



Южно-Уральский
государственный
университет

Национальный
исследовательский
университет

АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

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
VIII научно-технической конференции
19–21 декабря 2023 г.

Под редакцией В. Б. Федорова

Челябинск
Издательский центр ЮУрГУ
2024

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
институт машиностроения», канд. техн. наук, В. Л. Салич*

Ответственные за выпуск:
А. Р. Воробьев, О. В. Бойко

Астероидная безопасность: материалы VIII научно-технической
А91 конференции 19–21 декабря 2023 г. / под ред. В. Б. Федорова. – Че-
лябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2024. – 86 с.

ISBN 978-5-696-05439-1

В сборнике представлены материалы конференции по шести секциям:
секция 1. Конструкции изделий ракетно-космической техники;
секция 2. Двигательные установки изделий ракетно-космической техники;
секция 3. Системы управления изделий ракетно-космической техники;
секция 4. Беспилотные летательные аппараты

Конференция организована аэрокосмическим направлением Политех-
нического института и Высшей школой электроники и компьютерных на-
ук Южно-Уральского государственного университета.

Все материалы изложены в авторской редакции.

УДК 629.782.05(063)

ISBN 978-5-696-05439-1

© Издательский центр ЮУрГУ, 2024

Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 629.76

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫБРОСА ЖИДКИХ ОСТАТКОВ ТОПЛИВА ИЗ ТОРОВОГО БАКА С УЧЕТОМ ГАСИТЕЛЕЙ КОЛЕБАНИЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ТИПА «СОЮЗ-2.1Б»

У. Р. Абдрахимов

Научный руководитель: В. И. Трушляков, д.т.н.

В данной работе проведено численное моделирование выброса жидких остатков топлива под давлением остаточного газа надува из торового бака с ракеты-носителя типа «Союз-2.1б» с использованием программного продукта Ansys-Fluent. Сделан вывод, что просто открытие сливного клапана недостаточно для полного выброса топлива из топливного бака.

Ключевые слова: ракета-носитель, жидкие остатки ракетного топлива, пероксид водорода, пассивация, вычислительная гидродинамика.

При запуске ракет с жидким топливом остаются остатки, которые могут быть вредными для окружающей среды. С целью снижения воздействия на окружающую среду и гарантирования соблюдения международных стандартов, таких как ГОСТ РФ [1], стандарт NASA-STD 8719.14 (Rev. A, Change Notice 1) и рекомендации Межагентского координационного комитета по космическому мусору [2], активно разрабатываются методы ликвидации остатков топлива.

Известные решения по выбросу невыработанных остатков КТ из баков РН после выключения маршевого двигателя в условиях невесомости основаны на естественном испарении криогенных остатков топливной пары «кислород-водород» за счет естественного аэродинамического нагрева и испарения с последующим выбросом через камеры жидкостного ракетного двигателя [3, 4], либо на основе создания автономной бортовой системы спуска для смешанной топливной пары «кислород-керосин» [5, 6].

В 70% случаев падения боковых блоков ракет-носителей (РН) типа «Союз-2» происходят пожары из-за пролива остатков невыработанного топлива жидких компонентов топлива (КТ), в частности, пероксида водорода (ПВ), который используется для работы турбонасосного агрегата. После падения отработавшего бокового блока РН типа «Союз-2» и разгерметизации торового бака (ТБ), жидкие остатки ПВ проливаются и взаимодейст-

вуют с элементами конструкции бокового блока РН типа «Союз-2», что приводит к экзотермической реакции разложения жидких остатков ПВ [7].

Исследование выброса остатков топлива проведено на примере торового бака бокового блока РН типа «Союз-2» [8]. Для решения данной проблемы предлагается рассмотреть выброс остатков топлива в условиях невесомости под давлением остаточного газа наддува азота в ТБ через открытый клапан магистрали сброса в атмосферу.

Принято вращение бокового блока с угловой скоростью 3 рад/с в течении 100 секунд пассивного полета. На рис. 1 изображено положение ТБ и направление вращения бокового блока.

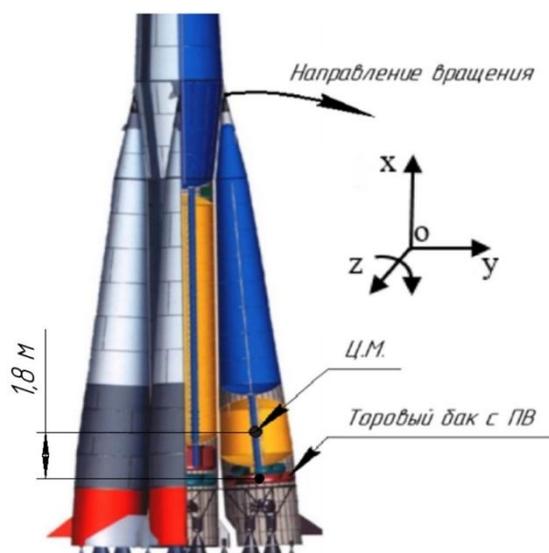


Рис. 1. Расположение ТБ в боковом блоке РН типа «Союз» с указанием направления вектора вращения после отделения

В качестве примера геометрических размеров ТБ, заборного устройства, приведены в табл. 1, геометрия гасителей колебаний в заборном устройстве представлена на рис. 2, размеры симметричны. Для уменьшения времени расчета взята половина торового бака с массой равной 64 кг.

Таблица 1

Геометрические размеры ТБ

№	Параметр	Значение
1	Диаметр ТБ, м	0,460
2	Радиус образующей ТБ, м	1
3	Радиус заборного устройства, м	0,360
4	Начальное давление в ТБ, кПа.	506
5	Угол наклона ТБ, град.	2
6	Диаметр магистрали слива, мм	50

жидкости в ТБ после 12 вращения с закрытым клапаном. Следующим этапом идет открытие клапана сливной магистрали. На рис. 4б показано положение жидкости в процессе вращения ТБ с открытым клапаном сброса за заданный интервал времени (30 секунд). Остатки КТ у заборного устройства удалены из ТБ через клапан заборного устройства. Однако, остатки КТ наблюдаются в противоположной стороне от заборного устройства, растянутые по стенке бака. На рис. 5 представлены графики изменения.

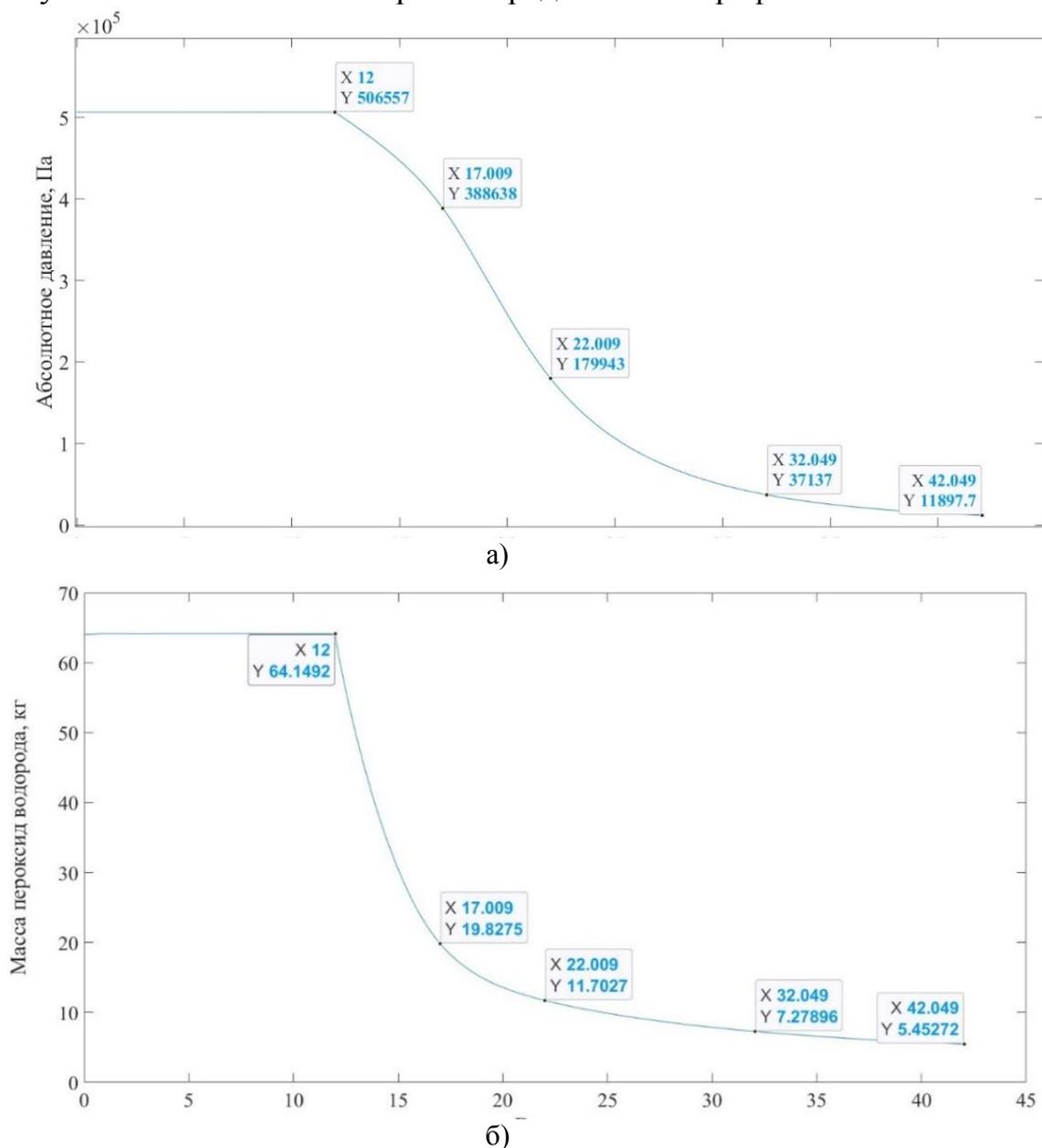


Рис. 5. Графики изменения: а) абсолютного давления газа наддува в ТБ;
б) массы остатков КТ под действием газа наддува

Как следует из рис. 5, за интервал времени 30 секунд после открытия сливного в ТБ осталось 5,4 кг, что соответствует 8,5% от начальной массы остатков КТ при сбросе через отверстие заборного устройства. При этом

остаточное давление в ТБ составляет 11,9 кПа при начальном давлении 506 кПа. Данная масса остатков КТ расположена в противоположной части от заборного устройства ТБ, дальнейшее удаление остатков топлива без дополнительных мер малоэффективно.

Источник финансирования. Работа выполнена в рамках гранта РФФИ №23-29-00531.

Библиографический список

1. ГОСТ Р. 52925-2018 «Изделия космической техники // Общие Требования К Космическим Средствам По Ограничению Техногенного Засорения Околосреднего Космического Пространства» Введ. 2019. изд. 1.
2. Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. IADC Space Debris Mitigation Guidelines: IADC-02-01. IADC, 2020.
3. Takase K. et al. Successful Demonstration for Upper Stage Controlled Re-entry Experiment by H-IIВ Launch Vehicle. 2011. Vol. 48, № 4. P. 6.
4. Renard E. et al. Maneuvers to reduce Ariane 5 upper stage lifetime duration in orbit // Acta Astronaut. 2020. Vol. 173. P. 442–448.
5. Trushlyakov V. et al. The designing of launch vehicles with liquid propulsion engines ensuring fire, explosion and environmental safety requirements of worked-off stages // Acta Astronaut. 2017. Vol. 131. P. 96–101.
6. Баранов Д., Трушляков В., Шатров Я. Исследование параметров процессов испарения невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках отделяющейся части ступени ракеты-носителя // Космонавтика И Ракетостроение. 2019. № 4. С. 117–128.
7. Королева Т.В., Шарапова А.В., Кречетов П.П. Сравнительный Анализ Воздействия Пусков Ракет-Носителей «Союз» и «Протон». На Окружающую Среду. ООО «Издательство Спутник+» 2016. С. 58–69.
8. Arianespace. Soyuz User's Manual. 2012.

УДК 629.787

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ, СОВЕРШАЮЩИХ ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ АТМОСФЕРЫ

А. Д. Корабицина

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

В работе рассмотрены спускаемые аппараты для планет Венеры и Марса, определена зависимость применения тормозных устройств аппарата от основных характеристик атмосферы.

Ключевые слова: спускаемый аппарат, атмосфера, посадка, тормозные устройства.

Спускаемые аппараты (СА) – это особый класс космических аппаратов, задача которых заключается в доставке на космические объекты научно-исследовательского оборудования и/или экипажа [1].

Интенсивное развитие спускаемых аппаратов было вызвано началом практических исследований планет Солнечной системы, а именно Венеры и Марса. Несмотря на то, что обе планеты принадлежат к земной группе и являются сравнительно малыми планетами, спускаемые аппараты, совершающие посадку на их поверхность, имеют характерные отличия конструкций.

Яркими представителями венерианских миссий стали аппараты класса «Венера». СА имели сферическую или шарообразную форму. Конструктивно первые аппараты, диаметром около 1 м, состояли из двух изолированных отсеков: верхнего, где располагалась парашютная установка, и нижнего – приборного отсека. Внутри и снаружи СА покрывался мощной теплозащитной оболочкой. Тормозное устройство состояло из тормозного и основного парашютов. С накоплением знаний об окружающей среде планеты и увеличением поставленных перед аппаратом задач, параметры СА претерпевали ряд изменений. Для того, чтобы аппарат смог выдержать предельные нагрузки, было необходимо обеспечить максимальную прочность конструкции, что привело к увеличению массы (с 400 до 1500 кг) и размеров корпуса. Новая конструкция, состояла из первоначального аппарата – посадочного модуля, на который поверх, для защиты размещенной снаружи научной аппаратуры, надевался шар, диаметром 2,4 м, состоящий из двух разделяющихся полусфер [2].

В настоящее время готовится ряд космических миссий, для ответа на вопрос: почему, в отличие от Земли, эволюция Венеры пошла другим путем и могла ли возникнуть жизнь на этой планете? Российский проект «Венера – Д», запуск которого планируется на 2029 г, должен решить эту задачу. Этап спуска аппарата займет несколько десятков минут, за которые будут собраны и переданы научные данные. В качестве тормозного устройства, как и раньше, планируется применение парашютной установки. На рис. 1 представлена схема спуска аппарата на поверхность Венеры с помощью торможения парашютной системой. Посадочный аппарат будет представлен типа советских аппаратов «Венера – ВЕГА». СА должен включать в себя долговечные, со сроком службы около месяца, и недолговечные, время работы около нескольких часов, научные станции [3].

Исследование планеты Марс практическим путем началось примерно в одно время с Венерой, но интенсивно продолжается и по сей день. Первыми СА, совершившими посадку на поверхность планеты, стали советские аппараты класса «Марс». Их конструкция состояла из аэродинамического тормозного корпуса диаметром 3,4 м, надетого поверх аппарата. Для изменения траектории полета была предназначена система увода, состоящая из

системы управления и фермы с ДУ на твердом топливе. Для коррекции положения аппарата и остановки его вращения, имелись твердотопливные двигатели, расположенные на периферии тормозного корпуса и аналогичные двигатели, расположенные на крышке отсека вытяжного парашюта, необходимые для его принудительного ввода. В качестве тормозной установки аппарат имел парашютную систему, состоящую из вытяжного и основного парашюта с зарифленным куполом, а также твердотопливный тормозной двигатель мягкой посадки [2].



Рис. 1. Схема спуска на поверхность Венеры

Одной из последних успешных посадок на Марс к настоящему времени является китайская миссия «Tianwen – 1» (рис. 2). Корпус СА состоял из лобового экрана диаметром 3,4 м и небольшого аэродинамического щитка, предназначенного для управления спуском. После снижения скорости до 460 м/с, лобовой экран отстрелился и был введен тормозной парашют диаметром 16 м. На последнем этапе спуска (на высоте около 2 км над поверхностью планеты) включилась регулируемая тяга двигательной установки. После работы бортовой системы по выявлению места посадки, посадочная платформа с двигателями бокового смещения завершила спуск на четыре опоры [4, 5].



Рис. 2. Схема посадки СА миссии «Tianwen – 1»

Из анализа конструкций СА, совершивших и планирующих совершить посадку на соседние к Земле планеты, следует, что аэродинамический облик, управление и способ посадки аппарата определяется в зависимости от условий входа в атмосферу и ее параметров (плотность, давление, температура).

Основная задача спуска в условиях атмосферы заключается в уменьшении гиперзвуковой скорости, которую имеет аппарат при входе, до приемлемой скорости посадки [6]. Следует учитывать, что при спуске аппарат испытывает такие нагрузки, как максимальный скоростной напор, действие тепловых потоков и перегрузки [7]. При баллистическом проектировании СА для планет Солнечной системы можно отталкиваться от уравнений движения и спуска на поверхность Земли [1]. В зависимости от результата обмена импульсами между СА и веществом атмосферы определяется способность торможения, заключающаяся в снижении скорости аппарата [8].

Основные характеристики атмосферы планеты, в первую очередь, зависят от ее высоты. СА, при торможении в атмосфере, проходит через все ее слои, отличающиеся друг от друга плотностью [8]. Примерная зависимость плотности атмосферы ближайших к Земле планет от ее высоты приведена в табл. 1 [9].

Таблица 1

Зависимость плотности атмосферы планет от высоты

Высота, км	Плотность атмосферы, кг/м ³		
	Венера	Земля	Марс
120	$7,5 \cdot 10^{-7}$	$4,5 \cdot 10^{-8}$	$3,5 \cdot 10^{-9}$
100	$9,5 \cdot 10^{-5}$	$8 \cdot 10^{-7}$	$8 \cdot 10^{-8}$

Окончание табл. 1

Высота, км	Плотность атмосферы, кг/м ³		
	Венера	Земля	Марс
80	$1 \cdot 10^{-2}$	$2,5 \cdot 10^{-5}$	$4 \cdot 10^{-6}$
60	$7 \cdot 10^{-1}$	$5 \cdot 10^{-4}$	$4,5 \cdot 10^{-5}$
40	$6,5 \cdot 10^0$	$6,5 \cdot 10^{-3}$	$4 \cdot 10^{-4}$
20	$3,5 \cdot 10^1$	$1 \cdot 10^{-1}$	$3 \cdot 10^{-3}$
0	$9 \cdot 10^1$	$1 \cdot 10^0$	$1,5 \cdot 10^{-2}$

В качестве средств для предпосадочного торможения СА используются парашютные системы (вытяжные, тормозные и основные парашюты), ДУ или аэродинамические средства торможения. Начало работы тормозной системы зависит от высоты и плотности атмосферы. Так, для планет по типу Земли и Венеры тормозная парашютная система раскрывается на скорости приблизительно равной 250 м/с, основная – 70 м/с; для Марса и аналогичных планет – 900 м/с.

В зависимости от основных характеристик атмосферы планет, были сформулированы рекомендации по применению различных способов посадки.

Для планет с разреженной атмосферой (по типу марсианской атмосферы, где давление примерно в 100 раз ниже, чем на Земле) вход в атмосферу с космическими скоростями сопровождается теми же явлениями, что и для атмосферы Земли, но при этом аэродинамические тормозные устройства (лобовой экран и парашютная система разумных размеров) не успевают обеспечить эффективное гашение скорости (величины порядка 10 м/с) до столкновения с поверхностью, т.к. верхние слои атмосферы находятся на незначительном расстоянии от поверхности планеты. В связи с этим, используется предпосадочное торможение аппарата двигательной тормозной установкой [1, 2, 9].

Для планет с высокой плотностью атмосферы (по типу Венеры), значительное гашение скорости происходит в ее верхних слоях, и при пологом входе (угол входа меньше 30°) процессы спуска подобны земным. Процесс интенсивного торможения завершается к высотам 30–40 км, после чего начинается плавный спуск. Поэтому следует учитывать, что наибольшие значения перегрузок, давления и температуры приходятся на участок входа и верхние слои атмосферы. Далее при дрейфе в атмосфере начинают функционировать средства посадки – парашютные системы, которые гасят скорость почти до нуля и обеспечивают мягкую посадку на поверхность.

Для планет гигантов с высокой гравитацией (Юпитер, Сатурн), следует учитывать, что их атмосферы обладают в среднем значительно большей плотностью по сравнению с планетами земной группы. Специфика входа

заключается в большой скорости подлета, приводящей к перегрузкам и мощному тепловому воздействию на СА. Интенсивное торможение аппарата происходит в верхних слоях атмосферы за счет аэродинамических качеств аппарата. Верхней границей коридора входа будет являться захват атмосферой, нижней – максимальная перегрузка. По направлению полета газ сжимается, возникает ударная волна, чьи потоки тепла попадают на СА, и при больших скоростях процесс уноса тепла усложняется ионизацией газа, что необходимо учитывать при выборе теплозащитного покрытия [9, 10].

На сегодняшний день известны параметры атмосфер планет Солнечной системы и то, как происходит спуск аппаратов в данных условиях. Но при рассмотрении других, теоретически еще не открытых, космических тел с атмосферой, возникает вопрос о рациональности использования тех или иных средств посадки спускаемого аппарата. Стоящая впереди задача исследования заключается в определении границ применимости посадочных устройств при различных условиях окружающей среды.

Библиографический список

1. Панкратов, Б. М. Спускаемые аппараты / Б. М. Панкратов. – М.: Машиностроение, 1984, 232 с.
2. Попов Е. И. Спускаемые аппараты / Е. И. Попов – Новое в жизни, науке, технике. Сер. «Космонавтика, астрономия»; № 4. – М.: Знание, 1985, 64 с.
3. Засова Л. В. и др. «Венера – Д» – Проект автоматической станции для исследования Венеры / Л. В. Засова, И. Д. Коваленко, Д. А. Горинов, А. С. Аббакумов, Н. А. Эйсмонт, С. А. Бобер. – 2018. – С. 12–13.
4. Лисов И. А. Великий марсианский десант 2020 года / И. А. Лисов // Космонавтика XXI века. – 2020. – № 5. – С. 29–42.
5. Xinli Li, Yansong Li, Dayong Hu, Wei Rao, Yufeng Qi, Qiang Yang and Gang Wang. Trim Flap System Design for Improving Ballistic – Lifting Entry. Performance of the Tianwen – 1 Mars Probe / Xinli Li, Yansong Li, Dayong Hu, Wei Rao, Yufeng Qi, Qiang Yang and Gang Wang // Aerospace. – 2022. – С. 1–25.
6. Шафай С. С. Управление спуском в атмосфере аэрокосмического летательного аппарата / С. С. Шафай // 15-я Международная конференция «Авиация и Космонавтика – 2016» Москва, 14 –18 ноября 2016 года. – М.: Типография «Люксор», 2016. – С. 597–599.
7. Косенкова, А. В. Разработка инженерной методики оценки основных проектных характеристик баллистического спускаемого аппарата / А. В. Косенкова, Н. А. Ткачев // XLVII Академические чтения по космонавтике 2023: сборник тезисов, посвященный памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космиче-

ского пространства. Том 1. Москва, 2023. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана (НИУ), 2023. – С. 74–75.

8. Пат. № 2714554 С2 Российская Федерация, МПК В64G 1/62, В64D 33/00, В64D 33/02, В64C 23/00, F15D / Устройство для торможения и защиты спускаемого летательного аппарата в атмосфере планеты Э.П. Цыганова / Э. П. Цыганов: заявитель Цыганов Э. П. – № 2018111270; заявл. 29.03.2018; опубл. 18.02.2020

9. Athul Pradeepkumar Giriya. Planetary Entry Probe Dataset: Analysis and Rules of Thumb for Future Missions / Athul Pradeepkumar Giriya // School of Aeronautics and Astronautics. – West Lafayette, IN 47907, USA:Purdue University, 2023. – С. 1–15.

10. Баженов, В. И. Посадка космических аппаратов на планеты / В. И. Баженов, М. И. Осин – М.: М.: Машиностроение, 1978. – 159 с.

УДК 629.7.014.16

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ МНОГОРАЗОВОГО СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ДЛЯ ОРБИТАЛЬНОГО ТУРИЗМА

О. А. Мельникова, И. Д. Колмагоров
Научный руководитель: Р. А. Пешков, к.т.н.

Проведен расчет объемно-массовых характеристик, получены габариты спускаемого аппарата, определен состав бортового комплекса управления и создана предварительная компоновочная схема.

Ключевые слова: многоразовый, спускаемый аппарат, космический туризм, бортовой комплекс управления.

В настоящее время человечество активно постигает космос: от околоземного пространства до далеких планет. Все большее количество людей проникается идеей космоса и мечтает когда-нибудь оказаться среди членов экипажа. Возможность полета в космос также открыта и для космических туристов, индустрия таких путешествий считается новейшей и стремительными темпами формирующейся областью, которая помимо путешествий состоятельных людей, также позволяет людям проникнуть в космос [1], привлечь больше внимания и капиталовложений к космической отрасли [2], является одним из методов для повышения ценности природы и предусмотрительного отношения к ней и аккуратного пользования ее благами [3]. Начиная с первого космического туриста – Денниса Тито, посетившего международную космическую станцию (МКС) в 2001 году – и по

сегодняшний день в качестве космических туристов на МКС побывало семь человек, что невероятно мало по сравнению с количеством желающих, но исходя из немалой стоимости на туризм такого рода, позволить себе его могут далеко не все. Одним из способов понижения стоимости на такое путешествие является использование многоразовых ракет-носителей (РН), космических кораблей, в состав которых входит также и спускаемый аппарат (СА).

Измерение угловой скорости, вектора состояния, определение ориентации, управление ориентацией, движением центра масс, бортовыми системами, а также сбор, формирование и передача телеметрической информации гарантируется бортовым комплексом управления (БКУ), который включает в себя бортовую цифровую вычислительную машину, системы по управлению движением и навигации (СУДН) и бортовым комплексом, а также систему бортовых измерений, бортовой радиотехнический комплекс и программно-техническое обеспечение. СУДН включает в себя датчиковую аппаратуру (табл. 1) и исполнительные органы. Измерение угловой скорости происходит датчиком угловой скорости ТИУС200 (рис. 1а) [4], который является трехосным волоконно-оптическим гироскопом способным обходиться без сервиса на всем сроке хранения и эксплуатации. Он предусмотрен для эксплуатации в различных сферах техники с целью измерения и слежения за угловой скоростью вращения в инерциальном пространстве. Обладает массой в 0,5 кг и габаритами 75 мм x 75 мм x 60 мм.

Для ориентации по звездам используется БОКЗ-М60 (рис. 1б) [5], который является моноблоком, включающим в себя цифровую телевизионную камеру, вычислительное устройство на сигнальном процессоре и источник питания. Его масса 4 кг, габаритные размеры – 37 мм x 23 мм x 23 мм. С помощью солнечного датчика 347К (рис. 1в) [6] происходит замер углового положения Солнца в угловом поле более полусферы в визуальном диапазоне. Масса – 0,5 кг, габариты – 135 мм x 135 мм x 90 мм. Измерение углового положения Земли в приборной системе координат обеспечивается датчиком горизонта Земли 344К (рис. 1г) [7]. СА также оснащается аппаратурой спутниковой навигации – прибором «НМ» (рис. 1д) и акселерометром КХ 67-041 (рис. 1е).

