемых результатов, как функцию качества используемой ортогональной сеточной модели, адекватности применения $k - \varepsilon$ модели турбулентности Лэма–Бремхерста и пр., полученные оценки величины $\varphi_{\text{мн}}$ являются первым приближением результатов, способных быть полученными в программных пакетах более высокого класса и также нуждающихся в проверке физическим экспериментом.

Наконец, любопытным следствием настоящей работы, является факт того, что поведение закона изменения тяги N-камерного двигателя от величины N по своему характеру повторяет вид дроссельной характеристики N-камерного двигателя с круглыми соплами.

Источник финансирования.

Исследования проведены при поддержке Министерства образования и науки Челябинской области по соглашению № 558 от 25 августа 2022 г.

Библиографический список

1. О выборе количества камер многокамерного широкодиапазонного ЖРД / Д.А. Бельчиков, К.И. Хажиахметов // Астероидная безопасность: материалы VI студенческой научно-технической конференции / под ред. С.Д. Ваулина. – Челябинск: ЮУрГУ, 2022. – С. 84–89. – Текст: электронный.
2. «Проект новейшей ракеты КОРОНА: что испытали на Урале на самом деле?» / Д. Кононыхин. – Изображение: электронное. // Youtube – URL: <https://www.youtube.com/watch?v=W4Yd4oVVGEI> (дата обращения: 01.05.2023).
3. SolidWorks Flow Simulation: 2012 Technical Reference: [электронное пособие]. – Velizy-Villacoublay, France: Dassault System, 2012. – CD-ROM. – Загл. с титул. экрана.
4. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования / М.В. Добровольский. – Москва: «Машиностроение», 1968. – 398 с.
5. Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – Москва: Машиностроение, 1980. – 533 с.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МАЛОРАСХОДНОГО КРИОГЕННОГО ШНЕКОЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА

Н.С. Корчак, А.Е. Лапин, К.И. Хажиахметов, Р.Р. Нургалин
Научный руководитель: С.Д. Ваулин

В работе рассматриваются особенности проектирования шнекоцентробежных насосов с малой степенью быстроходности и малым объемным расходом. Работоспособность спроектированного насоса подтверждена CFD-расчетом.

Ключевые слова: ЖРД, насос, шнекоцентробежный насос, CFD-анализ.

Проблематика

В настоящее время происходит стремительное развитие космонавтики и технологий, направленных на совершенствование ракетно-космической техники (РКТ). Космическое пространство постепенно коммерциализуется, и потребность в новых космических аппаратах неизменно растет. Происходит развитие новых и уникальных технологий, благодаря чему находят новые конструктивные и технологические решения в сфере специального машиностроения, вследствие чего космические аппараты становятся сложнее, легче и компактнее.

Для космических аппаратов уменьшение массы является одной из приоритетных задач, поскольку запуск менее массивных аппаратов существенно выгоднее с экономической точки зрения. При этом облегчение самих космических аппаратов касается и двигательных установок, устанавливаемых на этих аппаратах.

С уменьшением массы аппарата уменьшается и потребная тяга двигателя, а следовательно, и масса самого двигателя. Для двигателей, оснащенных турбонасосной системой подачи, это связано с уменьшением потребных расходов компонентов через насосы. При сохранении потребных давлений, которые должен обеспечивать насос, уменьшение расхода компонента означает существенное уменьшение степени быстроходности насоса, что влечет за собой ряд конструктивных трудностей.

При этом методики расчета, изложенные в [1, 2], дают удовлетворительные результаты для проектирования насосов со степенями быстроходности в диапазоне 40...120 при объемных расходах компонентов не ниже 0,02 м³/с. Но при расчете малорасходного шнекоцентробежного насоса с малой степенью быстроходности возникают ошибки, существенно затрудняющие процесс проектирования. Поэтому при проектировании таких насосов необходимо учитывать некоторые особенности, связанные с применением ряда стандартных методик.

Особенности расчета шнекоцентробежного насоса

В качестве примера рассчитан модельный шнекоцентробежный криогенный насос с исходными данными, указанными в табл. 1. Область применения данного насоса ограничивается стендовыми системами, направленными на обеспечение охлаждения конструкций, оснащёнными регенеративной системой охлаждения.

Таблица 1

Исходные данные для расчета

Параметр	Значение
Рабочая жидкость	Жидкий азот
Расход компонента (\dot{m}), кг/с	1
Температура компонента (T), К	77
Плотность компонента (ρ), кг/м ³	807,1
Кинематическая вязкость (ν), м ² /с	$2,0078 \cdot 10^{-7}$
Давление на входе в насос ($p_{вх}$), МПа	0,15
Давление на выходе из насоса ($p_{вых}$), МПа	5
Скорость вращения вала (n), об/мин	30000
Скорость вращения вала (ω), рад/с	3141,6
Давление насыщенных паров (p_s), МПа	0,1

При таком сочетании данных коэффициент быстроходности насоса n_s равен 31,3, что соответствует тихоходному насосу согласно [1].

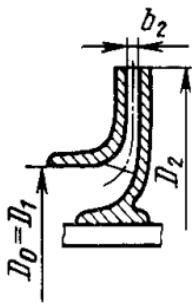
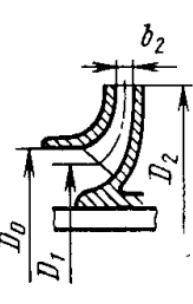
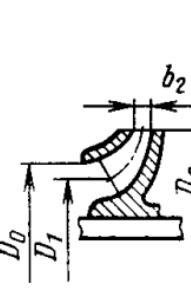
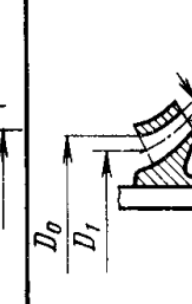

Колесо центробежного насоса			Колесо	
тихоходное	нормальное	быстроходное	диагонального насоса	осевого насоса
				
$n_s = 40 \dots 80$ $D_0/D_2 \approx 0,4$ $b_2/D_2 \approx 0,04$	$n_s = 81 \dots 140$ $D_0/D_2 \approx 0,5$ $b_2/D_2 \approx 0,8$	$n_s = 141 \dots 300$ $D_0/D_2 \approx 0,55 \dots 0,7$ $b_2/D_2 = 0,1 \dots 0,2$	$n_s = 301 \dots 600$ $D_0/D_2 \approx 0,8 \dots 0,9$ $b_2/D_2 = 0,2 \dots 0,4$	$n_s = 601 \dots 1800$ $D_0/D_2 \approx 1,2 \dots 1,6$ $h_2/D_2 = 0,2 \dots 0,5$

Рис. 1. Примерный вид меридионального сечения колес насосов с различными коэффициентами быстроходности

При расчете насоса в связи с большой скоростью вращения колеса насоса и его малой мощностью, расчетный диаметр вала может быть менее 6 мм, что на практике осуществлять нецелесообразно в связи с малой жесткостью вала, который может иметь большую относительную длину. Кроме того,

при изготовлении насоса необходимо учитывать применяемые подшипники. Подшипники малого диаметра могут иметь недостаточные несущую способность и долговечность, которые являются важными характеристиками таких нагруженных агрегатов, как турбонасосный агрегат. Исходя из данных соображений рассчитанный для рассматриваемого насоса диаметр вала, равный 6 мм, принят равным 10 мм.

Следующая особенность расчета заключается в определении кавитационного коэффициента быстроходности и скорости вращения насоса. Для подобных насосов скорость вращения ротора, рассчитываемая традиционными способами, может достигать значений 100...150 тыс. об/мин. При таких скоростях вращения балансировка ротора становится чрезвычайно ответственной задачей, а в силу малых размеров насоса обеспечить балансировку ротора становится особенно затруднительно.

Стоит учитывать, что большая скорость вращения не дает значительного снижения массы и габаритов ротора насоса в связи с рядом технологических и конструктивных особенностей исследуемой конструкции. Кроме того, большая скорость вращения ротора повышает требования к подшипникам, а также требует организации их охлаждения, что, в свою очередь, требует затрат мощности насоса. Данные затраты могут нивелировать преимущество насоса по КПД перед насосами с меньшими скоростями вращения. Поэтому при невозможности обеспечить максимальную скорость вращения рациональным решением является ограничение скорости вращения ротора насоса исходя из конструктивных решений или же из возможностей привода насоса.

Для рассматриваемого насоса была принята скорость вращения, равная 30000 об/мин, обусловленная имеющимся приводом. При этом коэффициент кавитационной быстроходности $C_{срв}$ равен 2060, что несколько меньше, чем у традиционных насосов ТНА ЖРД.

При совместной работе шнека и центробежного колеса необходимо обеспечить оптимальную закрутку потока, что напрямую влияет на антикавитационные характеристики насоса. Однако при расчете оказывается, что осевая скорость потока на среднем диаметре шнека оказывается существенно меньше, чем окружная скорость. Это, в свою очередь, влияет на эквивалентный шаг шнека и потребный угол потока на выходе из шнека. В итоге уменьшается угол установки лопатки шнека, угол атаки на входе шнека, что ведет к снижению эффективности шнека и уменьшает его вклад в создание напора. Шнек становится практически непроходимым для жидкости из-за большого перекрытия проточной части лопатками шнека.

В данном случае целесообразно несколько увеличить угол установки лопатки шнека, а также сократить его длину до 0,5...1 витка чтобы исключить перекрытие проточной части. Кроме того, увеличение угла установки лопатки увеличит напорность шнека, что увеличит давление жидкости за шнеком и улучшит антикавитационные качества насоса.

При определении основных геометрических размеров центробежного колеса стоит обратить внимание на ширину канала колеса на выходе. В результате расчетов она может оказаться чрезвычайно малой, порядка 0,5...1 мм. Стоит отметить, что в расчете не учитывается наличие пограничного слоя, который несколько сужает проточные размеры канала. При больших размерах центробежного колеса сужение потока из-за наличия пограничного слоя практически не оказывает влияния, однако при размерах порядка 1 мм сужение потока способно оказать существенное влияние, вследствие чего увеличиваются гидравлические потери колеса. В данном случае целесообразно принимать ширину канала исходя из технологических возможностей. Степень влияния ширины канала можно также подбирать методом математического моделирования, проведя серию расчетов.

Одной из существенных особенностей является низкий КПД малорасходных насосов. Основной причиной этому служит расходный КПД насоса, который существенно уменьшается с уменьшением размеров насоса. Это связано с возрастающим относительным расходом на утечки через уплотнения. В настоящий момент существуют технологические ограничения на ширину зазора в уплотнениях, которая с уменьшением размера насоса имеет некоторый предел, меньше которого невозможно обеспечить ширину зазора. Например, насос горючего ТНА двигателя 5С60 при номинальном объемном расходе 0,66 л/с имеет величину зазоров между рабочим колесом и корпусом порядка 0,1...0,15 мм [3]. При этом насос горючего двигателя 11Д55 имеет объемный расход 36,6 л/с, а зазоры в его уплотнениях лежат в пределах 0,17...0,22 мм. Соответственно, и относительные величины перетечек у данных насосов существенно различаются. В рассчитываемом насосе при ширине уплотнений 0,15 мм величина перетечек через два уплотнения составляет 0,65 л/с при номинальном объемном расходе 1,24 л/с. Соответственно, объемный КПД невелик и равен 0,66. Решением данной проблемы может быть сокращение ширины зазоров, введение лабиринтных уплотнений, точная подгонка размеров элементов насоса.

Спроектированная геометрия насоса

По результатам расчетов, с учетом приведенных выше особенностей, была получена геометрия проточной части насоса, приведенная на рис. 2 и 3. Для уменьшения перетечек компонента было принято решение увеличить длину уплотняемой щели, установив покрывной диск на колесо насоса. Ширина уплотнений составила 0,15 мм.

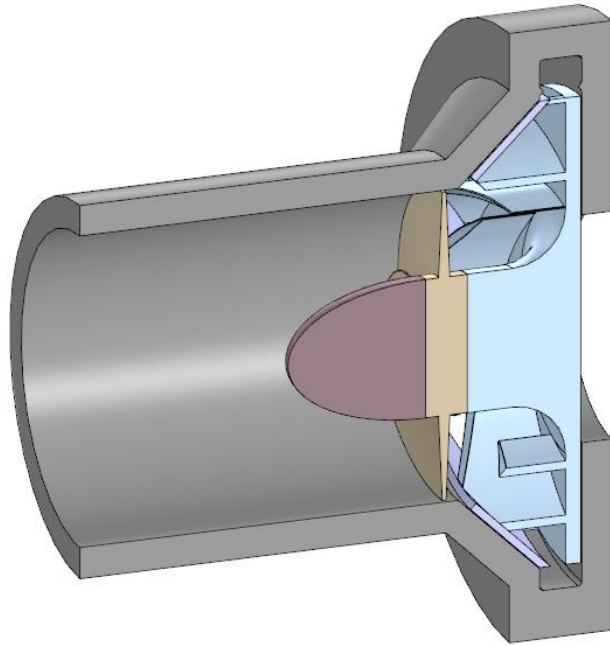


Рис. 2. Общий вид геометрии насоса

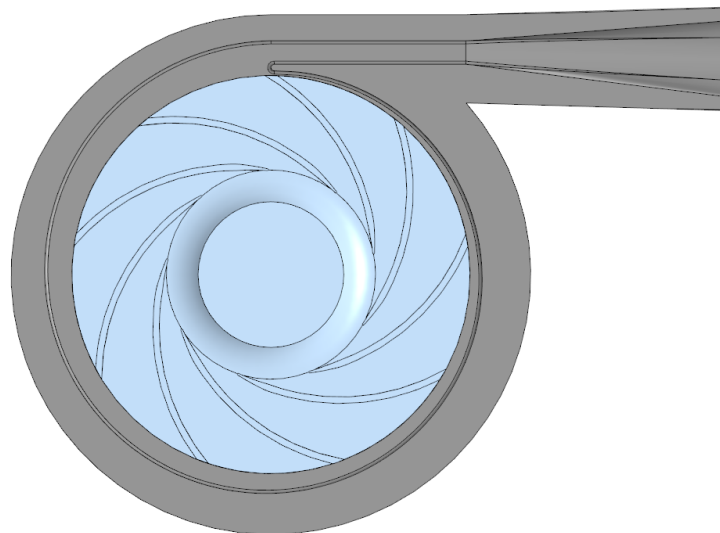


Рис. 3. Профиль спирального сборника насоса в плане

Рассчитанное значение КПД насоса составило 0,458; величина крутящего момента на валу – 4,17 Н*м при потребляемой мощности 13870 Вт.

CFD-анализ рассчитанного насоса

Для проверки правильности проведенных расчетов проведем CFD-моделирование полученного насоса. Для моделирования насоса необходимо разбить проточную часть на 3 различных домена. Первый и последний домены являются входом и спиральным сборником насоса и неподвижны. Ротор насоса является вращающимся доменом. Поскольку расчет стационарный, вместо задания вращения всего домена зададим вращение системы координат в данном домене вокруг оси насоса.

