

Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 8. С. 372–384
Thermal processes in engineering, 2025, vol. 17, no. 8, pp. 372–384

Научная статья

УДК 629.7.01

URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=186017>

EDN: <https://www.elibrary.ru/QPLXUX>

Разработка концепции многоразовой воздушно-космической системы для выведения полезных нагрузок на низкую околоземную орбиту с учетом влияния аэродинамических и тепловых факторов

Д.М. Титов¹, А.Ф.М. Бон², В.Ю. Ермаков³, А. Туфан⁴✉

^{1,2,3,4}ФГБОУ ВО «МАИ (НИУ)», Москва, Российская Федерация

⁴anttufan@gmail.com✉

Аннотация. В статье представлен сравнительный анализ отечественных и зарубежных концепций многоразовых воздушно-космических систем на основе массогабаритных и тягово-импульсных характеристик. Выполнена объективная оценка перспективности применения многоразовых воздушно-космических систем в сравнении с многоразовыми ракетами-носителями по различным техническим показателям, таким как силовые установки, межполетное обслуживание, надежность, наземная инфраструктура и траектории выведения. Предложена новая концепция многоразовой воздушно-космической системы, а также проведено ее численное моделирование с учетом основных показателей эффективности, изменяющихся в зависимости от угла атаки и скорости полета.

Ключевые слова: многоразовая воздушно-космическая система, комбинированный воздушно-реактивный двигатель, жидкостный ракетный двигатель, увеличенная грузоподъемность, аэродинамические и тепловые нагрузки

Финансирование: Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (FSFF-2025-0001).

Для цитирования. Титов Д.М., Бон А.Ф.М., Ермаков В.Ю., Туфан А. Разработка концепции многоразовой воздушно-космической системы для выведения полезных нагрузок на низкую околоземную орбиту с учетом влияния аэродинамических и тепловых факторов // Тепловые процессы в технике. 2025. Т. 17. № 8. С. 372–384. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=186017>

Original article

Development of a reusable aerospace system concept for launching payloads into low Earth orbit considering aerodynamic and thermal load impacts

D.M. Titov¹, A.F.M. Bon², V.Yu. Ermakov³, A. Tufan⁴✉

^{1,2,3,4}*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation*

⁴*anttufan@gmail.com*✉

Abstract. Currently, there is a stable trend toward a significant increase in cargo flow both to and from low Earth orbit. In accordance with the goals and objectives outlined in the “Development Strategy of the State Corporation for Space Activities “Roscosmos” for the period up to 2025 and outlook until 2030”, the task is proposed to build a domestic orbital station; deploy large groups of artificial satellites of various purposes; and pursue plans for lunar exploration – namely, the construction of a lunar base; exploration of Mars and Venus; projects for mineral extraction on celestial bodies (small planets, asteroids), and others. In this context, the use of single-use space launch vehicles becomes impractical both practically and economically. One of the promising solutions to this problem is the implementation of reusable space systems, including launch vehicles with reusable components or fully reusable launch vehicles, as well as the use of reusable aerospace systems.

To objectively assess the prospects of using reusable aerospace systems in comparison with reusable launch vehicles, a comprehensive analysis was conducted based on key technical characteristics, which include types of power plants and their efficiency, features of inter-flight maintenance, reliability indicators, requirements for ground infrastructure, and launch trajectories.

A new concept of a reusable aerospace system has been proposed, featuring an aerodynamic scheme of a “tailless” configuration with a low-mounted trapezoidal wing, and a fuselage designed according to a load-bearing scheme.

It has been shown that, compared to traditional launch vehicles, the proposed concept of a reusable aerospace system offers the following advantages: increased reliability in delivering payloads to the designated orbit due to improved aerodynamic quality, which allows for a significant reduction in aerodynamic losses associated with air resistance; no need to build specialized launch complexes. Instead, it is proposed to use airfields that significantly reduce the cost of servicing and launching the reusable aerospace system due to their multifunctionality; the ability to ensure all azimuths, enabling the system to be launched into a wide range of orbital inclinations, as well as land on any suitable existing airfield.

Numerical modeling, taking into account limitations such as insufficient thrust capacity, excessive thermal flux, and inadequate lift, was conducted to construct the possible flight trajectory regions of the reusable aerospace system on both “atmospheric” and “ex-atmospheric” segments. The results showed that increasing flight speed sharply increases the mass and specific weight of the payload, demonstrating the effectiveness of using a reusable aerospace system for various transport and cargo operations.

Keywords: reusable aerospace system, combined air-jet engine, liquid rocket engine, increased payload capacity, aerodynamic and thermal loads

Funding. Financial support was provided by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project FSFF-2025-0001).