Таблица 1

Элемент	Название
Датчик угловой скорости	ТИУС200
Прибор ориентации по звездам	БОКЗ-М60
Прибор ориентации по Солнцу	Солнечный датчик 347К
Прибор ориентации по планетам (на Землю)	Датчик горизонта Земли 344К
Аппаратура спутниковой навигации	прибор НМ
Акселерометры	КХ 67-041

«Скользкий» тип спускаемого аппарата позволяет производить аэродинамический спуск, которым есть возможность управлять, а также снизить диапазон мест для посадки, контролировать перегрузки и тепловые потоки, увеличить коридор входа, и вместе с тем увеличить массу полезного груза. В сравнении с баллистическим спуском позволяет уменьшить величины перегрузок [8]. Форма фары используется для достижения аэродинамического качества $K \approx 0,3 \dots 0,5$ [8]. Расчет массовых и объемных сводок проведен для спускаемого аппарата типа «Союз» по методике [9]. В качестве исходных данных было принято: спускаемый аппарат типа «Союз» на 3 человек, с диаметром миделя 2,2 м, с парашютно-реактивной системой посадки. Масса одного пассажира принята равной 90 кг [10]. Предварительная массовая сводка представлена в табл. 2, объемная – в табл. 3. компоновка СА представлена на рис. 2.

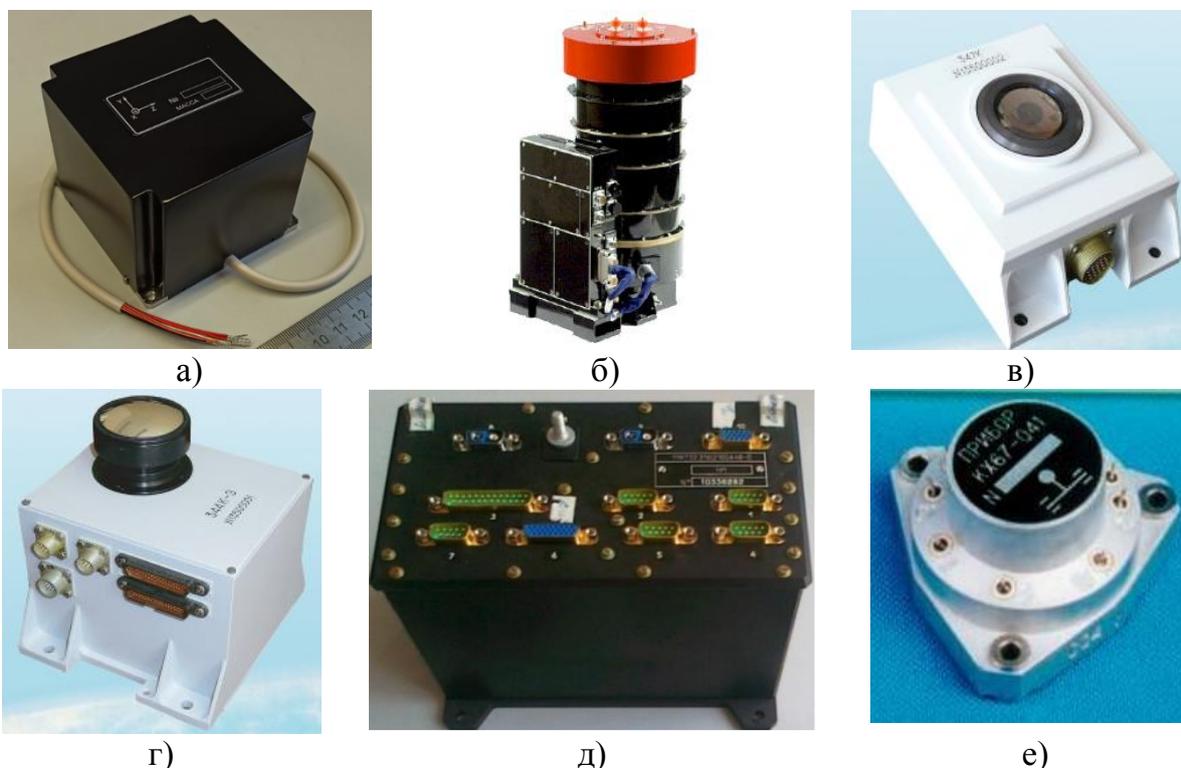


Рис. 1. Бортовая аппаратура: а) гироскоп ТИУС200; б) прибор ориентации по звездам БОКЗ-М60; в) солнечный датчик 347К; г) датчик горизонта Земли 344К; д) прибор «НМ»; е) акселерометр КХ 67-041

Двигатели мягкой посадки (ДМП) могут быть размещены на стропах парашютной системы или на корпусе СА. Во втором случае ДМП располагаются на днище СА и закрыты теплозащитным экраном, который после срабатывания парашютной системы, сбрасывается. Обеспечить снижение скорости при посадке до нуля могут ДМП с управляемой тягой, так как они позволяют гасит вертикальную и горизонтальную скорости СА.

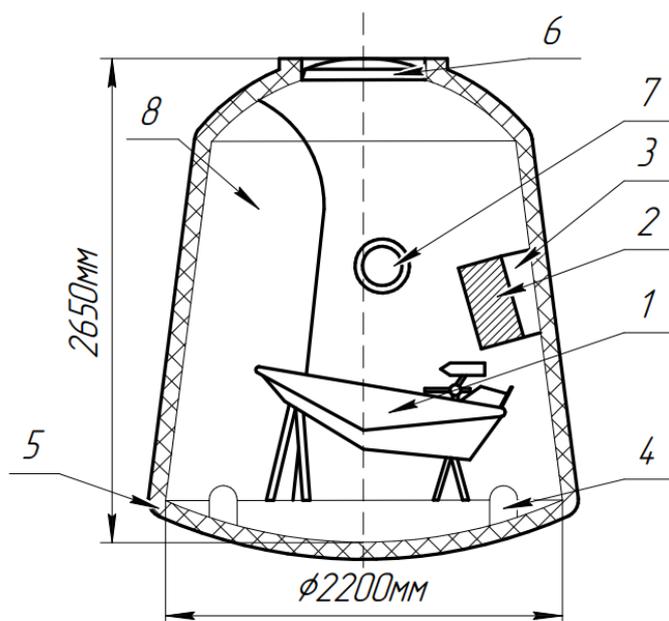


Рис. 2. Компонка СА: 1 – кресло космонавта, 2 – командно-сигнальное устройство, 3 – приборная доска, 4 – двигатели мягкой посадки, 5 – теплозащитное покрытие, 6 – люк-лаз, 7 – иллюминатор СА, 8 – контейнер для расположения основной парашютной системы

Таблица 2

Элемент	Масса, кг
Полезный груз, экипаж	340
Система электроснабжения, бортовая кабельная сеть	133,9
СУДН, БКУ, системы автономной регистрации, радиоэлектронная аппаратура, антенно-фидерные устройства, автоматика системы приземления	189,9
Кресла экипажа, системы терморегулирования и обеспечения жизнедеятельности	255,4
Силовая конструкция, комплекс средств посадки, теплозащитное покрытие, внутренняя теплозвукоизоляция, система исполнительных органов спуска	1544,5
Резерв массы аппарата	123,2
Масса балансировочного груза	160,1
Итого	2747

Таблица 3

Элемент	Объем, м ³
Полезный груз, экипаж	3,485
Система электроснабжения, в том числе бортовая кабельная сеть	0,2448
СУДН, БКУ, системы автономной регистрации, радиоэлектронная аппаратура, антенно-фидерные устройства, автоматика системы приземления	0,4182
Кресла экипажа, системы терморегулирования и обеспечения жизнедеятельности	1,3549
Силовая конструкция, комплекс средств посадки, теплозащитное покрытие, внутренняя теплозвукоизоляция, система исполнительных органов спуска	0,701
Резерв объема аппарата	0,3102
Объем балансировочного груза	0,4033
Итого	6,92

Кресла космонавтов располагаются под углом 70° к оси СА, так как в таком случае обеспечивается лучшая переносимость перегрузок космонавтами [11].

Библиографический список

1. Сарафанова, А. Г. Космический туризм как объект исследования экстремального досуга / А. Г. Сарафанова, А. А. Сарафанов // Вестник Самарского государственного экономического университета. – 2022. – № 1(207). – С. 65–74. – DOI 10.46554/1993-0453-2022-1-207-65-74.
2. Парфенова, С. А. развитие космического туризма / С. А. Парфенова // Туризм и гостеприимство сквозь призму инноваций: Сборник статей III научно-практической конференции, Москва, 27 февраля 2018 года / Под научной редакцией Е.М. Крюковой. – М.: Закрытое акционерное общество «Университетская книга», 2018. – С. 95–99.
3. Елизаров, М. В. Международно-правовые и экологические аспекты космического туризма / М. В. Елизаров, К. В. Вострикова, П. Ю. Яковлева // Вестник Института права Башкирского государственного университета. – 2021. – № 2(10). – С. 26–32. – DOI 10.33184/vest-law-bsu-2021.10.4.
4. ООО Научно-производственная Компания «Оптолинк»: [сайт] – Москва. – URL: http://optolink.ru/ru/products/three_axis_fog/trs200 (дата обращения: 14.12.2023).
5. Отдел оптико-физических исследований ИКИ РАН: [сайт] – Москва. – URL: <http://ofo.ikiweb.ru/razrabotki/bokz-m60.html> (дата обращения: 14.12.2023).

6. АО «Российские космические системы»: [сайт] – Москва. – URL: <https://geocos.ru/produkcija/solnechnyedatchiki/?ysclid=lq0wu0eckj513705141> (дата обращения: 14.12.2023).

7. АО «Российские космические системы»: [сайт] – Москва. – URL: <https://geocos.ru/produkcija/priboryorientaciirozemle/?ysclid=lq0x5pl7rq306612824> (дата обращения: 14.12.2023).

8. Гущин В. Н. и др. Основы устройства и конструирования космических аппаратов: учеб. пособ. для вузов / В. Н. Гущин, Б. М. Панкратов, А. Д. Родионов. – М.: Машиностроение, 1992. – 256 с.

9. Миненко В. Е., Косенкова А. В., Быковский С. Б., Якушев А. Г. Методика экспресс-оценки массовых и объемных характеристик спускаемых аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2019. – Вып. 3.

10. Госкорпорации «Роскосмос»: [сайт] – Москва. – URL: <https://www.roscosmos.ru/39453/> (дата обращения: 14.12.2023).

11. Космические аппараты / под общ. ред. К. П. Феоктистова. – М.: Воениздат, 1983. – 319 с.

УДК 533.17+534.2

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДА ПОДАВЛЕНИЯ ШУМА С ПОМОЩЬЮ ИНЖЕКЦИИ ВОДЫ В СВЕРХЗВУКОВУЮ СТРУЮ ПУТЕМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

О. В. Исправникова

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

В статье проведено моделирование с использованием программного комплекса *ANSYS Fluent* одного из наиболее эффективных подходов к снижению шума сверхзвуковой струи путем взаимодействия с потоком воды. Вычисления в работе проводились методом Фокса Вильямса-Хокинга (*Ffowcs Williams & Hawkings*).

Ключевые слова: сверхзвуковая струя, шум, турбулентность, аэроакустика, *ANSYS Fluent*

В силу прогресса аэрокосмической индустрии, на летательные аппараты накладываются возрастающие требования в отношении допустимого уровня шума, что требует разработки эффективных методов его снижения. В большей части случаев предсказание уровней акустического шума представляет собой сложную задачу, и их можно определить только путем проведения натуральных экспериментов. Однако, с целью сокращения количества необходимых экспериментов при анализе воздействия множества парамет-

ров, значения которых изменяются в широком диапазоне, возможно использование численных методов моделирования.

В настоящем исследовании было проведено моделирование с использованием программного пакета *ANSYS Fluent* одного из наиболее эффективных подходов к снижению шума сверхзвуковой струи путем взаимодействия с потоком воды. Вычисления в работе проводились методом Фокса Вильямса-Хокинга (*Ffowcs Williams & Hawkings*), по причине значительных вычислительных преимуществ, которыми обладает именно этот метод, что способствует его наиболее широкому распространению при решении задач аэроакустики [1, 2].

В дополнение к выбору метода расчета акустического шума, требуется также выбрать метод моделирования двухфазных течений, которые включают газ и жидкость. В *ANSYS Fluent* существует три различных модели для моделирования многофазных взаимодействий: модель объема жидкости (*VOF*), модель Эйлера и модель смеси (*mixture model*) [3].

Для моделирования несмешивающихся многофазных потоков, программный продукт *ANSYS Fluent* предоставляет возможность использования модели объема жидкости (*volume-of-fluid, VOF*). В этой модели каждая фаза (жидкость, газ, твердое тело) представлена своим объемом. Распределение каждой фазы в пространстве определяется величиной перекрытия областей каждой фазы. Модель *VOF* предоставляет возможность моделирования динамики и интерфейсных явлений между фазами (например, капли, пузыри). Подходит для моделирования сложных течений с большими деформациями интерфейсов.

В модели Эйлера каждая фаза считается непроницаемой друг для друга. Каждая фаза моделируется отдельно с помощью уравнений Эйлера. Вводятся допущения о течении двух фаз и их взаимодействии (например, непроницаемость фаз, неразрывность поверхностей раздела).

В модели *mixture model* фазы рассматриваются как измельченные частицы, находящиеся в перемешанном состоянии (фаза «смесь»). Предполагается, что все фазы перемешиваются и обладают средними характеристиками (например, средняя плотность, средняя скорость). Модель смеси широко используется для моделирования двухфазных течений с высокой концентрацией взвешенных. Позволяет учесть взаимодействие между фазами и массовый перенос фазы с поверхности раздела.

При моделировании многофазного течения в *ANSYS Fluent* выбрана модель смеси (*mixture model*), которая может быть хорошей альтернативой полной Эйлеровой многофазной модели в некоторых случаях.

Для проведения анализа влияния параметров подачи воды на уровень снижения шума сверхзвуковой струи использовался метод *FWH*, в качестве расчетной модели выбраны параметры экспериментальной установки, приведенные в работе [4] (рис. 1, 2).

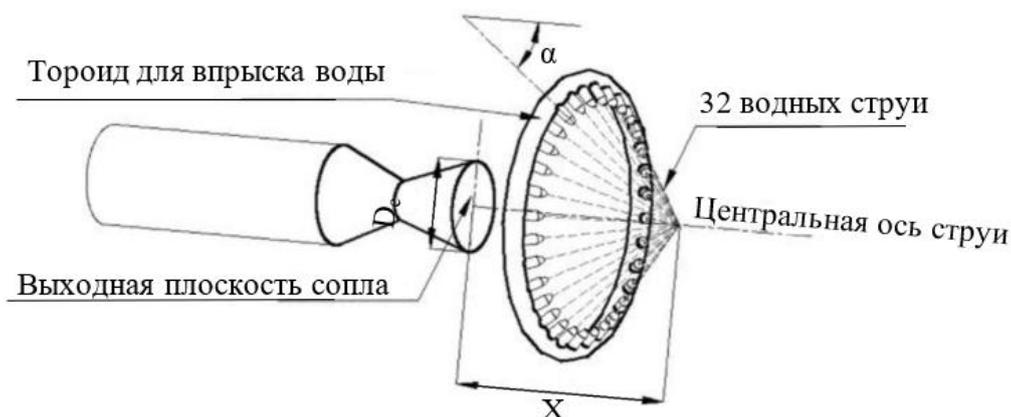


Рис. 1. Схема экспериментальной установки

В статье исследовалось влияние угла подачи воды на уровень снижения шума, и полученные результаты сравнивались с результатами проведенного эксперимента в работе [4], в которой основные различия между двумя углами впрыска заключаются в ударном шуме, наблюдаемом на низких частотах, и значительно большем снижении мелкомасштабного шума смешивания за счет впрыска воды под углом 60° .

Полученные результаты с приемника расположенного при 30° (рис. 3) показывают, что подачи воды под углом 60° максимальное значение шума уменьшается на ~ 2 дБ, и при 85° на ~ 20 дБ.

Полученные результаты с приемника расположенного при 130° (рис. 4) показывают, что при подаче воды под углом 60° максимальное значение шума уменьшается на ~ 6 дБ, а при 85° на ~ 15 дБ.

В результате численного моделирования установлено, что угол подачи воды 60° эффективнее, чем 85° , снижает акустическое давление, что также доказано экспериментально в работе [4], в которой впрыск под углом 60° был более эффективен в диапазоне средних и высоких частот, что подразумевает его влияние на ударный шум, а также на мелкомасштабный шум смешения. А впрыск воды под углом 85° , напротив, оказался эффективнее в области низких частот и показал худший результат в области средних и высоких частот. И даже привел к увеличению шума.

Результаты, полученные численными методами, оказались отличными от экспериментальных. Причиной этому могли послужить следующие факторы: недостаточная плотность сетки или же двумерная осесимметричная постановка задачи, упрощение модели, внешние факторы и условия.

В целом отличие результатов экспериментальных и численных исследований может быть вызвано комбинацией этих причин. Поэтому важно проводить как экспериментальные, так и численные исследования для получения более полного и точного понимания системы или процесса.

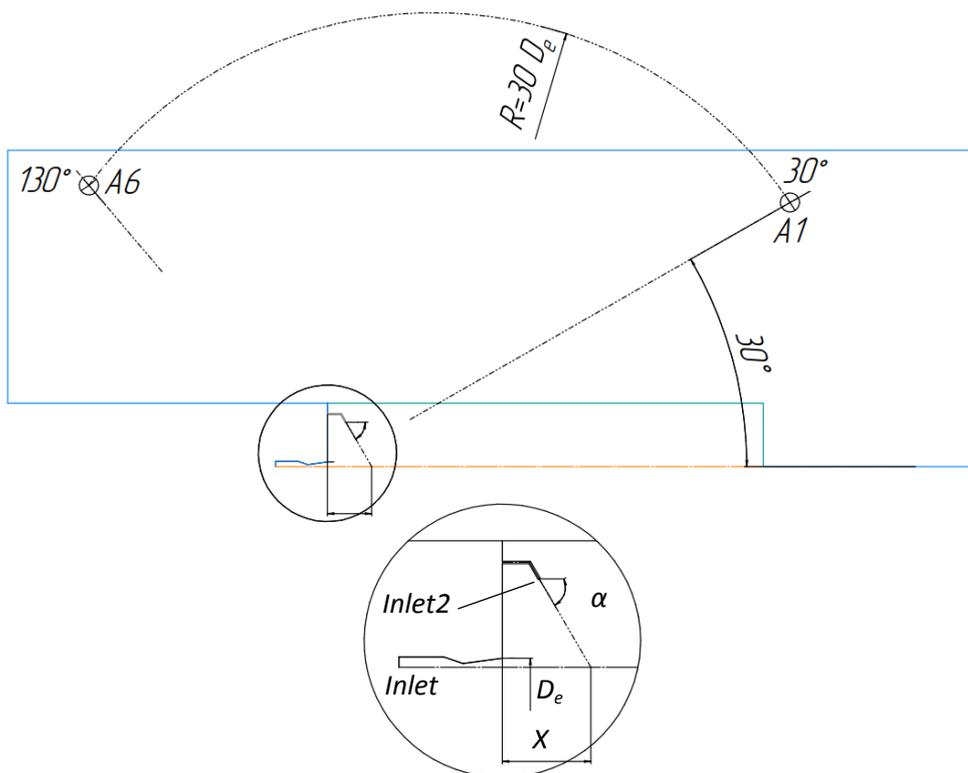


Рис. 2. Геометрия сопла

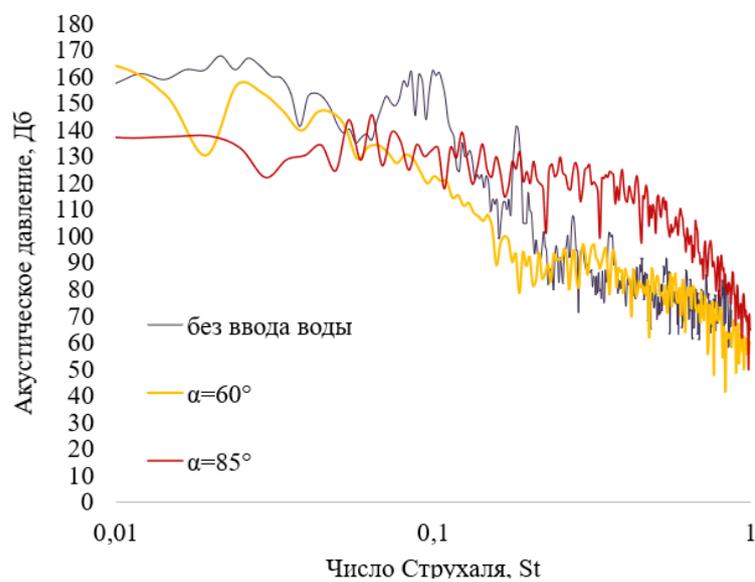


Рис. 3. Сравнение спектров шума при закачке воды на двух углах впрыска при наблюдении с приемника расположенного при 30° (параметры воды: $X/D=2$, $p_w=4$ бар и $MFR=2$)

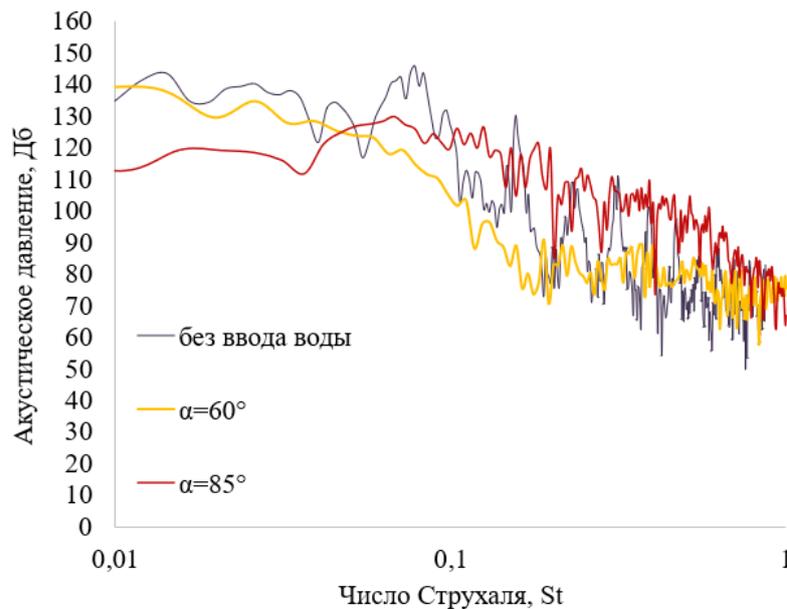


Рис. 4. Сравнение спектров шума при закачке воды на двух углах впрыска при наблюдении с приемника расположенного при 130° : а – угол впрыскивания 60° ; б – угол впрыскивания 85° (параметры воды: $X/D=2$, $p_w=4$ бар и $MFR=2$)

Библиографический список

1. Газовая динамика стационарных сверхзвуковых газовых струй с инертными частицами при их истечении в среду с низким давлением / Д. О. Богданюк, К. Н. Волков, В. Н. Емельянов, А. В. Пустовалов // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2023. – Т. 23, № 2. – С. 403–412. – DOI 10.17586/2226-1494-2023-23-2-403-412. – EDN CHVKAL.
2. Губанов Д. А. Влияние микроструй на структуру и акустическое излучение сверхзвуковой недорасширенной струи: дис. ... канд. физ.-мат. наук. – Новосибирск, ИТПМ СО РАН, 1990. – С. 140.
3. FLUENT 12.0 Theory Guide [Электронный ресурс]. URL: https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/main_pre.htm
4. Sankaran S. Suppression of high mach number rocket jet noise by water injection / S. Sankaran, J.K. Ignatius, R. Ramkumar [et al] // Journal of Spacecraft and Rocket. – 2009. – Vol. 46. – №26. – P. 1164–1170.

Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.454.2, 621.45.01, 621.45.015.4, 004.942

ОБ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ВЕЛИЧИНЕ ПОТЕРЬ УДЕЛЬНОГО ИМПУЛЬСА МНОГОКАМЕРНОГО ЖРД СО ШТЫРЕВЫМ СОПЛОМ

Д. А. Бельчиков

Научный руководитель: К. И. Хажиахметов

В работе предлагается один из способов оценки, обобщенная формула и результаты частного случая двухпараметрической зависимости потерь удельного импульса многокамерных ЖРД со штыревым соплом относительно аналогичных потерь в ЖРД со штыревым соплом и кольцевой камерой.

Ключевые слова: штыревое сопло, центральное тело, plug nozzle, plug clustered, computational fluid dynamics, Flow Simulation.

Введение

В настоящее время особенно заметна роль определения величины действительного удельного импульса $I_{y,h}$ в системах ЛА–ЖРД, построенных на основе интегральной компоновки, при которой совокупность технических решений, используемых в ЛА для обеспечения заявленных летных характеристик, опирается на конкретные технические решения, используемые в ЖРД [1]. Частным примером такой системы может являться перспективный многоразовый ракетный блок и маршевый многокамерный ЖРД со штыревым соплом [2], совокупные характеристики которых определяются малой массой композитной конструкции ЛА при относительно большом суммарном импульсе двигателя, обладающего известной способностью к авторегулированию.

Наличие возможности качественного увеличения энергетических характеристик ракетного блока первой ступени и ракеты-носителя в целом при потенциале использования отработанных схем организации внутрикамерных процессов и наметившимся в последние десятилетия росте интереса различных проектно-конструкторских организаций к практической реализации идеи применения в ЛА ЖРД со штыревым соплом, краткий обзор отдельных проявлений которого дан в [3], позволяет утверждать, что приведенный частный случай в ближайшем будущем может получить значительное распространение. Закономерным при этом может стать повышение потребности соответствующих организаций в научно-методическом

аппарате, способном решать оперативные задачи определения действительного значения удельного импульса многокамерных ЖРД со штыревым соплом $I_{y.h.m}$.

Расчетная модель

Учитывая, что удельный импульс именно двигателя в общем случае зависит от способа организации рабочего процесса, целесообразно в дальнейшем под многокамерным двигателем понимать штыревое сопло, образованное совокупностью секторов центрального тела, на каждый из которых приходится своя отдельная камера, т. е. оценивать удельный импульс не многокамерного двигателя как такового, а набора или, при соответствующем пересчете секундного массового расхода топлива, одной «эквивалентной камеры». Тогда для такой камеры в случае автотельного, по влиянию соседних камер и давлению окружающей среды, характера процесса истечения и допущения об аддитивности потерь удельного импульса можно записать выражение (1), расчет составляющих величин которого возможен, в частности, по соотношениям справочника [4]

$$\begin{aligned} I_{y.h.m} &= \varphi_{I.m} I_{y.h}^{ид} = \varphi_{k.m} \varphi_{c.m} I_{y.h}^{ид} = \\ &= (1 - \zeta_{p.m} - \zeta_{tr.m} - \zeta_{n.m} - \zeta_{pr.m}) \varphi_{k.m} I_{y.h}^{ид}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\varphi_{I.m}$, $\varphi_{k.m}$, $\varphi_{c.m}$ – коэффициенты импульса, камеры и сопла многокамерного двигателя;

$I_{y.h}^{ид}$ – величина идеального мгновенного удельного импульса, м/с;

$\zeta_{p.m}$, $\zeta_{tr.m}$, $\zeta_{n.m}$, $\zeta_{pr.m}$ – величины потерь удельного импульса на рассеяние, трение, неравновесность и прочие факторы.

В действительности процесс расширения в многокамерном ЖРД со штыревым соплом не является автотельным. А величины, характеризующие вклад отдельных явлений в создание потерь удельного импульса, находятся в значительной зависимости от существования в потоке продуктов сгорания развитой системы скачков уплотнения, интенсивность и количество которых во многом определяются совокупностью конструктивных и физических факторов, формируют сложные корреляционные зависимости.

Учитывая это, в работах [3, 5] для определения величины $I_{y.h.m}$, а в частности, $\varphi_{I.m}$ автором был предложен способ, в основе которого лежит допущение о возможности рассмотрения процесса истечения в многокамерном ЖРД со штыревым соплом относительно аналогичного процесса в (однокамерном) ЖРД с кольцевой камерой и штыревым соплом.