В качестве расчетной сетки используется сетка с многогранными элементами и десятью призматическими слоями для моделирования при стеночного слоя. Количество ячеек составило 4148747 ячеек. В качестве модели турбулентности используется модель $k-\omega$ SST, которая рекомендуется при большинстве инженерных расчетов. В пристеночной области используется модель $k-\omega$, а во внешнем потоке происходит автоматическое переключение на модель $k-\epsilon$.

В качестве граничных условий задано полное давление на входе в насос, равной 1,5 бар и массовый расход 1 кг/с на выходе из насоса. Поскольку данное сочетание граничных условий имеет плохую сходимость, для предварительных расчетов использовались значение массового расхода на входе и давление на выходе из насоса. После получения предварительного результата граничные условия были изменены и проведен дальнейший расчет.

Результаты расчета приведены на рис. 4 и 5.

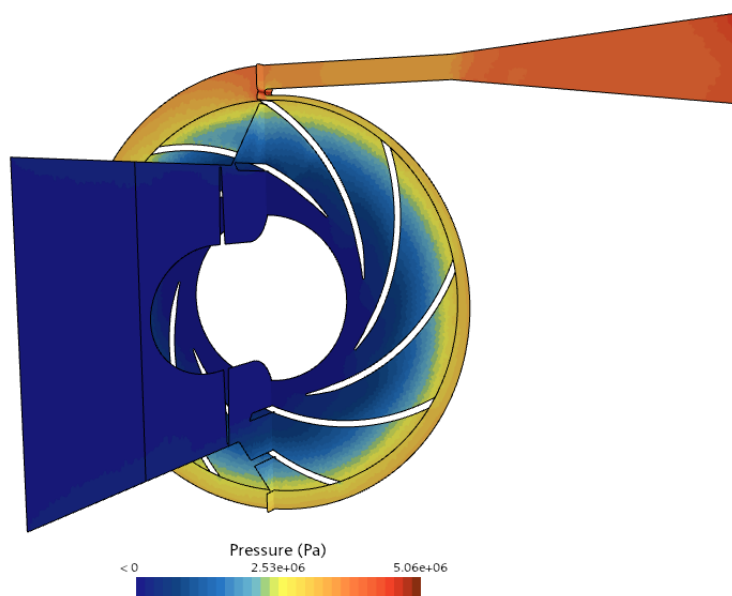


Рис. 4. Поле давления в насосе

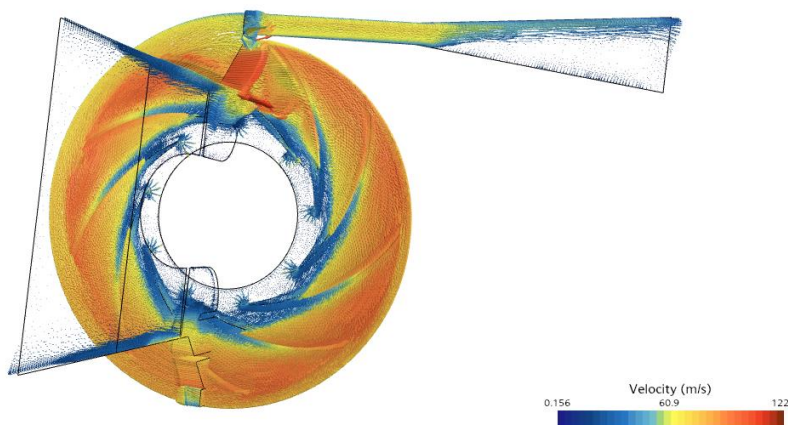


Рис. 5. Векторное поле скоростей в насосе

Для проверки сходимости использовались расчетные параметры КПД насоса и крутящего момента. Их графики приведены на рис. 6 и 7.

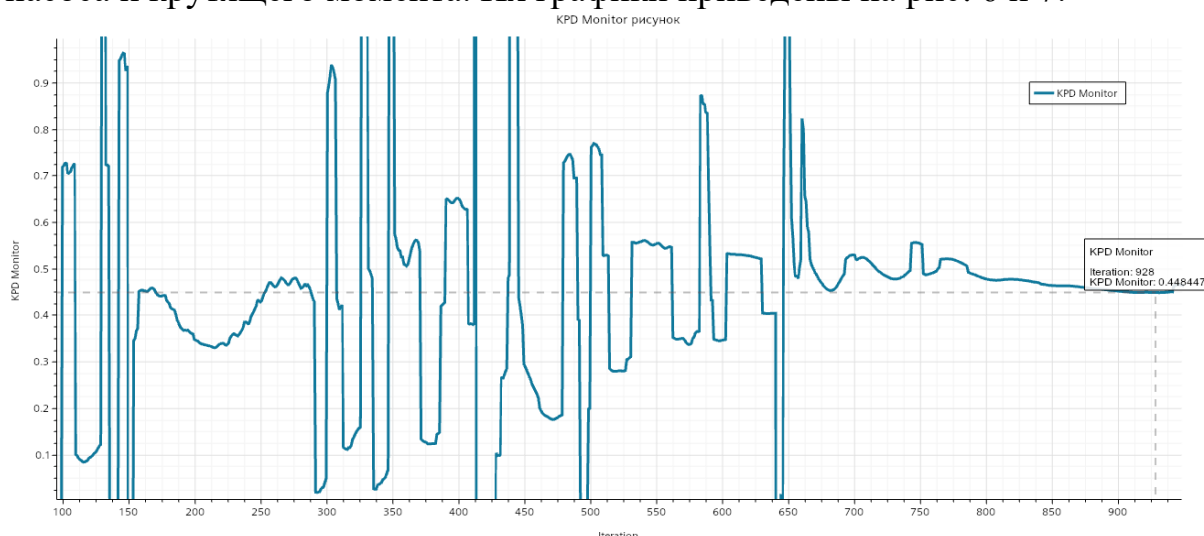


Рис. 6. График сходимости КПД насоса



Рис. 7. График сходимости крутящего момента

Полученные в результате моделирования КПД и крутящий момент на валу насоса отличаются от расчетных на 2% и 12% соответственно, на выходе из насоса установилось расчетное значение давления жидкости 5 МПа.

Заключение

В результате математического моделирования рассчитанного малорасходного шнекоцентробежного криогенного насоса были подтверждены гипотезы о принятых поправках при проектировании насосов с малым расходом и коэффициентом быстроходности.

Получены расчетные значения КПД, давления на выходе и крутящего момента, что подтверждает верность проведенных проектировочных расчетов.

Основные сложности при проектировании были вызваны расходным КПД насоса, который имеет малое значение вследствие значительных протечек компонента через уплотнения. В качестве способов повышения КПД малорасходных насосов предлагается применять следующие технические решения: уменьшение величины зазоров с помощью высокоточных способов изготовления элементов и их подгонки друг к другу, применение сложных пространственных форм рабочих лопаток насоса и их возможное изготовление методами высокоточного литья и с помощью аддитивных технологий.

Источник финансирования

Исследования проведены при поддержке Министерства образования и науки Челябинской области по соглашению № 558 от 25 августа 2022 г.

Библиографический список

1. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. – 3-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с., ил.;
2. Иванов А.В. Расчет и профилирование шнекоцентробежного насоса турбо-насосного агрегата ЖРД: учеб. Пособие / А.В. Иванов. Воронеж: ГОУВПО «Воронежский государственный технический университет», 2010. – 120с., ил.;
3. Атлас конструкций ЖРД. В 3 ч. Ч. 2 / под общей ред. Г.Г. Гахуна. – Москва: МАИ им. С. Ордженикидзе, 19

УДК 621.453/.457

К ВОПРОСУ О ПРИМЕНИМОСТИ СУЩЕСТВУЮЩИХ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СОСТАВЕ МНОГОКАМЕРНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ.

Р.Р. Нургаллин, Н.С. Корчак, А.Е. Лапин, К.И. Хажиахметов
Научный руководитель: С.Д. Ваулин

В работе рассматривается возможность применения химических ракетных двигателей на жидких компонентах топлива в составе многокамерной двигательной установки с центральным телом.

Ключевые слова: ЖРД, КВРД, безгенераторная схема.

В настоящее время интерес к двигательным установкам с центральным телом (ДУ с ЦТ) существенно вырос. Имеющиеся конструкторские и технологические решения позволяют спроектировать ДУ с ЦТ, обладающую

свойством саморегулирования. Однако, реализовать кольцевую камеру сгорания, которая является идеальным случаем с точки зрения работы ЦТ, для ДУ больших тяг крайне сложно, поскольку необходимо организовать качественное и стабильное горение в большом объеме камеры сгорания. Одним из возможных решений данной проблемы является многокамерная двигательная установка, где вокруг центрального тела установлены классические камеры сгорания с усеченным соплом. Основным преимуществом такого технического решения является возможность использования готовых камер, отработанных и испытанных для других программ. В связи с этим, в данной работе были рассмотрены существующие ракетные двигатели на компонентах жидкий водород-жидкий кислород, кроме того, был проведен оценочный расчет тяги данных двигателей без сопла.

Стоит учитывать, что топливная пара водород-кислород имеет высокие энергетические характеристики, необходимые для перспективных ДУ, однако жидкий водород обладает низкой плотностью, а его хранение вызывает существенные трудности.

Но не смотря на недостатки водорода, работы по его применению в качестве компонента топлива для ракетных двигателей велись в СССР и США.

КВРД, разработанные в США

В числе первых жидкостных ракетных двигателей на водороде стоит RL-10, стоявший на верхней ступени Дельта-4 ракеты-носителя Сатурн 1. Разработчик двигателя компания Rocketdyne. Работы велись с 1959 года, а первый запуск был произведен в 1963 году. Первые версии двигателя развивали тягу в 6,8 тонн, удельный импульс составлял 425 с (4170 м/с). Особенностью RL-10 является то, что он выполнен по безгазогенераторной схеме [1]. Данная схема примечательна тем, что вращение турбины производится водородом, преобразованным в газообразное состояние при прохождении по охлаждающему тракту сопла.

Последующие версии данного ЖРД обладали более высокими характеристиками. Например, RL-10A3 обладал импульсом 4354 м/с и развивал тягу 6,8 тонн, геометрическая степень расширения равна 57, диаметр сопла 0,982 м. А RL-10B2 развивал тягу в 11,2 тонны, импульс составлял 465 с (4565 м/с), геометрическая степень расширения равна 280, диаметр сопла 2,15 м.

Другой двигатель той же компании, работающий на жидких компонентах водород-кислород – J-2. Разработки велись в 1960-х годах. Данный двигатель работает по открытой схеме газогенерации. Но это не мешало ему быть самым мощным двигателем на момент его разработки. Впервые применялся на ракете-носителе Сатурн-1Б на второй ступени. J-2 отличался большой надежностью, кроме того имел возможность повторного запуска после останова. J-2 развивал тягу 104 тонны, удельный импульс равен 430 с (4218

м/с). Его геометрическая степень расширения равна 27,5, при этом диаметр среза сопла – 2,01 м. [2]

Позднее в 1972–1977 гг. компания Rocketdyne разработала двигатель RS-25 (SSME). Применялся на челноке космической системы «Space Shuttle». На каждом планере устанавливалось три таких двигателя. RS-25 работает по закрытой схеме газогенерации (с дожиганием генераторного газа). К особенностям данного двигателя можно отнести: использование двух отдельных ТНА для подачи горючего и окислителя. Однако для привода турбины в обоих случаях используются восстановительные газогенераторы [3]. В данной схеме водород полностью газифицируется.

SSME развивает тягу в 222,6 тонн, а удельный импульс 452,5 с (4439 м/с), геометрическая степень 77, а диаметр среза 2,4 м.

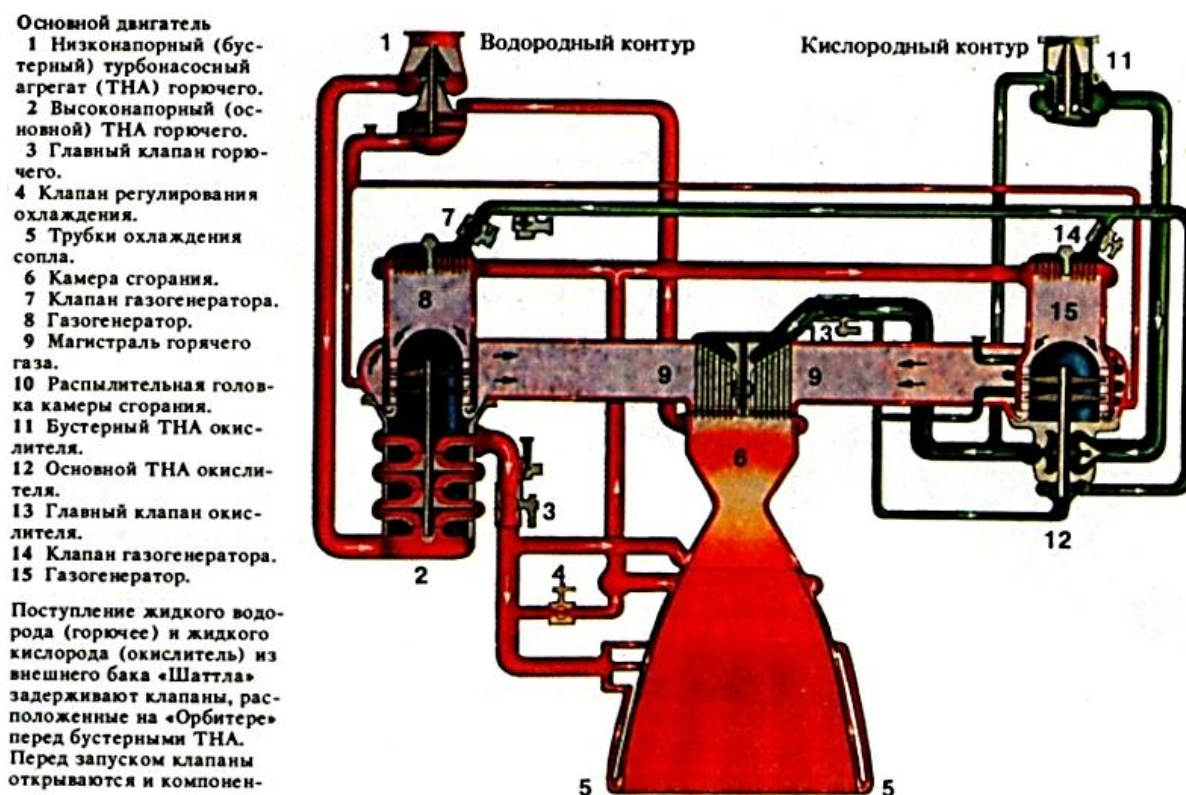


Рис. 1. Схема двигателя SSME

RS-68 – американский двигатель разработки Rocketdyne. До 2009 года являлся самым мощным однокамерным двигателем. В отличие от RS-25 данный двигатель работает по открытой схеме газогенерации. Целью разработки RS-68 – создание дешевого двигателя для одноразового использования. Использовался в качестве первой ступени на ракете-носителе Дельта-4. Развивает тягу 338 тонн, импульс 409 с (4012,3 м/с). Геометрическая степень расширения 21,5 при диаметре среза сопла 2,43 м.