For citation. Titov D.M., Bon A.F.M., Ermakov V.Yu., Tufan A. Development of a reusable aerospace system concept for launching payloads into low Earth orbit considering aerodynamic and thermal load impacts. *Thermal processes in engineering*. 2025, vol. 17, no. 8, pp. 372–384. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=186017>

Введение

В настоящее время наблюдается устойчивая тенденция к значительному росту грузопотока как на околоземную орбиту, так и с нее. [1]. В соответствии с целями и задачами, изложенными в «Стратегии развития Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» на период до 2025 г. и перспективу до 2030 г.» предлагается задача постройки отечественной орбитальной станции; вывод крупных группировок искусственных спутников различного назначения, а также планы по освоению Луны – строительство лунной базы; освоение Марса и Венеры; проекты по добыче полезных ископаемых на небесных телах (малых планетах, астероидах) и др. Все это подразумевает возможное увеличение грузопотока, как на орбиту, так и спуск с орбиты на Землю. В этом случае использование одноразовых космических средств выведения становится нецелесообразным как в практическом, так и в экономическом плане [2–4]. Одним из перспективных решений данной проблемы является внедрение многоразовых космических систем, включающих ракеты-носители (РН) с повторно используемыми отдельными частями или полностью многоразовые ракеты-носители (МРН), а также использование многоразовых воздушно-космических систем (МВКС).

При разработке любого нового изделия необходимо проводить анализ существующих аналогов и прототипов, что позволяет существенно повысить эффективность проектирования. Изучение опыта реализации предыдущих проектов дает возможность объективно оценить технические решения, выявить их преимущества и недостатки, а также использовать эти данные для улучшения параметров создаваемого изделия. Такой подход обеспечивает более обоснованный выбор проектных характеристик с учетом накопленных знаний и практического опыта.

Переход от одноразовых РН к многоразовым в настоящее время является одной из актуальных тенденций развития ракетно-космической техники [5]. В настоящее время существуют как уже эксплуатируемые проекты (например, РН типа «Falcon 9» (компания Space-X, США)), или находящиеся в стадии проектирования (напри-

мер, РН типа «Союз-7» (Россия), РН типов «Nebula-1», «Long March 12A» (Китай), «RLV-TD» (Индия) и др.) [6]. Многоразовость подразумевает «затраты массы» для ее осуществления. Например, масса полезной нагрузки (ПН) у РН типа «Falcon 9» составляет $1,74 \times 10^4$ кг с условием возвращения первой ступени, и $2,28 \times 10^4$ кг при условии невозвращения ступени. С одной стороны, на эффективность РН напрямую влияет величина удельного импульса маршевой двигательной установки, однако на сегодняшний день потенциал их совершенствования практически исчерпан. С другой стороны, создание полностью многоразовой РН требует решения дополнительных вопросов при реализации процесса возвращения последних ступеней РН, таких как большая удаленность от точки старта, необходимость наличия теплозащиты конструкции, дополнительные запасы топлива для выдачи тормозного импульса и др.

В качестве альтернативного решения МРН могут рассматриваться МВКС, разработка которых началась еще в первой половине XX века. Одним из первых известных подобных проектов можно считать проект антиподного ракетоплана-бомбардировщика «Серебряная птица» в Германии 1930-х годов. Он должен был запускаться с катапультной установки длиной $3,0 \times 10^3$ м и с помощью жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) достигать скорости $6,4 \times 10^3$ м/с на высоте $2,6 \times 10^5$ м, что делает этот аппарат, скорее не полноценной МВКС, а суборбитальным аппаратом. Однако, ввиду фактического отсутствия знаний о специфике физических процессов при подобных полетах данный проект был нереализуем.

В послевоенные годы проектом «Серебряная птица» заинтересовались СССР, США, Великобритания и Франция, что привело к появлению множества проектов, таких как «Спираль» и «Х-20» [7, 8]. Проект «Спираль», представлял собой аппарат массой $8,8 \times 10^3$ кг с опорными орбитами от $1,3 \times 10^5$ до $1,5 \times 10^5$ м, полет которого должен был выполнен в течение 2–3 витков (третий виток посадочный), причем после выполнения орбитального маневра и включения тормозных двигателей входил в атмосферу с большим углом атаки с управлением на этапе спуска по крену при постоянном угле атаки. В основном варианте были установлены четыре воз-

душно-реактивных двигателя (ВРД), работающие на жидком водороде, которые использовались для разгона до скорости, соответствующей 6,0 М.

Первым же проектом полностью одноступенчатой МВКС, который разрабатывался в СССР, был МГ-19. Проект одноступенчатого воздушно-космического самолета был предложен в НИИ-4 и представлял из себя аппарат, выполненный по схеме «несущий корпус» и оснащенный комбинированной двигательной установкой (ДУ), в состав которой входил ракетный двигатель с твердотельным реактором, где в качестве рабочего тела было предложено использовать водород [9]. Британский проект орбитального самолета типа «HOTOL», который разрабатывался компаниями Rolls-Royce и British Aerospace, представлял из себя одноступенчатый крылатый космический аппарат (КА) многоразового использования, который планировалось оснастить ВРД типа «RB545» на жидком кислороде (окислитель) и жидком водороде (горючее). Концепция аппарата предполагала использование заборного атмосферного кислорода при полете в нижних слоях атмосферы, что позволяло значительно сократить необходимый объем окислителя на борту [10].