Коэффициент $\varphi_{I.m}$ в этом случае является удельной величиной $\bar{\varphi}_{I.m}$, определяемой исходя из значения коэффициента $\varphi_{I.k}$ двигателя с кольцевой камерой и выражаемой из отношения действительных тяг многокамерного P_m и однокамерного P_k двигателей, последняя из которых может определяться по результатам решения плоской задачи, а потому оказываться менее требовательной к времени расчета и мощности ЭВМ.

Используя основное уравнение тяги и теорию реальных течений ракетного двигателя указанное отношение можно представить в обобщенной форме (2)

$$\begin{aligned} \frac{P_M}{P_K} &= \frac{I_{y.h.M} N \dot{m}_M}{I_{y.h.K} \dot{m}_K} = \frac{\varphi_{K.M} \varphi_{C.M} I_{y.h.M}^{ид} (\sigma_f \sigma_c)_M p_{K.M} \varphi_{\beta.K} \beta_K N F_{M.M}}{\varphi_{K.K} \varphi_{C.K} I_{y.h.K}^{ид} (\sigma_f \sigma_c)_K p_{K.K} \varphi_{\beta.M} \beta_M F_{M.K}} = \\ &= \frac{(\sigma_f^2 \sigma_c^2 \mu_c)_M \varphi_{C.M} N F_{M.M}}{(\sigma_f^2 \sigma_c^2 \mu_c)_K \varphi_{C.K} F_{M.K}} = \overline{(\sigma_f^2 \sigma_c^2 \mu_c)_M} \bar{\varphi}_{C.M} \delta_{\Pi}^{ид} = \bar{\varphi}_{I.M} \delta_{\Pi}^{ид} = \delta_{\Pi}, \end{aligned} \quad (2)$$

где $N \dot{m}_M$ и \dot{m}_K – суммарный секундный массовый расход топлива через N -камер многокамерного двигателя и через кольцевую камеру, кг/с; $p_{K.i}$ – давление у смесительной головки, Па; β_i – расходный комплекс, м/с; $F_{M.i}$ – площадь минимального сечения камеры многокамерного и однокамерного двигателей, м²; $\varphi_{\beta.i}$, $\mu_{c.i}$, $\sigma_{f.i}$, $\sigma_{c.i}$ – коэффициенты расходного комплекса, расхода, потерь полного давления в камере сгорания и сужающейся части сопла для многокамерного и однокамерного двигателей, соответственно; $\delta_{\Pi} = P_M/P_K$, $\delta_{\Pi}^{ид} = N F_{M.M}/F_{M.K}$ – действительный и идеальный коэффициенты перекрытия.

Практика расчетов стационарных течений вязкого нетеплопроводного газа постоянного состава показывает, что для частного случая осесимметричных круглых камер многокамерного двигателя, коэффициенты, определяющие полноту протекания его внутрикамерных процессов, оказываются близки к таковым в однокамерном двигателе.

Тогда, выражая $\bar{\varphi}_{I.M}$ из (2), последнее можно свести к виду (3), определяющему потери удельного импульса непосредственно в сопле

$$\bar{\varphi}_{C.M} \approx \frac{\delta_{\Pi}}{\delta_{\Pi}^{ид}} = \bar{\varphi}_{I.M}. \quad (3)$$

Однако даже с учетом допущений расчет и максимизация $\bar{\varphi}_{I.M}$ для семейства двигателей, обладающих определенным сочетанием параметров рабочего процесса при конкретных конструктивных особенностях, например, форме и размерах минимального сечения – являются трудоемкой задачей, сопряженной с большим объемом численного и (или) физического моделирования.

Частичным решением указанной проблемы является установление вида зависимости $\bar{\varphi}_{I.M}$ от конечного числа обобщенных факторов для одного двигателя, обладающего наиболее характерной конструкцией. Сами факторы при этом должны возможно более полно определять протекание диссипативных явлений при возможно меньшем уровне взаимной корреляции. Конструкция двигателя – обладать определенной преемственностью технических решений, прослеживаемой, в том числе, в использовании камер наиболее отработанной формы минимального сечения; а рабочий процесс – протекать при давлениях, усредненных для наиболее распространенных

схем его (процесса) организации, быть свойственным одному из наиболее востребованных или перспективных топлив [4].

Одновременно, инструментом обобщения и распространения полученных результатов на двигатели с иными качественными или количественными характеристиками рабочего процесса, особенно при наличии развитой системы соотношений, в идеальном приближении связывающих как геометрические, так кинематические и динамические характеристики систем многокамерного и однокамерного двигателей [3], может являться методологический подход теории подобия. Критериальные уравнения, полученные для таких двигателей, в этом случае будут показывать степень изменения δ_{Π} при соответствующем изменении определяющих критериев подобия.

Частный случай

Исходя из общефизических представлений, результатов предварительных расчетов и ряда выводов работ [3, 5], к факторам (параметрам), в наиболее независимо определяющим значение $\bar{\varphi}_{I.M}$ в каждом отдельном случае камеры заданной формы минимального сечения, могут быть отнесены:

– количество камер N и угол их установки χ , как параметры, характеризующие с одной стороны влияние расходных характеристик многокамерного двигателя на развиваемую им тягу, а с другой – область перехода течения из выражено неоднородного, образованного отдельными струями, в однородное, близкое к осесимметричному;

– давление в камере сгорания p_k , степень расширения сопла ε , давление окружающей среды p_h ;

– характерный размер – диаметр минимального сечения камер d_m ;

– способ крепления камер, определяющий некоторый действительный размер камер (диаметр, ширину) – их допустимое количество;

Отсюда на основании представленной совокупности факторов возможно построение, соответственно, одно-, двух- и многопараметрических зависимостей коэффициента $\bar{\varphi}_{I.M}$, одна из которых: $\bar{\varphi}_{I.M} = f(N)$ при круглом минимальном сечении камер – ранее уже была представлена в [5].

Используя сложившийся опыт практической деятельности в пакете SolidWorks Flow Simulation, результаты указанной работы возможно обобщить до уровня двухпараметрической зависимости вида $\bar{\varphi}_{I.M} = f(N, \chi)$, в первую очередь для работы двигателя на режиме, характеризующем его минимальную энергоэффективность – $p_h = 0,101$ МПа. Для этого, воспользовавшись описанием расчетной области и настройками граничных условий, приведенными в [5], проведем серию расчетов для сочетания параметров, сгруппированного в табл. 1.

Таблица 1

Параметры расчетных случаев

χ	162°	165°	168°	171°	174°	177°
N_{min}	8	8	8	8	8	8
N_{max}	48	56	64	80	96	112

Здесь максимальное количество камер N_{max} выбиралось с учетом способа их закрепления и получаемого при этом действительного диаметра, равного $D = 2,5d_m$.

Полученные таким образом значения коэффициента δ_{Π} , удобно представить в графической форме на рис. 1.

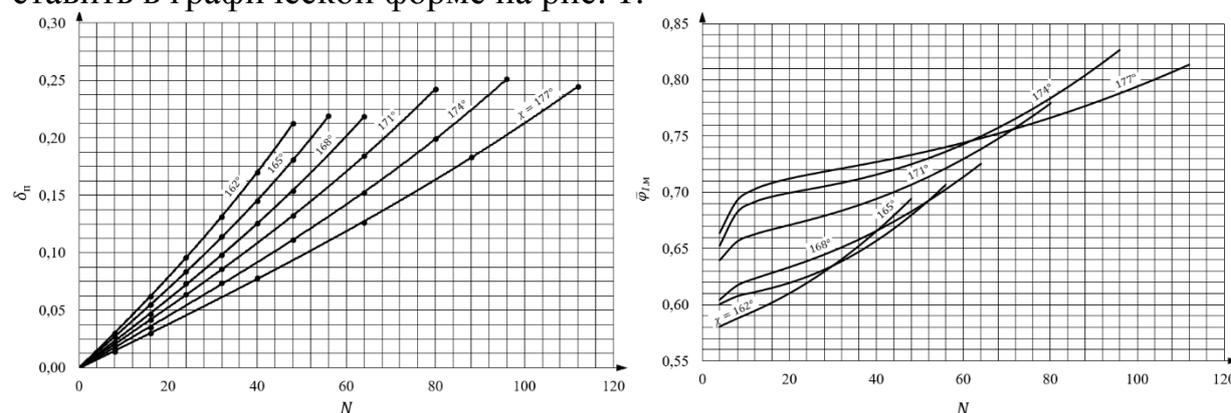


Рис. 1. Зависимость $\delta_{\Pi} = f(N, \chi)$ при $p_h = 0,101$ МПа: слева; зависимость $\bar{\varphi}_{I.M} = f(N, \chi)$ при $p_h = 0,101$ МПа: справа

Видно, что в отличие от расчетного режима работы [5], режим недорасширения характеризуется параболической зависимостью $\delta_{\Pi} = f(N)$ и имеет достаточно заметный периодический характер, определяемый большим периодом для семейств $\chi \in [162; 168]$, $\chi \in [171; 177]$ и малым, характеризующим локальные максимумы семейств в значениях $\chi = 165$ и $\chi = 177$. Причиной указанного, среди прочего, может являться периодический характер изменения предельного количества камер для каждого из углов χ , ввиду соответствующего увеличения располагаемой площади минимального сечения однокамерного двигателя.

Аппроксимируя полученные результаты многочленами с $R \geq 0,999$, приведенными в табл. 2, и вычисляя для каждого из расчетных случаев значения $\delta_{\Pi}^{ид}$ построим графики зависимости $\bar{\varphi}_{I.M} = f(N, \chi)$ на рис. 1.

Таблица 2

Коэффициенты аппроксимирующих полиномов

χ	162°	165°	168°	171°	174°	177°
a_0	-0,1E-03	-0,3E-03	-0,4E-03	-0,5E-03	-0,8E-03	-0,6E-03
a_1	3,8E-03	3,4E-03	2,9E-03	2,6E-03	2,3E-03	1,9E-03
a_2	6,0E-06	-2,0E-06	1,0E-06	-3,0E-07	-2,0E-06	-7,0E-10
a_3	2,0E-07	2,0E-07	1,0E-07	7,0E-08	6,0E-08	2,0E-08

Заметно, что в отличии от результатов работы [5] кривые $\bar{\varphi}_{I.M} = f(N)$ при работе двигателя на режиме недорасширения имеют обратную кривизну, а получаемая на их основе поверхность имеет достаточно сложный нерегулярный характер, в котором, тем не менее, прослеживается выявленное ранее группирование. Влияние максимально допустимого (с учетом конструктивного диаметра) количества камер в этом случае находит дополнительное подтверждение.

Учитывая скорость возрастания $\bar{\varphi}_{I.M} = f(N)$ для различных χ в местах обрыва, можно с уверенностью утверждать, что низкие предельные значения $\bar{\varphi}_{I.M}$ для меньших значений χ в значительной мере объясняются увеличением влияния постоянного размера D на монотонно уменьшаемую площадь минимального сечения однокамерного двигателя.

Заключение

Достоинством предложенного в предыдущих статьях и формализованного в настоящей, подхода является его потенциальная универсальность и относительный характер, способствующие его применению при решении задач проектирования многокамерных двигателей со штыревыми соплами. Форма минимального или в целом выходного сечения камер, при этом не является ограничением, а лишь определяет область дальнейших исследований, направленных на составление базы аналитических многопараметрических зависимостей относительного коэффициента потерь.

Библиографический список

1. Разработка технологии проектирования оптимальных кольцевых сопел высокоэффективных ракетных двигателей в составе ракеты-носителя / С. Д. Ваулин, А. Л. Карташев, М. А. Карташева // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение», 2012. – № 12. – С. 29–35.
2. Проектирование многоразового ракетного блока, оснащенного двигательной установкой с центральным телом / П. А. Третьяков, А. Е. Лапин, Д. А. Бельчиков // Сборник тезисов IX Всероссийской молодежной научно-практической конференции «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики», 2023.
3. 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: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. – С. 84–89.
4. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания. Справочник. В 8 т. Т. 1. / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегалин, А. П. Тишин [и др.]; под ред. ак. В. П. Глушко [и др.]. – М.: ВИНТИ АН СССР, 1972.
5. Об оценке влияния количества камер на эффективность многокамерного ЖРД с центральным телом / Д. А. Бельчиков, П. А. Третьяков, Р. Р. Нургаллин // Астероидная безопасность: материалы VII студенческой науч-

но-технической конференции / под ред. С.Д. Ваулина. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2023. – С. 95–101.

УДК 536.2 4.083, 621.45.038.3, 621.452.3

ОСОБЕННОСТИ СОЗДАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГТД

И. В. Зинченко, В. А. Миля

Научный руководитель: К. И. Хажиахметов

В работе описано влияние размерности газотурбинного двигателя на его облик и ряд проблем, проявляющихся при проектировании малоразмерного газотурбинного двигателя. Рассмотрены методики совершенствования малоразмерных газотурбинных двигателей с центробежным компрессором.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, центробежный компрессор, коэффициент полезного действия турбины, коэффициент полезного действия компрессора.

Введение

Большим достоинством малоразмерных газотурбинных двигателей (ГТД) является их компактность. Малые габариты позволяют применять ГТД в различных отраслях промышленности, в том числе и в транспорте.

Велико значение малоразмерных ГТД и в беспилотной авиации. Так, например, традиционные ГТД оказываются неприменимы в беспилотной авиации из-за своих размеров. Для эффективной работы летательного аппарата приходится понижать размерность используемых силовых установок. Такое понижение не всегда означает изменение размеров с сохранением пропорциональности узлов двигателя.

На практике оказывается, что уменьшение размеров силовой установки приводит к изменению условий ее работы, что выявляет необходимость полного пересмотра устройства двигателя. Таким образом, актуальные потребности техники ставят задачу проектирования малоразмерного ГТД как одну из наиболее перспективных для реализации в ближайшем будущем.

Размерность двигателя определяет его облик и методы его совершенствования. Многокритериальный анализ влияния размерности ГТД на эффективность осевых, осецентробежных и центробежных компрессоров, осевых и радиально осевых турбин показывает [1], что при различных задачах, выполняемых малоразмерными двигателями, рациональным оказывается использование определенных сочетаний компрессоров и турбин. В связи с этим в рамках проведенного исследования рассмотрены малоразмерные двигатели с центробежным и осецентробежным компрессорами.

Влияние размерности ГТД на его устройство

В связи с возникшей в ходе развития техники потребностью определения размерности ГТД предлагались различные методики, направленные на получение данного параметра. В прошлом определение размерности двигателя ограничивалось указанием его тяги и расхода воздуха. При использовании этого метода возникала трудность установления четких границ между двигателями различных размерностей. В последствии в качестве характеристики размерности двигателя стали принимать величину приведенного по параметрам на выходе из компрессора расхода воздуха:

$$G_{В\text{ пр}} = G_{В} \frac{P_{Н}}{P_{К}^*} \sqrt{\frac{T_{К}^*}{288}},$$

где $G_{В\text{ пр}}$ – приведенный расход воздуха; $G_{В}$ – расход воздуха, кг/с; $P_{Н}$ – давление невозмущенного потока, Па; $P_{К}^*$ – давление торможения, Па; $T_{К}^*$ – температура торможения, К.

В качестве границы возможно принять значение $G_{В\text{ пр}}$, ниже которого начинается резкое снижение КПД компрессора и турбины [2].

Падение КПД основных компонентов ГТД при уменьшении его размерности связано с рядом факторов, определяющих трудности проектирования малоразмерного двигателя:

1. Уменьшение абсолютных размеров

На практике пропорциональное масштабирование рабочих узлов уменьшаемого в размерах двигателя сталкивается с трудностями, обусловленными как особенностями рабочего процесса двигателя, так и особенностями эксплуатации и технологии изготовления деталей. Начиная с определенных значений, размеры узлов и агрегатов перестают уменьшаться.

Прекращение изменения размеров отдельных приборов при дальнейшем уменьшении размерности ведет к росту относительных величин. Так, удельный вес ГТД при уменьшении его размерности возрастает вопреки теоретической прямо пропорциональной зависимости [3]. Уменьшение размеров двигателя ведет к падению характеристик течения рабочего тела, таких как число Рейнольдса. Повышаются энергетические потери в ходе всего рабочего процесса. Малые размеры лопаток турбины затрудняют организацию их охлаждения, поэтому в целях сохранения работоспособности турбины прибегают к сознательному увеличению энергетических потерь, что сказывается на КПД турбины [4]. Падение КПД компрессора и турбины приводит к уменьшению основных параметров термодинамического цикла Брайтона – температуры газа перед турбиной и суммарной степени повышения давления [4]. Это усложняет эффективную организацию рабочего процесса двигателя. С увеличением уровня потерь в его узлах удельные показатели, такие как минимальный удельный расход топлива, максимальная удельная мощность, ухудшаются [3].

2. Изменение рабочего процесса

Уменьшение размеров двигателя приводит к заметному влиянию масштабного фактора. Происходит рост относительного размера пограничного слоя у поверхностей компрессора и турбины. При достижении некоторой границы в масштабируемости двигателя этот рост может спровоцировать перестроение течения рабочего тела. Это означает, что уменьшение размерности ГТД вызывает необходимость в пересмотре строения двигателя, в использовании нетрадиционных конструктивных элементов.

Как было отмечено выше, уменьшение размерности ГТД с учетом выполняемых им задач, изменяет его облик, поскольку рациональным становится использование различных типов турбин и компрессоров [1]. Не менее значительно влияние размерности ГТД и на камеру сгорания. При уменьшении размеров двигателя такие параметры камеры сгорания и ее рабочего процесса, как технологические допуски, размеры каналов подачи топлива и смесительных элементов, диаметр капле топлива и характеристики жаровой трубы, имеют пределы изменения.

Размеры жаровой трубы камеры малоразмерного двигателя определяются допускаемыми температурными напряжениями, вызванными неравномерностью поля распределения температуры в ней. Эта неравномерность обуславливается малыми размерами камеры сгорания, сказывающимися на процессе сгорания топлива [5]. Одним из ограничителей уменьшения размеров жаровой трубы является размер зон горения используемых горелок. Форма и размер зоны горения зависят от размеров и устройства самих горелок. Перспективным является объединение индивидуальных горелок в единую кольцевую зону горения, что выгодно уменьшает общий объем зоны горения [6]. Число отверстий в жаровой трубе, необходимое для эффективной организации процесса перемешивания топлива и горючего в камере сгорания, зависит от таких ее характеристик, как длина и высота сечения жаровой трубы. Для ряда форм жаровых труб число отверстий обратно пропорционально длине трубы или высоте ее сечения [7]. Таким образом, уменьшение размеров камеры сгорания ведет к повышению числа отверстий на единицу длины камеры. Размеры отверстий при этом уменьшаются. При сопоставлении статистических данных оказывается, что уменьшение размерности двигателя приводит к нарушению пропорциональности взаимосвязей основных характеристик рабочего процесса камеры при сохранении пропорциональными ее размеров [7].

Рост влияния относительных величин при уменьшении размеров ГТД сказывается на рабочем процессе: из достижения границы диаметра капле топлива при уменьшении размеров двигателя следует сохранение постоянным суммарного времени протекания химических реакций, испарения и смешения топлива с воздухом. Таким образом, такое условие организации рабочего процесса камеры, как время пребывания, при достижении опре-

деленного значения перестает уменьшаться вместе с размерностью двигателя. Эта закономерность подтверждается статистически [6].

Разработка камеры сгорания малоразмерного ГТД характерна тем, что область сочетания конструктивных узлов и параметров рабочего тела, обеспечивающая высокоэффективный режим работы, оказывается значительно меньше аналогичной области полноразмерных ГТД. Так, достижение высокого значения коэффициента полноты тепловыделения в камере сгорания малоразмерного ГТД возможно лишь в узкой области режимов [6].

О выборе некоторых параметров малоразмерных ГТД

1. Выбор оптимального угла на выходе колеса центробежного компрессора.

В ряде малоразмерных ГТД используются центробежные компрессоры. Их применение вызывает трудности, связанные с размерами двигателя. Прошедший через центробежный компрессор поток обладает большой закруткой. В силу малой протяженности диффузора малоразмерного двигателя, на входе в камеру сгорания поток обладает существенной остаточной закруткой, что сказывается на рабочем процессе камеры [6]. Поэтому использование центробежного компрессора в малоразмерном ГТД должно быть оправдано достижением необходимой степени повышения давления с сохранением надежности и эффективности компрессора при малых его размерах. Увеличению характеристик малоразмерного ГТД с центробежным компрессором посвящено исследование [8].

Выбор оптимального угла β позволяет повысить политропический и изэнтропический КПД двигателя.

На рис. 1 изображено колесо ротора центробежного компрессора и указан угол β .

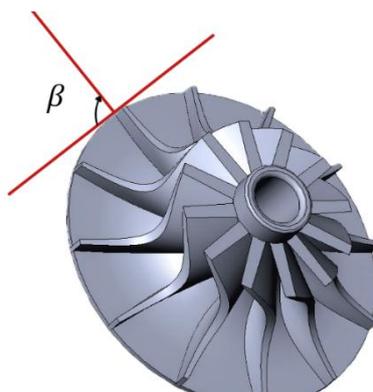


Рис. 1 Угол β и положительное направление его изменения

В зависимости от величины угла β колесо может быть с лопатками, загнутыми назад ($\beta < 90^\circ$), радиальным ($\beta = 90^\circ$) и с лопатками, загнутыми вперед ($\beta > 90^\circ$). Газодинамический расчет рабочих лопаток с разными углами β показывает [9], что на множестве значений $40^\circ \leq \beta \leq 110^\circ$ по-

литропический и изоэнтропический КПД монотонно убывают, достигая минимума при $\beta = 110^\circ$.

Центробежные компрессоры с рабочими лопатками, загнутыми назад, имеют больший КПД и работают стабильнее компрессоров с лопатками, загнутыми вперед. В свою очередь, последние достигают большей степени повышения давления. Загнутые вперед лопатки также имеют большую вероятность привести к помпажу двигателя и подрыву его стабильной работы [9].

Результаты расчетов говорят о том, что применение рабочих колес с загнутыми назад лопатками в центробежном компрессоре предпочтительно.

2. Использование двухступенчатого осецентрированного компрессора.

Улучшение характеристик малоразмерного двигателя возможно добиться увеличением основных параметров термодинамического цикла. Так, увеличение степени повышения давления улучшает основные характеристики двигателя. Добиться увеличения давления возможно добавлением второй ступени компрессора.

Использование двухступенчатого осецентрированного компрессора вместо одноступенчатого влечет увеличение размеров и массы двигателя. Но благодаря второй ступени компрессора на всем диапазоне скоростей возрастают тяга и удельная тяга, а также уменьшается удельный расход топлива [10] малоразмерного двигателя.

Заключение

Малоразмерные ГТД в настоящее время имеют достаточно существенные перспективы развития. Уже сегодня сфера применения малоразмерных ГТД широка и охватывает различные сферы техники, они активно применяются в транспорте, энергетике и других отраслях [11].

При этом, методика проектирования малоразмерных ГТД существенно отличается от ранее используемых. Размерность ГТД изменяет его облик, рабочий процесс, затрудняет проектирование.

В условиях ограниченного количества технических решений и подходов к проектированию, наиболее достоверным источником данных для конструктора современного малоразмерного ГТД является статистическое сравнение параметров уже созданных малоразмерных двигателей [12].

Немаловажно также использование экспериментальных данных при проектировании малоразмерного ГТД. Размеры изучаемых двигателей выявляют необходимость в создании новых испытательных стендов, пригодных для малоразмерных ГТД. В связи с важностью получения и использования качественных экспериментальных данных созданию испытательных стендов уделяется большое внимание [13].

Библиографический список

1. Кузьмичев В. С., Ткаченко А. Ю., Филинов Е.П. Влияние размерности ГТД на выбор оптимальных параметров рабочего процесса и выбор их конструктивных схем. Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета, 2017 С. 91 – 99.
2. Григорьев В. А. О размерности авиационных ГТД // Сборник статей Международной научно-практической конференции. Уфа. 2015. С. 61–65.
3. Кузьмичев В.С., Ткаченко А. Ю., Остапюк Я. А. Особенности компьютерного моделирования рабочего процесса малоразмерных газотурбинных двигателей. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение Т. 15, № 4, 2016. С. 91–101.
4. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С. и др. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 202 с.
5. Ланский А. М., Лукачев С. В., Матвеев С. Г. Особенности формирования полей температуры газа на выходе из камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. № 1 (21). 2010.
6. Ланский А. М., Лукачев В. П., Абрашкин В.Ю. и др. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности. – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет.
7. Ланский А.М., Лукачев С.В., Матвеев С.Г. Статистический анализ влияния размерности на параметры камер сгорания ГТД // Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 41.
8. Гирасименко В.П., Овчинников М.М., Шелковский М. Ю. Оптимизация малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник НТУ «ХПИ». 2014. № 12(1055). С. 25–28.
9. Абдуллах Б.Н., Варсегов В.Л., Лиманский А.С. Напорная характеристика центробежного компрессора малоразмерного турбореактивного двигателя на основе численного моделирования // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2020. № 62. С. 5–11.
10. Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д., Яковлев А.А. Анализ влияния дополнительной осевой ступени компрессора на характеристики малоразмерных турбореактивных двигателей //Труды МАИ. Выпуск № 96.
11. Герасименко, В. П. Газотурбинные двигатели газоперекачивающих агрегатов. Определение характеристик: учеб. пособие / В. П. Герасименко. – Харьков: ХАИ, 2012. – 116 с.
12. Ланский А.М., Лукачев С. В., Коломзаров О. В. Тенденции изменения геометрических размером и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник МАИ, Т. 23, №3. С. 47–57.

13. Болховитин М.С., Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д. Разработка испытательного стенда для малоразмерных газотурбинных двигателей // Труды МАИ. Выпуск № 91.

УДК 629.7.018.4

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ЭЛЕМЕНТА ДЕМОНСТРАТОРА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

А. Р. Воробьев

Научный руководитель: В. Б. Федоров, к.т.н.

Проведен прочностной расчет предлагаемой конструкции несущего элемента демонстратора двигательной установки с охлаждаемым центральным телом. Составлена конечно-элементная модель воротника, получено распределение эквивалентных, нормальных напряжений и величина деформаций в рабочем режиме. Сделан вывод о его прочностных характеристиках во время испытаний.

Ключевые слова: демонстратор двигательной установки, несущий элемент, прочностной расчет, запас прочности, эквивалентные напряжения.

Введение

Демонстратор двигательной установки с охлаждаемым центральным телом (ДУ с ОЦТ) концептуально представляет собой систему из 16 радиально расположенных жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) и охлаждаемого центрального тела и входит в конструкцию испытательного стенда, спроектированного с частичным применением методики [1]. Одним из несущих элементов конструкции демонстратора является воротник, воспринимающий нагрузки от всех малых двигателей. Таким образом, для обеспечения безопасности и работоспособности ДУ с ОЦТ были проведены прочностные расчеты рассматриваемого узла, о которых будет рассказано далее.

Методы

При выполнении проведенных работ использовалась программа системы трехмерного геометрического моделирования для задания требуемой геометрии воротника Solidworks. Прочностной расчет проводился в программе ANSYS Workbench с методикой, изложенной в пособии [2]. За основу брался расчетный случай, при котором одновременно работают все 16 макетов ЖРДМТ, входящих в ДУ с ОЦТ.

Для оценки прочности основного несущего элемента демонстратора ДУ с ОЦТ – воротника – были проведены расчеты при максимально возмож-

ной нагрузке от тяги всех макетов ЖРДМТ. В основные задачи, которые были поставлены в ходе исследования, входит определение полной деформации, эквивалентных и нормальных напряжений и определение коэффициента запаса с учетом заданных нагрузок.

Исходные данные

Принималось, что тяга одного макета ЖРДМТ – 10 кг (98 Н). Материал, из которого изготавливается воротник – сталь ст10. Температура окружающей среды задана равной 22 °С. Также была учтена гравитация и влияние веса охлаждаемого центрального тела с трубопроводом подачи охлаждающей жидкости в случае изготовления из нержавеющей стали марки 10X17H13M2, принятого равным 10 кг (98 Н).