Двигатель однократного запуска НМ-7В разработан французской фирмой и западногерманским концерном. Модификация А развивает тягу 6,3 тонны, в то время как модификация В развивает тягу 6,4 тонны. Работает по

открытой схеме. Импульс составляет 444,6 с (4361,5 м/с) [4]. Использовался на третьей ступени. Имеет геометрическую степень расширения 83,1, а его диаметр среза сопла 0,99 м.

Другой двигатель НМ-60 выполнен аналогично НМ-7 по открытой схеме газогенерации, устанавливался на первой ступени. Развивал тягу 112 тонн, удельный импульс 4305 м/с, геометрическая степень расширения 45,1, диаметр среза сопла – 2,03 м.

В Японии компания Mitsubishi Heavy Industries занималась разработкой ракетного двигателя LE-5. Устанавливался на разгонный блок. Двигатель многократного запуска выполнен по закрытой схеме. Обладает импульсом 4393 м/с, развивал тягу 10,5 тонн, геометрическая степень расширения равна 470.

КВРД, разработанные в России и СССР.

В России и СССР разработки двигателей на водород-кислороде также активно проводились.

Энергомаш занимался разработкой двух двигателей – РД-130 и РД-135. Предполагаемый импульс – 450 с. Тяга РД-130 равна 200 т, а РД-135 – 250 т. Оба двигателя предполагались к использованию на второй ступени. Однако, дальше проекта эти двигатели не продвинулись.

Разработки водородных ДУ, помимо Энергомаш, выполнялись в КБХА. Разработка двигателя РД-0120 началось в 1976 году после решения о разработке «Энергии»-«Буран». При разработке агрегатов питания применялся опыт создания агрегатов для водородных ядерных двигателей, а также опыт создания КВРД 11Д56 и 11Д57.

РД-0120 (11Д122) работал по закрытой схеме и развивал тягу 200 тонн, удельный импульс был равен 455 с (4462 м/с). Его геометрическая степень расширения равна 85,7, а диаметр среза сопла – 2,42 м.

Кроме того, велись разработки двигателей по безгазогенераторной схеме – РД-0126 и РД-0126Э. Оба двигателя развивали тягу 4 тонны. Стоит отметить, что РД-0126Э оснащался тарельчатым соплом, в отличие от РД-0126, оснащённым соплом Лавая. Удельный импульс РД-0126 равен 470 с (4610 м/с), а у РД-0126Э – 472 с (4630 м/с).

РД-0146 – это серия ракетных двигателей, разработки КБХА. Основной особенностью этого семейства – двигатели выполнены по безгазогенераторной схеме. Предназначены для верхних ступеней или разгонных блоков. РД-0146 развивал тягу 10 тонн, а импульс 4542 м/с.

Двигатель РД-0146Д развивал тягу 6,8 тонн, а импульс 4690 м/с.

Ракетный двигатель 11Д56 стал первым кислород-водородным двигателем СССР с возможностью многократного запуска в условиях космоса. Двигатель обладал следующими характеристиками: тяга – 7 тонн, импульс – 4530 м/с, геометрическая степень расширения – 198, диаметр сопла 1,267 м. Работы по созданию двигателя начались весной 1960 г. В ОКБ-2 [5].

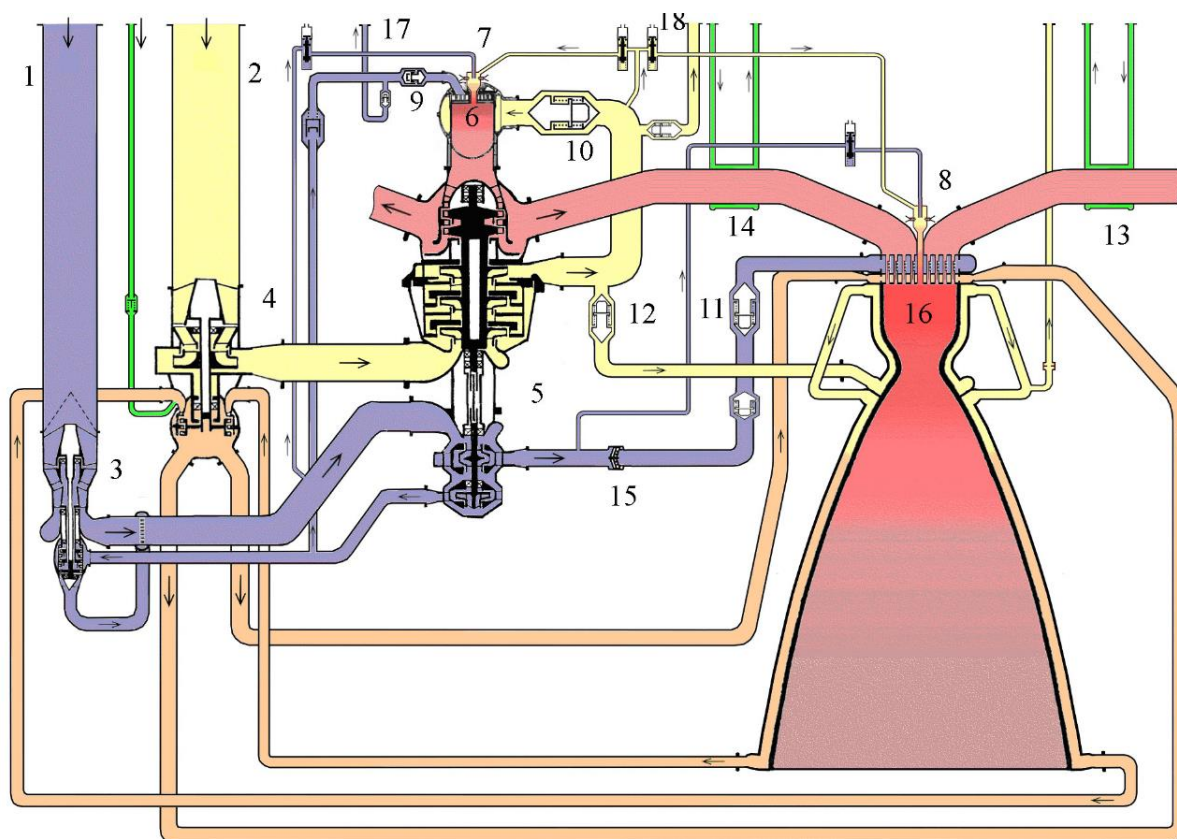


Рис. 2. Схема двигателя РД-0120

1 – подвод жидкого кислорода; 2 – подвод жидкого водорода; 3 – бустерный турбонасосный агрегат окислителя; 4 – бустерный турбонасосный агрегат горючего; 5 – турбонасосный агрегат; 6 – газогенератор; 7, 8 – воспламенительные устройства; 9 – клапан подачи окислителя к газогенератору; 10 – клапан подачи горючего к газогенератору; 11 – главный клапан окислителя; 12 – главный клапан горючего; 13, 14 – теплообменник; 15 – дроссель; 16 – камера и сопло с наружным (регенеративным) охлаждением; 17 – линия наддува бака окислителя; 18 – линия наддува бака горючего.

Двигатель имел закрытую схему с дожиганием восстановительного газа. Насос водорода обладал двумя ступенями.

11Д57 – двигатель, работающий на водород-кислороде, который прошел стендовую отработку, однако реального применения не было найдено. Его тяга была равна 44 тонны, а импульс 4521 м/с. Имеет геометрическую степень расширения равную 170, диаметр среза – 1,86 м. [6]

Оценка основной составляющей тяги

На основе вышеописанного, можно составить табл. 1, содержащую наименование двигателей и их характеристики.

Таблица 1

Характеристики двигателей

Наименование двигателя	Тяга	Удельный импульс, м/с	Давление в КС, МПа	Соотношение компонентов	Геометрическая степень расширения
RL-10A3	6,8 т	4565	3,2	5	57
RL-10B2	11,2 т	4130	4,4		280
J-2	104 т	4218	5,5	5,52	27,5
RS-25	222,6 т	4439	18,9	6	77
RS-68	338 т	4012,3	9,7		21,5
HM-7B	6,6 т	4361,5	3,5	4,9	83,1
HM-60	112 т	4305	10,9	5,9	140
LE-5	10,5 т	1393	3,7	5,5	45,1
РД-0120	200 т	4462	21,8	6	85,7
11Д56	7 т	4530	5,7	6	198
11Д57	44 т	4521	11,5	6,2	170

Согласно формуле, геометрическая степень расширения сопла [7]:

$$\bar{F} = \frac{F_a}{F_{кр}}$$

где F_a – площадь среза сопла;

$F_{кр}$ – площадь минимального сечения.

По формуле, приведенной выше, можно найти площади минимального сечения каждого двигателя, и далее оценить коэффициент тяги этих двигателей.

Коэффициент тяги вычисляется по формуле:

$$K_T = \frac{P}{p_k \cdot F_{кр}}$$

где P – тяга,

p_k – давление в камере.

Зная коэффициент тяги и тягу двигателя, можно сделать выводы о тяге без сопла.

Результаты вычислений приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты вычислений

Наименование двигателя	Коэффициент тяги	Основная составляющая тяги	Разница с полной тягой
RL-10A3	1,57	4,3 т	2,5 т
RL-10B2	1,93	5,8 т	5,4 т
J-2	1,61	64,7 т	39,3 т
RS-25	1,97	113,23 т	109,37 т
RS-68	1,58	213,36 т	124,64 т
HM-7B	1,99	3,3 т	3,3 т
HM-60	1,4	79,76 т	32,34 т
LE-5	–	–	–
РД-0120	1,68	119,3 т	80,7 т
11Д56	1,89	3,7 т	3,3 т
11Д57	2,35	18,7 т	25,3 т

На основе данных, приведенных в таблице, первоначально можно сделать вывод, что наиболее подходящими камерами для применения в составе многокамерной ДУ с ЦТ являются камеры двигателей первых ступеней, поскольку составляющая тяги, создаваемая камерой сгорания с докритической частью сопла относительно суммарной тяги, составляет большую долю, в сравнении с двигателями верхних ступеней. Это вызвано в том числе высотой сопла и размерами камеры. Помимо прочего, применение камер ДУ первых ступеней предпочтительнее и с точки зрения массогабаритных характеристик.

Но стоит отметить, что при проектировании многокамерной ДУ с ЦТ стоит учитывать качество организации газодинамического процесса обтекания высокотемпературным потоком поверхности центрального тела. Большое количество камер небольших тяг увеличит массу конструкции, но позволит более качественно организовать процесс обтекания, в то время как при использовании камер больших тяг возможно снижение составляющей тяги от ЦТ при сравнительно небольшой массе конструкции.

При этом, необходимо учитывать, что для многокамерной ДУ с ЦТ потребуется отработка новой системы питания ввиду острой необходимости в высоком массовом совершенстве конструкции. В ряде случаев, применение отдельных ТНА для каждой камеры будет невозможно в связи с применением безгазогенераторной схемы. Это свойственно в том числе и для отечественных РД. Функционирование безгазогенераторной схемы сильно зависит от теплового баланса ДУ, который будет нарушен при усечении закритической части сопла.

Источник финансирования

Исследования проведены при поддержке Министерства образования и науки Челябинской области по соглашению № 558 от 25 августа 2022 г.

Библиографический список

1. Шляхов В.И., Овчинникова С.В. ЖРД безгенераторной схемы для межорбитальных буксиров // Обзор по материалам зарубежной печати за 1980–1990 гг. № 30. ЦНТИ «Поиск», ГОНТИ–8, 1991. С. 54–56.
2. ЖРД J-2 фирмы North American Rockwell, Rocketdyne (США). URL: <https://poisk-ru.ru/s16839t17.html>
3. ЖРД SSME – Space Shuttle Main Engine. URL: <https://is2006.livejournal.com/529124.html>
4. Zandbergen B.T.C. Simple mass and size estimation relationships of pump fed rocket engines for launch vehicle conceptual design, in 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2015.
5. И. Черный. Эпопея «Пятьдесят шестого // «Новости космонавтики» № 3, 2000, – 7 с.
6. Афанасьев И. Выпавшее звено // «Новости космонавтики» № 6, 2007, – 4 с.
7. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. – 488 с.

СЕКЦИЯ 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 004.942

МОДЕРНИЗАЦИЯ СТЕНДА ПРОТИВОВРАЩЕНИЯ ЗЕМЛИ

И.В. Талыпов, К.С. Туршатов
Научный руководитель: Д.А. Кацай, к.т.н., доц.

Стенд предназначен для исследовательских испытаний инерциальных датчиков и навигационных систем. В состав стенда входит установка противовращения Земли, видеокамера, компьютер. Рассмотрены вопросы модернизации стенда с применением системы технического зрения. Компьютерное управление стендом осуществляется по видеоизображению шкалы углового положения платформы стенда. В качестве инерциальных датчиков использованы датчики МЭМС типа. Сформирована математическая модель стенда.

Ключевые слова: МЭМС, техническое зрение, модернизация, стенд.

Испытание микроэлектромеханических (МЭМС) датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометров (А) – датчиков линейного ускорения, осуществляется на поворотных столах. В статье [1] представлен результат разработки технологического приспособления для установки двухкомпонентного ДУС на поворотный стенд в двух фиксированных положениях осей чувствительности и связью с персональным компьютером. Стенд имеет фиксированное положение оси вращения его поворотной платформы относительно вертикали места. Стенд предназначен для испытаний и контроля ДУС и А совместно с угловой скоростью Земли.

В работе рассмотрены вопросы модернизации стенда противовращения Земли. Прототипом стенда является установка противовращения Земли – Polar Axis Test Table Британской компании Graseby Instruments Ltd. Внешний вид установки представлен на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид установки противовращения Земли

Структурная схема стенда противовращения Земли представлена на рис. 2. Работа со стендом проводится в следующем порядке. С помощью механизма выставки по широте производится разворот поворотного стола относительно плоскости горизонта на угол широты места. Ось вращения поворотного стола выставляется в плоскости меридиана. На поворотном столе устанавливаются МЭМС-датчики, информация с которых поступает в персональный компьютер (ПК). По данным, получаемым с МЭМС-датчиков, с помощью алгоритмов БИНС формируется навигационная информация.