Следует также упомянуть проект МВКС типа «ТУ-2000» (ОКБ Туполева, СССР), который планировалось оснащать силовой установкой, включающей в себя несколько типов ДУ задействованных на разных этапах полета: турбореактивные двигатели (ТРД) использовались для взлета и полета на малых скоростях до 2,5 М; ЖРД разгоняли бы аппарат до орбитальной скорости; для маневрирования в космическом пространстве предназначались два ЖРД, размещенные в хвостовой части между турбореактивными двигателями.

Наиболее проработанным и близким к практической реализации среди всех существующих проектов МВКС является Проект МВКС типа «Skylon» (компания Reaction Engines Limited, Великобритания). Данная система обладает впечатляющими техническими характеристиками: она способна доставлять на орбиту ПН массой до $1,2 \times 10^4$ кг и осуществлять посадку по самолетной схеме. Отличительной особенностью проекта является использование одного двига-

теля (в количестве двух ДУ) в многорежимном варианте, то есть на всех этапах полета планируется использовать различные типы рабочих режимов одного и того же турборакетнопрямоточного двигателя типа «SABRE»

МВКС типа «Space Shuttle» при разгоне потреблял около $1,15 \times 10^6$ кг кислорода, примерно $0,6 \times 10^6$ кг из которого находилось во внешнем топливном баке, а остальное в двух многоразовых твердотопливных ускорителях. После каждого приводнения их приходилось восстанавливать, при этом надежды на то, что твердотопливные ускорители и возвращаемые двигатели сократят стоимость выведения и обслуживания, не оправдались [11, 12].

Проект МВКС типа «Буран» был одним из последних проектов в ракетно-космической деятельности СССР, который, в основном, был предназначен для проведения различных операций по обслуживанию, ремонту и дооснащению КА и орбитальных комплексов. При этом его отличие от аналогичного проекта МВКС типа «Space Shuttle» – это способность выполнять беспилотные транспортные операции, тогда как МВКС типа «Space Shuttle» на это был не рассчитан [13].

Несмотря на то, что данные аппараты нельзя считать за полноценные МВКС, следует отметить, что они были первыми пилотируемыми аппаратами самолетного типа, совершившие полет в космос. Данные проекты позволили узнать массу информации о теплофизических процессах, происходящих на этапах входа в атмосферу. Эта информация является крайне ценной при разработке предлагаемой МВКС.

Постановка задачи и предъявляемые требования

Для объективной оценки перспективности применения МВКС и в сравнении с МРН необходимо провести комплексный анализ по основным техническим характеристикам, включающим, в основном, типы силовых установок и эффективность их использования, особенности межполетного; технического обслуживания, показатели надежности систем, требования к наземной инфраструктуре и траекториям выведения.

1. Анализ эффективности использования силовой установки по удельному импульсу показал, что в качестве силовой установки МРН используется ЖРД, а на МВКС могут использоваться не только ЖРД, но и ВРД, прямоточный ВРД, комбинированный ВРД [14, 15]. В случае применения двигателя, использующего в качестве окислителя атмосферный воздух, ожидается получить преимущество по эффективности, что приведет к уменьшению массы МВКС за счет существенного сокращения объема требуемого окислителя на борту. Области применимости различных типов силовых установок, где в качестве критерия используется зависимость удельного импульса от скорости полета КА, которая представлена на рисунке 1.

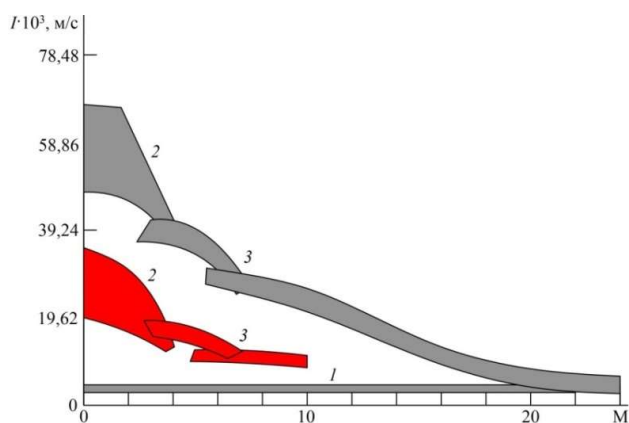


Рис. 1. Зависимость удельного импульса силовой установки на водородных (серая кривая) и углеводородных (красная кривая) компонентах топлива от скорости полета космического аппарата: 1 – жидкостные ракетные двигатели; 2 – турбореактивные двигатели; 3 – прямоточные двигатели

Анализ результатов, представленных на рисунке 1, показывают, что на всем диапазоне скоростей двигатели, использующие атмосферный воздух в качестве окислителя, эффективнее, чем классические ЖРД. Причем, если на скоростях, близких к орбитальным, это преимущество двухкратное, то на более низких скоростях оно возрастает до более чем пятнадцатикратного значения [16]. Например, если сравнивать МВКС типа «Skylon» и МРН типа «Falcon 9» (в многоразовой конфигурации), то при одинаковой массе ПН стартовая масса отличается в два раза ($2,75 \times 10^5$ кг – «Skylon» и $5,49 \times 10^5$ кг – «Falcon 9» соответственно).