Тяговые усилия прикладывались к фланцам, сопряженным с ЖРДМТ. Затем задавалось жесткое закрепление в верхней части воротника. После этого воздействие веса центрального тела, согласно сборке ДУ с ОЦТ, задается на обратной стороне воротника в области крепежных отверстий. Расчетная схема приведена на рис. 1. С видом сеточной модели можно ознакомиться на рис. 2. На схеме изображено направление векторов тяги, влияние собственного веса ОЦТ и воздействующей силы гравитации с местом жесткого закрепления. В табл. 1 приведены механические характеристики стали ст10, используемой при конструировании воротника.

Таблица 1

Температура испытаний, °С	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_b , МПа	δ_5 , %	ψ , %	КСУ, кДж / м ²	$E \cdot 10^{-5}$, МПа
20	260	420	32	69	221	2,1

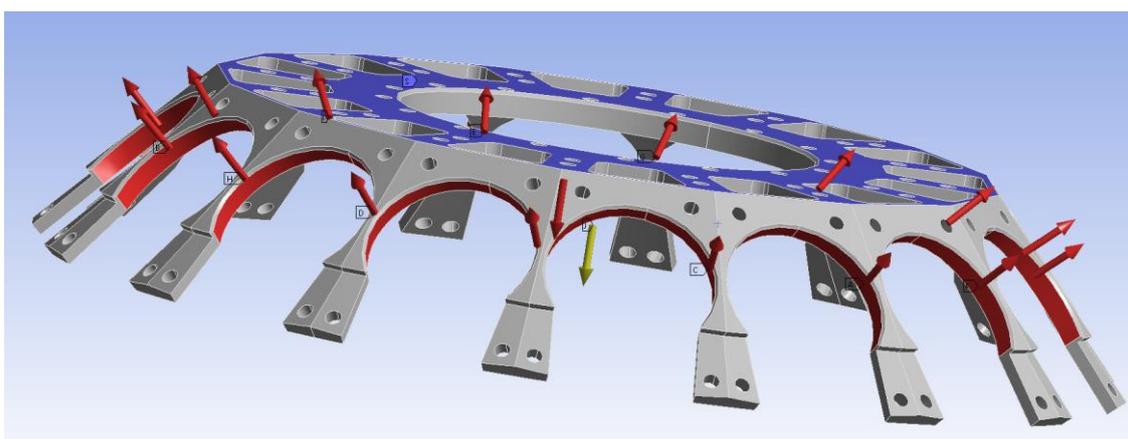


Рис. 1. Схема нагружения

Направление векторов тяги макетов ЖРДМТ задано с учетом характера их воздействия на конструкцию. В предполагаемой области крепления ОЦТ был приложен ее вес.

Для расчета применялась конечно-элементная сетка с треугольными ячейками величиной 2 мм из соображений точности и достоверности результатов. Особенности геометрии воротника не позволили использовать квадратный тип ячеек, а дальнейшее влияние на результаты при уменьшении их величины было крайне мало.



Рис. 2. Сеточная модель воротника

Результаты

Результаты расчетов приведены на рис. 3–7. В ходе проведения исследований получено графическое отображение распределения напряжений.

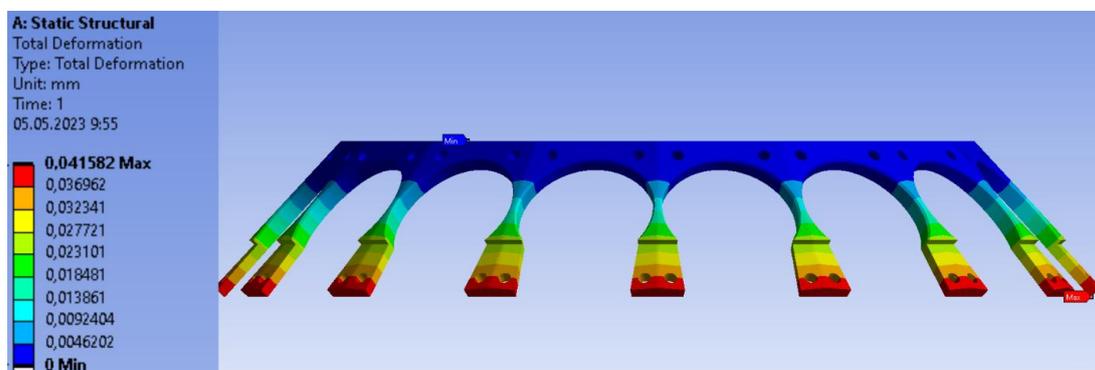


Рис. 3. Распределение деформаций

Максимальные перемещения равны 0,041 мм и ожидаются на участках креплений ЖРДМТ. Величина деформаций обусловлена вибрационными нагрузками, возникающими при работе ЖРДМТ. Характер этих перемещений и их распределение не будут вызывать неравномерность распределения тяги или деформаций, способных вывести ДУ из строя.

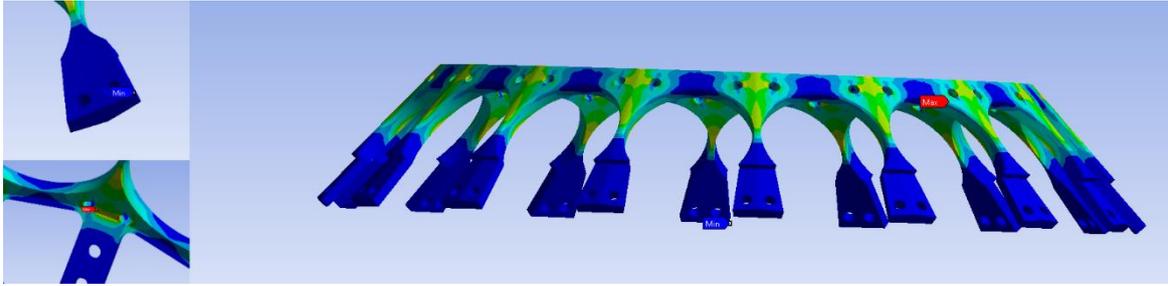


Рис. 4. Места концентрации максимальных и минимальных эквивалентных напряжений

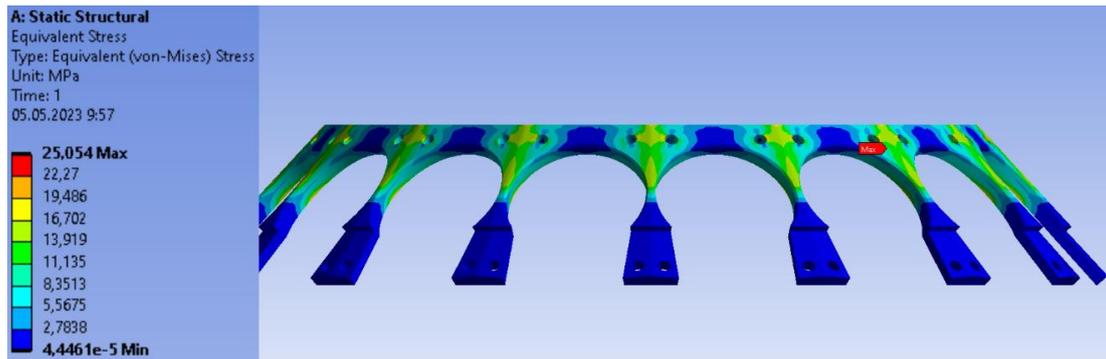


Рис. 5. Распределение эквивалентных напряжений

Наибольшие эквивалентные напряжения равны 25,05 МПа и приходятся на места крепления макетов ЖРДМТ и участок воротника между их предполагаемым расположением и вызваны рабочими процессами каждого макета двигателя.

Минимальный запас прочности наблюдается в местах закрепления макетов ЖРДМТ и находится по формуле [3]:

$$n = \frac{\sigma_{0.2}}{\sigma_{max}} = \frac{260}{25,05} = 10.37$$

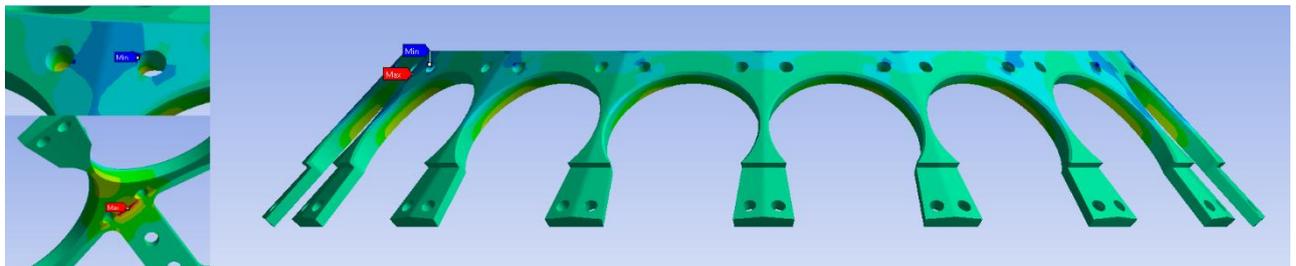


Рис. 6. Места локальных максимальных и минимальных нормальных напряжений

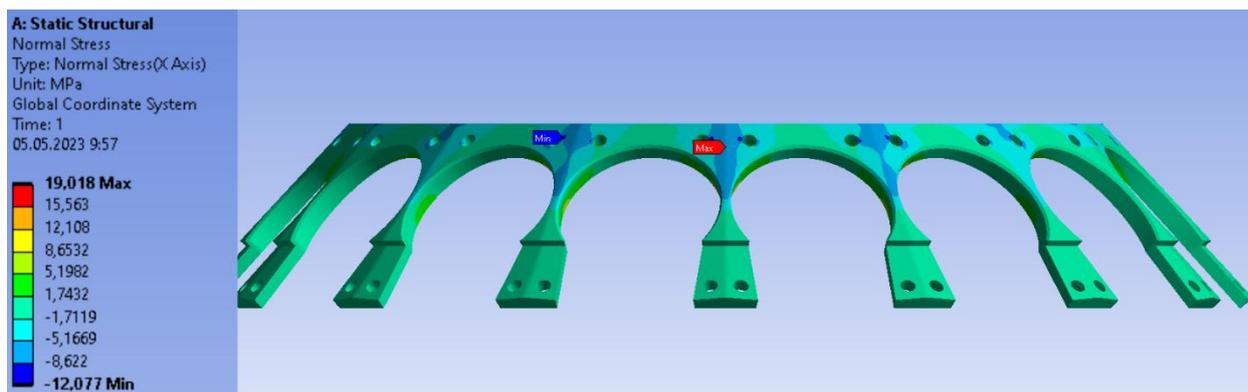


Рис. 7. Распределение нормальных напряжений

Характер распределения нормальных напряжений обусловлен воздействием гравитации и направлением вектора тяги, создаваемой макетами ЖРДМТ. Наибольшие сжимающие усилия наблюдаются во внешней области воротника вблизи точек крепления макетов ЖРДМТ и равны $-12,08$ МПа. Максимальные растягивающие усилия возникают во внутренней области и равны $19,018$ МПа. Наибольшие эквивалентные напряжения наблюдаются в местах крепления и равны $25,05$ МПа.

Из проведенных расчетов можно сделать основной вывод: конструкция воротника способна выдержать нагрузки, которые могут возникнуть в ходе испытаний демонстратора ДУ с ОЦТ на всех режимах. На рисунках видно, что в местах крепления охлаждаемого тела крайне низкие эквивалентные напряжения из-за высокой толщины стенки на этом участке. Дополнительные ребра жесткости обеспечивают необходимую прочность и низкие значения деформаций на рабочих режимах.

Источник финансирования. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Челябинской области (соглашение № 379 от 7.12.2021).

Библиографический список

1. Проектирование испытательных стендов для экспериментальной отработки объектов ракетно-космической техники / А.Г. Галеев, Ю.В. Захаров, В.П. Макаров, В.В. Родченко. – М.: Издательство МАИ, 2014. – 283 с.
2. Инженерный анализ в ANSYS Workbench: учеб. пособ. / В.А. Бруйка, В.Г. Фокин, Е.А. Солдусова, Н.А. Глазунова, И.Е. Адеянов. – Самара. гос. техн. ун-т, 2010. – 271 с.
3. Сопротивление материалов: учеб. для вузов. / Феодосьев В.И. – 10-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 592 с.

СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРОВ ДВУХКАМЕРНОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ТУРБОНАСОСНОЙ СИСТЕМОЙ ПОДАЧИ ТОПЛИВА

*А. С. Коваленко, А. А. Лыжина
Научный руководитель: В. И. Ширяев, д.т.н.*

Построена математическая модель двухкамерной двигательной установки с турбонасосной системой подачи топлива. Синтезированы регуляторы тяги двух камер сгорания. Рассмотрены регулятор давления, система опорожнения баков и регуляторы расходов двух компонентов топлива.

Ключевые слова: двухкамерный жидкостный ракетный двигатель, турбонасосный агрегат, регулятор тяги, запаздывание.

Рассмотрим синтез регулятора тяги двухкамерного жидкостного ракетного двигателя. Регулирование двигателя сопровождается изменением режимов работы камер сгорания. Например, в ней могут изменяться давление и соотношение компонентов топлива, что в свою очередь приведет к изменению одной из основных характеристик ЖРД – тяги. В большинстве случаев более рациональными являются ЖРДУ с турбонасосной системой подачи топлива, характерным для которых является наличие турбонасосного агрегата (ТНА), представляющего единую компоновку турбины и насосов. Схема ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива, представлена на рис. 1 [1].

Заданный режим работы каждой системы обеспечивается системой управления и регулирования ЖРД, включающей различные регуляторы. Двигательная установка содержит две камеры сгорания. В каждой камере сгорания расположен регулятор тяги, который воздействует на изменение расхода топлива.

В двигательной установке применяется система опорожнения баков, включающая в себя регуляторы расходов каждого компонента топлива и регулятор опорожнения баков, который обычно устанавливается в магистрали одного из компонентов для обеспечения одновременного опорожнения баков. При этом расход одного из компонентов подстраивается к расходу другого компонента.

Также регулятор давления, расположенный в парогазогенераторе, предназначен для поддержания давления компонентов на выходе из парогазогенератора в заданных пределах при изменении величины входного давления для питания приводов гидроагрегатов.

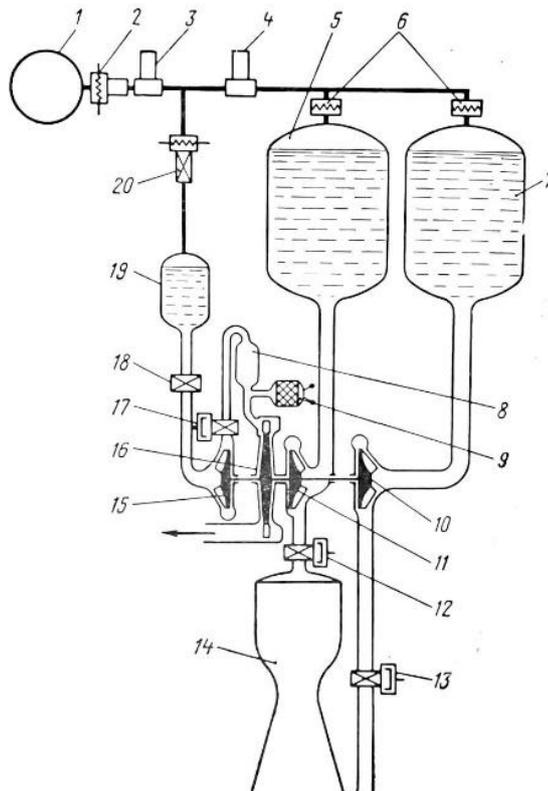


Рис. 1. Принципиальная схема ЖРД [1]:

1 – газовый аккумулятор давления; 2, 20 – электропневмоклапаны; 3, 4 – редукторы высокого и низкого давления; 5, 7 – бак окислителя и горючего; 6 – мембраны; 8 – ПГГ; 9 – пиростартер; 10, 11 – насос горючего и окислителя; 12, 13 – главный клапан окислителя и горючего; 14 – камера сгорания; 15 – насос перекиси водорода; 16 – турбина; 17 – клапан магистралей перекиси водорода; 18 – управляющий клапан; 19 – бачок перекиси водорода

Регулятор давления, расхода окислителя и горючего и опорожнения баков представлены в виде П-регуляторов.

На основе конструкции ЖРД (рис. 1) составим функциональную схему (рис. 2) [1].

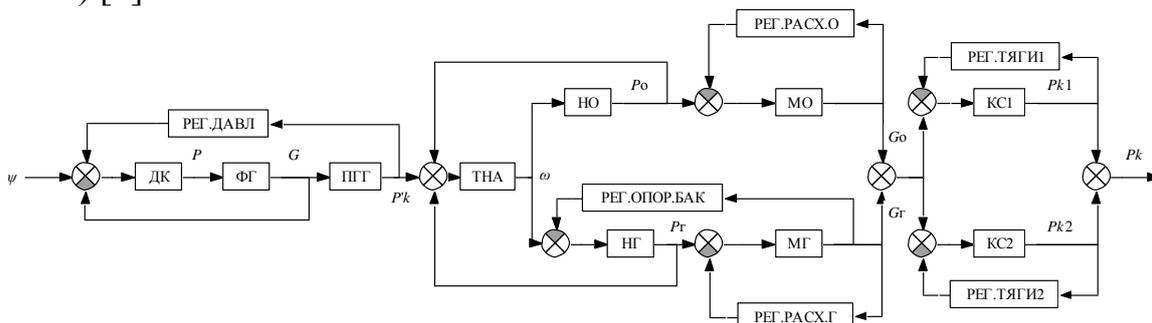


Рис. 2. Функциональная схема ЖРД:

ДК – дроссельный кран; ФГ – форсуночная головка; ПГГ – парогазогенератор; ТНА – турбонасосный агрегат; НГ – насос горючего; НО – насос окислителя; МГ – магистраль горючего; МО – магистраль окислителя; КС – камера сгорания

Передаточные функции регуляторов представлены в операторном виде, где s – оператор Лапласа и будут иметь вид [2]:

Передаточная функция регулятора давления:

$$W(s) = K_d. \quad (1)$$

Передаточная функция регуляторов расхода окислителя и горючего:

$$W(s) = K_{p.o(p.r)}. \quad (2)$$

Передаточная функция регулятора опорожнения баков:

$$W(s) = \frac{K_{o.б.}}{1+Ts}. \quad (3)$$

Регуляторы тяги были реализованы с помощью модальных представлений, для этого регулятора принимаем, что объект полностью управляемый и наблюдаемый. Для синтеза регулятора тяги будем использовать закон управления:

$$u = k_0 G_\Sigma - K p_k. \quad (4)$$

где k_0 – коэффициент; G_Σ – входное воздействие (суммарный расход); $K = [k_1, k_2 \dots k_n]$; p_k – наблюдаемый сигнал.

Параметры камер сгорания взяты с учетом разброса. Построим математическую модель ЖРД (рис.2) в операторном виде, состоящую из уравнений, описывающих работу отдельных элементов двигателя [1].

Уравнения камер сгорания:

$$(1 + \theta_{k1}s)p_{k1} = e^{-s\tau_{k1}} K_{1k.o} G_o + e^{-s\tau_{k1}} K_{1k.r} G_r, \quad (5)$$

$$(1 + \theta_{k2}s)p_{k2} = e^{-s\tau_{k2}} K_{2k.o} G_o + e^{-s\tau_{k2}} K_{2k.r} G_r. \quad (6)$$

Уравнения магистралей окислителя и горючего

$$(1 + \theta_{m.o}s)G_o = K_{1m.o} p_{m.o}, \quad (7)$$

$$(1 + \theta_{m.r}s)G_r = K_{1m.r} p_{m.r}. \quad (8)$$

Уравнения насосов окислителя и горючего:

$$p_{n.o} = (K_{1n.o} + \theta_{1n.o}s)\dot{\omega} + (K_{2n.o} + \theta_{2n.o}s)G_o, \quad (9)$$

$$p_{n.r} = (K_{1n.r} + \theta_{1n.r}s)\dot{\omega} + (K_{2n.r} + \theta_{2n.r}s)G_r. \quad (10)$$

Уравнение ротора турбонасосного агрегата:

$$(1 + \theta_a s)\omega = K_{1a} G' + K_{4a} G_o - K_{5a} G_r. \quad (11)$$

Уравнение парогенератора:

$$(1 + \theta'_k s)p'_k = e^{-s\tau_k} K_k G'. \quad (12)$$

Уравнения регуляторов давления:

$$p = K_d p'_k. \quad (13)$$

Уравнения регуляторов расхода окислителя и горючего:

$$p_o = K_{p.o(p.r)} G_o. \quad (14)$$

Уравнение регулятора опорожнения баков:

$$(1 + \theta_r s)p_o = K_{o.б.} G_r. \quad (15)$$

где $p_{k1(k2)}$ – тяга; G_o – расход окислителя; G_r – расход горючего; $e^{-s\tau_1} = 0,005$ – запаздывание; $p_{n.o(n.r)}$ – давление горючего и окислителя. $K_{k1} = 1,9$, $K_{k2} = 2,1$ – коэф. усиления камеры сгорания, $\theta_{k1} = 0,18$, $\theta_{k2} = 0,23$ –

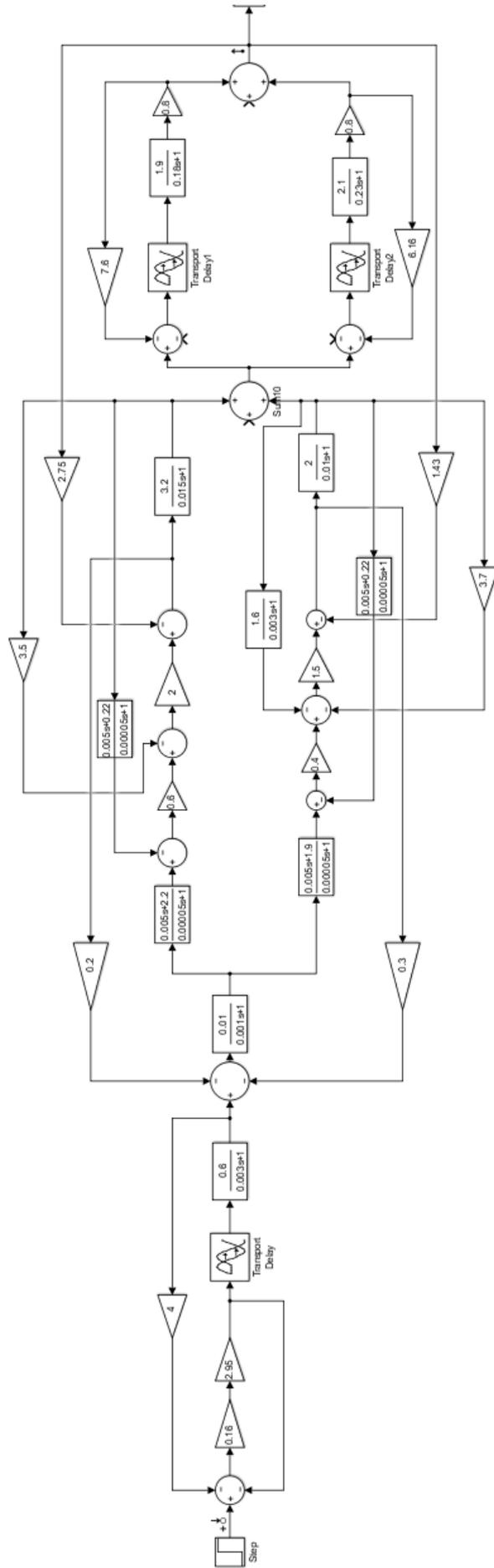


Рис. 3. Структурная схема системы управления ЖРД

постоянные времени камеры сгорания, $K_{1м.о} = 3,2$, $K_{1м.г} = 2$ – коэф. усиления магистралей главных компонентов, $\theta_{м.о} = 0,015$, $\theta_{м.г} = 0,01$ – постоянные времени магистралей, $K_{н.о} = 0,6$, $K_{н.г} = 0,4$ – коэф. усиления насосов главных компонентов, $K_a = 0,01$ – коэф. усиления ротора ТНА, $\theta_a = 0,001$ – постоянная времени ротора ТНА, $K_k = 0,6$ – коэф. усиления ПГГ, $\theta'_k = 0,003$ – постоянная времени ПГГ [1].

Для математической модели (5)–(15) построена структурная схема ЖРД, которая представлена на рис. 3.

К переходному процессу системы предъявляются следующие требования: время регулирования не более 0,05 с, перерегулирование до 5% [2]. Переходный процесс системы представлен на рис. 4, реакция на единично-ступенчатый сигнал. Время регулирования составляет 0,05 с, перерегулирование – 3,94%, что соответствует требованиям к системе.

Рассмотрим вклад динамических свойств камер сгорания в систему. Представим отдельно блок, состоящий из двух камер сгорания. Структурная схема (рис. 5), переходный процесс системы с влиянием чистого запаздывания и без его влияния (рис. 6).

Переходный процесс составляет 0,04 с, что является основным вкладом динамических характеристик в систему управления ЖРД. Для уменьшения времени переходного процесса необходимо работать с блоком камер сгорания, а именно с синтезом оптимального регулятора тяги.