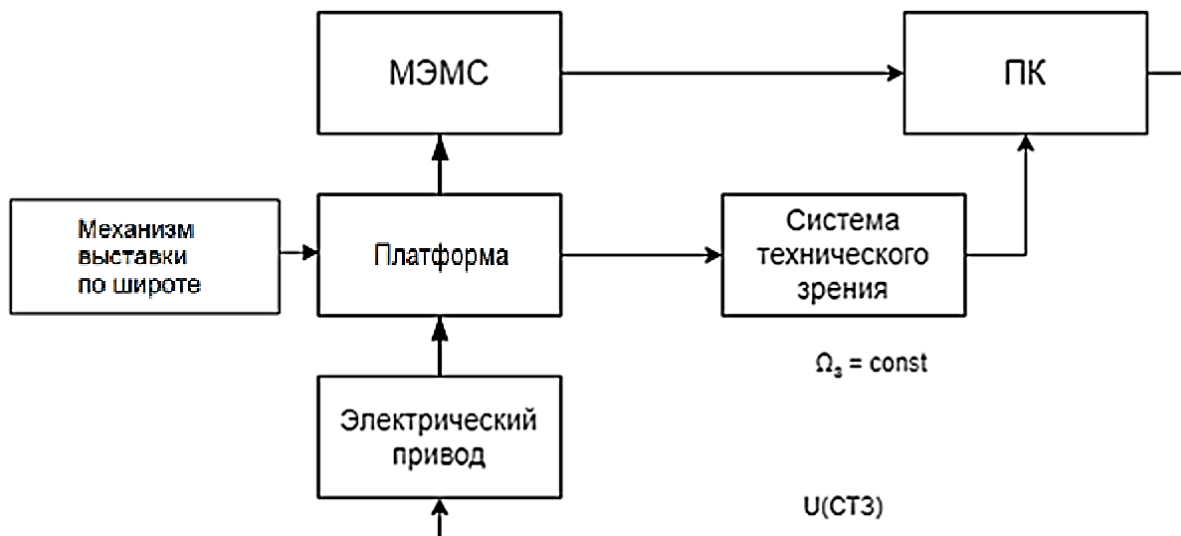


Рис. 2. Структурная схема стенда

Для контроля углового положения платформы стенда относительно оси, параллельной оси вращения Земли, в структурную схему стенда введена система технического зрения (СТЗ). СТЗ выдает текущее значение поворота платформы стенда, которое в компьютере ПК используется для управления электрическим приводом, приводящим в движение платформу.

На рис 3 показано положение оси вращения платформы относительно вектора угловой скорости Земли и вертикали места.



Рис. 3. Схема расположения оси вращения платформы

Задача модернизация стенда противовращения Земли состоит в обеспечении равенства модулей векторов угловых скоростей Земли и платформы лабораторного стенда. При этом векторы угловых скоростей в соответствии с выражением (1) направлены в противоположные стороны:

$$\Omega_{пл} = -\Omega_з . \quad (1)$$

Кинематическая схема стенда представлена на рис. 4, на котором введены следующие обозначения: 1 – платформа, 2 – вал, 3 – зубчатая передача, 4 – электрический привод, 5 – персональный компьютер, 6 – привод выставки широты места φ .

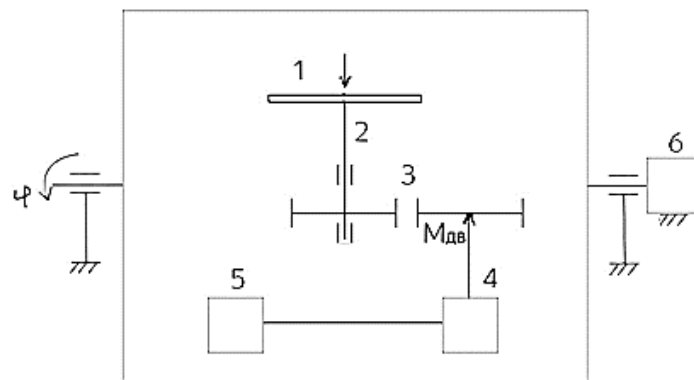


Рис. 4. Кинематическая схема стенда противовращения Земли

В состав СТЗ входит видеокамера, ПК и шкала. Схема расположения видеокамеры на платформе стенда представлена на рис. 5. Установка противовращения Земли имеет шкалу с ценой деления 10° (Рис. 1). Для повышения точности определения угла поворота платформы напечатана шкала с ценой деления 1° , что позволяет на порядок уменьшить погрешность оценивания угла посредством СТЗ.

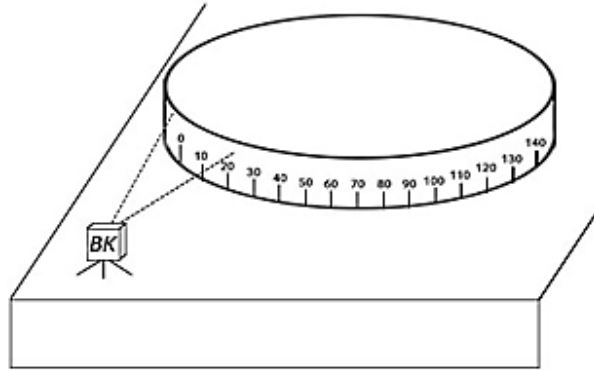


Рис. 5. Схема расположения видеокамеры

Математической моделью стенда противовращения Земли является дифференциальное уравнение 1 порядка. Математическая модель двухкомпонентного А на МЭМС можно представить системой обыкновенных дифференциальных уравнений 4 порядка [2]. После объединения двух математических моделей стенда противовращения Земли и МЭМС, новая математическая модель будет иметь 5 порядок. В векторно-матричной форме объединенная математическая модель представлена уравнением:

$$\frac{dz}{dt} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{z} + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}(t), \quad (2)$$

где \mathbf{z} – вектор состояния с 5 компонентами: $\mathbf{z}_1 = \Omega$ – угловая скорость стола; $\mathbf{z}_2, \mathbf{z}_3$ – угловые скорости прецессии носителей кинетических моментов ДУС, $\mathbf{z}_4, \mathbf{z}_5$ – углы поворота носителей кинетических моментов ДУС относительно его корпуса; \mathbf{B} – вектор входа управления столом размерности $[5 \times 1]$; $\mathbf{u}(t)$ – напряжение управления столом стенда; \mathbf{A} – матрица состояния стенда с двухкомпонентным ДУС размерности $[5 \times 5]$. Компоненты матрицы состояния, представленные выражением (2), сформированы по уравнениям из (1):

$$\mathbf{A} = \begin{vmatrix} -1/\tau & 0 & 0 & 0 & 0 \\ k\Omega & -kd & 0 & -c_p & 0 \\ 0 & 0 & -kd & 0 & -c_p \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{vmatrix}; \quad (3)$$

где k_d, h, k_p, c_p – внутренние параметры ДУС, настраиваемые по критериям желаемых динамических характеристик с помощью обратной связи по скорости и углу отклонения ротора гироскопа; k_Ω – масштабный коэффициент по скорости вращения стола; τ – постоянная времени стола.

Компоненты вектора \mathbf{B} :

$$\mathbf{B} = \begin{vmatrix} k_u \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}; \quad (4)$$

где k_u – масштабный коэффициент.

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

Библиографический список

1. Попкова, О. Н. Моделирование стенда для исследования датчиков угловых скоростей / О. Н. Попкова // Астероидная безопасность: материалы VI студенческой научно-технической конференции, Челябинск, 07–09 декабря 2022 года.
2. Чичева, О.С. Модернизация лабораторного стенда для измерения характеристик датчика угловых скоростей летательных аппаратов / О.С. Чичева, В.А. Федоров // СибГУ имени академика М.Ф. Решетнева. Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – Т.2. – С. 1106–1108.

УДК 004.942

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДА ДЛЯ КАЛИБРОВКИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

А.И. Обмоллов

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

Рассматривается поворотный стенд входного контроля параметров микромеханического гироскопа (ММГ) с целью максимального использования его потенциальных возможностей путем построения калибровочной характеристики. Сформированы технологические приспособления для установки ММГ в различном положении относительно осей формирования эталонных угловых скоростей. Использовано одноосное устройство формирования ускорений в виде поворотного стола с компьютерным управлением. В среде Matlab\Simulink разработана программа моделирования работы поворотного стола с ММГ в динамике переходных процессов.

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

Датчики, предназначенные для измерения угловой скорости подвижных объектов, сокращённо называются ДУС. Датчик реализован в формате мик-

ромеханического гироскопа (ММГ). ДУС-ММГ входит в состав инерциального измерительного блока, реализованного в виде интегральной схемы MPU-6050, представлен на рис. 1 позиция 1. Функциональная блок-схема MPU-6050 на плате GY-521 представлена на рис. 2.

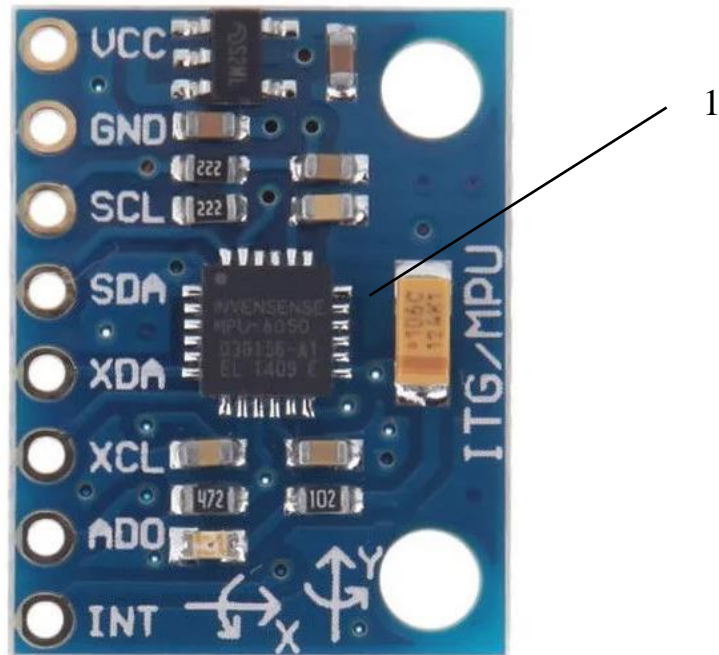


Рис. 1. Плата GY-521

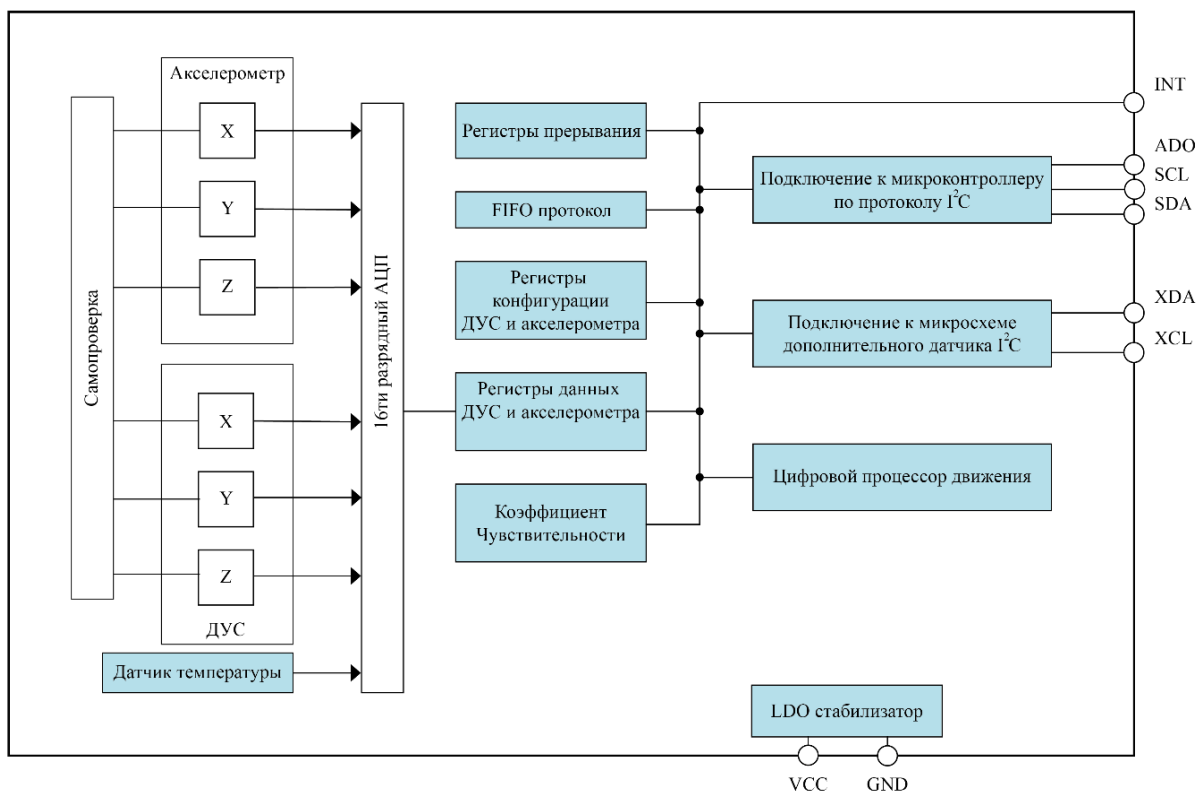


Рис. 2. Функциональная схема MPU-6050

В статье [1] рассматривается перспективность высокоточной навигации с помощью инерциального измерительного модуля (ИИМ) с МЭМС ДУС.

Для применения МЭМС ДУС необходимо сформировать его калибровочные характеристики. На рис. 3 представлен одноосный поворотный стенд, на котором можно сформировать калибровочные характеристики. Стенд является объектом модернизации. Цель модернизации состоит в автоматизации процессов калибровки датчика. Технические характеристики поворотного стола отображены в табл. 1.



Рис. 3. Поворотный стол

Таблица 1

Основные технические характеристики поворотного стола

Максимальная скорость вращения поворотного стола	± 600 градусов/сек
Диаметр стола	315 мм
Количество коллекторных линий стола для приема и передачи сигналов	19
Погрешность задания скорости вращения поворотного стола	0,1 оборота в минуту

Структурная схема стенда представлена на рис. 4. В состав стенда входит компьютер (ПК), поворотный стол (ПС), испытуемый МЭМС ДУС, микроконтроллер Arduino (МК).