2. При создании любых многоразовых космических систем одним из критически важных аспектов является организация межполетного обслуживания. МВКС обладают существенным преимуществом в этом отношении: после завершения миссии они совершают посадку на базовый аэродром для проведения стандартного технического обслуживания. Более того, такие аппараты способны самостоятельно перебазироваться на производственные площадки для проведения комплексного обслуживания, что аналогично практике эксплуатации современных пассажирских авиалайнеров. В отличие от МВКС, МРН требуют специализированной транспортировки ступеней с мест посадки к точкам обслуживания, что приводит к значительному увеличению логистических расходов и повышает риск повреждения оборудования при перевозке. Особенно существенными эти издержки становятся при использовании многоступенчатых МРН, где первая ступень может приземляться в радиусе нескольких сотен километров от места запуска, а вторая – на расстоянии в тысячи километров, чтократно усложняет процесс их возвращения и обслуживания.

3. При оценке надежности большинство происшествий с потерей КА было связано с отказом силовой установки, что в РН является ее единственным средством поддержания в воздухе и при отказе всегда приводит к аварии с потерей ПН, причем для МРН данный отказ может произойти, как и во время выведения, так и во время посадки (если посадка осуществляется при помощи двигателя). МВКС, в свою очередь, подразумевает наличие двух и более ДУ и при разработке проекта может быть заложена возможность посадки при отказе одного ДУ (по аналогии с самолетами). Наличие у МВКС аэродинамического качества также можно считать повышающим надежность фактором [17]. Для сравнения: современная РН имеет надежность 0,99–0,999, в то время как гражданский самолет 0,9999 и более. Таким образом, одноступенчатые системы горизонтального запуска на орбиту повышают надежность доставки ПН на низкую околоземную орбиту (НОО) по сравнению с классическими РН вертикального запуска за счет уменьшения критических точек отказа, характерных для многоступенчатых конструкций. Классические РН те-

ряют надежность из-за отделения ступеней – основной причины неудачных запусков, а также экстремальных аэродинамических нагрузок при вертикальном подъеме, которые нарушают целостность конструкции [18]. Напротив, МВКС с горизонтальным взлетом работают на взлетно-посадочной полосе, обеспечивая более плавный профиль ускорения и снижая пиковое динамическое давление благодаря постепенному подъему в более плотных нижних слоях атмосферы. Такой подход полностью исключает промежуточные стадии, устраняя доминирующий режим отказа и сводя к минимуму усталость компонентов, вызванную вибрацией [19]. Кроме того, горизонтальный запуск обеспечивает возможность возврата на базу на начальных этапах полета, что позволяет завершить полет и восстановить транспортное средство в случае возникновения неполадок, что отсутствует при вертикальном запуске. Интегрированная конструкция корпуса и силовой установки МВКС еще больше упрощает эксплуатацию, позволяя избежать сложных стыковок ступеней и пиротехнических средств, снижая вероятность отказа. Следовательно, все эти факторы в совокупности обеспечивают более высокие показатели успешности полета, а исследования показывают, что надежность МВКС может быть повышена на 30 % по сравнению с обычными многоступенчатыми РН для доставки ПН на НОО.

4. Рассматривая наземную инфраструктуру, можно отметить, что классические РН и МРН используют специальные комплексы для запуска – космодромы с стартовыми столами для различного типа РН, а возвращаемые части реализованных проектов МРН дополнительно используют специализированные платформы. Концепция МВКС, в свою очередь, предполагает использование аэродромов с взлетно-посадочной полосой достаточной длины и ангаров подходящих размеров. Количество пригодных для их эксплуатации аэродромов, требующих минимальных работ по модернизации инфраструктуры, значительно превосходит число существующих космодромов [20].

Также, использование аэродромной инфраструктуры позволяет снизить стоимость пуска за счет ее многофункциональности. Например, базовая стоимость пуска серии одноразовых РН типа «Союз-2.1» с разгонным блоком типа

«Фрегат» с космодрома «Восточный» составляет около 60,0 млн долларов США (по курсу 2024 года), из них около 21,0 млн долларов США (по курсу 2024 года) выделяются на обслуживание РН на космодроме до пуска [21], в то время как аэродром может использоваться для приема коммерческих рейсов и с дохода на их обслуживание можно снижать стоимость обслуживания МВКС.