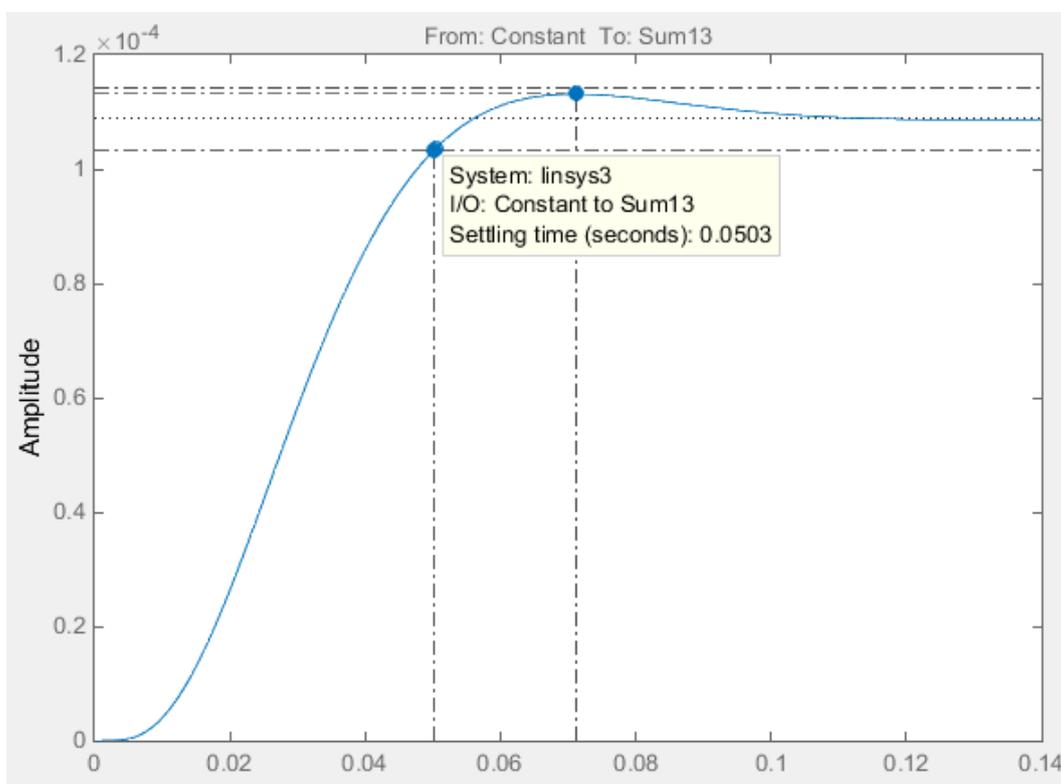


Рис. 4. Переходный процесс системы управления ЖРД

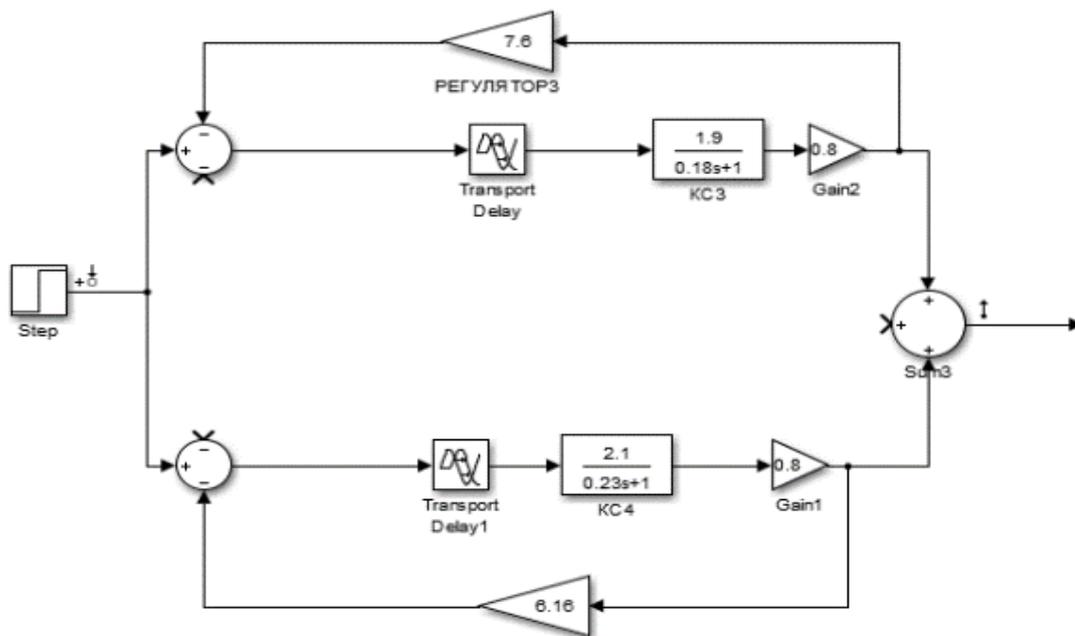


Рис. 5. Блок камер сгорания

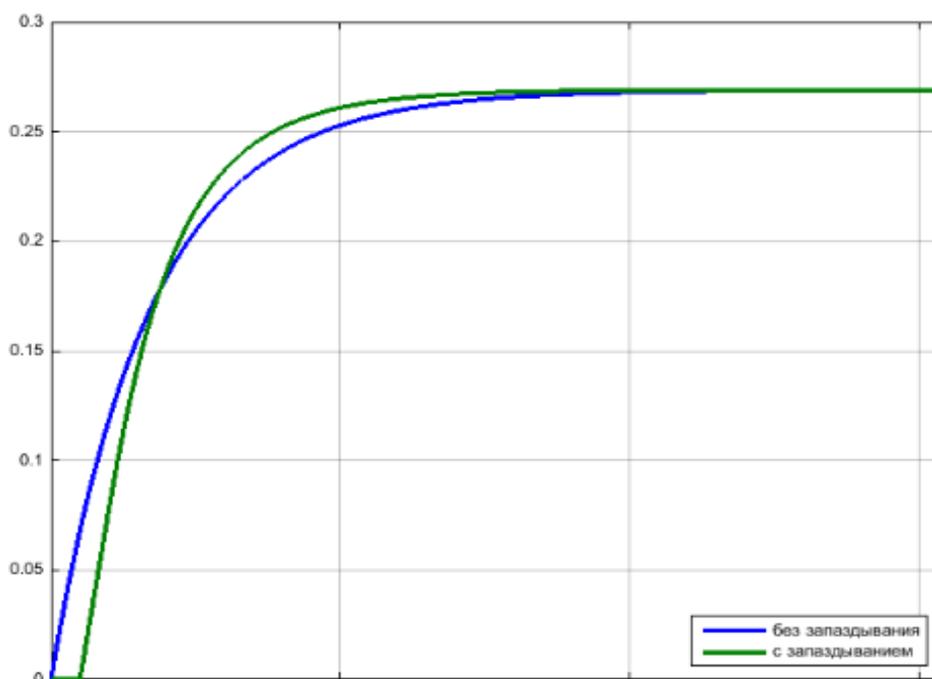


Рис. 6. Переходный процесс суммарной тяги

Заключение

Была построена математическая модель двухкамерной двигательной установки с турбонасосной системой подачи топлива. Синтезированы регуляторы тяги двух камер с помощью модальных представлений, с целью рассмотрения влияния динамических свойств на всю систему. Благодаря

подобранным и встроенным в систему регулятором получен переходный процесс, удовлетворяющий заданным условиям.

Библиографический список

1. Махин В.А., Присняков В.Ф., Белик Н.П. Динамика жидкостных ракетных двигателей / под ред. д-ра техн. наук проф. В.А. Махина. – М.: Машиностроение, 1969. – 834 с.
2. Гликман Б.Ф., Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. – М.: Машиностроение. 1989. – 296 с.

УДК 681.516.73

О СИНТЕЗЕ РЕГУЛЯТОРА ВЕКТОРА ТЯГИ В МНОГОКАМЕРНОМ ЖИДКОСТНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ С ТУРБОНАСОСНЫМ АГРЕГАТОМ

К. Ю. Вивчарик

Научный руководитель: В. И. Ширяев, д.т.н.

Исследована система управления жидкостным ракетным двигателем с турбонасосным агрегатом в пространстве состояний с учетом запаздывания. Синтезирован регулятор вектора тяги на основе минимизации ошибки между заданным и полученным векторами тяг в установившемся режиме.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, запаздывание, пространство состояний, минимизация, регулирование вектором тяги.

Необходимо синтезировать регулятор вектора тяги многокамерного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с турбонасосным агрегатом (ТНА) с учетом чистого запаздывания в камерах сгорания (КС). В работе рассматривается синтез регулятора путем минимизации ошибки отклонения полученного вектора тяги от заданного вектора тяги и приведены результаты расчетов для двух заданий.

Рассмотрим функциональную схему системы автоматического регулирования ЖРД с ТНА (рис. 1) [1].

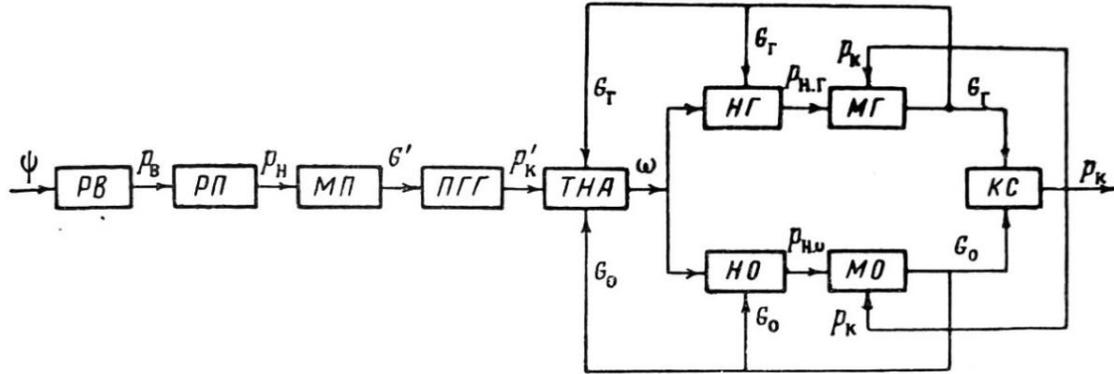


Рис. 1. Функциональная схема системы автоматического регулирования ЖРД с ТНА: РВ – редуктор воздушный; РП – редуктор H_2O_2 ; МП – магистраль H_2O_2 ; ПГГ – парогазогенератор; ТНА – турбонасосный агрегат; НГ – насос горючего; НО – насос окислителя; МГ – магистраль горючего; МО – магистраль окислителя; КС – камеры сгорания.

Для упрощений не будем учитывать воздействий, обусловленных изменением входных давлений компонентов. Входным воздействием для регулятора является положение угла настройки ψ .

Математическая модель ЖРД с ТНА описывается системой дифференциальных уравнений [1]: (1) – уравнение камеры сгорания; (2) – уравнение магистралей и форсунок окислителя; (3) – уравнение магистралей и форсунок горючего:

$$p_{\Sigma} = (p_{k1} + p_{k2} + p_{k3} + p_{k4} + p_{k5} + p_{k6} + p_{k7} + p_{k8}) \cdot \sin 45, \#(1)$$

$$(1 + \theta_{ki}s)p_{ki} = K_{ki}e^{-s\tau_{ki}}K_{k.o.}G_o + K_{ki}e^{-s\tau_{ki}}K_{k.g.}G_g, \#(2)$$

$$(1 + \theta_{m.o.}s)G_o = K_{1m.o.}p_{n.o.} - K_{2m.o.}p_{\Sigma}, \#(3)$$

$$(1 + \theta_{m.g.}s)G_g = K_{1m.g.}p_{n.g.} - K_{2m.g.}p_{\Sigma}, \#(4)$$

$$p_{n.o.} = (K_{1n.o.} + \theta_{1n.o.}s)\omega - (K_{2n.o.} + \theta_{2n.o.}s)G_o, \#(5)$$

$$p_{n.g.} = (K_{1n.g.} + \theta_{1n.g.}s)\omega - (K_{2n.g.} + \theta_{2n.g.}s)G_g, \#(6)$$

$$(1 + \theta_a s)\omega = K_{1a}p'_k - K_{4a}G_o - K_{5a}G_g, \#(7)$$

$$(1 + \theta'_k s)p'_k = K'_k G', \#(8)$$

$$(1 + \theta'_m s)G' = K'_m \psi, \#(9)$$

где p_{ki} – тяга i -й КС, G_o – расход окислителя, G_g – расход горючего, $e^{-s\tau_{ki}}$ – запаздывание i -й КС, $p_{n.o.}$ – насос окислителя, $p_{n.g.}$ – насос горючего, ω – частота вращения ротора ТНА, p'_k – давление на выходе парогазогенератора, G' – расход перекиси водорода.

Зададимся параметрами системы:

$$\begin{aligned} K_{k.o.} &= 0.6, K_{k.g.} = 0.4, \theta_{m.o.} = 0.015, K_{1m.o.} = 3.2, K_{2m.o.} = 2.75, \\ \theta_{m.g.} &= 0.01, K_{1m.g.} = 2, K_{2m.g.} = 1.43, K_{1n.o.} = 2.2, \theta_{1n.o.} = 0.005, \\ K_{2n.o.} &= 0.2, \theta_{2n.o.} = 0.005, K_{1n.g.} = 1.9, \theta_{1n.g.} = 0.005, K_{2n.g.} = 0.22, \\ \theta_{2n.g.} &= 0.005, \theta_a = 0.2, K_{1a} = 0.15, K_{4a} = 0.2, K_{5a} = 0.3, \theta'_k = 0.003, \\ K'_k &= 0.6, \theta'_m = 0.005, K'_m = 2.5. \end{aligned}$$

Значения параметров КС приведем в виде таблицы:

i	1	2	3	4	5	6	7	8
K_{ki}	1.7	2.4	1.5	2.7	1.9	2.0	2.4	2.3
θ_{ki}	0.18	0.27	0.23	0.25	0.19	0.25	0.23	0.21
τ_{ki}, c	0.005	0.004	0.006	0.003	0.006	0.003	0.004	0.003

Запишем полученную систему уравнений в виде пространства состояний в дискретном времени с шагом дискретизации равным 0.001с:

$$\begin{cases} x_{k+1} = Ax_k + Bu_k, k = 0, 1, \dots \\ y_{k+1} = Cx_{k+1} \end{cases} \#(10)$$

Учтем чистое запаздывание в (2) путем расширения вектора состояния и использования виртуальных переменных для задержки в них значений реальных величин с запаздыванием. Так как шаг дискретизации оставляет 0.001с, то введем 1 виртуальную переменную для реализации запаздывания на 0.001с. Максимальная величина запаздывания составляет 0.006с, значит необходимо ввести по 6 переменных для расходов горючего и окислителя. Приведем систему (10) для наглядности работы запаздывания:

$$\left. \begin{aligned} x_{90} = x_{141} = x_{162} = x_{183} = x_{204} = x_{225} = x_{246} \\ x_{100} = x_{151} = x_{172} = x_{193} = x_{214} = x_{235} = x_{256} \end{aligned} \right\} \#(11)$$

В работе будем рассматривать систему в условиях полной информации, то есть полностью измеряется вектор состояния. Итого мы получаем размерность вектора состояния и вектора измерений равную 25:

$$x = \begin{pmatrix} p_{k1} \\ \dots \\ p_{k8} \\ G_o \\ G_r \\ \omega \\ p'_k \\ G' \\ G_{ok-1} \\ G_{rk-1} \\ \dots \\ G_{ok-6} \\ G_{rk-6} \end{pmatrix} \in R^{25}, y \in R^{25}. \#(12)$$

Используя (10), построим графики переходных процессов (рис. 2–4).

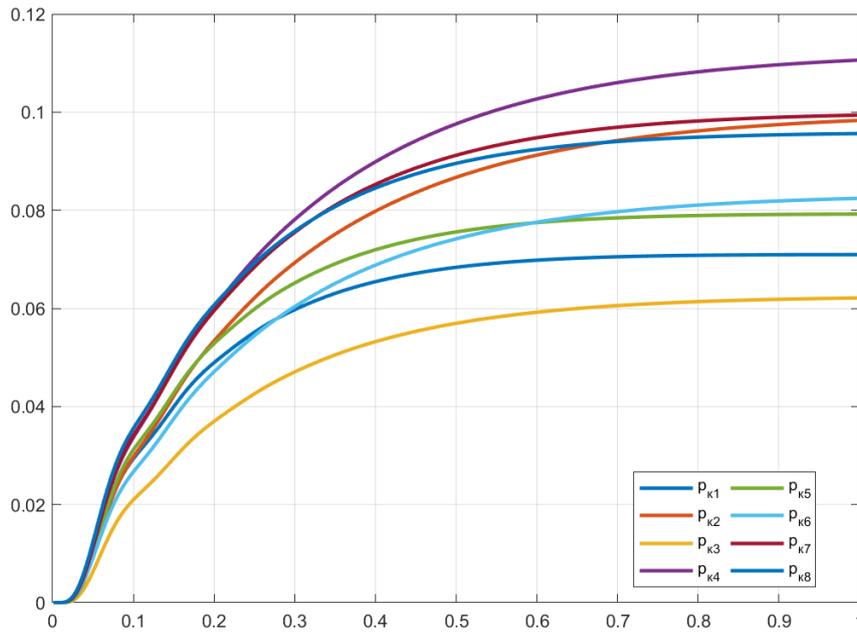


Рис. 2. Графики переходных процессов для всех КС

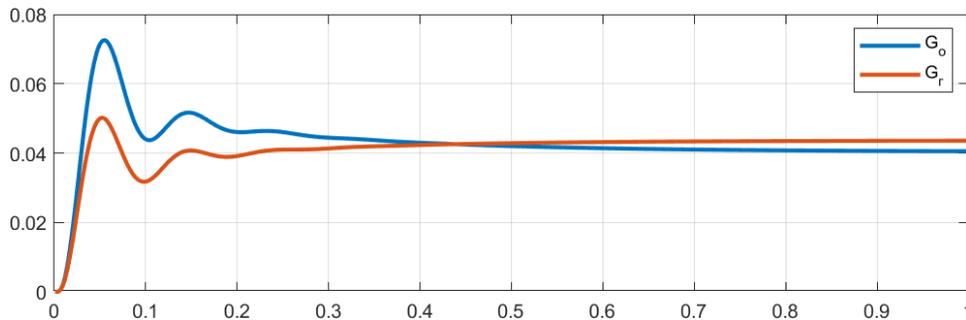


Рис. 3. Графики переходных процессов для расходов окислителя и горючего

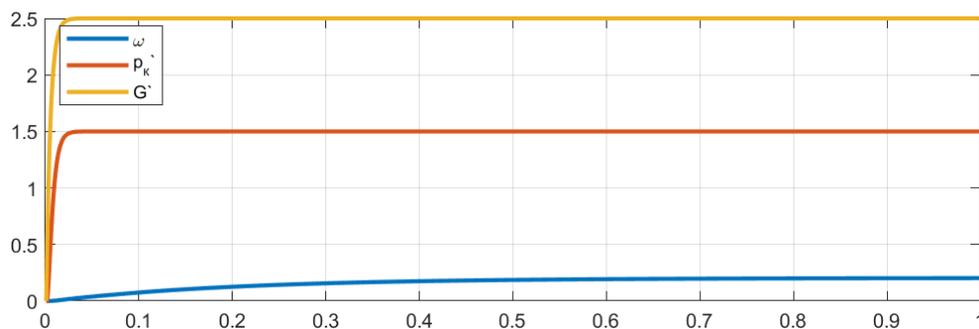


Рис. 4. Графики переходных процессов для частоты вращения ротора, давления на выходе парогенератора, расхода H₂O₂.

Так как основная задача – это управление вектором тяги, то построим результирующий вектор тяги. Для этого найдем проекции векторов тяг всех КС на основные оси. Расположение КС и направление векторов тяг представлено на рис. 5.

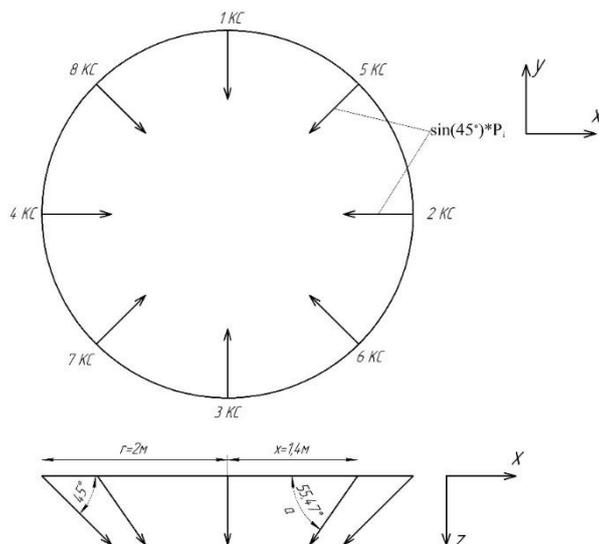


Рис. 5. Направление векторов каждой из камер сторания.

При проекции всех векторов на оси, получаем:

$$\begin{cases} p_x = (-p_2 + p_4 + (-p_5 - p_6 + p_7 + p_8) \cdot \sin 45) \cdot \sin 45, \\ p_y = (-p_1 + p_3 + (-p_5 - p_6 + p_7 + p_8) \cdot \sin 45) \cdot \sin 45, \\ p_z = (p_1 + p_2 + p_3 + p_4 + p_5 + p_6 + p_7 + p_8) \cdot \sin 45. \end{cases} \#(13)$$

Тогда несложно посчитать значения координат полученного вектора тяги в установившемся режиме. Также установим задание направление вектора тяги: вертикально вверх и под углом 20° к вертикали по осям x и y – как максимально возможное отклонение вектора тяги:

$$p_{\text{зад}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.4 \end{bmatrix}; p_{\text{зад}} = \begin{bmatrix} 0.146 \\ 0.146 \\ 0.4 \end{bmatrix}. \#(14)$$

Взаимное расположение задающего и полученного векторов тяги представлено на рис. 6.

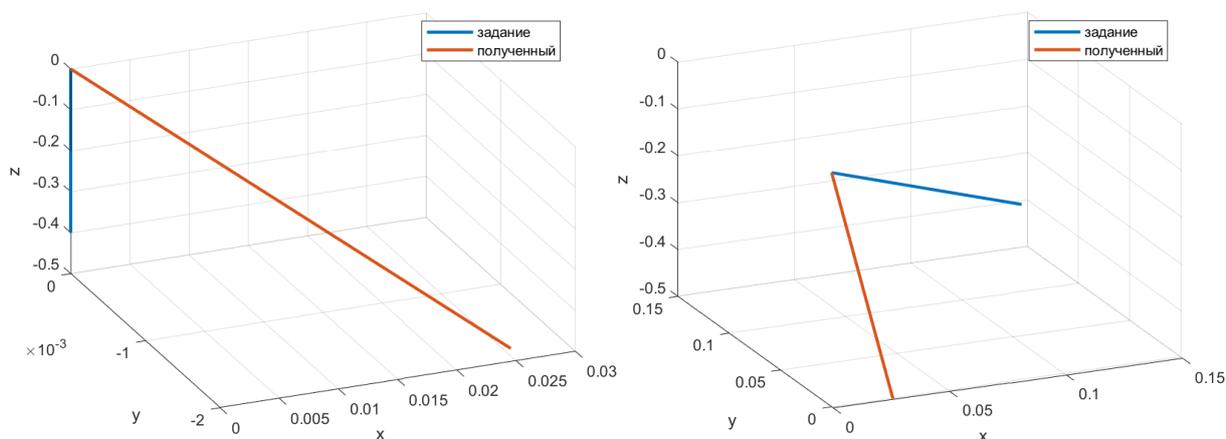


Рис. 6. Взаимное расположение заданного и результирующего векторов тяги для разных задающих векторов.

Введем регулятор для каждой КС в виде дроссельной заслонки. Для упрощения пренебрежем инерционностью заслонки и примем ее в виде усилительного звена, которое может принимать значения в интервале $[0,1]$. Тогда уравнение (2) принимает вид:

$$(1 + \theta_{ki}s)p_{ki} = (K_{ki}e^{-s\tau_{ki}}K_{к.о.}G_o + K_{ki}e^{-s\tau_{ki}}K_{к.г.}G_r)K_{пер\ i}, \#(15)$$

Для установления полученного вектора тяги в заданное положение, необходимо подобрать такую входную величину на каждую КС, чтобы разница между заданными (14) и полученными координатами (13) векторов тяг стремилась к 0. На основе этого составим квадратичный критерий вида [2]:

$$\left. \begin{aligned} e &= p_{зад} - p_{сумм}, \\ e_x &= p_{зад\ x} - (-p_2 + p_4 + (-p_5 - p_6 + p_7 + p_8) \cdot \sin 45) \cdot \sin 45, \\ e_y &= p_{зад\ y} - (-p_1 + p_3 + (-p_5 - p_6 + p_7 + p_8) \cdot \sin 45) \cdot \sin 45, \\ e_z &= p_{зад\ z} - (p_1 + p_2 + p_3 + p_4 + p_5 + p_6 + p_7 + p_8) \cdot \sin 45, \\ e_x^2 + e_y^2 + e_z^2 &\rightarrow \min_u \end{aligned} \right\} \#(16)$$

Для заданных ранее векторов тяг, получаем необходимые значения расходов горючего и окислителя, чтобы полученный вектор тяги минимально отличался от заданного:

$$p_{зад} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.4 \end{bmatrix} : u = \begin{bmatrix} 0.0360 \\ 0.0399 \\ 0.0470 \\ 0.0273 \\ 0.0384 \\ 0.0548 \\ 0.0341 \\ 0.0287 \end{bmatrix}, p_{зад} = \begin{bmatrix} 0.146 \\ 0.146 \\ 0.4 \end{bmatrix} : u = \begin{bmatrix} 0.0140 \\ 0.0127 \\ 0.0695 \\ 0.0403 \\ 0.0119 \\ 0.0455 \\ 0.0840 \\ 0.0165 \end{bmatrix}$$

Чтобы установить полученные значения расходов, необходимо повернуть дроссельную заслонку на определенный угол. Для определения угла поворота воспользуемся уравнением вида:

$$K_{пер\ i\ k} = \frac{u}{G_{о\ k} + G_{г\ k}}. \#(17)$$

Промоделировав полученную систему, получаем значения задающих и полученных векторов тяги и их относительные и абсолютные отклонения (рис. 7).

	отн. откл.	абс. откл., %	задание	полученное знач.		отн. откл.	абс. откл., %	задание	полученное знач.
x	0.0286	Inf	0	-0.0286	x	0.0423	29.0281	0.1456	0.1033
y	-0.0285	Inf	0	0.0285	y	-0.0054	3.7293	0.1456	0.1510
z	0.0103	2.5748	0.4000	0.3897	z	0.0168	4.2124	0.4000	0.3832

Рис. 7. Взаимное расположение заданного и результирующего векторов тяги для разных задающих векторов с регуляторами на каждой КС

Видно, что для вертикального вектора данный критерий справляется, так как ошибка составляет менее 5%, чего не скажешь о векторе под углом. Там не удастся урегулировать отклонение по оси X. Это связано с перекрестными обратными связями в системе (10).

Заключение

Исследована система управления ЖРД с ТНА и запаздыванием в камере сгорания. Синтезирован регулятор для КС, который удовлетворяет требованиям к заданному вектору тяги для вертикального задания. Следующая задача – уменьшение ошибки по всем координатам, а также управление в условиях неполной информации и при наличии возмущений.

Библиографический список

1. Махин В. А. Динамика жидкостных ракетных двигателей / В. А. Махин, В. Ф. Присняков, Н. П. Белик. – М: Машиностроение, 1969. – 834 с.
2. Честнов, В. Н. Синтез многомерных систем по инженерным критериям качества на основе H_∞ -оптимизации / В. Н. Честнов // Автоматика и телемеханика. – 2017. – № 10.

Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.45.05

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ГАЗОПРИВОДА ДЛЯ ЖРД ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

Я. Е. Шипков, А. А. Ширяев
Научный руководитель: К. И. Хажиахметов

В работе описаны виды управления вектором тяги ракетного двигателя, описана конструкция карданного подвеса, его преимущества и недостатки. Выбрана схема управления тягой и создана 3д-модель газовой системы управления.

Ключевые слова: газовая система управления, жидкостный ракетный двигатель, жидкостный газогенератор, твердотопливный газогенератор.

Введение

В настоящее время актуальным вопросом развития ракетно-космической техники является обеспечение возможности управления вектором тяги жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). С развитием технологий и появлением новых возможностей, управление вектором тяги становится все более распространенным и необходимым. Однако, многие из способов управления имеют ряд недостатков, связанных с совмещением узлов и агрегатов системы управления с силовой установкой ракеты-носителя (РН) [1].

Решением этой проблемы может стать совмещение двух способов управления тягой, а именно: карданный подвес, совмещенный с газовой системой управления (ГСУ). Комбинирование двух видов управления, может помочь достичь более точного изменения вектора тяги при полете РН.

В данной работе приведен концепт комбинированной системы управления тягой. Был проведен расчет ГСУ и разработана начальная 3д-модель концепта.

Способы управления вектором тяги ЖРД

В аэрокосмической технике, управление вектором тяги используется в основном на космических аппаратах для точного управления и стабилизации. Это особенно важно при выполнении сложных маневров, включая повороты, вращения и изменение траектории полета. Кроме того, такой подход может быть использован для более эффективного управления тягой. В летательных аппаратах с ЖРД управление вектором тяги осуществляется следующими способами [2]:

- поворота камеры сгорания (или всего двигателя) в карданном подвесе (рис. 1а);
- поворота выхлопных патрубков турбины (рис. 1б);
- поворота сопла камеры сгорания (рис. 1в);
- использованием газовых рулей в сверхзвуковом потоке продуктов сгорания (рис. 1г);
- установкой кольцевого дефлектора газовой струи (рис. 1д);
- вторичным впрыском рабочего тела (рис. 1е);
- использованием управляющих сопел (рис. 1ж).