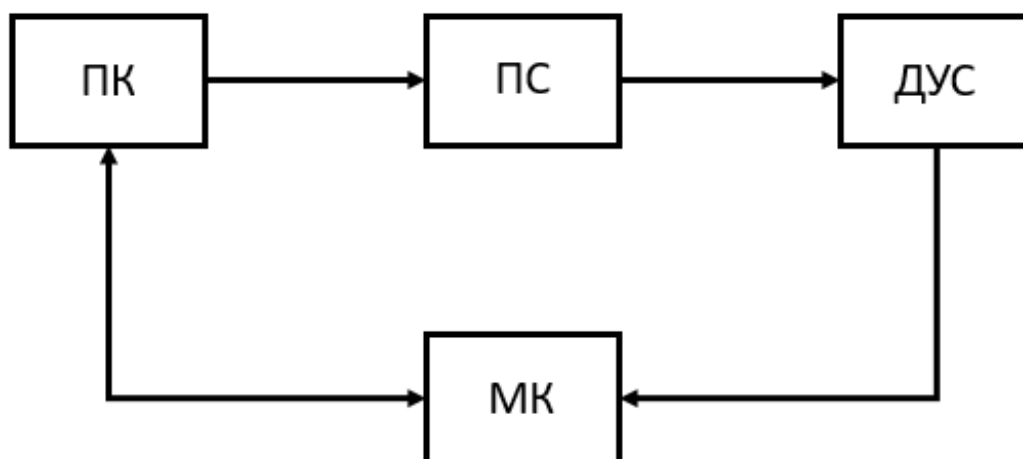


Рис. 4. Структурная схема стенда

Математическая модель поворотного стола стенда представляет собой обыкновенное дифференциальное уравнение 1 порядка. С его помощью описывается динамика разгона стола с целью оценивания времени переходного процесса на заданную угловую скорость. Математическую модель каждого ДУС можно представить системой обыкновенных дифференциальных уравнений 2 порядка. По модели ДУС может выполняться оценка времени переходного процесса, необходимого для измерения угловой скорости.

Объединенная математическая модель стенда с тремя ДУС будет иметь 7 порядок. В векторно-матричной форме объединенная математическая модель представлена векторно-матричным уравнением:

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

где \mathbf{z} – вектор состояния с 7 компонентами: $\mathbf{z}_1 = \Omega$ – угловая скорость стола; $\mathbf{z}_2, \mathbf{z}_4, \mathbf{z}_6$ – угловые скорости носителей кинетических моментов ДУС, $\mathbf{z}_3, \mathbf{z}_5, \mathbf{z}_7$ – угловое отклонение носителя кинетического момента ДУС; \mathbf{B} – вектор входа управления столом размерности $[7 \times 1]$; $u(t)$ – напряжение управления столом; \mathbf{A} – матрица состояния стенда с тремя ДУС размерности $[7 \times 7]$. Компоненты матрицы состояния представлены выражением:

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

где k_d, c_p – внутренние параметры ДУС, настраиваемые по критериям желаемых динамических характеристик с помощью обратной связи по скорости и углу отклонения носителя кинетического момента ДУС; k_{Ω} – масштабный коэффициент по скорости вращения стола; τ – постоянная времени стола; $\alpha,$

β – углы отклонения осей чувствительности второго и третьего ДУС – погрешности.

Компоненты вектора \mathbf{V} :

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

где k_u – масштабный коэффициент по управлению столом станда.

Поскольку ДУСы являются однокомпонентными измерителями, а станд одноосный, то в матрице состояния (2) присутствует только один масштабный коэффициент k_Ω , расположенный на пересечениях 2, 4 и 6 строк и 1 столбца, с помощью которого обеспечивается передача угловой скорости стола на входы по осям чувствительности ДУСов. В патенте [2] представлена обобщенная нелинейная модель погрешностей микромеханических датчиков угловой скорости. В строках 4 и 6 присутствуют углы отклонения осей чувствительности α и β , обусловленные инструментальными погрешностями ДУСов. Выявление указанных погрешностей входит в задачу калибровки ДУСов.

По уравнению (1) и выражениям (2), (3) сформирована программа моделирования работы станда в среде Simulink, представленная на рис. 5. Программа позволяет моделировать работу поворотного стола и испытуемого 3-х компонентного ДУС в динамике переходных процессов, выполнять численные оценки по времени накопления данных, необходимых для статистических оценок характеристик. Управляющий сигнал $u(t)$ формируется в компьютере и подается на электропривод поворотного стола. В программе моделирования $u(t)$ задано в виде блока константы, который можно интерпретировать как релейный вариант управления – ступенькой управляющего напряжения. Визуализация результатов осуществляется с помощью виртуального осциллографа Scope. В программе моделирования сформирован блок Statistika для оценки погрешностей моделирования в динамике переходных процессов.

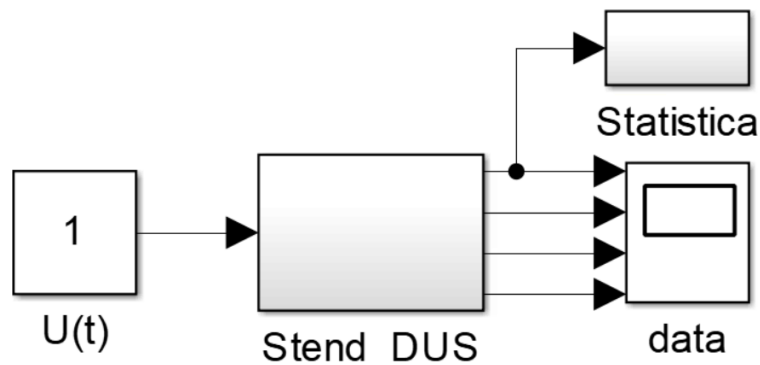


Рис. 5. Программа моделирования работы станда в среде Simulink

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

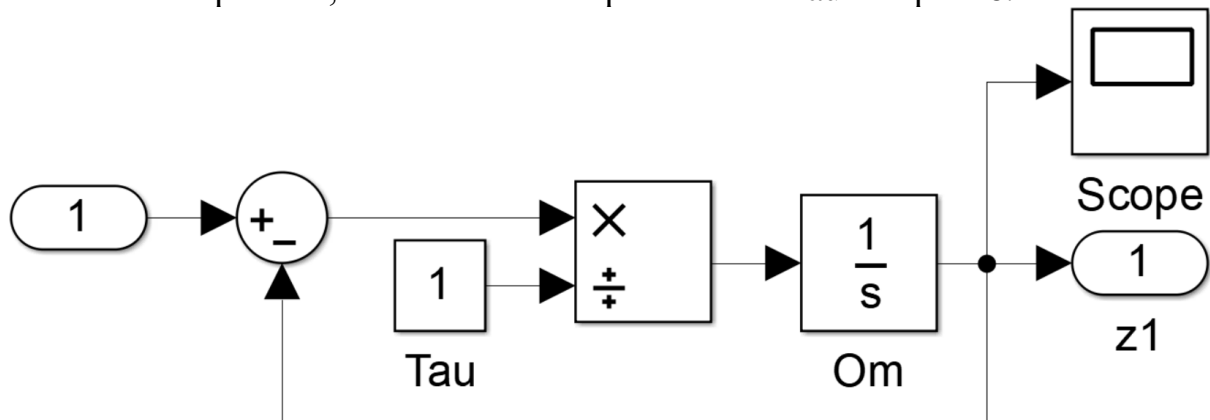


Рис. 6. Программа моделирования работы поворотного стола стенда

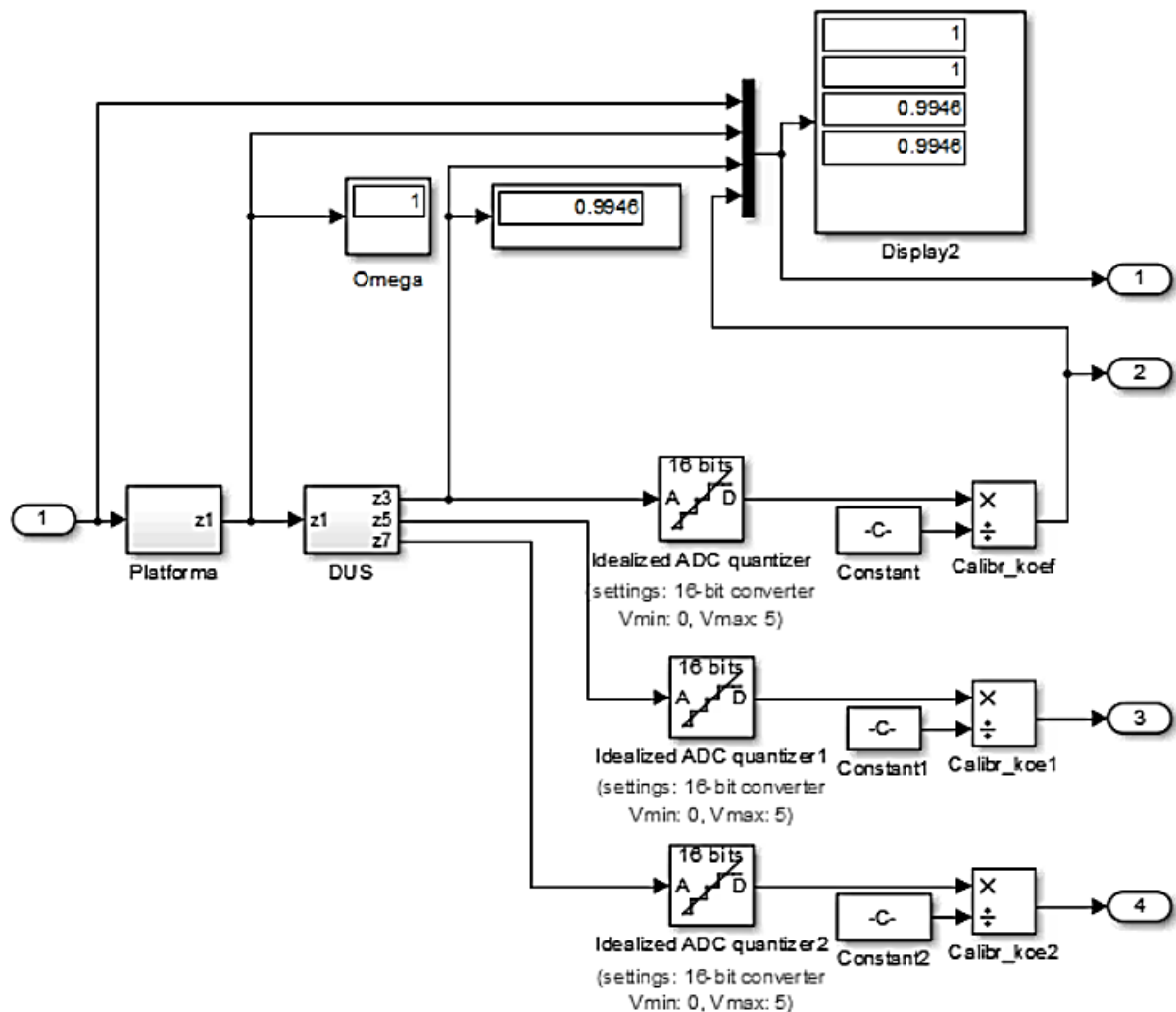


Рис. 7. Программа моделирования работы ДУС в составе стенда

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

Для установки МЭМС ДУС на поворотном столе стенда в программе Компас 3Д сконструировано технологическое приспособление, представленное на рис. 8.

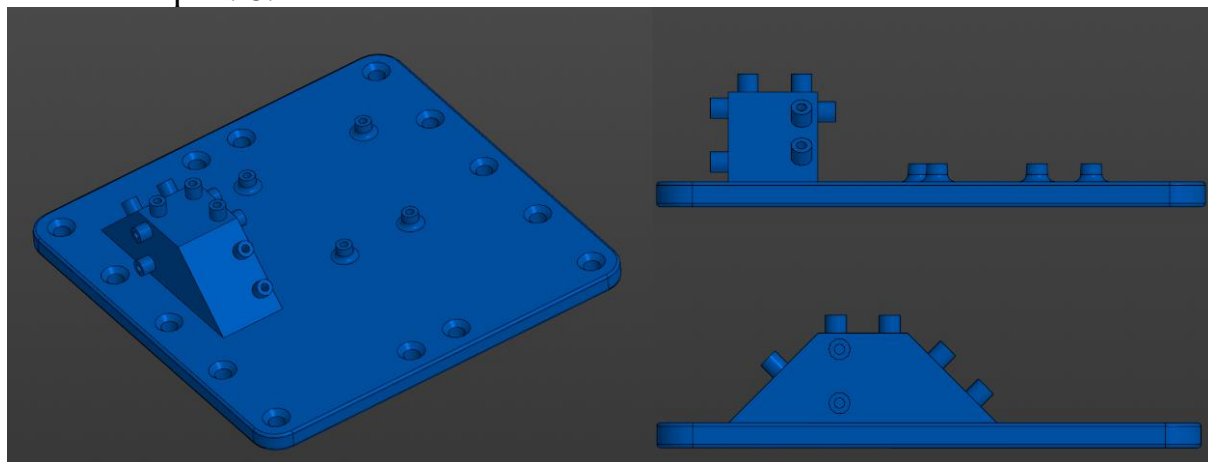


Рис. 8. Технологическое приспособление

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

Библиографический список

1. Пешехонов, В. Г. Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем / В. Г. Пешехонов // Гирскопия и навигация. – 2022. – Т. 30, № 1(116). – С. 3–11.
2. Патент № 2727344 С1 Российская Федерация, МПК G01С 21/00. Способ повышения точности калибровки блока микромеханических датчиков угловой скорости: № 2019111457; заявл. 17.04.2019; опубл. 21.07.2020 / В.Ф. Заец, В.С. Кулабухов [и др.]; заявитель Акционерное общество Московский научно-производственный комплекс "Авионика" имени О.В. Успенского (АО МНПК "Авионика").

СЕКЦИЯ 4. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.396.67

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПЕЛЕНГОВАНИЯ ИСТОЧНИКА РАДИОИЗЛУЧЕНИЯ ЗА СЧЁТ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ВЕСОВОГО АМПЛИТУДНОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ВИДА КОСИНУС m -Й СТЕПЕНИ НА ЭЛЕМЕНТАХ ЛИНЕЙНОЙ ФАЗИРОВАННОЙ РЕШЕТКИ РАДИОПЕЛЕНГАТОРА В СОСТАВЕ РАДИОУГЛОМЕРНОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ

Р.И. Баимов

Научный руководитель: А.Н. Рагозин, к.т.н., доцент

Для увеличения точности пеленгации источника радиоизлучения, расположенного на борту летательного аппарата и повышения помехозащищённости требуется сформировать оптимальное весовое амплитудное распределение на элементах линейной фазированной антенной решетки радиопеленгаторов в составе радиоугломерной системы посадки. В работе проведено исследование влияния весового амплитудного распределения вида косинус m -й степени на параметры суммарной, разностной диаграммы направленности линейной антенной решётки, а также параметры дискриминационной характеристики радиопеленгатора.

Ключевые слова: фазированная антенная решетка, суммарная диаграмма направленности, разностная диаграмма направленности, дискриминационная характеристика, амплитудное весовое распределение, радиопеленгатор.