Анализ технико-экономических показателей эффективности проекта МВКС типа «Skylon», проведенный компанией «Reaction Engines Limited» и Бристольским университетом в 2009–2011 годах, показал, что стоимость вывода на НОО килограмма ПН, как ожидается, может быть снижена до 1775 долларов США [22], в то время как стоимость вывода на низкую околоземную орбиту килограмма ПН с помощью серии РН типа «Союз-2.1» составляет не менее 4650 долларов США [21], что также подтверждает актуальность необходимости проведения исследований по разработке МВКС.

5. У классических РН существуют ограничения на траектории выведения, связанные с географической широтой космодрома, а также зонами падения отработавших ступеней. Эти ограничения существенно влияют на массу ПН на конечной орбите. В свою очередь, МВКС обладает так называемой всеазимутальностью, а при условии дозаправки в воздухе аппарат способен вывести на околоземную орбиту ПН с широким диапазоном наклонений, а также осуществить спуск с любой орбиты, практически в любое время на подходящий аэродром [23].

Комплекс возможностей МВКС сочетает в себе функции РН, КА, орбитальной станции и самолета, таким образом, МВКС одновременно является средством выведения, орбитальным комплексом и спускаемым аппаратом. Однако, учитывая особенности всех этапов полета (взлет, полет в плотных слоях атмосферы, орбитальный полет, спуск с орбиты с входом в плотные слои атмосферы, посадка) можно выделить два основополагающих направления исследований – внешний геометрический облик аппарата и параметры внешнего теплозащитного покрытия.

На рисунке 2 представлена модель предлагаемой МВКС.



Рис. 2. Модель многоразовой воздушно-космической системы

Проектирование внешнего геометрического облика МВКС требует тщательного выбора аэродинамической схемы, которая обеспечит максимальную эффективность на всех этапах его эксплуатации: взлете, полете в плотных слоях атмосферы, спуске с орбиты и посадке. Весь процесс выведения аппарата можно разделить на четыре последовательных этапа:

1. На первом этапе осуществляется взлет с использованием ТРД. В течение $3,0 \times 10^2$ с аппарат достигает высоты $1,2 \times 10^4$ м при постоянном увеличении скорости.

2. Далее следует этап пологого набора высоты и ускорения, который длится $9,0 \times 10^2$ с. На скорости 3,3 М происходит выключение ЖРД, после чего аппарат продолжает разгон до скорости 5,5 Маха. В этот период наблюдается резкий набор высоты, в ходе которого происходит подъем с $2,2 \times 10^4$ до $3,0 \times 10^4$ м за $1,1 \times 10^2$ с.

3. Следующий этап характеризуется использованием прямоточного двигателя для разгона аппарата до скорости 12,0 М. При этом практически отсутствует изменение высоты в течение $1,1 \times 10^3$ с.

4. Заключительный этап выведения включает повторное включение ЖРД, что позволяет аппарату перейти на орбиту, описывая переходный эллиптический участок с перигеумом на высоте $1,3 \times 10^5$ м и апогеумом на высоте $4,0 \times 10^5$ м. Такая траектория обеспечивает рациональное выведение аппарата на заданную орбиту с учетом всех аэродинамических и тепловых характеристик.

Численное моделирование предлагаемой модели многоразовой воздушно-космической системы

Блок-схема численного моделирования предлагаемой модели МВКС с помощью специального программно-алгоритмического обеспечения на базе пакета ANSYS Workbench представлена на рисунке 3.

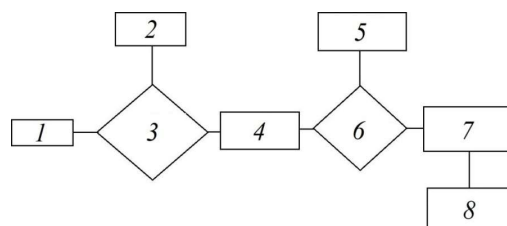


Рис. 3. Блок-схема численного моделирования: 1 – геометрия; 2 – угол атаки; 3 – создание расчетной области по изменению угла атаки; 4 – создание расчетной сетки; 5 – задача давления, скорости и температуры; 6 – задача начальных условий; 7 – решение задачи; 8 – вывод полученных результатов: аэродинамическое качество, коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы

Аэродинамическая компоновка МВКС имеет схему типа «бесхвостка» с оживальным крылом и несущим фюзеляжем, где оперение выполнено однокилевым. При этом для исследования предлагаемой МВКС приняты следующие параметры: стартовая масса $M_0 = 3,0 \times 10^5$ кг; радиус закругления носового обтекателя $r = 1,5$ м; площадь обтекаемой поверхности $S_n = 4,0 \times 10^2$ м²; характеристическая площадь $S_{\text{хар}} = 9,0 \times 10^2$ м²; площадь воздухозаборника $S_b = 10,5$ м².

Результаты численного моделирования компоновки МВКС представлены на рисунках 4–6.