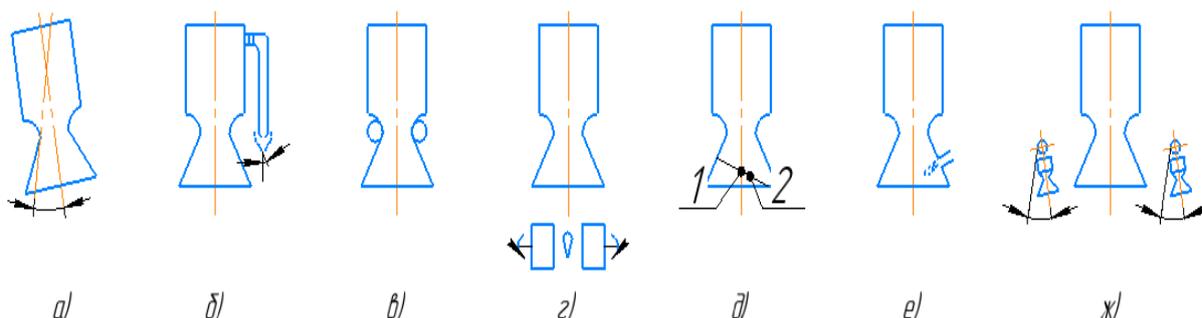


Рис. 1. Способы управления вектором тяги

Карданный подвес (или универсальный шарнир) – это механизм, который позволяет осуществить поворот камеры сгорания или всего двигателя вокруг своих осей для управления вектором тяги. Данный механизм широко применяется в ракетостроении, аэрокосмической промышленности, где необходимо осуществлять маневры и изменять направление тяги для управления аппаратом.

Конструкция карданного подвеса обычно состоит из нескольких взаимосвязанных шарниров, которые обеспечивают плавный поворот и свободное движение двигателя. Этот механизм позволяет изменять углы ориентации двигателя и направление вектора тяги, в зависимости от требований полета или маневра.

Данный способ управления вектором тяги требует наличия гидравлических, пневматических или электрических приводов. Это позволяет адаптировать двигатель к условиям полета, обеспечивая устойчивость, маневренность и контроль над аппаратом.

Преимущества использования карданного подвеса включают возможность выполнения точных и быстрых маневров, улучшенную устойчивость полета, а также возможность повышения безопасности и эффективности полетов. Однако, конструкция и реализация карданного подвеса требуют детального проектирования, чтобы обеспечить надежность и безопасность работы.

Выбор схемы управления тягой

Для проектирования ГСУ, совмещенного с карданным подвесом, была выбрана первая ступень. Существуют несколько факторов, на основании

которых сделан выбор системы управления тягой для первой ступени ракетоносителя [3]:

Поворот камеры сгорания в карданном подвесе позволяет ракетоносителю осуществлять угловые маневры, изменяя направление тяги двигателей. Это позволяет управлять направлением полета во время различных фаз миссии, включая старт, разгон и приближение к орбите. Маневренность является важным аспектом для эффективного достижения целевой орбиты или места запуска. Во время полета ракеты первая ступень подвергается сильным аэродинамическим нагрузкам [4].

Так же позволяет распределять эти нагрузки равномерно, снижая вертикальные и горизонтальные нагрузки на структуру ракеты. Это повышает безопасность полета и улучшает долговечность ступени.

В том числе данная система управления вектором тяги обеспечивает возможность точного контроля ориентации ракеты. Он позволяет регулировать угол наклона двигателей, обеспечивая стабильное и точное направление тяги. Это особенно важно для достижения точности при различных маневрах, включая корректировку орбиты, вращение и управление подходом к цели [5].

Карданный подвес обеспечивает гибкость в выборе направления тяги двигателей. Это позволяет легко адаптировать ракету для различных типов миссий и условий полета. Кроме того, карданный подвес позволяет повторное использование первой ступени, что является важным экономическим фактором в космической индустрии.

Все эти факторы делают карданный подвес привлекательным выбором для ракетоносителей первой ступени, которые обеспечивают улучшенную маневренность, управление ориентацией и безопасность полета [6].

Формирование исходных данных

Для проектирования газопривода был выбран двигатель со следующими параметрами:

- компонентами для работы двигателя являются жидкий кислород и метан;
- размеры камеры двигателя: высота 1630 мм, диаметр камеры сгорания 480 мм;
- диаметр критической части сопла 205,5 мм, диаметр среза сопла 1045 мм;
- давление в камере составляет 44,5 атм;
- давление на срезе составляет 0,7 атм.

Состав карданного подвеса с газоприводом:

1. Жидкостные газогенераторы 2 шт.;
2. Цилиндры с поршнем 2 шт.;
3. Тяги 2 шт.;
4. Трубопроводы;

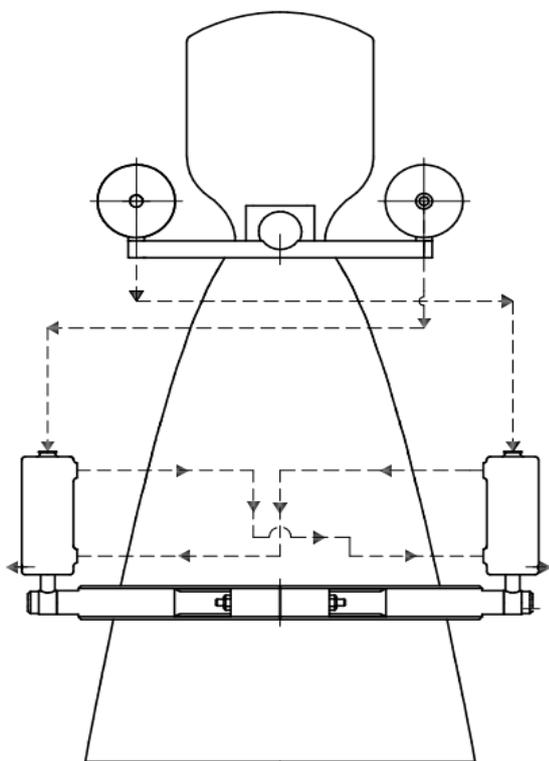
5. Подшипники 2 шт.;
6. Крепление карданного подвеса.

В рамках выполненных работ также выполнено концептуальное проектирование жидкостного генератора (ЖГГ) с целью дальнейшего сравнения с предложенной схемой с ТГГ в будущем.

Для сравнительного анализа был выбран жидкостный двухкомпонентный газогенератор, работающий на тех же компонентах топлива, что и маршевый двигатель. Благодаря этому упрощается схема и конструкция двигателя, и его эксплуатация [7].

В данном случае газогенератор будет восстановительным. Назначение ЖГГ заключается в генерации газа и дальнейшем его использовании для отклонения камеры двигателя в карданном подвесе. Генераторный газ будет поступать в цилиндр с поршнем, из-за возникающего давления поршень будет выталкиваться тем самым отклоняя камеру.

В цилиндре через регулирующий клапан газ будет идти во второй цилиндр с поршнем, из которого уже будет травиться в атмосферу через клапан. В случае если камеру нужно вернуть в начальное положение или отклонить в противоположное направление, клапан будет закрываться, тем самым создавая обратное давление на поршень (рис. 2).



Для расчета поршня был взят расчетное давление на поршень $P = 10$ атм. После проведения расчета были получены размеры [2]: поршня $D_{п} = 0,114$ м, цилиндра $D_{ц} = 0,144$ м, толщина стенки $b = 0,0015$ м, а также значения сил, действующих на поршень при движении внутри цилиндра (рис. 3).

Рис. 2. Схема работы газопривода

По этим данным была создана первоначальная 3D-модель привода, которая установлена на камере (рис. 4).

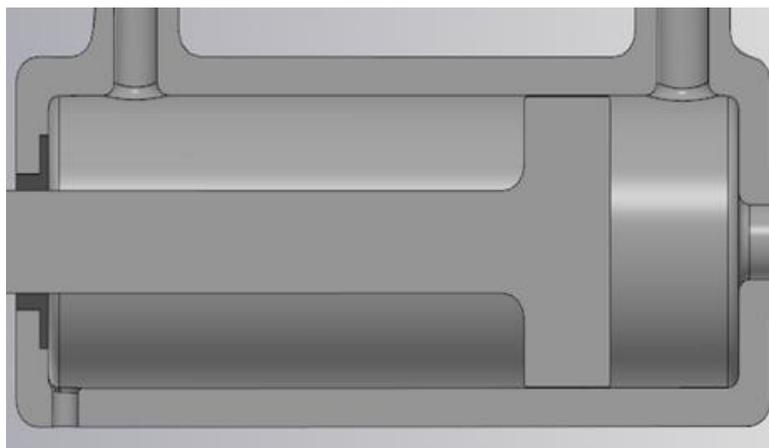


Рис. 3. 3D-модель поршня с цилиндром

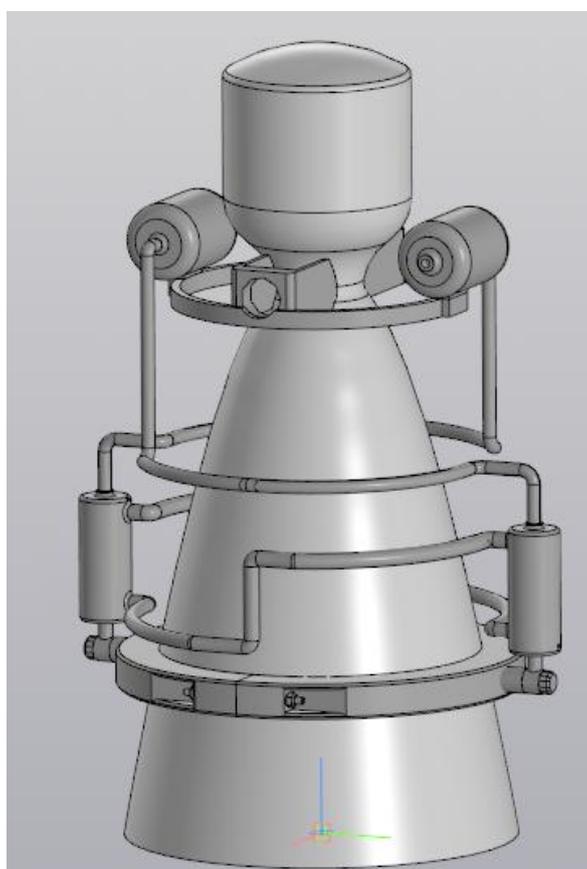


Рис. 4. 3D-модель совмещенной системы управления тягой

Заключение

Применение управления вектором тяги на первых ступенях РН необходимо для развития современной ракетно-космической отрасли. Благодаря этому обеспечивается высокая маневренность, безопасность и эффективность полетов.

Использование предложенной комбинированной схемы управления, позволит создавать более надежные и маневренные РН в следствии минимизации негативных воздействий в полете. Благодаря этому РН будет выпол-

нять поставленные задачи более эффективно. За счет такой схемы также будет повышена маневренность РН, так как это очень необходимый элемент для осуществления маневров для вывода полезной нагрузки.

В будущем будет проведен сравнительный анализ твердофлюидного и жидкостного газогенераторов (ТГГ и ЖГГ), исходя из которого будет выбран оптимальный газогенератор для применения в данной системе управления. Также будут проведены прочностные расчеты трубопроводов, поршня и цилиндра с тягой.

Библиографический список

1. Целищев Д.В. Пермяков Г.С. Современные рулевые приводы ракетных двигателей. Текст научной статьи по специальности «Механика и машиностроение».

2. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе: пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 294 с.

3. Волков Е.Б., Головков Л.Г., Сырицын Т.А. Жидкостные ракетные двигатели основы теории агрегатов ЖРД и двигательных установок. М., 1970.

4. Добровольский, М. В. Жидкостные ракетные двигатели / М. В. Добровольский – 1-е изд. – М.: Машиностроение, 1968 – 397 с.

5. Алемасов В.Е. и др. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов машиностроительных специальностей: машиностроение, 1980. – 533 с.

6. Мелькумов Т.М., Мелик-Пашаев Н.И., Чистяков П.Г., Шиуков А.Г. Ракетные двигатели. – М.: Изд-во Машиностроение, 1976. – 400 с.

7. Березанская Е.Л., Курпатенков В.Д., Шутов Н.В. Газогенераторы жидкостных ракетных двигателей. М., 1982. – 56 с.

УДК 629.764

К РАСЧЕТУ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ

А. В. Колесников, В. Р. Икеев

Научный руководитель: В. И. Ширяев, д.т.н.

В работе рассматриваются упрощенные уравнения движения и преимущество их использования для расчета траектории движения ракеты-носителя. Приведены уравнения управления вектором тяги и углом тангажа, а также какую точность упрощенные уравнения движения обеспечивают.

Ключевые слова: ракета-носитель, атмосферный, упрощенные уравнения движения.

Введение

Расчет траектории ракеты-носителя (РН) на атмосферном участке является одним из главных и ключевых аспектов проектирования и успешного запуска ракеты. Данный расчет имеет большое значение, так как позволяет определить оптимальные параметры и поведение ракеты во время полета через атмосферу. Для решения данной задачи будем использовать упрощенные уравнения движения, благодаря этим уравнениям мы можем быстрее проводить предварительные расчеты и анализировать основные тенденции без необходимости углубленного вхождения во все аспекты движения ракеты-носителя на атмосферном участке. Форма упрощений определяется решаемой задачей, а целью является использование рациональных (экономных по затратам машинного времени) алгоритмов для анализа проектных задач при обеспечении указанной достаточной точности. Без использования упрощенных уравнений на этапе предварительного проектирования не обойтись.

Упрощенные уравнения

При разработке упрощенных уравнений движения примем следующее положение: если в дифференциальных уравнениях движения содержатся члены, абсолютная величина которых меньше, чем абсолютная величина возможной ошибки в главных членах, то их можно не учитывать.

Составляющие ускорения тяготения от не сферичности Земли не превосходят по модулю величину $3\pi_2/r^4$, что составляет $0,03 \text{ м/с}^2$, и, следовательно, могут не учитываться.

Величина переносного (центробежного) ускорения по модулю не превосходит $\omega^2 r$, что при $r \leq 7000 \text{ км}$ составляет величину меньше $0,04 \text{ м/с}^2$, и, как следствие, может не учитываться.

С учетом оценок в упрощенной системе дифференциальных уравнений движения (сохраняются составляющие ускорений Кориолиса) уравнения запишутся в виде:

$$\frac{dV}{dt} = a_T; \quad (1)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{\alpha_n}{V} + \frac{V}{r} \cos \theta + \frac{\omega V_n}{V}; \quad (2)$$

$$\frac{dn}{dt} = \frac{a_k}{V \cos \theta} - \frac{v}{r} \operatorname{tg} \varphi \cos \theta \cos \eta + \frac{\omega v_n}{V}. \quad (3)$$

Если принять время активного участка ракеты-носителя равным 450 с , то изменение угла не превысит величины:

$$\Delta\theta = 7,3 \cdot 10^{-5} \cdot 2 \cdot 450 \cdot 57,3 = 3,76^\circ.$$

Для проектных расчетов эта величина считается незначительной по двум причинам: во-первых, для РН с вертикальным стартом эта ошибка

составляет не более 4% от общего изменения угла и не сказывается заметно на величине гравитационных потерь скорости;

Во-вторых, изменение угла при величине конечной скорости 7500 м/с соответствует изменению проекции скорости на номинальное направление не более чем на 15 м/с.

Таким образом, система уравнений продольного движения РН на атмосферном участке движения для проектно-баллистических расчетов с учетом ранее полученных соотношений и указанных упрощений примет вид [1]

$$\frac{dV_a}{dt} = -\alpha_x; \quad (4)$$

$$\frac{dV_g}{dt} = -g \sin \theta; \quad (5)$$

$$\frac{dV}{dt} = a_\tau; \quad (6)$$

$$\frac{d\theta_c}{dt} = \frac{a_n}{V}; \quad (7)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta_c; \quad (8)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \theta_c; \quad (9)$$

$$\frac{d\mu_{H2}}{dt} = k_{H2(1)}\bar{n}_{01} + k_{n2(2)}\bar{n}_{02} + k_{H2(3)}; \quad (10)$$

$$\frac{d\mu_k}{dt} = k_{k(1)}\bar{n}_{01} + k_{k(2)}\bar{n}_{02} + k_{k(3)}\bar{n}_{03}; \quad (11)$$

$$\frac{d\mu_{02}}{dt} = k_{02(1)}\bar{n}_{01} + k_{02(2)}\bar{n}_{02}; \quad (12)$$

$$\frac{d\mu}{dt} = -\bar{n}_{01} - \bar{n}_{02} - \bar{n}_{03}; \quad (13)$$

$$a_\tau = a_p \cos(a + a_0) - g \sin \theta - a_x; \quad (14)$$

$$a_n = a_p \sin(a + a_0) - g \cos \theta + a_y; \quad (15)$$

$$\theta = \theta_c + u; u = \arctg \frac{x}{r_c + y}. \quad (16)$$

Управление ракетой на активном участке полета с углом тангажа θ и вектором тяги P является важным для достижения целей полета. Они обеспечивают гибкость и адаптивность ракеты, позволяя изменять направление, высоту и скорость. Комбинация этих методов позволяет выполнять различные маневры и корректировать траекторию. Угол тангажа θ изменяет маневренность, а управление вектором тяги P влияет на направление и силу тяги двигателя.

Примем $a_1 = \cos \varphi$, $a_2 = \sin \varphi$. Очевидно, что: $a_1^2 + a_2^2 = 1$.

Определим оптимальное управление вектором тяги [1]

$$P(t) = P(a_1(t), a_2(t), m(t)), \quad (17)$$

которое в конце участка выведения на орбиту ($t = T$) на заданной высоте $y = y''$ обеспечивает максимум горизонтальной скорости V_x при нулевой вертикальной скорости V_y . Данное решение будет удовлетворять достиже-

нию заданных значений высоты и скорости при минимальном расходе топлива (максимальной массе полезного груза).

Найдем интегралы первых трех уравнений сопряженной системы

$$\Psi_1 = c_1; \Psi_2 = c_2; \Psi_3 = -c_2 + c_3. \quad (18)$$

и с учетом граничного условия $\Psi_1(T) = -1$ определим

$$c_1 = -1; \Psi_1 = -1 \quad (19)$$

$$a_1 = -\frac{\Psi_1}{\psi}; a_2 = -\frac{\Psi_3}{\psi}. \quad (20)$$

С учетом соотношений (20), (18) и (19)

$$tg \varphi = \frac{a_2}{a} = c_2 t - c_3. \quad (21)$$

Оптимальная программа угла тангажа представляется тангенсом от линейной функции времени, или

$$\varphi = \text{arctg}(c_2 t - c_3). \quad (22)$$

Параметры c_2 и c_3 в программе (22) выбираются из условия получения заданной высоты $x_2(T) = y^*$ и нулевой вертикальной составляющей скорости $x_3(T) = 0$ в конце участка выведения на орбиту. Многочисленные расчеты для различных типов РН показали, что при замене оптимальной программы угла тангажа (22) более простой линейной функцией времени также с двумя постоянными $\varphi = c_2^* t - c_3^*$ или $\varphi = \varphi_0 + \varphi_0 t$ потери по массе полезного груза составляют сотые доли процента.

Обеспечение точности упрощенных уравнений движения

Количество проводимых проектно-баллистических расчетов, которые обеспечивают умеренную или достаточную точность, намного превышает количество расчетов по полетным заданиям с высокой точностью. Это означает, что для эффективного использования вычислительных алгоритмов необходимо разрабатывать экономичные алгоритмы, которые могут быть использованы в интерактивном режиме или в задачах оптимизации более высокого уровня.

На начальных этапах проектных работ часто отсутствуют некоторые данные, например, центровочные и аэродинамические моментные данные. Это требует оперативной программной адаптации при проведении расчетов. Это подразумевает, что упрощенные уравнения движения используются для быстрого анализа без полной точности.

В рамках одного проекта возникают различные варианты баллистических схем полета с разными ограничениями на динамические и кинематические параметры движения. Это требует использования одной программы или программной системы для анализа всех этих вариантов. И снова, упрощенные уравнения движения используются для быстрого анализа разных сценариев.

В разработке программ проектно-баллистических расчетов все большее внимание уделяется анализу летно-технических характеристик ракет с многоразовыми ракетными блоками. Это указывает на то, что точность уп-

рощенных уравнений может быть компенсирована другими алгоритмическими и программными средствами.

В процессе работы использовались упрощенные уравнения движения на атмосферном участке полета ракеты-носителя, учитывающие основные аэродинамические и динамические факторы. Мы вывели уравнение управления углом тангажа и вектором тяги, которое позволяет оптимизировать траекторию полета и повысить точность достижения целевых параметров.

Заключение

Точность данных упрощенных уравнений движения является важным аспектом проектно-баллистических расчетов. Количество проводимых таких расчетов, обеспечивающих умеренную или достаточную точность, превышает число расчетов с высокой точностью. На начальных этапах проектных работ часто отсутствуют некоторые данные, что требует оперативной программной адаптации. В таких случаях упрощенные уравнения движения применяются для быстрого анализа без полной точности. В разработке программ проектно-баллистических расчетов все большее внимание уделяется анализу летно-технических характеристик ракет с многозональными ракетными блоками. Это указывает на то, что точность упрощенных уравнений может быть компенсирована другими алгоритмическими и программными средствами.

Библиографический список

1. Баллистические ракеты и ракеты-носители: пособие для студентов вузов / О.М. Алифанов, А.Н. Андреев, В.Н. Гуцин и др.; под ред. О.М. Алифанова. – М.: Дрофа, 2004. – 512 с.

УДК 621.396.67

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПЕЛЕНГОВАНИЯ РАДИОИСТОЧНИКА В РАДИОУГЛОМЕРНОЙ ПОСАДОЧНОЙ СИСТЕМЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДАПТИВНОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ С ОПТИМАЛЬНЫМ АМПЛИТУДНЫМ РАСПРЕДЕЛЕНИЕМ

Р. И. Баимов

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

Рассматривается адаптивный метод формирования диаграммы направленности антенной решетки для формирования глубоких нулей и провалов в направлении источников помех. Важным является повышение точности и помехозащищенности пеленгатора в составе многопозиционной радиоугломерной посадочной системы для целей определения координат источника радиоизлу-

чения, расположенного на борту беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: адаптивная фазированная антенная решетка, суммарная диаграмма направленности, разностная диаграмма направленности, дискриминационная характеристика, радиопеленгатор.

Введение

В настоящее время актуальной задачей является пеленгация (измерение угловых координат) источников радиоизлучения (ИРИ), реализуемая в радиотехнических системах.

При реализации радиоугломерной системы (РС) для наведения и автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) возникает задача измерения угловых координат источников радиоизлучения (ИРИ). Например, при размещении ИРИ на борту БПЛА для определения координат применяются методы пассивной триангуляции. Эта задача имеет важное значение для обеспечения точности наведения и автоматической посадки БПЛА [1].

Определение угловых координат ИРИ в трехмерном пространстве требуется в различных системах посадки летательных аппаратов [2, 3]. Отмечается, что одними из наиболее важных видов алгоритмов в навигационных системах, являются алгоритмы определения координат и параметров движения объектов по угломерной информации [4, 5]. Многопозиционный посадочный радиолокационный комплекс (МППРЛК) БПЛА представлен в виде структурной схемы на рис. 1.

ИП МППРЛК представляют собой адаптивные фазированные антенные решетки (АФАР), которые ориентированы в азимутальной и угломестной плоскостях. АФАР размещены на определенной высоте на мачте. Количество ярусов АФАР (этажей АФАР на мачте ИП) определяется в процессе проектирования МППРЛК. ИП МППРЛК используются для формирования первичных угловых координат БПЛА во время процесса посадки. ЦОД объединяет первичные координаты всех ИП и формирует конечные координаты БПЛА. ЦОД выполняет обработку данных, полученных от ИП, и определяет окончательные координаты БПЛА, необходимые для успешной автоматической посадки. На БПЛА установлены источники радиосигнала (ИР), и их первичные координаты определяются с помощью наземных измерительных позиций (ИП) в режиме пассивной радиотехнической системы.

МППРЛК (рис. 1) состоит из нескольких компонентов: измерительных позиций (ИП), центра обработки данных (ЦОД), посадочной площадки (ПП) и беспилотного летательного аппарата (БПЛА).

Постановщики радиопомех и неблагоприятные метеорологические факторы, влияющие на электромагнитную совместимость способны дезориен-

тировать навигационное оборудование систем посадки БПЛА. Перспективным методом защиты от помех является пространственная обработка сигналов с помощью АФАР.

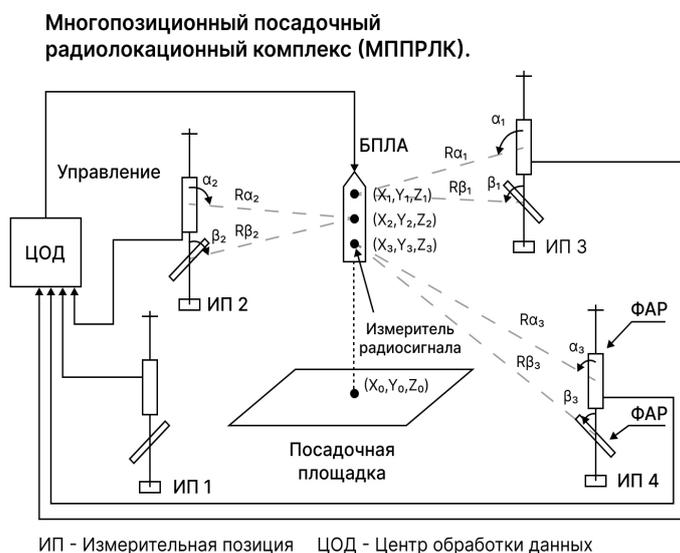


Рис. 1. Многопозиционный посадочный радиолокационный комплекс (МППРЛК)

АФАР – антенная система, которая включает в себя массив из нескольких элементарных антенн и алгоритма адаптивной обработки сигналов (рис. 2), позволяющая динамически регулировать диаграмму направленности (ДН) или направление луча, в ответ на изменение условий окружающей среды или помеховой обстановки. Формирование нулей в заданных направлениях ДН АФАР позволяет эффективно подавлять воздействия постановщиков помех [7].

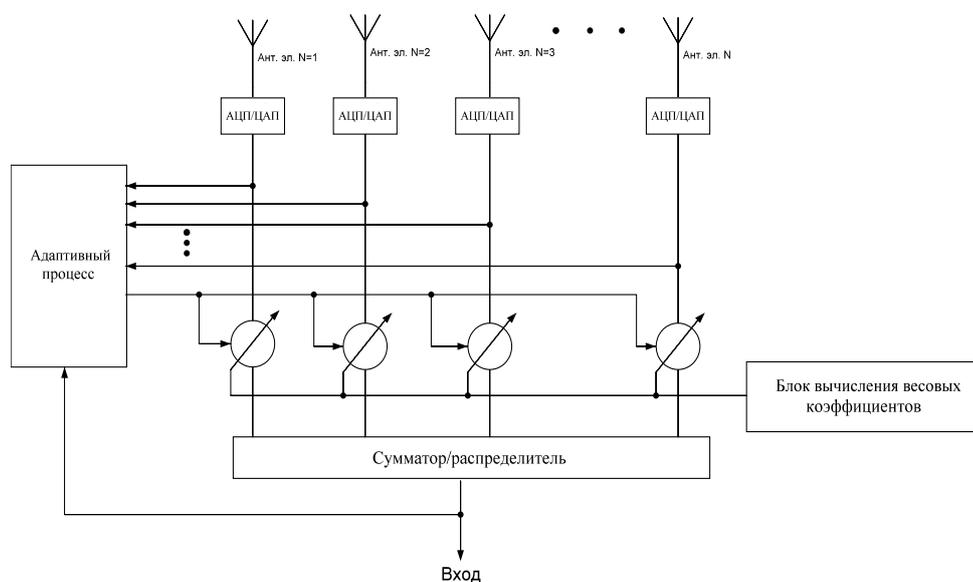


Рис. 2. Функциональная схема АФАР

Рассмотрим АФАР на примере линейной фазированной антенной решетки (ЛФАР). Задача выбора весового окна амплитудного распределения на элементах ЛФАР по критерию ширина луча – уровень боковых лепестков ДН рассмотрена в работе [6]. При моноимпульсном методе пеленгования ИРИ требуется формировать суммарную и разностную ДН ЛФАР [7]. В публикациях [6, 7] рассмотрен алгоритм построения ДН и критерии оценки для точной пеленгации ИРИ.