Введение:

Измерение угловых координат источника радиоизлучения (ИРИ) является актуальной задачей при реализации автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различного назначения, включая беспилотные космические аппараты.

Радиоугломерная система посадки, имеющая в своём составе радиопеленгаторы, размещённые на различных разнесённых позициях в зоне посадки БПЛА, позволяет по набору измеренных пеленгов вычислять координаты ИРИ, расположенных в различных точках конструкции БПЛА, то есть реализует точное позиционирование положения и ориентации БПЛА относительно точки посадки, то есть позволяет реализовать режим автоматической посадки БПЛА.

При использовании моноимпульсного метода пеленгования бортового ИРИ с использованием линейной фазированной антенной решётки (ЛФАР),

требуется формировать суммарную диаграмму направленности (СДН), разностную диаграмму направленности (РДН) ЛФАР [1,2].

Задача выбора весового окна амплитудного распределения на элементах ЛФАР по критерию ширина луча – уровень боковых лепестков ДН ЛФАР рассмотрена в работе [1].

Необходимо провести выбор параметров амплитудного весового окна на элементах ЛФАР по следующим критериям:

- минимизация максимального уровня боковых лепестков СДН и РДН ЛФАР радиопеленгатора.
- минимизация угловой ширины главного лепестка СДН ЛФАР радиопеленгатора.
- максимизация крутизны дискриминационной характеристики моноимпульсного метода пеленгования, определяемой как величина отношения РДН к СДН ЛФАР радиопеленгатора.

Исследование амплитудного распределения вида косинус m -й степени на элементах ЛФАР:

Амплитудное распределение вида косинус m -й степени [3] используемое в исследовании, задаётся выражением:

$$A_n = \frac{\prod_{i=0}^m \cos\left[\frac{kd}{2}(2N-1)\sin\theta_i\right]}{\prod_{i=0}^m \cos\left[\frac{kd}{2}\sin\theta_i\right]}, \quad (1)$$

где k – волновое число, d – шаг антенной решетки N – число элементов ЛФАР, $\theta_1 = 26,1^\circ \frac{\lambda}{L}$, $\theta_2 = 25,65^\circ \frac{\lambda}{L}$, $\theta_3 = 26,1^\circ \frac{\lambda}{L}$, $\theta_4 = 25,25^\circ \frac{\lambda}{L}$.

На рис. 1–5 приведены результаты расчётов нормированных СДН и РДН ЛФАР для используемого в исследовании весового амплитудного распределений вида косинус m -й степени (1) на элементах ЛФАР радиопеленгатора при различных параметрах m .

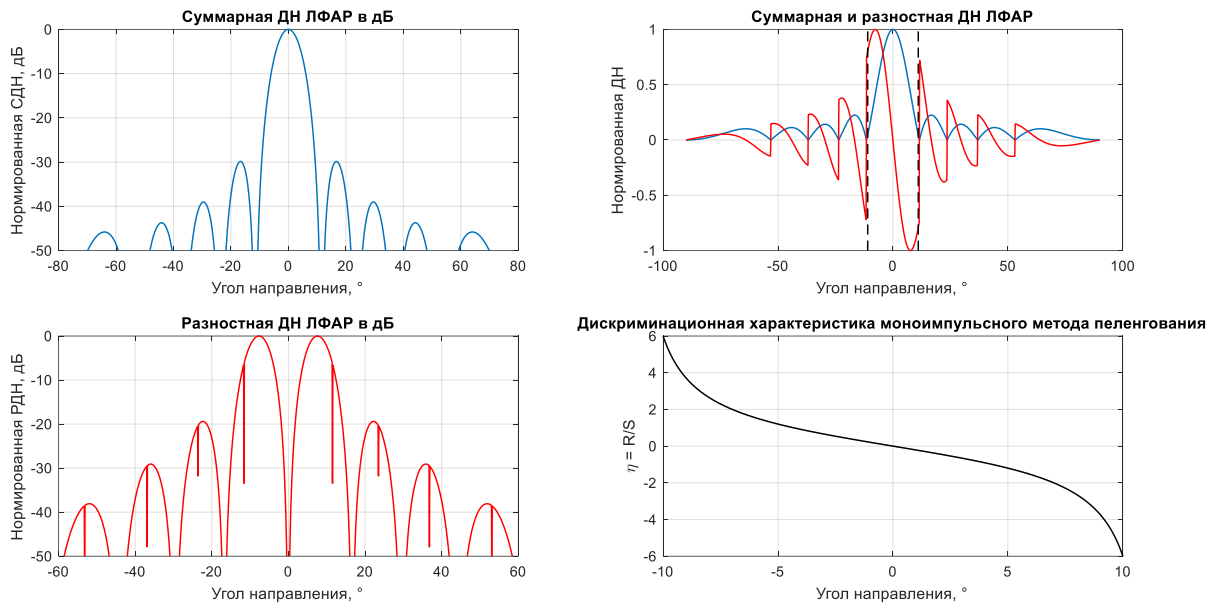


Рис. 1. СДН, РДН, дискриминационная характеристика ЛФАР при $m = 0$ исследуемого амплитудного распределения

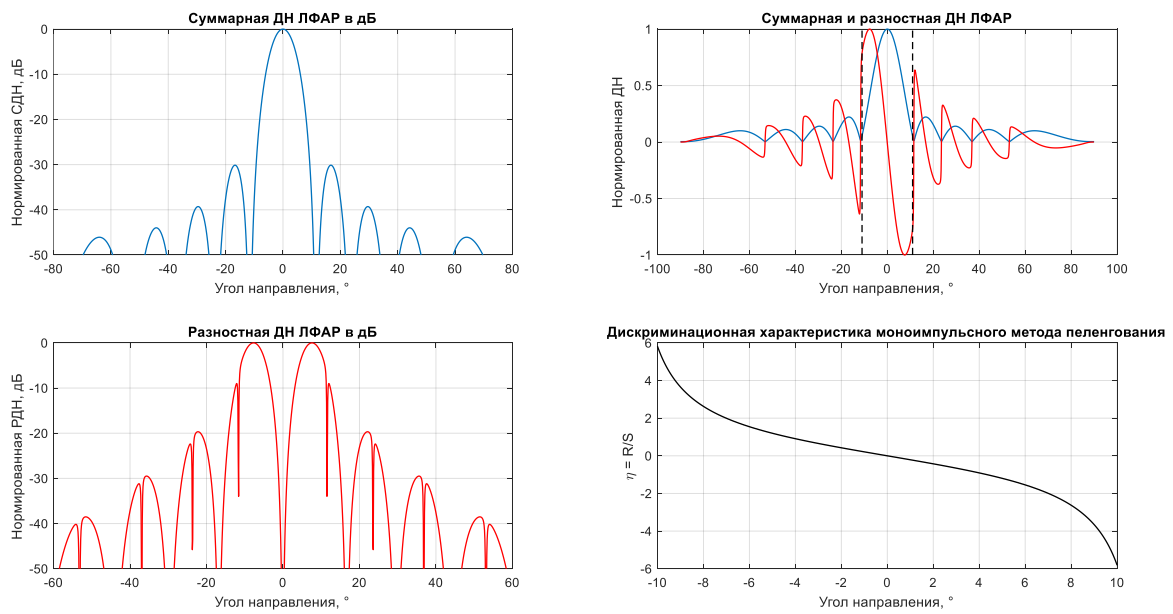


Рис. 2. СДН, РДН, дискриминационная характеристика ЛФАР при $m = 1$ исследуемого амплитудного распределения

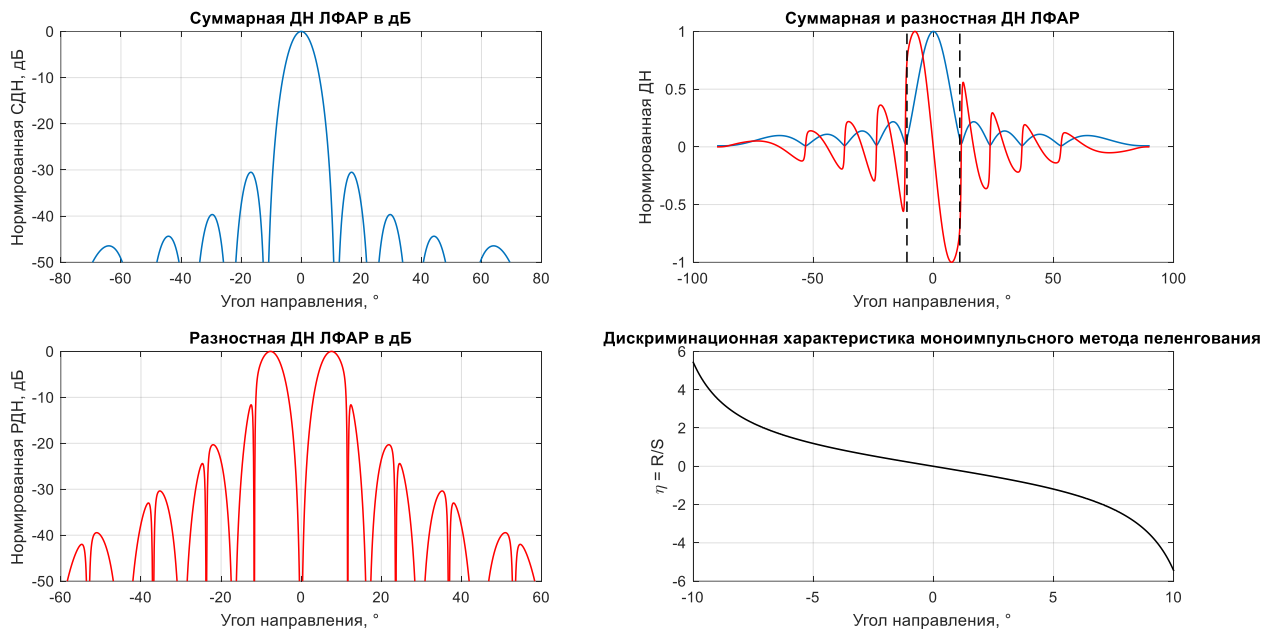


Рис. 3. СДН, РДН, дискриминационная характеристика ЛФАР при $m = 2$ исследуемого амплитудного распределения

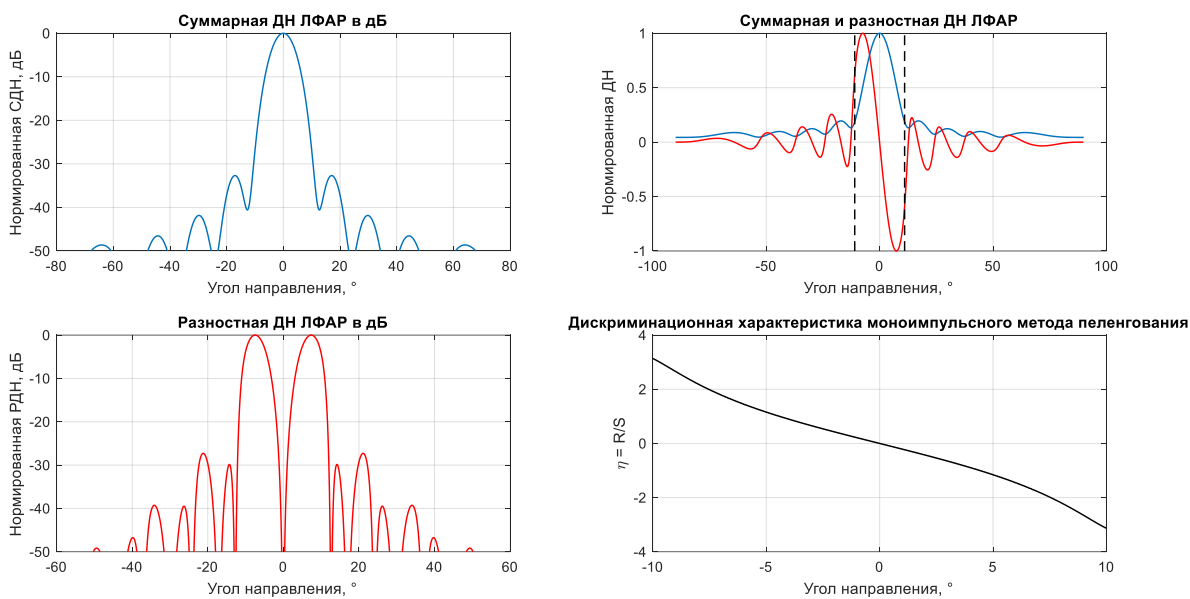


Рис. 4. СДН, РДН, дискриминационная характеристика ЛФАР при $m = 3$ исследуемого амплитудного распределения

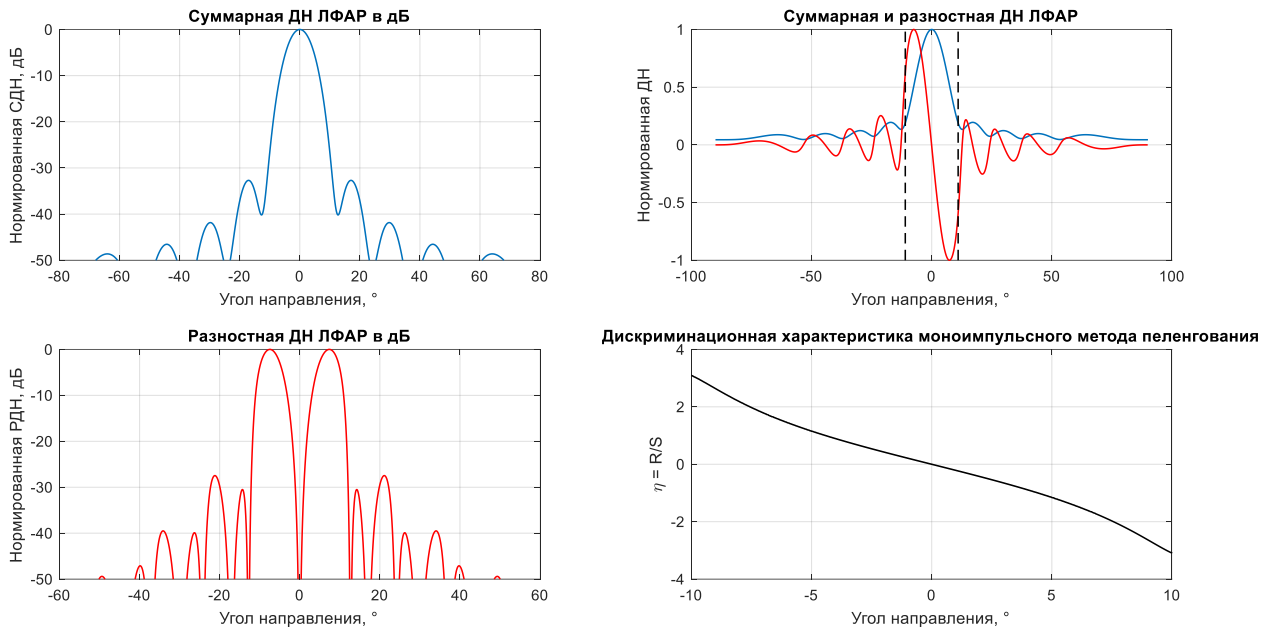


Рис. 5. СДН, РДН, дискриминационная характеристика ЛФАР при $m = 4$ исследуемого амплитудного распределения

В табл. 1 приведены результаты анализа влияния параметра m амплитудного весового распределения вида косинус m -й степени на элементах ЛФАР на параметры СДН, РДН ЛФАР радиопеленгатора.