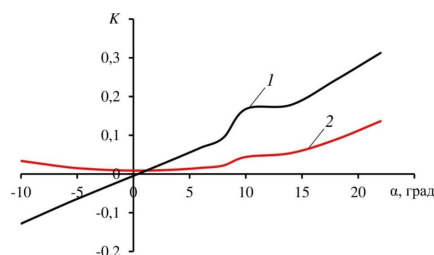


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы (1) и лобового сопротивления (2) от аэродинамического качества и угла атаки компоновки

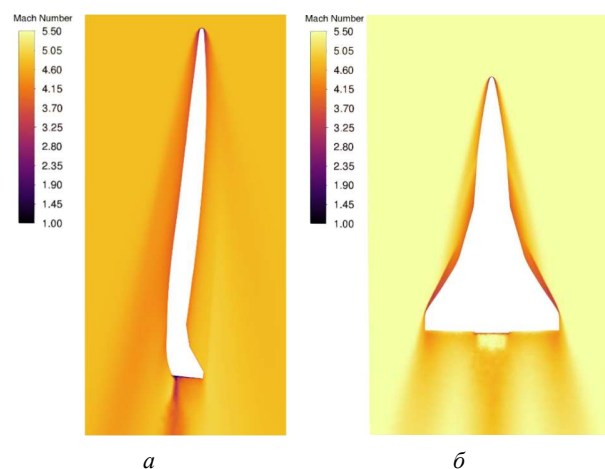


Рис. 5. Характер обтекания компоновки: а – вид сбоку; б – вид сверху

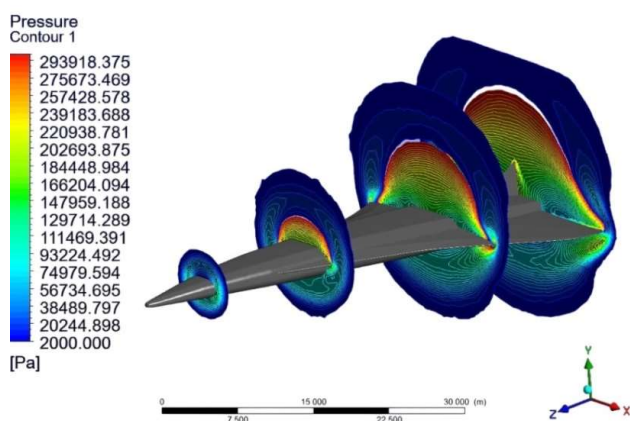


Рис. 6. Поля распределения давления в процессе обтекания компоновки

По результатам проведенного численного моделирования (см. рисунки 4–6) были получены зависимости характеристик аэродинамического качества от угла атаки, включая изменение коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления в зависимости от данных параметров. Также были получены зависимости от числа Маха и давления, воздействующих на компоновку системы.

Полученные результаты были сопоставлены с аналогичными показателями МВКС типов «Skylon» [22, 24] и «Space Shuttle» [25], как представлено на рисунке 7. При этом теоретический предел был рассчитан по следующей формуле [7]:

$$K_{\max} = \frac{4(M+3)}{M}. \quad (1)$$

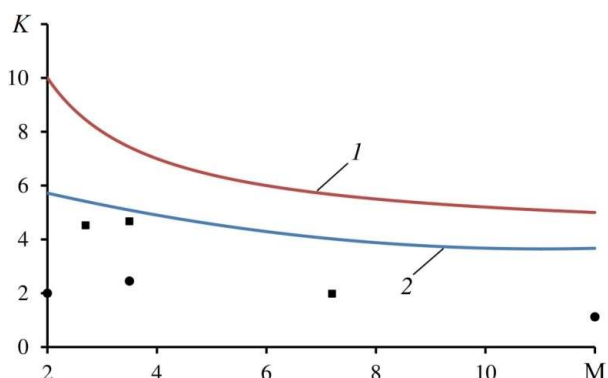


Рис. 7. Зависимость аэродинамического качества от числа Маха: 1 – теоретический предел; 2 – предлагаемая компоновка; ■ – «Skylon»; ● – «Space Shuttle»

Анализ результатов, представленных на рисунке 7, демонстрирует превосходство разрабо-

танной компоновки МВКС над существующими аналогами типов «Skylon» и «Space Shuttle» по показателю аэродинамического качества, что позволяет обеспечить существенное сокращение аэродинамических потерь, связанных с сопротивлением воздушной среды, по сравнению с данными аналогами.