Выбрано оптимальное амплитудное распределение на элементах ЛФАР, которое реализует критерии точной пеленгации – оптимальное распределение с наименьшей мощностью на пьедестале:

$$w_{opt} = \sqrt{\frac{2}{N}} \cdot \cos\left(\frac{\pi n}{N}\right) \cdot \exp\left\{-j \cdot \sin\left(\frac{\pi n}{N}\right)\right\} \quad (1)$$

Исследование адаптивного метода пеленгования с использованием оптимального амплитудного распределения

На рис. 3–5 приведены результаты расчетов нормированных суммарных ДН (СДН) и разностных ДН (РДН) ЛФАР.

Исследуется повышение точности формированием минимального углового расширения главного лепестка СДН при максимизации крутизны дискриминационной характеристики моноимпульсного пеленгатора.

Подавление помех с различных угловых направлений реализуется формированием низкого уровня боковых лепестков СДН и РДН ЛФАР.

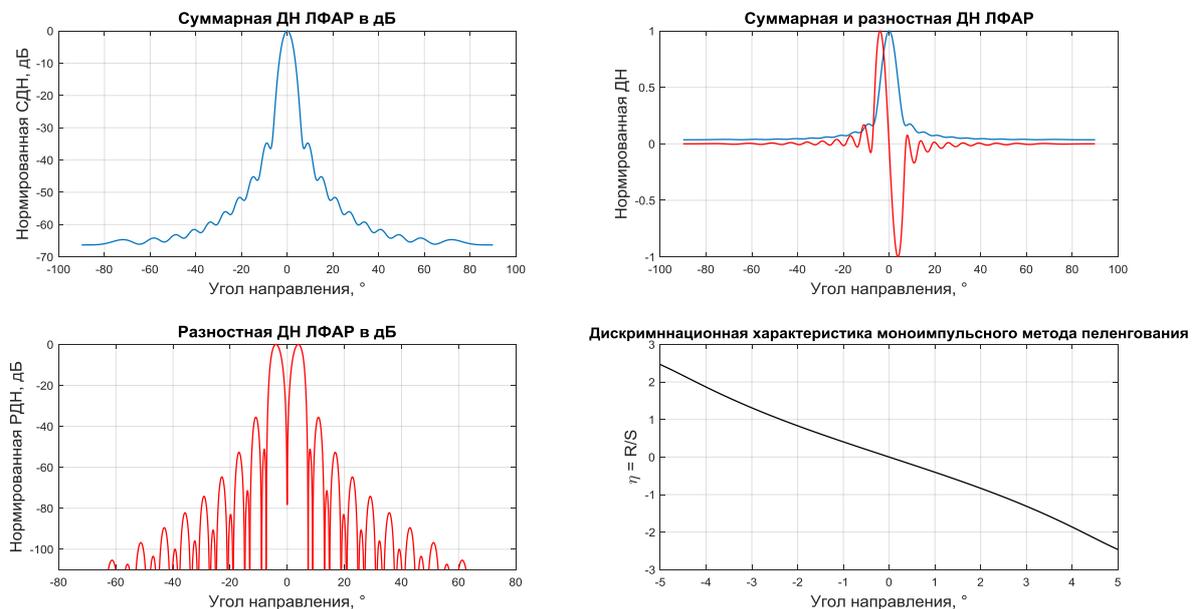


Рис. 3. СДН, РДН ЛФАР с оптимальным амплитудным распределением, дискриминационная характеристика моноимпульсного радиопеленгатора

Формирование нулей в СДН ЛФАР в направлении помех определяется выражением:

$$СДН = S_n - \frac{S_n S_M S_M^H}{N}, \quad (2)$$

где S_n – полезный сигнал; S_M – мешающий сигнал.

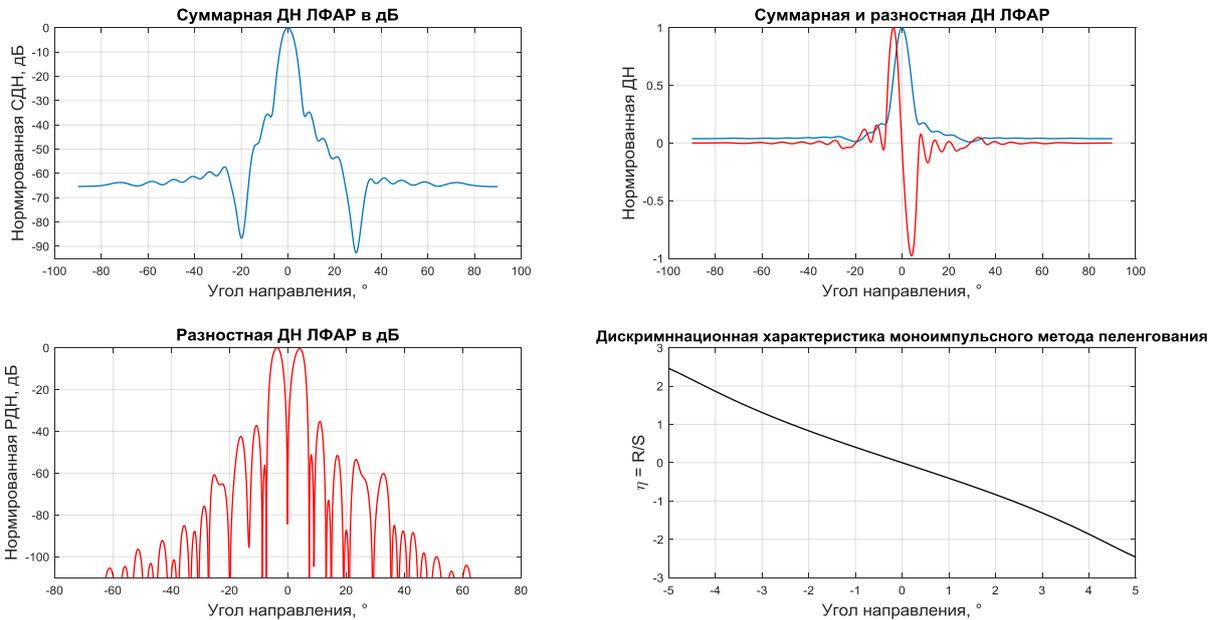


Рис. 4. СДН, РДН ЛФАР с оптимальным амплитудным распределением и нулем в ДН, дискриминационная характеристика моноимпульсного радиопеленгатора

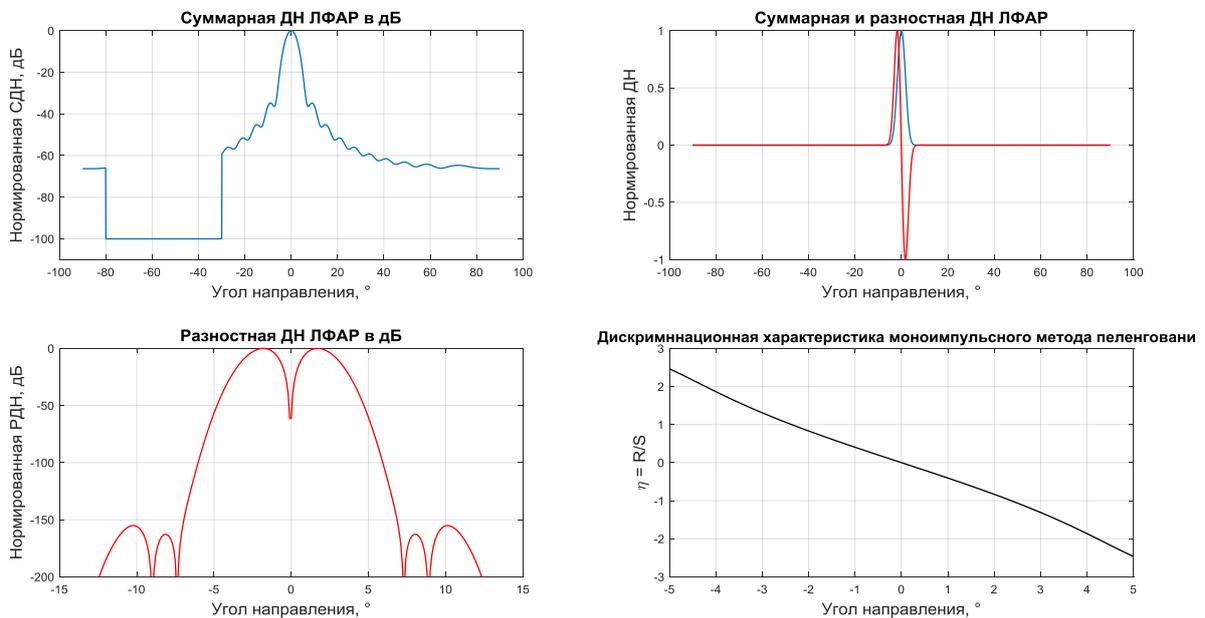


Рис. 5. СДН, РДН ЛФАР с оптимальным амплитудным распределением и широко провалом в ДН, дискриминационная характеристика моноимпульсного радиопеленгатора

Формирование широких провалов в СДН ЛФАР в направлении помех. Широкие провалы в ДН в направлении помех формируются в ЛФАР путем

использования алгоритмов пространственной фильтрации. С помощью алгоритмов адаптивной обработки сигналов производится настройка фаз и амплитуд элементов антенной решетки в соответствии с направлением подавления помех в заданном угловом секторе.

Анализ результатов, отображенных на рис. 3–5, обобщен в табл. 1.

Таблица 1

Сравнение методов формирования ДН в АФАР в составе радиопеленгатора радиоугломерной системы посадки

Метод формирования ДН в АФАР	Ширина главного лепестка СДН, град.	Уровень боковых лепестков СДН, дБ	Уровень боковых лепестков РДН, дБ	Крутизна дискриминационной характеристики
Оптимальное амплитудное распределение	13,4	–35	–37	0,5
Оптимальное амплитудное распределение с формированием глубоких нулей	13,4	–35	–37	0,5
Оптимальное амплитудное распределение с формированием глубоких провалов	13,4	–35	–155	0,5

Выводы

В ходе проведенного исследования по результатам анализа данных, приведенных в табл. 1, и по результатам анализа графиков (рис. 3–5) можно сделать вывод, что метод формирования глубоких провалов в ДН ЛФАР с оптимальным весовым амплитудным распределением на элементах ЛФАР реализует критерии для точной пеленгации ИРИ в условиях высокой помеховой нагрузки в заданном угловом секторе. Метод формирования глубоких провалов в ДН ЛФАР позволяет эффективно одновременно подавить несколько источников помех, действующих с различных угловых направлений.

Результаты исследования могут быть использованы для оптимизации и улучшения работы радиопеленгатора в составе радиоугломерной посадочной системы БПЛА, также при разработке радиопеленгатора с высокой степенью помехозащищенности для решения задач радиомониторинга.

Библиографический список

1. Булычев Ю.Г., Таран В.Н. Инвариантно-групповой метод отождествления пеленгов в триангуляционных многопозиционных системах пассивной локации // Радиотехника и электроника. – 1987. – Т. 32. – № 4.
2. Yuzhakov V.V. Fazovye interferometri v microvolnovih sistemah posadki [Phase interferometers in microwave systems of landing]. Review. Foreign radioelectronics. 1977, no. 6. P. 50–66 (in Russ.).
3. Sosnovskii A.A., Khaimovich I.A. Radiotekhnicheskie sredstva blizhnej navigatsii i posadki letatel'nykh apparatov [Radiotechnical means of short-range navigation and aircraft landing]. Moscow, Mashinostroenie, 1975. p. 200.
4. Benlian Xu. An adaptive tracking algorithm for bearings-only maneuvering target / Benlian Xu, Zhiquan Wang // IJCSNS International Journal of Computer Science and Network Security, 2007. – January. Vol. 7, no. 1. P. 304 – 312.
5. Hammel S.E. Optimal observer motion for localization with bearing measurements / S.E.Hammel, P.T.Liu, E.J.Hilliard, K.F.Gong.– Computers and Mathematics with Applications:–18 (1–3).–1989. P. 171 – 180.
6. Баимов Р. И., Рагозин А. Н. Выбор весового окна амплитудного распределения на элементах линейной фазированной антенной решетки по критерию ширина луча – уровень боковых лепестков диаграммы направленности// Сборник научных трудов III Международной научно-практической конференции (Екатеринбург, 25 – 26 января 2023 года) / Под редакцией В.П. Шувалова, сост. М.П. Карачарова. – Екатеринбург: УрГУПС, 2023. С. 72 – 77.
7. Баимов Р. И., Рагозин А. Н. Повышение точности пеленгования источника радиоизлучения за счет выбора весового амплитудного распределения на элементах линейной фазированной решетки радиопеленгатора в составе радиоугломерной системы посадки// Материалы 10-й научной выставки-конференции. ЮУрГУ, 2023. С. 90 – 93.

Секция 4. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

УДК 53.043

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СХЕМ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВЕРТОЛЕТНОГО ТИПА

Н. В. Каширин, Ю. Л. Сюськина

В современном мире люди все чаще прибегают к использованию беспилотных летательных аппаратов. Такие устройства могут иметь разную конфигурацию, форму и размер. В статье приведен сравнительный анализ схем беспилотных летательных аппаратов вертолетного типа, при помощи которых можно снизить воздействие реактивного момента несущего винта на летательный аппарат.

Ключевые слова: одновинтовой беспилотный летательный аппарат вертолетного типа, двухвинтовой беспилотный летательный аппарат вертолетного типа, механизм, полет, фенестрон, «NOTAR», винт.

Наиболее перспективной ветвью развития современной авиации является разработка новых летательных аппаратов, не подвергающих пилота какой-либо опасности.

Поэтому сфера беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) вертолетного типа сегодня достаточно сильно развита и представляет собой множество различных конструкционных схем и решений.

Большое количество схем заставляет задуматься о том, какую конкретно из них следует выбрать для выполнения той или иной задачи. Для этого требуется изучение каждой схемы в отдельности для выявления характерных признаков, достоинств и недостатков, отличающих их между собой.

Существуют следующие одноосные схемы БПЛА вертолетного типа:

1. Одновинтовая одноосная схема. Конструкция по данной схеме имеет один несущий винт, вращающийся в горизонтальной плоскости для создания подъемной тяги (рис. 1) [1].



Рис. 1. Одновинтовая одноосная схема

Для осуществления движения такого аппарата относительно горизонтали применяется изменение наклона плоскости вращения винта.

Достоинством данной схемы является ее простота, а недостатком – сильное воздействие реактивного момента видно, которое необходимо снизить.

Для компенсации воздействия реактивного момента винта используются следующие конструктивные решения:

– хвостовой винт (рис. 2). В настоящее время за счет своей простой конструкции это решение пользуется большой популярностью. Такая технология также имеет недостатки в виде больших размеров аппарата и следующих из этого проблем [1];



Рис. 2. Бас-200 с хвостовым винтом

– Фенестрон. Компенсировать потерю можно при помощи данного устройства (рис. 3) Его конструкция основана на использовании винта, установленного в профилированный канал, встроенный в киль аппарата, что в действительности является импеллером.

Достоинства фенестрона заключаются в сниженном энергопотреблении, повышенной безопасности, низким уровнем шума и вибраций по сравнению с хвостовым винтом. Недостатки – большая масса, стоимость и требования к тяге двигателя.



Рис. 3. Airbus VSR700 с фенестроном

– Система Notar (рис. 4). Эта система применяется только на вертолетах, но это не препятствует ее внедрению в конструкции БПЛА вертолетного типа [2].

Принцип работы данной системы заключается в установке в хвостовую часть устройства, которое создает поток воздуха, выходящий через два отверстия (одно на конце хвостовой балки, а второе – ближе к корпусу), заставляя нисходящий поток от рулевого винта обдувать хвостовую балку – использовать эффект Коанда для снижения воздействия реактивной силы рулевого винта на БПЛА [3].



Рис. 4. Система NOTAR

Достоинством такой системы является повышенная безопасность, значительное снижение шума до 80–85 дБ, уменьшение вибраций и динамического нагружения всей системы [4].

2. Двухвинтовая соосная схема (рис. 5). Принцип работы конструкции по данной схеме заключается в использовании двух противоположно вращающихся винтов, расположенных на одной оси вращения [5]. Благодаря такому техническому решению реактивный момент одного винта нивелируется моментом второго, позволяя частично отказаться от использования дополнительных конструкций.

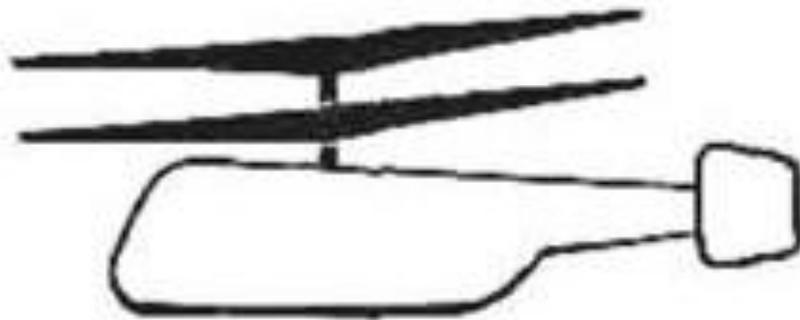


Рис. 5. Двухвинтовая соосная схема

Достоинствами такой схемы является уравновешенный момент винта и меньшие габариты по сравнению с одновинтовой схемой; недостатками – сложная система трансмиссии, недостаточная устойчивость на авторотации.

3. Реактивная схема. Особенностью этой конструкции является использование реактивных установок на концах лопастей вместо вращающего их ротора (рис. 6).

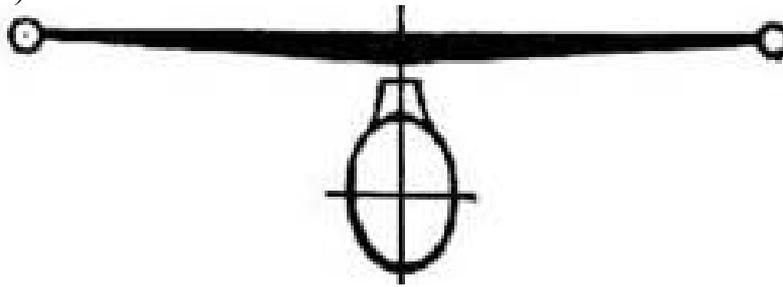


Рис. 6. Реактивная схема

Суммарный крутящий момент на втулке стремится к нулю за счет уравнивания момента несущего винта моментом, создаваемым тягой воздушно-реактивных двигателей или сопел, расположенных на концах лопастей [1].

Обладая неоспоримыми достоинствами в виде почти полного отсутствия реактивного момента винта и повышенной грузоподъемности, схема все еще имеет недостатки в виде технологически сложной конструкции втулки и лопастей, а также повышенном потреблении топлива [1].

Помимо одноосных схем активно используются схемы, которые имеют две оси вращения несущих винтов:

1. Схема с поперечным расположением винтов (рис. 7). Конструкция по данной схеме предполагает установку двух несущих винтов, установленных по бокам фюзеляжа или крыльев. Реактивный момент уравнивается противоположным вращением винтов. Еще одной особенностью конструкции является возможное перекрытие лопастей винтов.

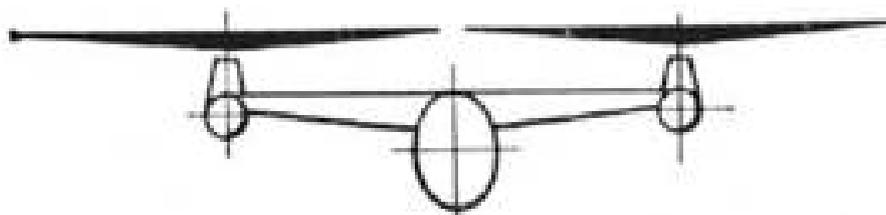


Рис. 7. Схема с поперечным расположением винтов

Аэродинамическая симметрия и повышенная грузоподъемность – основные достоинства данной схемы, однако ей присущи недостатки в виде сложной с технологической точки зрения трансмиссии и свойственная всем двухосным схемам необходимость в синхронизации вращения винтов [1].

2. Схема с перекрещивающимися несущими винтами (рис. 8). У аппаратов, выполненных по такой схеме, винты, расположенные по бокам фю-

зеляжа с значительным перекрытием, наклонены под некоторым углом друг к другу.

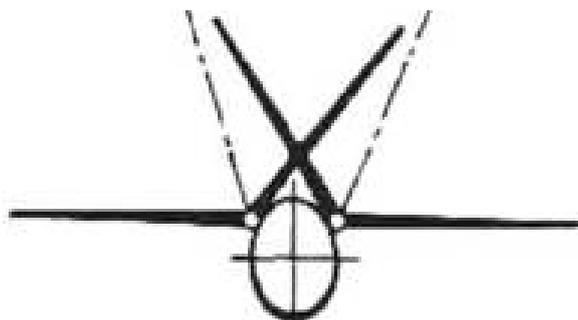


Рис. 8. Схема с перекрещивающимися винтами

У аппаратов, выполненных по такой схеме, возникает не только реактивный момент несущего винта, но и момент тангажа, существенно влияющий на управление. [1].

Достоинствами такой схемы являются высокая грузоподъемность относительно других схем и намного меньшие размеры аппарата. Недостатками являются:

- возникновение момента тангажа;
- необходимость синхронизации вращения винтов;
- большее воздействие несущих винтов друг на друга сравнительно других схем.

3. Схема с продольным расположением винтов (рис. 9). Конструкция по данной схеме характеризуется установкой двух винтов, расположенными друг за другом. Реактивный момент такой конструкции уравнивается вращающимися в противоположных направлениях винтами, причем, один из них – задний, расположен выше, чтобы уменьшить негативное влияние потока от стоящего впереди него [1].

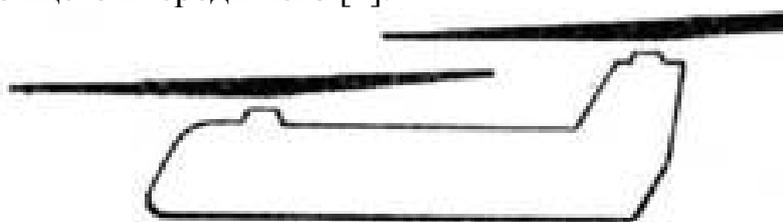


Рис. 9. Схема с продольным расположением винтов

В связи с продольным расположением винтов у аппаратов, выполненных по данной схеме, есть неоспоримое преимущество в виде гораздо большего количества возможных центровок. Однако из такого расположения винтов следует и главный недостаток – неустойчивость при посадке в режиме авторотации и большие в сравнение с другими схемами индуктивные потери [1].

Основной проблемой БПЛА вертолетного типа является компенсация реактивного момента винта, которая и обуславливает существование раз-

личных схем, созданных для решения этой задачи. Самым простым способом нивелировать момент винта является использование дополнительных конструкций (хвостовой винт, фенестрон, система NOTAR) или попарно вращающиеся в противоположные стороны неперекрывающиеся несущие винты. Использование других способов не является рациональным, так как они являются опасными или потребляют большое количество энергии (реактивная схема).

Использование БПЛА вертолетного типа двухосной схемы повышает грузоподъемность устройства, устойчивость полета, но при этом также повышает стоимость и трудоемкость их производства.

Библиографический список

1. Фетисов В.С., Неугодникова Л.М., Адамовский В.В., Красноперов Р.А. Беспилотная авиация: терминология, классификация и современное состояние. – Уфа: ФОТОН, 2014. – 217 с.

2. Электронный ресурс MD|HELICOPTERS Parts & Maintenance – Light Helicopter Manufacturer: <https://www.mdhelicopters.com/support/parts-maintenance/> (дата обращения: 05.05.2022).

3. Электронный ресурс www.mdaerogroup.ru Система NOTAR [Электронный ресурс]: <http://www.mdaerogroup.ru/articles/sistema-notar/> (дата обращения: 05.05.2022).

4. Электронный ресурс web.archive.org NOTARTECHNOLOGY: <https://web.archive.org/web/20070312013423/http://www.mdhelicopters.com/products.php?id=NOTAR> (дата обращения: 05.05.2022).

5. Сохань, О.Н. Конструкции и характеристики вертолета. Конспект лекций – М.: Издательство МАИ, 1974 – 75 с.

УДК 62-1/-9

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ В СИСТЕМАХ САМОНАВЕДЕНИЯ БПЛА

Н. А. Скопечный, Е. М. Пичков

Научный руководитель: В. И. Ширяев, д.т.н.

Рассмотрены системы беспилотных летательных аппаратов, которые становятся все более важным элементом различных отраслей, преобразуя способы наблюдения и разведки. Определим роль технического зрения в системах самонаведения беспилотных летательных аппаратов, выявим принципы и технологии, лежащие в их основе, и оценим перспективы развития данной области.

Ключевые слова: техническое зрение, системы самонаведения, БПЛА.

Введение

В настоящее время в области техники широко распространено применение методов обнаружения объектов с использованием различных средств, таких как радиолокация, лазерное и инфракрасное излучения. Эти методы обладают своими преимуществами и ограничениями. Например, радиолокация может сталкиваться с трудностями при обнаружении объектов на земле из-за воздействия поверхности и окружающих объектов. Однако для преодоления этих ограничений часто используются оптикоэлектронные системы (ОЭС) обнаружения и наведения, которые включают в себя стационарные системы видеонаблюдения. ОЭС обеспечивают возможность эффективной обработки больших объемов видеоинформации без риска для техники. Современные системы технического зрения играют ключевую роль в этом процессе. Он включает в себя три основных этапа: захват изображения, обработку и выполнение определенных операций. Для захвата изображения применяются различные устройства, такие как фоточувствительные датчики, цифровые камеры, а также ультрафиолетовые или инфракрасные камеры. Эти устройства захватывают изображение и преобразуют его в цифровую форму. Затем цифровые данные подвергаются анализу с использованием алгоритмов обработки изображений. После этапа сбора и анализа информации система технического зрения, соблюдая установленные алгоритмы, выполняет определенные действия.

Видеоаналитика

Видеоаналитика, поддерживаемая техническим зрением, представляет собой важный инструмент в системах самонаведения. Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) оснащены камерами с высоким разрешением, способными передавать изображения в реальном времени. Алгоритмы компьютерного зрения обрабатывают видеопоток, выделяя объекты интереса и осуществляя слежение за ними. Использование технического зрения в видеоаналитике включает в себя автоматическое обнаружение объектов интереса, полезное для разведки и мониторинга, а также оценку обстановки в режиме реального времени через анализ видеоданных. В области навигации и автопилотирования техническое зрение позволяет распознавать маркеры и ориентиры для точной навигации, а также предсказывать и избегать препятствий в режиме реального времени.

Инфракрасные системы

Инфракрасные системы, такие как тепловизионные и инфракрасные датчики, предоставляют возможность «видеть» объекты в условиях ограниченной видимости, особенно в ночное время. Техническое зрение в инфракрасных системах применяется для обнаружения тепловых излучений, навигации в условиях ограниченной видимости и распознавания объектов

по тепловым сигнатурам. Применение технического зрения в инфракрасных системах включает в себя обнаружение тепловых излучений от объектов на поверхности земли, особенно полезное в условиях низкой видимости, а также анализ тепловых сигнатур для улучшенного распознавания и идентификации объектов.