Таблица 1

Сравнение весового распределения семейства косинус при разных m

m амплитудного распределения семейства косинус	Ширина главного лепестка СДН, град.	Уровень боковых лепестков СДН, дБ	Уровень боковых лепестков РДН, дБ	Крутизна дискриминационной характеристики
$m = 0$	10,6	-29,85	-19,41	0,59
$m = 1$	10,7	-31,31	-19,98	0,56
$m = 2$	10,8	-31,59	-20,36	0,54
$m = 3$	12,2	-33,13	-27,27	0,31
$m = 4$	12,3	-34,34	-27,73	0,30

Вывод

В ходе проведённого исследования по результатам анализа данных, приведённых в табл. 1 и по результатам анализа графиков (рис. 1–5) можно сделать вывод, что при увеличении степени параметра m амплитудного распределения вида косинус m -й степени, уровень боковых лепестков СДН и РДН становится ниже, но при этом увеличивается ширина главного лепестка СДН и уменьшается крутизна дискриминационной характеристики. Амплитудное распределение вида косинус m -й степени ранее не исследовалось в задачах построения радиоугломерных систем. В сравнении с классическими амплитудными распределениями приведенными в

исследовании [1] распределение вида косинус m -й степени имеет меньшую ширину главного лепестка и большую крутизну дискриминационной характеристики. Результаты, полученные в исследовании позволяют выбрать весовое амплитудное распределение на элементах ЛФАР при построении радиопеленгатора в составе радиоугломерной системы.

Библиографический список

1. Баимов, Р. И. Выбор весового окна амплитудного распределения на элементах линейной фазированной антенной решетки по критерию ширина луча – уровень боковых лепестков диаграммы направленности / Р. И. Баимов, А. Н. Рагозин // Инфокоммуникационные технологии: актуальные вопросы цифровой экономики : Сборник научных трудов III Международной научно-практической конференции, Екатеринбург, 25–26 января 2023 года / под редакцией В.П. Шувалова, сост. М.П. Карачарова. – Екатеринбург: Уральский государственный университет путей сообщения, 2023. – С. 72–77. – EDN HMYRDD.

2. Рагозин, А. Н. Определение угловых координат источника радиоизлучения в системах радионавигации / А. Н. Рагозин // НАУКА ЮУрГУ. СЕКЦИИ ТЕХНИЧЕСКИХ НАУК: материалы 74-й научной конференции, Челябинск, 19 апреля 2022 года/ Министерство науки и высшего образования Российской Федерации Южно-Уральский государственный университет. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. – С. 343–349.

3. Лайко К.А., Филимонова Ю.О. Амплитудный синтез диаграмм направленности антенных решеток. Доклады ТУСУРа, No 3 (29), сентябрь 2013. – С. 23–27.

СЕКЦИЯ 5. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

УДК 53.03, 53.06

БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ, СПОСОБНЫЕ ПЕРЕДВИГАТЬСЯ В ДВУХ СРЕДАХ: СРЕДСТВА ПЕРЕДВИЖЕНИЯ И ПОСАДКИ НА ВОДУ

К.Д. Колесников, И.Д. Колмагоров, М.И. Скрябина, Н.В. Каширин
Научный руководитель: Р.А. Пешков, к.т.н.

Отличительной особенностью беспилотников-амфибий является возможность летать и плавать одновременно. При этом, плавание такого аппарата должно осуществляться в надводном и подводном положениях. Для этого необходимо предусмотреть конструкцию, позволяющую аппарату садиться на воду, погружаться и всплывать. Способ посадки является определяющим фактором в выборе механизма погружения из-за особенностей поведения морских аппаратов.

Ключевые слова: БПЛА, беспилотник, амфибия, две среды, механизм, полёт, плавание, разработка, посадка.

Помимо классической схемы передвижения по воде, применяемой в морских судах различного назначения, существуют поплавковые схемы, использование «экранного эффекта», воздушные подушки, глиссирующая схема и подводные крылья.

Поплавковая схема, основанная на применении «водных лыж», является простейшей для самолётов-амфибий. Изначально применялась для переделки самолётов в гидропланы путём замены шасси. Но с увеличением размеров летательного аппарата (ЛА) требовалось увеличивать поправки. В настоящее время эта схема применяется на лёгких самолётах.

Летающая лодка (рис. 1а) стала решением проблемы водных лыж. Поплавки заменили собой корпус. Применяется в гражданской авиации из-за недостаточной остойчивости для грузовых самолётов.



а)

б)

Рис. 1. а) гидропланы с поплавковой схемой «летающая лодка»; б) интегральная схема

Для улучшения остойчивости крыло вынесли на уровень ватерлинии, увеличив площадь контакта с водой и создав стабилизирующий момент. Так появилась интегральная схема (плавающее крыло) (рис. 1б). Такая конфигурация требует повышенной прочности крыла. Схема хорошо зарекомендовала себя и используется во всех сферах.

На экранопланах используется схема, появившаяся в ходе изучения «экранный эффект», возникающего за счёт динамического набегания воздуха под крыло и создания «воздушной прослойки», позволяющей увеличить подъёмную силу, и оттолкнуться от земли, снижая затраты мощности на взлёт.

К недостаткам можно отнести неустойчивость на скоростях, выше расчётных и при маневрировании, необходимость в разгонных двигателях для крупногабаритных аппаратов и их дороговизна, сложность расчётов; потеря управления на неровной поверхности, потеря «экрана» при отдалении от плоскости. Крыло не обладает достаточными аэродинамическими качествами для совершения устойчивого полёта. Применяется в качестве грузового и пассажирского транспорта.



Рис. 2. Судно на воздушной подушке

Появление схемы на воздушной подушке (СВП) (рис. 2) обусловлено поиском способа увеличить скорость и преодолеть границу 65–70 км/ч, возникающую из-за сопротивления воды. Принцип действия, также как у экраноплана, основан на создании воздушной прослойки, но если у экраноплана она создаётся динамически, то у СВП – статически нагнетанием давления двигателем под дно лодки. Распространены в северных регионах для грузовых и пассажирских перевозок.

Недостатки схемы: проблема эксплуатации при обледенении, невозможность высоко оторваться от поверхности, в случае потери устойчивости, что возможно только если специально накренить судно на критический угол – невозможность исправить крен.



Рис. 3. Глиссирующее судно

Другой способ уменьшить сопротивление – приподнять нос над поверхностью, набрав такую скорость, чтобы воздух сам «подхватил» судно. Так устроены глиссирующие суда (рис. 3), развивающие скорость до 400 км/ч. Имеют 2 недостатка – плохую устойчивость и управляемость при волнении. Широко распространены в гражданском судостроении, так как обладают хорошей скоростью и дешевизной в производстве.



Рис. 4. Судно на подводных крыльях

По принципу действия подводное крыло (СПК) (рис. 4) схоже с глиссирующей схемой, но позволяет приподнять весь корпус, что способствует повышению грузоподъёмности и устойчивости, но только в «надводном положении», в котором снижается манёвренность. Выход в него требует огромных трат мощности на движение и разгон, однако, манёвренность повышается. Это определило основную сферу применения СПК – грузовые и пассажироперевозки вдоль глубоководных каналов.

Амфибийный беспилотник должен развивать достаточную тягу для отрыва корпуса от воды и взлёта, в то же время, необходимо сохранить способность к погружению. Остойчивость корпуса в воде, как и устойчивость в воздухе позволят упростить управление. Важна компактность аппарата: он должен помещаться в багажник автомобиля.

Основываясь на этих требованиях, из вышеперечисленных компоновок:

- классическая не подойдёт из-за малых скоростей;
- экраноплан и СВП бесполезны в полёте, а комбинирование с крылом приведёт к значительному ухудшению их аэрогидродинамических качеств;
- поплавковая схема не подойдёт из-за габаритов, но «летающая лодка» и интегральная схема более компактны и соответствуют всем требованиям. Для погружения больше подойдёт интегральная схема, крыло которой имеет полный или частичный контакт с водой;
- глиссирующее судно и СПК имеют смысл только в совокупности с «летающей лодкой» или интегральной схемой, что позволит уменьшить сопротивление и повысить скорость аппарата и улучшить устойчивость судна при волнении, в связи с дополнительной стабилизацией от крыла. В подводном состоянии схемы неактуальны из-за повышенного износа корпуса от разрезания волн и издаваемого шума, а также дороговизны и времени работы СПК

Исходя из этих соображений, лучше всего для задач амфибийного бесплотного летательного аппарата (АБПЛА) самолётного типа подходит интегральная схема.

На данный момент разработки в сфере АБПЛА представлены, в основном, китайскими, британскими и американскими аппаратами. Среди горизонтально стартующих наиболее известны дроны «AquaMav», UVSIS U650, Gull 36.



Рис. 5. Дрон «AquaMav»

БПЛА «AquaMav» (рис. 5) создан студентами британского Имперского колледжа. Представляет собой тонкий копьевидный фюзеляж с баллоном сжатого воздуха внутри, позволяющим аппарату взлетать из-под воды, крылья складываются назад из-за способа входа в воду: аппарат ныряет в неё, пробивая «клювом» твёрдую морскую гладь. Выполняет мониторинг экологической ситуации и забор образцов с глубины.

Аппарат способен развивать скорость 48 км/ч в воздухе, но в воде она невелика, из-за воздушного винта. Батарея обеспечивает 14 минут полёта,

достаточных, с учётом необходимости заправки баллона и областью применения [3].



Рис. 6. Дрон «UVSIS U650»

Китайский БПЛА «UVSIS U650» (рис. 6) производства компании UVS Intelligence System предназначен для перевозки небольших грузов, разведки, патрулирования и мониторинга. Имеет конфигурацию самолётного типа, но может взлетать только с воды. Имеет взлётную массу 700 кг и развивает скорость 180 км\ч при максимальной продолжительности полёта 14 ч (2000 км) [1].

Британский разведывательный БПЛА корабельного базирования «Gull 36» (рис. 7) разработанный компанией «Warrior» («Aero-Marine»). Можно применять при волнении моря 4–5 баллов. Устойчивость обеспечивают два поплавка по бокам фюзеляжа. Взлетает как с поверхности воды, так и с суши после замены шасси. Устанавливаемое оборудование позволяет использовать беспилотник для разведки, охраны, мониторинга, метеорологических исследований и прочих военных целей [2].



Рис. 7. Дрон «Gull 36»

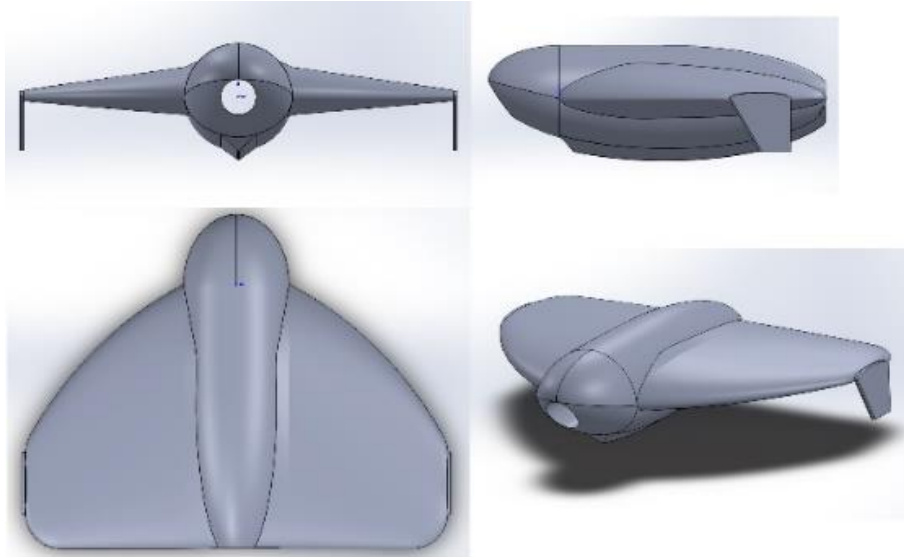


Рис. 8. Фюзеляж дрона «Белка»

Конструкция корпуса отечественного АБПЛА «Белка» (рис. 8), разрабатываемого в отделении молодежного конструкторского бюро «Астероид» выполнена по интегральной схеме с применением глиссирующих обводов дна. В крыльях размещены балластные отсеки. В центральной части расположен грузовой отсек для оборудования и малогабаритных грузов. Под ним находится турбина, защищающая движители от внешних воздействий и птиц. Использование лодочного и воздушного винтов обеспечивает хорошие показатели скорости в обоих средах. В носовой части предполагается установка блока управления с передатчиком коротких волн. Двигатель и блок батарей вынесены в хвостовую часть для оптимальной центровки. Находится на стадии разработки, поэтому технические характеристики, на момент написания статьи, неизвестны.

Библиографический список

1. Сайт AVIA.PRO UVSIS U650. Технические характеристики. Фото. [Электронный ресурс]: <https://avia.pro/blog/uvsis-u650-tehnicheskie-harakteristiki-foto> (дата обращения 05.05.2023).
2. Сайт Zonwar.ru БПЛА корабельного базирования Gull 36 [Электронный ресурс]: https://zonwar.ru/news4/news_620_Gull-36.html (Дата обращения 05.05.2023).
3. Электронный журнал New Atlas Drone dives like a seabird, bursts skyward like a flying fish [Электронный ресурс]: <https://newatlas.com/drone-seabird-flying-fish-aquamav/46975/> (дата обращения 05.05.2023)

МНОГОЗАДАЧНЫЙ БАРРАЖИРУЮЩИЙ БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАЮЩИЙ АППАРАТ

*В.К. Турук, Э.Д. Факидий
Научный руководитель: Д.О. Антонов*

В данной работе проведен обзор существующих беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В результате анализа выявлены преимущества и недостатки существующих аппаратов. Предложена концепция многозадачного барражирующего БПЛА с возможностью смены полезной нагрузки, что позволит повысить его эксплуатационные возможности.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, проектирование, повышение эффективности, полезная нагрузка.