В качестве атмосферной силовой установки МВКС рассматривалась комбинированная схема прямоточного и ТРД, расположенного под фюзеляжем, а в безвоздушном пространстве – ЖРД. В качестве горючего для силовых установок предлагается использовать жидкий водород ввиду его высоких энергетических характеристик, а в качестве окислителя для ВРД предлагается использовать кислород из атмосферы, для ЖРД – жидкий кислород, запасенный в баке МВКС, при этом данная комбинация позволяет уменьшить количество требуемого окислителя на борту, что значительно снижает взлетный вес аппарата, поскольку масса окислителя на борту в несколько раз превышает массу горючего, например, в ЖРД закрытого типа РД-0120 соотношение компонентов 1:6 [26]. При этом ТРД может использоваться в диапазоне скоростей 3,0 ... 3,5 М, где верхний предел скорости обусловлен резким падением удельной тяги и ростом удельного расхода топлива на скорости более 3,0 М [27]. Для обеспечения стабильной работы прямоточного двигателя требуется до разогнать аппарат до 5,0 ... 5,5 М, используя ЖРД. Верхним скоростным пределом работы прямоточного двигателя является 12,0 ... 14,0 М [28].

Несмотря на теоретические преимущества МВКС перед классическими РН, существуют ряд ограничений, таких как аэродинамические, тепловые, энергетические, конструкционные и др., не позволяющие в полной мере использовать преимущества МВКС.

Численное моделирование, проведенное по основным показателям эффективности, таким как тепловой поток, тяга атмосферной силовой установки, тяговооруженность и вертикальная сила, которые изменяются в зависимости от плотности воздуха ρ и скорости полета V [29], может быть выражено следующим образом [30, 31]:

$$\text{тепловой поток } q, \text{ Вт/м}^2: q = 1,17 \times 10^8 \sqrt{\frac{\rho}{r}} \left(\frac{V}{V_1} \right)^{3,25},$$

где V_1 – первая космическая скорость, м/с; *тяги атмосферной силовой установки* $F_{\text{ду}}$, Н: $F_{\text{ду}} = I \times \dot{m}$, где I – удельный импульс силовой установки, м/с; $\dot{m}$ – массовый расход компонентов топлива, кг/с: $\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_r$; $\dot{m}_o$ – массовый расход окислителя, кг/с: $\dot{m}_o = 0,2 \rho V S_v$; $\dot{m}_r$ – массовый расход горючего, кг/с: $\dot{m}_r = \dot{m}_o / 8$;

тяговооруженность n : $n = \frac{F_{\text{ду}}}{M(h) \times g}$, где $M(h)$ –

значение массы на высоте h , кг; g – ускорение свободного падения, м/с². Для того, чтобы МВКС разогнался в горизонтальной плоскости, должно соблюдаться условие $n > 1/K$, при этом *вертикальная сила* F_v : $F_v = F_{\text{под}} - M(h) \times g$, где

$F_{\text{под}}$ – подъемная сила, Н: $F_{\text{под}} = \frac{\rho V^2}{2} c_y S_{\text{хар}}$; c_y – коэффициент подъемной силы: $c_y = K \times c_x$; $S_{\text{хар}}$ – характерная площадь, м².

Самым теплонагруженным участком полета является участок входа МВКС в плотные слои атмосферы, при этом его поверхность испытывает большие тепловые нагрузки, достигающие значительных величин, что может оказаться существенным фактором при выборе допустимых траекторий спуска. Абсолютные значения тепловых нагрузок, в основном, зависят от скорости и угла входа, продольной и поперечной перегрузок, а также от параметров траектории спуска, в частности, от коэффициентов сопротивления c_x и подъемной силы c_y . С ростом скорости входа быстро возрастает величина лучистого теплового потока, как составляющей суммарного теплового потока, а при достаточно больших скоростях лучистый поток становится преобладающим. Точный анализ явлений, связанных с тепловыми нагрузками, может производиться, когда известны основные конструктивные решения, такие как, массогабаритные характеристики, схема теплозащитного покрытия аппарата и др. [32], где предполагается, что в качестве теплозащитного покрытия на нижней поверхности МВКС следует использовать радиационную схему с экранами из термостойких материалов [33].

Результаты численного моделирования свидетельствуют о том, что минимальный тепловой

поток может быть достигнут при максимальных значениях коэффициента подъемной силы и коэффициента сопротивления, что справедливо только при $K \gg 0,5 \dots 1,5$ на квазистационарных и стационарных режимах полета [34].

Ограничения области возможных траекторий на «атмосферном» участке со следующими характеристиками представлены на рисунке 8, а ($S_v = 10,5 \text{ м}^2$, $S_n = 4,0 \times 10^2 \text{ м}^2$, $q_{\text{max}} = 1,0 \times 10^5 \text{ Вт/м}^2$); на рисунке 8, б ($S_v = 10,5 \text{ м}^2$, $S_n = 1,0 \times 10^3 \text{ м}^2$, $q_{\text{max}} = 4,0 \times 10^5 \text{ Вт/м}^2$); на рисунке 8, в ($S_v = 20,0 \text{ м}^2$, $S_n = 1,0 \times 10^3 \text{ м}^2$, $q_{\text{max}} = 8,0 \times 10^5 \text{ Вт/м}^2$).