Высококочувствительные камеры для поиска и идентификации

Техническое зрение включает использование камер с высокой чувствительностью для регистрации деталей и текстур на цели, обеспечивая точное определение и идентификацию объектов на земле. Системы технического зрения также применяются для автоматического слежения за целями, обеспечивая постоянное внимание и высокоточное наведение в реальном времени. Это особенно важно при выполнении динамичных миссий, таких как мониторинг и патрулирование. Техническое зрение дополняется использованием интеллектуальных алгоритмов для определения приоритетных целей среди обнаруженных объектов, что повышает эффективность использования беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), направляя их ресурсы на наиболее значимые цели.

Применение технического зрения в интеграции сенсоров

В данной области использование технического зрения позволяет системам самонаведения воспринимать окружающую среду в реальном времени и принимать обоснованные решения. Техническое зрение успешно интегрируется с инфракрасными системами, обеспечивая возможность навигации и детектирования объектов даже в условиях низкой видимости.

Применение искусственного интеллекта для улучшения алгоритмов технического зрения

Искусственный интеллект в широком понимании представляет собой способность компьютера имитировать человеческий интеллект, а глубокое машинное обучение позволяет компьютерам действовать без явного программирования, позволяя им учиться на собственном опыте. Техническое зрение предоставляет ИИ информацию о визуальном восприятии окружающей среды, обеспечивая автоматическое распознавание и классификацию объектов в реальном времени. Техническое зрение, совмещенное с алгоритмами ИИ, обеспечивает анализ динамичных сцен, что позволяет аппарату реагировать на изменения в окружающей среде и прогнозировать действия объектов.

Перспективы развития технического зрения в системах самонаведения

Дальнейшие перспективы развития технического зрения включают в себя улучшение алгоритмов распознавания, применение глубокого обучения, расширение спектра используемых сенсоров, а также интеграцию с другими технологиями, такими как искусственный интеллект [3]. Эти направления развития обещают усовершенствовать системы самонаведения,

делая их более надежными, адаптивными и способными справляться с разнообразными сценариями в различных областях применения. Оптимизация алгоритмов обработки видеоданных с использованием технического зрения направлена на повышение точности распознавания объектов и ускорение процессов обработки. Техническое зрение способствует улучшению разрешения алгоритмов обработки изображений, которые повышают детализацию точечных облаков данных, улучшая качество трехмерных карт местности [1]. Применение алгоритмов машинного обучения в техническом зрении направлено на более точную идентификацию объектов. Дополнительно, использование методов машинного обучения позволяет создавать модели, способные выявлять и корректировать ошибки в данных в различных условиях.

Заключение

Непрерывные исследования и инновации в области технического зрения предвещают появление более точных, адаптивных и автономных систем в будущем. Развитие систем самонаведения, основанных на техническом зрении, несет в себе потенциал серьезной трансформации различных отраслей. Продвинутое технологии в области распознавания объектов, анализа сцен и использования искусственного интеллекта позволяют системам беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) становиться все более универсальными. Техническое зрение открывает новые перспективы для внедрения БПЛА в различные сферы жизни. Системы самонаведения с использованием технического зрения обеспечивают более эффективное выполнение миссий, улучшая точность навигации, обнаружение объектов и принятие решений в реальном времени. Это важный шаг в направлении создания интеллектуальных систем, способных адаптироваться к разнообразным сценариям и условиям.

Библиографический список

1. Мальцев, А.П. Применение машинного зрения для сравнения изображений в задачах поиска объектов в оптико-электронных системах беспилотных летательных аппаратов / А.П. Мальцев // МЦНП «Новая наука». 2023. – С. 3–17.
2. Зубарь, А.В. Направления совершенствования автоматизированных систем управления вооружением с применением технического зрения / А.В. Зубарь, К.В. Кайков, Д.В. Бызов // Наука и военная безопасность. 2022. № 3 (30) – С. 3–10.
3. Жабин И.П. Применение нейросетевых технологий для автоматизации распознавания воздушных объектов / И.П. Жабин, В.Н. Гордеев, А.В. Емельянов // Известия ТулГУ. Технические науки. – №. 2. 2015. – С. 98–103.

4. Али, Б. Алгоритмы навигации беспилотных летательных аппаратов с использованием систем технического зрения / Б. Али, Р.Н. Саденков, В.В. Цодокова // Гироскопия и навигация. Том 30. №4. 2022. – С. 87–102.

5. Погорелов, В.А. Алгоритмическое обеспечение комплексированных навигационных систем / В.А. Погорелов, С.В. Соколов // Известия РАН. Теория и системы управления. №2. 2008. – С. 154–167.

УДК 517.977

ОБ АЛГОРИТМАХ ФИЛЬТРАЦИИ В СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ

М. В. Жильцов

Научный руководитель: В. И. Ширяев, д.т.н.

В статье рассмотрено применение фильтра Калмана и минимаксного фильтра для решения задачи оценивания вектора состояния динамических систем в условиях неопределенности. Фильтр Калмана применяется, когда предполагается, что возмущения и помехи, действующие на систему, являются случайными величинами с известными функциями распределения, а минимаксный фильтр – когда статистическая информация о возмущениях и помехах отсутствует и известны только множества их возможных значений. В статье так же рассматривается возможность совместного использования обоих методов фильтрации в целях повышения точности. Показан промоделированный пример, который демонстрирует эффективность методов фильтрации.

Ключевые слова: фильтр Калмана, гарантированное оценивание, минимаксный фильтр, сравнительный анализ методов фильтрации.

Введение

Важной задачей в теории управления является нахождение и создание эффективных алгоритмов оценивания состояния динамической системы. Один из подходов к оцениванию вектора состояния в условиях неопределенности – вероятностный, согласно которому возмущения и помехи являются случайными величинами с известными функциями распределения. Но в реальных условиях, как правило, отсутствует статистическая информация о возмущениях и помехах, а известны множества их возможных значений. Сравним эти подходы при различных реализациях процесса. Пусть процессы в системе управления описываются линейными разностными уравнениями вида:

$$\begin{cases} x_{k+1} = Ax_k + \Gamma w_k; & k = 0, 1, \dots, n-1 \\ y_k = Gx_k + Hv_k, \end{cases} \quad (1)$$

где $x_k \in R^n$, $w_k, y_k \in R^m$, v_k – векторы состояния системы, возмущения, измерения, ошибки измерения на k -ом шаге; A, Γ, G, H – известные матрицы.

Наиболее известными методами оценивания вектора состояния является фильтр Калмана, а также минимаксный фильтр, он же метод гарантированного оценивания. В данной работе рассмотрим сильные и слабые стороны обоих методов оценивания, используем модифицированный фильтр и сравним полученные значения.

Фильтр Калмана

Для вычисления оценки состояния системы на текущий такт работы фильтру Калмана необходимы оценка состояния (в виде оценки состояния системы и оценки погрешности определения этого состояния) на предыдущем такте работы и измерения на текущем такте.

Многие реальные динамические системы нельзя точно описать заданной моделью. На практике неучтенная в модели динамика может серьезно испортить рабочие характеристики фильтра, особенно при работе с неизвестным стохастическим сигналом на входе. Более того, неучтенная в модели динамика может сделать фильтр неустойчивым. С другой стороны, независимый белый шум в качестве сигнала не будет приводить к расхождению алгоритма.

Также не мало важным требованием к использованию фильтра Калмана является информация о том, что шум, воздействующий на объект, является белым гауссовским шумом с нулевым средним и должны быть известны ковариационные матрицы для расчета коэффициента усиления Калмана. В иных случаях фильтр Калмана может выдавать недостоверные оценки.

Объект имеет модель (1), x_0, w_k , и v_k на k -ом шаге могут принимать любые значения из некоторых заданных выпуклых множеств $x_0 \in X_0, w_k \in W, v_k \in V, k = 0, 1, \dots, n-1$.

Для данного случая известно, что $w_k \sim N(0, Q), v_k \sim N(0, R), x_0 \sim N(0, P_0)$. Уравнение фильтра Калмана имеет вид [1, 2]:

$$\hat{x}_{k+1} = A\hat{x}_k + L_{k+1}(y_{k+1} - G\hat{x}_k), \quad (2)$$

$$L_k = (AP_{k-1}A' + \Gamma Q_{k-1}\Gamma')((AP_{k-1}A' + \Gamma Q_{k-1}\Gamma') + HR_kH')^{-1}, \quad (3)$$

$$P_k = (I - L_k)(AP_{k-1}A' + \Gamma Q_{k-1}\Gamma'), k = 1, 2, \dots, n. \quad (4)$$

Пример 1

В целях упрощения дальнейших расчетов примем область значений для X_0 и V равными $[-3; 3]$. Следует указать, что для упрощения расчетов мы отказываемся от влияния внешних возмущений. Истинное не зашумленное значение нам не известно, но мы предполагаем, что оно постоянно и равно -0.5 . Таким образом, $x = -0.5$.

Таким образом, чтобы случайные величины x_0, v на уровне 3σ попадали на множества X_0, V нужно аппроксимировать их описанными эллипсами: $P_0 = 1, R = 1$.

Преобразуем вид фильтра Калмана и в результате получим уравнение фильтра:

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_k + L_{k+1}(y_{k+1} - y_{k+1/k}), \quad (5)$$

где $y_{k+1/k}$ – прогноз измерения $= \hat{x}_k + v_{k+1/k} = \hat{x}_k$, принимая допущения, получим:

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}_k + L_{k+1}(y_{k+1} - \hat{x}_k). \quad (6)$$

Уравнение коэффициента усиления фильтра Калмана представим в виде:

$$L_k = P_k G R^{-1} \quad (7)$$

Для представленного случая $L_k = \frac{1}{1+k}$.

Было получено 7 измерений (табл. 1).

Таблица 1

Полученные измерения							
k	1	2	3	4	5	6	7
y_k	0.165	-0.373	-0.925	-0.65	-1.7	0.7	-0.94

$$\hat{x}_1 = \hat{x}_0 + \frac{1}{2}(y_1 - \hat{x}_0);$$

В качестве \hat{x}_0 принимаем центр множества X_0 , соответственно $\hat{x}_0 = 0$.

$\hat{x}_1 = 0 + \frac{1}{2}(0.165 - 0) = 0.0825$ – значение оценки x , полученное использованием фильтра Калмана.

$$\hat{x}_2 = \hat{x}_1 + \frac{1}{3}(y_2 - \hat{x}_1) = 0.0825 + \frac{1}{3}(-0.373 - 0.0825) = 0.0825 - 0.1518 = -0.0693;$$

Повторим вычисления для дальнейших итераций и занесем полученные значения в табл. 2.

Таблица 2

Рассчитанные значения фильтра Калмана							
k	1	2	3	4	5	6	7
\hat{x}_k	0.0825	-0.0693	-0.2832	-0.3566	-0.5805	-0.3976	-0.4654

В результате семи итераций получено значение равное -0.4654 , данное значение максимально приближено находится к истине. Данное значение было достигнуто только к последней итерации, что является достаточно долгим временем для обработки информации.

Минимаксный фильтр

Данный метод фильтрации является методом гарантированного оценивания, что говорит о его достоверности, но наряду с этим возникает недостаток в точности. Результатом является промежуток или область, в которой истинная точка будет находиться.

Минимаксный фильтр использует для обработки значения минимального и максимального элементов вариационного ряда, построенного из отсчетов окна фильтра.

Принципом работы данного фильтра является использование полученных измерений и ошибок измерений с последующим уменьшением доверительного множества при получении новых измерений.

Гарантированное оценивание состояния системы состоит в построении последовательности информационных множеств [3, 5]:

$$\bar{X}_{k+1} = X_{k+1/k} \cap X_{[y_{k+1}]}, k = 0, 1, \dots, N - 1. \quad (8)$$

$$X_{k+1/k} = A\bar{X}_k + \Gamma W, \quad (9)$$

$$X_{[y_{k+1}]} = \{x \in R^n | Gx + v = y_{k+1}, v \in V\}, \quad (10)$$

При построении минимаксного фильтра в качестве оценки вектора состояния x_k системы (1) рассматривается Чебышевский центр x_k^* информационного множества \bar{X}_k :

$$\bar{X}_k = [a; b]; x_k^* = \frac{a+b}{2}; \quad (11)$$

Пример 2

В данном примере используем данные, которые были заданы для предыдущего примера. Множества X_0 и V равны и имеют значения $[-3; 3]$.

Также для упрощения расчетов пренебрегаем внешними возмущениями, таким образом уравнение (11) принимает вид:

$$X_{k+1/k} = \bar{X}_k; \quad (12)$$

Запишем уравнение (12) в упрощенном виде:

$$X_{[y_{k+1}]} = y_{k+1} - V; \quad (13)$$

Таким образом уравнение (10) принимает вид:

$$\bar{X}_{k+1} = \bar{X}_k \cap X_{[y_{k+1}]}; \quad (14)$$

Значения для расчета минимаксного фильтра возьмем из табл.1.

Рассчитаем множество \bar{X}_1 :

$X_{[y_1]} = y_1 - V = 0.165 - [-3; 3] = [-2.835; 3.165]$ – множество совместных измерений для первого шага.

$X_{k+1/k}$ – множество прогнозов ошибки для первого шага будет \bar{X}_0 , что принимаем равным множеству $X_0 = [-3; 3]$.

$\bar{X}_1 = \bar{X}_0 \cap X_{[y_1]} = [-3; 3] \cap [-2.835; 3.165] = [-2.835; 3]$ – множество, полученное при использовании метода минимаксной фильтрации.

Чебышевский центр для данного множества равен:

$$x_1^* = (-2.835 + 3)/2 = 0.0825.$$

Рассчитаем минимаксный фильтр для остальных итераций и занесем полученные результаты в табл. 3.

В результате вычислений приходим к заключению, что Чебышевский центр совпадает с истинным значением, при том это происходит уже на 6 шаге.

Таблица 3

Результаты расчетов минимаксной фильтрации

k	1	2	3	4	5	6	7
$X_{[y_k]}$	$[-2,835;$ $3,165]$	$[-3,373;$ $2,627]$	$[-3,925;$ $2,075]$	$[-3,65;$ $2,35]$	$[-4,7;$ $1,3]$	$[-2,3;$ $3,7]$	$[-3,94$ $; 2,06]$
\bar{X}_k	$[-2,835;$ $3]$	$[-2,835;$ $2,627]$	$[-2,835;$ $2,075]$	$[-2,835;$ $2,075]$	$[-2,835;$ $1,3]$	$[-2,3;$ $1,3]$	$[-2,3;$ $1,3]$
x_k^*	0,0825	-0,104	-0,38	-0,38	-0,7675	-0,5	-0,5

Отообразим на графике доверительные интервалы, а также значения. Также стоит отметить недостаток метода. Если полученные измерения выходят за пределы определенных значений, (таких как на 6-ом шаге и на 5-ом) то от них нет прока в использовании. То есть в работу данного метода заносятся только максимальные значения Чебышевских центров, полученных в результате расчетов (рис. 1).

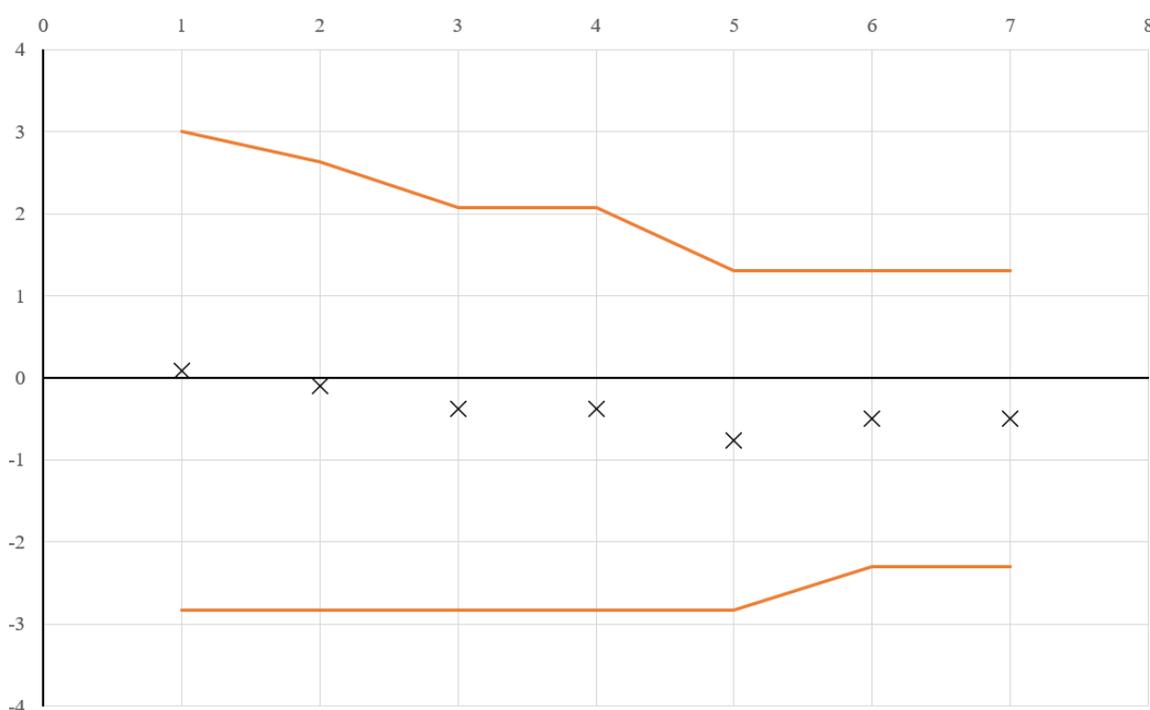


Рис. 1. Результаты, полученные в результате минимаксной фильтрации

Стоит отметить выполнение условий минимаксной фильтрации. На протяжении всех расчетов фильтра истинное значение продолжает находиться в пределах доверительного интервала.

Совместное применение методов фильтрации

Рассмотрим ситуацию совместного использования фильтров, а также сравним ошибки фильтрации, полученные в более ранних примерах.

Для совместного использования и повышения точности используем пересечение множеств, а именно пересечение доверительного эллипса, полу-

ченного из оценки фильтра Калмана, с доверительным множеством, полученным из минимаксной фильтрации [4,5]:

$$X_{k+1} \triangleq \bar{X}_{k+1} \cap \text{Эл}_{k+1}; \quad (15)$$

$$\text{Эл}_k = \hat{x}_k \pm r_0 \sqrt{L_k}, \quad (16)$$

где r_0 – радиус множества X_0 .

Пример 3

Начальные значения для примера аналогичны предыдущим. Рассчитаем доверительные эллипсы до 7-го шага:

$\text{Эл}_1 = \hat{x}_1 \pm r_0 \sqrt{L_1} = 0,0825 \pm 3 \sqrt{\frac{1}{2}} = 0,0825 \pm 2,12132$ – доверительный эллипс для первой итерации.

Рассчитаем доверительные эллипсы для последующих итераций и результаты занесем в табл. 4.

Таблица 4

Результаты расчета доверительных эллипсов

k	1	2	3	4	5	6	7
\hat{x}_k	0,083	-0,07	-0,283	-0,357	-0,581	-0,398	-0,465
$r_0 \sqrt{L_k}$	2,123	1,732	1,5	1,342	1,225	1,134	1,061

Отообразим полученные множества и оценки фильтра Калмана на графике (рис. 3).

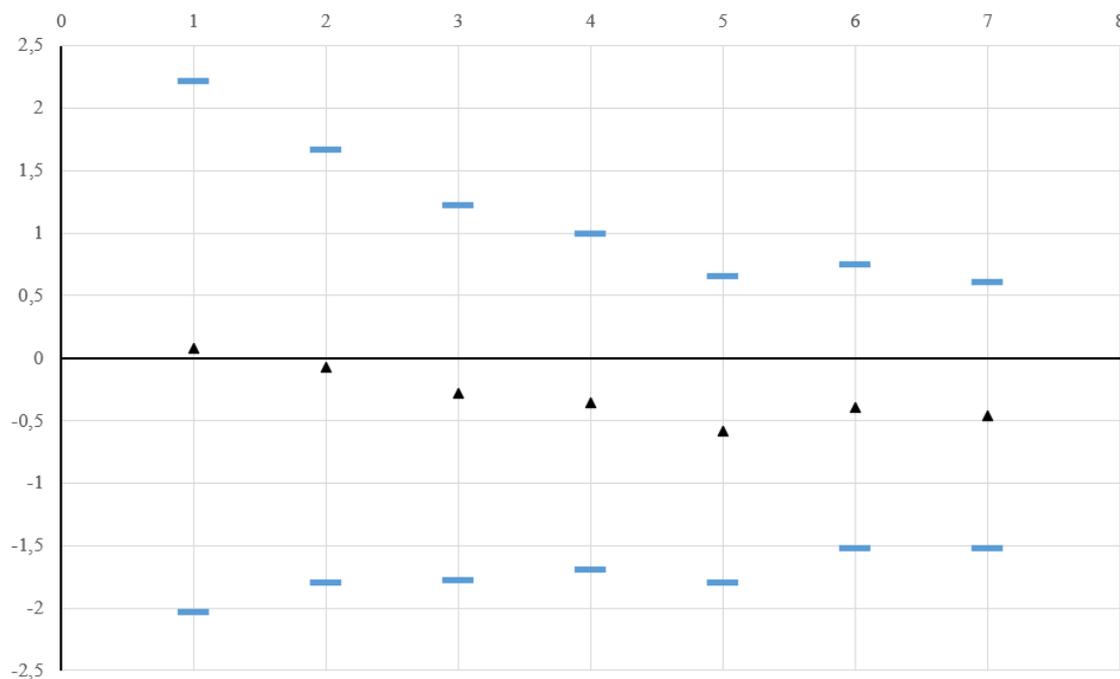


Рис. 2. Графическое изображение доверительных эллипсов

Следующим шагом добавим на график доверительные множества, полученные в результате расчета минимаксного фильтра. Значения возьмем из табл. 3.

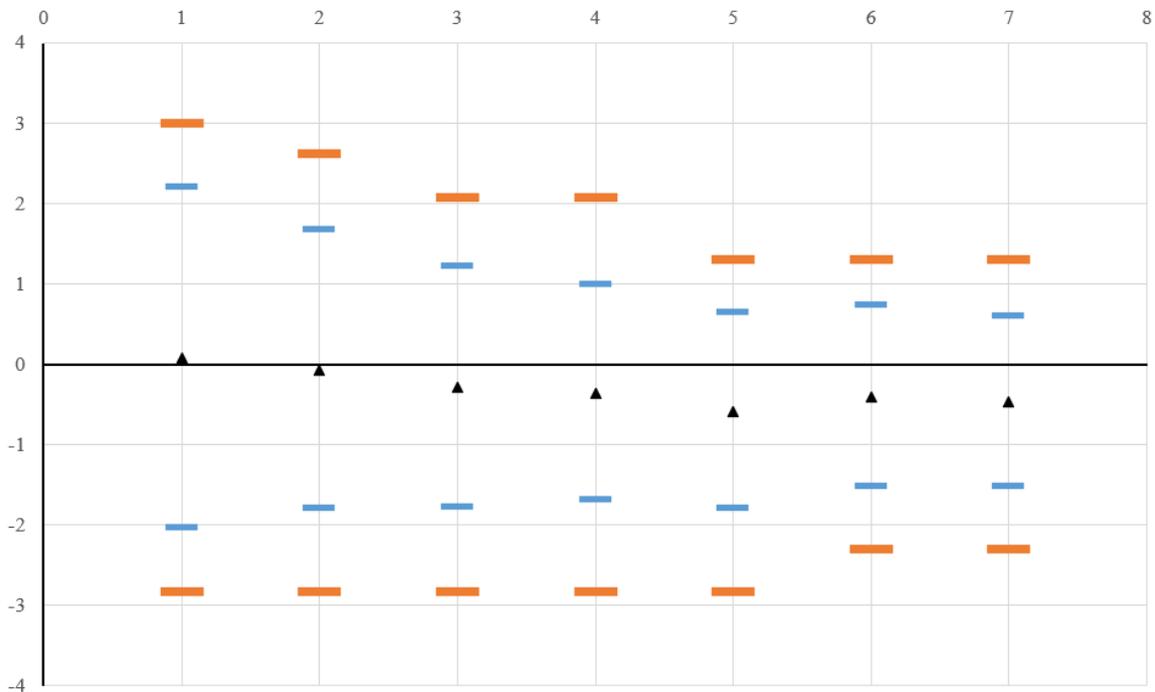


Рис. 3. Совместное изображение результатов фильтра Калмана и гарантированного оценивания

Используя (18) и смотря на рисунок 3, можно сделать вывод, что доверительные эллипсы, построенные по результатам фильтра Калмана дают достоверную информацию, т.е. истинное значение x находится в пределах эллипсов.

Библиографический список

1. Kalman R. E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction // Transaction ASME Journal of Basic Engineering. – 1960. – N 86. – P. 35–45.
2. Калман, Р.Е. Идентификация систем с шумами / Р.Е. Калман // Успехи мат. наук. – 1985. – Т. 40, вып. 4(244). – 1985. – С. 27–41.
3. Кац, И.Я. Минимаксная многошаговая фильтрация в статистически неопределенных ситуациях / И.Я. Кац, А.Б. Куржанский // Автоматика и телематика. – 1978. – №11. – С. 79–87.
4. Кунцевич, В.М. Управление в условиях неопределенности: гарантированные результаты в задачах управления и идентификации / В.М. Кунцевич. – Киев: Наукова думка, 2006. – 264 с.
5. Ширяев, В.И. Алгоритмы управления динамическими системами в условиях неопределенности / В.И. Ширяев // Мехатроника. – 2001. – №8. – С. 2–5.

СОДЕРЖАНИЕ

Секция 1. КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

- Абдрахимов У. Р.* Исследование выброса жидких остатков топлива из торового бака с учетом гасителей колебаний ракеты-носителя типа «Союз-2.1б» 3
- Корабицина А. Д.* Анализ конструкций спускаемых аппаратов, совершающих посадку в условиях атмосферы 7
- Мельникова О. А., Колмагоров И. Д.* Концептуальное проектирование многоразового спускаемого аппарата для орбитального туризма 13
- Исправникова О. В.* Оценка эффективности метода подавления шума с помощью инъекции воды в сверхзвуковую струю путем численного моделирования 18

Секция 2. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

- Бельчиков Д. А.* Об относительной величине потерь удельного импульса многокамерного ЖРД со штыревым соплом 23
- Зинченко И. В., Миля В. А.* Особенности создания малоразмерных ГТД 29
- Воробьев А. Р.* Исследование прочностных характеристик несущего элемента демонстратора двигательной установки 35
- Коваленко А. С., Лыжина А. А.* Синтез регуляторов двухкамерного жидкостного ракетного двигателя с турбонасосной системой подачи топлива 40
- Вивчарик К. Ю.* О синтезе регулятора вектора тяги в многокамерном жидкостном ракетном двигателе с турбонасосным агрегатом 46

Секция 3. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

- Шипков Я. Е., Ширяев А. А.* Проектирование газопривода для ЖРД первой ступени РН 53
- Колесников А. В., Икеев В. Р.* К расчету траектории движения ракеты-носителя на атмосферном участке 58

Баимов Р. И. Повышение точности пеленгования радиисточника в радиоугломерной посадочной системе с использованием адаптивной антенной решетки с оптимальным амплитудным распределением 62

Секция 4. БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

Каширин Н. В., Сюськина Ю. Л. Сравнительный анализ схем беспилотных летательных аппаратов вертолетного типа..... 69

Сконечный Н. А., Пичков Е. М. Использование технического зрения в системах самонаведения БПЛА..... 74

Жильцов М. В. Об алгоритмах фильтрации в системах навигации 78

Научное издание

АСТЕРОИДНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Материалы
VIII научно-технической конференции
19–21 декабря 2023 г.

Под редакцией В. Б. Федорова

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

Издательский центр Южно-Уральского государственного университета

Подписано в печать 28.02.2024. Формат 60×84 1/16. Печать цифровая.
Усл. печ. л. 5,11. Тираж 100 экз. Заказ 32/83.

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