На вооружении Российской Федерации стоят барражирующие БПЛА различных конструкций, с разными тактико-техническими характеристиками (ТТХ). Для каждого из них есть свои задачи, с которыми они справляются в совершенстве. Проведём обзор существующих барражирующих БПЛА России:

ZALA «Куб-БЛА» – разработан по самолётной аэродинамической схеме типа – «летающее крыло. Способен перевозить полезную нагрузку массой 3 кг. Двигательная установка – электродвигатель, позволяющий перемещаться почти бесшумно. Наведение аппарата осуществляется при помощи заранее вбитых в систему координат, либо по изображению с целевой нагрузки наведения [1].

ZALA «Ланцет» – «семейство» БПЛА нового поколения. «Ланцеты» разработаны по аэродинамической схеме двойного икс-образного оперения. В качестве полезной нагрузки «Ланцет» использует груз массой от 1, до 3 кг (в зависимости от модели). Двигательная установка – электродвигатель, позволяющий перемещаться почти бесшумно [2].

«Shahed -131», он же «Герань-1» – БПЛА Иранского производства. В качестве двигателя установлен двигатель внутреннего сгорания (ДВС) MDR-208, полезная нагрузка массой 10 кг. Управление БПЛА происходит посредством ориентации по GPS и по закрытому каналу связи [3].

«Shahed -136», он же «Герань-2» – барражирующий боеприпас Иранского производства. На «Герань-2», в качестве двигателя установлен ДВС MADO MD 550, позволяющий доставлять полезную нагрузку, массой до 50 кг, на скорости в 185 км/ч. Управление снарядом происходит посредством ориентации по GPS и по закрытому каналу связи [4].

«Привет-82» барражирующий БПЛА самолетного типа. Управление аппаратом производится как вручную, по видеосигналу, с электронной ста-

билизацией полета по GPS, так и в автоматическом режиме по GPS в заданный район в режиме радиомолчания, с дальнейшим ручным донаведением по видеосигналу оператором, находящимся в районе цели. Дальность до 3-х км в прямой видимости и до 15 км при использовании ретранслятора. Полезная нагрузка – до 5 кг [5].

Из обзора существующих БПЛА Российской Федерации можно заметить, что наиболее часто применяемая аэродинамическая схема – это «летающее крыло». Главным преимуществом данной схемы, является, наименьшее лобовое сопротивление, позволяющее при наименьших затратах энергии достичь большей скорости полёта. Основными представителями такой схемы являются БПЛА семейства «Герань». Эти ЛА хоть и могут переносить полезную нагрузку в диапазоне от 10, до 50 кг, но из-за своих двигателей ДВС слишком заметны [6].

На основании обзора сделан вывод, что, на рассмотренных БПЛА, смена полезной нагрузки затруднена или же невозможна в принципе.

На основании этого, допускается возможность разработки многозадачного барражирующего БПЛА, с возможностью быстрой смены типа полезной нагрузки, в качестве которой, планируется использовать геодезическое оборудование, контейнеры или другие виды грузов.

Для разработки БПЛА использовали аэродинамическую схему «летающее крыло» ввиду того, что она уже доказала свою работоспособность на множестве других БПЛА.

Учитывая, что вес теоретической ПН составляет около трех килограммов, разумным выбором для прототипа БПЛА будет являться "Куб-БЛА", так как его полезная нагрузка также равна трём килограммам.

С учетом этого, создаваемый ЛА должен иметь тактико-технические характеристики, сопоставимые или превосходящие характеристики БПЛА "Куб".

На основании исходных данных предложена схема летательного аппарата.

На рис. 1 и представлена компоновочная схема основных элементов БПЛА.

Из-за отсутствия оперения ЛА, при использовании аэродинамической схемы летающее крыло, возникают проблемы с устойчивостью аппарата, поэтому необходимо использовать S-образный профиль крыла. Для расчётов в первом приближении был взят профиль крыла NAVY N60[7].

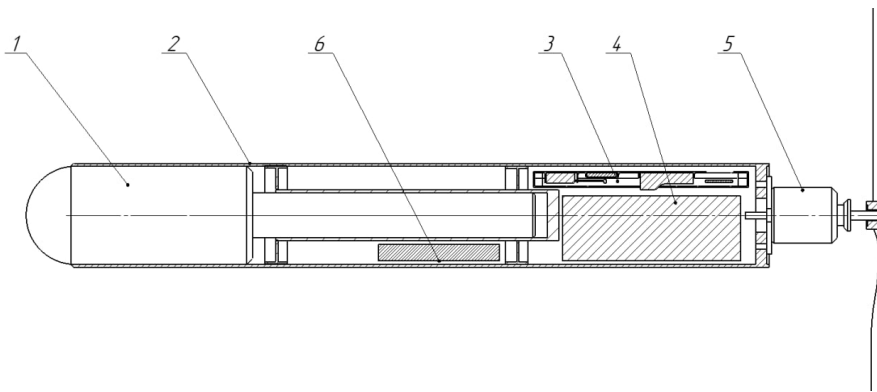


Рис. 1. Компонентная схема БПЛА

1–полезная нагрузка, 2–фюзеляж, 3–радиооборудование (видеопередатчики, радиопередатчики, GPS), 4–блок электрооборудования (полетный контроллер, регулятор оборотов, регулятор напряжения), 5–электродвигатель, 6–аппаратура коммуникации ПН

Массу БПЛА, в первом приближении, определена отталкиваясь от массы основных конструктивных элементов, таких как БРЭО, полезная нагрузка, аккумуляторные батареи, двигатель и т.д. В итоге, для первого приближения, масса аппарата равняется 11 килограмм. Размах крыла в первом приближении примем равным за 1250 мм, как и у прототипа. Скорость, для первого приближения, возьмём 110 км/ч, как и у БПЛА «Куб» и «Ланцет».

И так, зная массу, скорость, профиль и размах крыла можем рассчитать площадь крыла, необходимую для полёта ЛА. Площадь крыла в первом приближении определяется по формуле [8]:

$$S'_{кр} = \frac{2G}{C_y^{профиля} \cdot \rho \cdot V^2} \quad (1)$$

где $G = m \cdot g$ – взлётный вес ЛА; $C_y^{профиля}$ – коэффициент подъёмной силы профиля крыла при $\alpha = 0.8^\circ$, равный 0,425; $\rho = 1,205 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ – плотность воздуха при нормальных условиях при 0 метрах над уровнем моря; $g = 9,81 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}$ – ускорение свободного падения, V – Скорость летательного аппарата, для первого приближения примем ее равной 110 км/ч.

$$S'_{кр} = \frac{2 \times 11 \times 9,81}{0,425 \times 1,205 \times 30,5^2} = 0,45 \text{ м}^2$$

Зная площадь крыла можем построить общий вид БПЛА и рассчитать центр масс и центр давления на крыло. Общий вид БПЛА представлен на рис. 2.

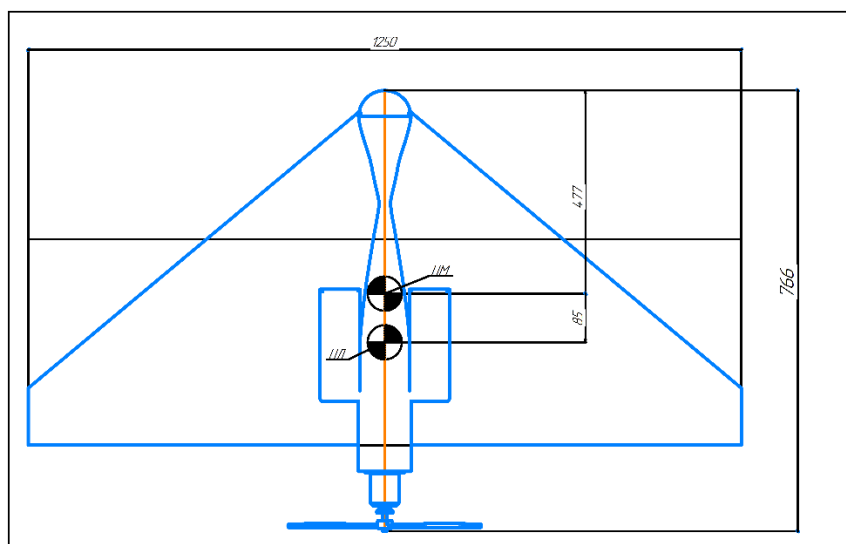


Рис. 2. Общий вид БПЛА

Таким образом, был предложен вариант грузового БПЛА в первом приближении и определены параметры устойчивости – аппарат имеет переднюю центровку, устойчивость равна 20% САХ, что удовлетворяет условиям устойчивости ЛА [9].

В рамках статьи был предложен вариант многозадачного БПЛА с заменяемой полезной нагрузкой, проведены расчёты по нахождению характеристик крыла и параметров устойчивости. В дальнейшем планируется детальная проработка разработанной конструкции.

Библиографический список

1. «КУБ-БЛА» - ударный беспилотный комплекс ZALA AERO [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: – <https://zala-aero.com/production/bvs/kyb-uav/> (дата обращения 08.05.2023).
2. ZALA Ланцет – Википедия [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: – https://ru.wikipedia.org/wiki/ZALA_Ланцет (дата обращения 09.05.2023).
3. Shahed 131 – Wikipedia [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: – https://en.wikipedia.org/wiki/Shahed_131 (дата обращения 08.05.2023).
4. HESA Shahed 136 – Wikipedia [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: – https://en.wikipedia.org/wiki/HESA_Shahed_136 (дата обращения 08.05.2023).
5. «ОКО» конструкторское бюро [Электронный ресурс] / Режим доступа URL: – <http://oko-kb.ru/#> (дата обращения 09.05.2023).
6. Конюхов И. К. Анализ применения аэродинамической схемы" летающее крыло" на беспилотных летательных аппаратах класса" воздух-поверхность" //Труды МАИ. – 2018. – №. 99. – С. 44.
7. Кашафуддинов С.Т., Лушин В.Н. Справочник авиационных профилей// – 2017 С. 139
8. Ефимов В. В., Ефимова М. Г., Чернигин К. О. Конструкция и прочность самолета а: учебное пособие. Часть I. – М.: МГТУ ГА, 2016. – 56 с.
9. Воробьев В. В., Киселев А. М., Поляков В. В. Системы управления летательных аппаратов: учебник для курсантов и слушателей вузов ВВС /под редакцией В.В. Воробьева – М.: ИЭД ВВИА им.проф. Н.Е. Жуковского, 2008. – 203 с.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	
<i>Колмагоров И.Д., Скорых Е.С., Реутов Л.С.</i> Оценка влияния угла скольжения крыла на аэродинамические характеристики многоразового крылатого ракетного блока	4
<i>Помогалов Р.Е., Давыдович Д.Ю.</i> К разработке малоразмерного аэродинамического стенда с симуляцией пониженного давления и внешнего теплового воздействия	10
<i>Лазорак Р.А.</i> Методика определения аэродинамических характеристик отделяющейся верхней ступени сверхтяжелой ракеты-носителя	16
<i>Третьяков П. А., Корчак Н. А., Исправникова О. В.</i> Разработка программного комплекса для определения проектных параметров демонстраторов летательных аппаратов вертикального взлета и посадки	22
<i>Реутов Л.С., Ильенко А.П., Колмагоров И.Д.</i> Разработка ракеты-носителя на криогенных компонентах топлива для проекта «Морской старт»	28
<i>Устинов М.А., Третьяков П.А., Мекишун И.А.</i> Разработка концептуального облика космического производственного комплекса	34
<i>Пьянков А.П.</i> Определение газодинамических нагрузок на стартовую систему при пуске ракеты	38
<i>Лебедев К.А.</i> Методика снижения акустических нагрузок при старте РН.....	44
<i>Устинов М.А., Перминова А.А., Симин Я.И., Тарасов Д.А.</i> Исследование параметров отдельных систем космического производственного комплекса	48
<i>Юницкий А.Э., Исаев Д.А., Лукаш В.Л., Лобазова И.Е., Телегина А.А.</i> Роль геокосмического транспорта в крупномасштабной индустриализации космоса	53
Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	
<i>Зинченко И. В. Миля В.А.</i> Турбореактивные двигатели транспортной авиации	58
<i>Бенгардт Е.А., Дурягин Ф.А.</i> Перспективные технологии и материалы конструкций ЖРД	64
<i>Пушкарёв В.В., Смагин А.А., Бельчиков Д.А.</i> Разработка программы расчета охлаждения стенки камеры	70
<i>Исправникова О.В., Бельчиков Д.А., Третьяков П.А.</i> Исследование акустических параметров сверхзвуковой струи методом Фокса Вильямса-Хокинга для двигательных установок различного типа	75

<i>Давлятов Р.Р.</i> Разработка конструкции камеры для двигателя с центральным телом	80
<i>Воробьев А.Р., Михайлов Е.А.</i> Проектирование программного обеспечения для оценки выходных данных испытаний демонстраторов двигательных установок	85
<i>Курапов Е.С., Бузников М.М.</i> Двигательные установки ракет-носителей с воздушным стартом	90
<i>Бельчиков Д.А., Третьяков П.А., Нургалин Р.Р.</i> Об оценке влияния количества камер на эффективность многокамерного ЖРД с центральным телом	95
<i>Корчак Н.С., Лапин А.Е., Хажиахметов К.И., Нургалин Р.Р.</i> Особенности проектирования малорасходного криогенного шнекоцентробежного насоса	102
<i>Нургалин Р.Р., Корчак Н.С., Лапин А.Е., Хажиахметов К.И.</i> К вопросу о применимости существующих кислородно-водородных двигателей в составе многомерной двигательной установки с центральным телом	109
Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	
<i>Талыпов И.В., Туришатов К.С.</i> Модернизация стенда противовращения Земли	117
<i>Обмоллов А.И.</i> Проектирование стенда для калибровки микромеханического гироскопа	121
Секция 4. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ	
<i>Баимов Р.И.</i> Повышение точности пеленгования источника радиополучения за счёт выбора параметров весового амплитудного распределения вида косинус m -й степени на элементах линейной фазированной решетки радиопеленгатора в составе радиоугломерной системы посадки.....	128
Секция 5. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ	
<i>Колесников К.Д., Колмагоров И.Д., Скрябина М.И., Каширин Н.В.</i> Беспилотные летательные аппараты, способные передвигаться в двух средах: средства передвижения и посадки на воду.....	134
<i>Турук В.К., Факидий Э.Д.</i> Многозадачный барражирующий беспилотный летающий аппарат	140

Научное издание

АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы
VII студенческой научно-технической конференции
16–18 мая 2023 г.

Под редакцией С.Д. Ваулина

Техн. редактор *А.В. Миних*
Дизайн обложки *А.С. Пановой*

Издательский центр Южно-Уральского государственного университета

Подписано в печать 29.06.2023. Формат 60×84 1/16. Печать цифровая.
Усл. печ. л. 8,60. Тираж 100 экз. Заказ 240/252.

Отпечатано с оригинал-макета заказчика
в типографии Издательского центра ЮУрГУ.
454080, г. Челябинск, проспект Ленина, 76.