Для того, чтобы определить влияние рассмотренных выше ограничений на массу $M_{\text{пн}}$ и удельный вес $\mu_{\text{пн}}$ ПН, проведен баллистический расчет «внеатмосферного» участка полета МВКС, при котором были приняты следующие основные параметры, приведенные в работах [35, 36]: высота на начальной точке – $4,0 \times 10^4 \text{ м}$; диапазон скоростей 9,0 ... 14,0 М; масса конструкции и топлива для схода с орбиты – $7,0 \times 10^4 \text{ кг}$; высота на конечной точке – $2,0 \times 10^5 \text{ м}$. Результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1. Результаты баллистического расчета «внеатмосферного» участка траектории

М	9	10	11	12	13	14
$M_{\text{пн}}$, кг	7000	17000	26000	35000	44000	54000
$\mu_{\text{пн}}$, %	2,3	5,6	8,6	11,7	14,6	18

Анализ данных по таблице 1 показал, что увеличение скорости выхода в «внеатмосферный» режим приводит к увеличению массы ПН $M_{\text{пн}}$, причем уже на скорости более 10,0 М МВКС превосходит по показателю удельной массы $\mu_{\text{пн}}$ ПН в два и далее более раз всех существующих средств выведения.

Проведенное численное моделирование с учетом ограничений, таких как недостаточная тяговооруженность, превышение теплового потока и недостаточная подъемная сила, для построения области возможных траекторий полета МВКС на «атмосферном» и «внеатмосферном» участках, показало, что при увеличении скорости полета удельная масса ПН резко увеличиваются, что свидетельствует об эффективности применения МВКС для выполнения различных транспортно-грузовых операций.

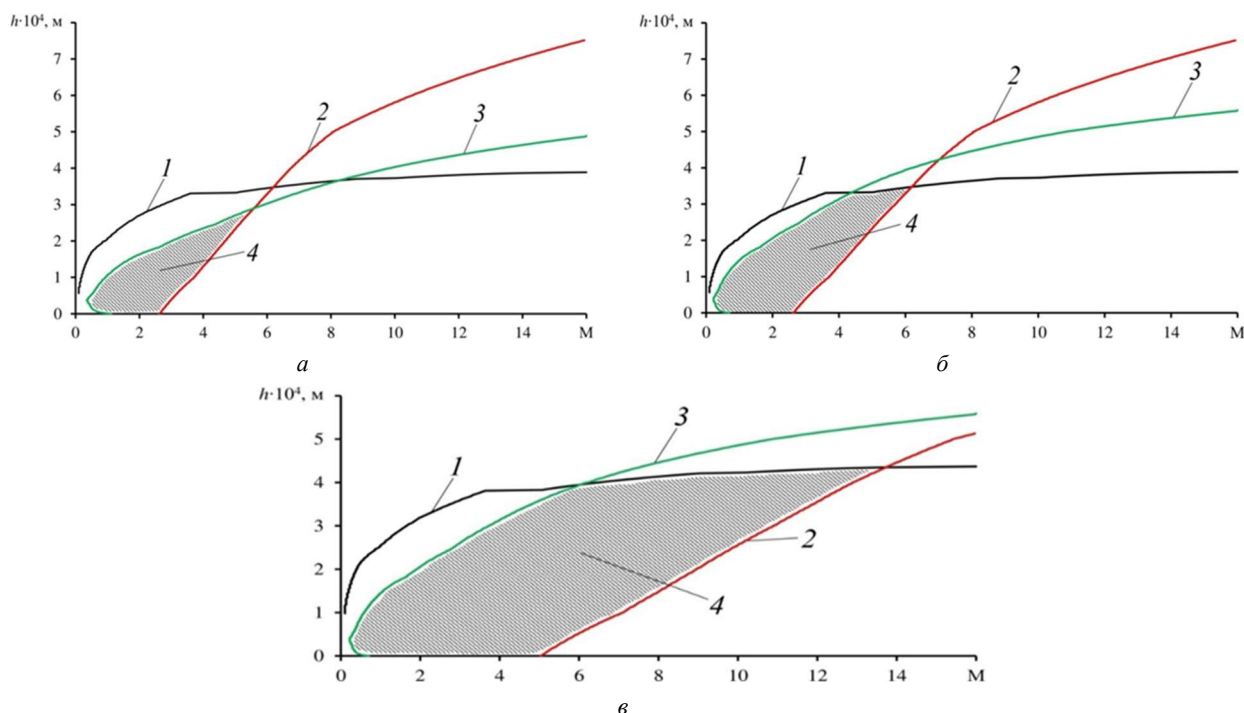


Рис. 8. Ограничения области возможных траекторий на «атмосферном» участке: 1 – недостаточная тяговооруженность; 2 – превышение теплового потока; 3 – недостаточная подъемная сила; 4 – зона возможных траекторий

Выводы

Предложена новая концепция многоразовой воздушно-космической системы, которая имеет аэродинамическую схему «бесхвостка» с низко-расположенным трапециевидным крылом, фюзеляж которого выполнен по несущей схеме.

Показано, что по сравнению с классическими ракетами-носителями предложенная концепция многоразовой воздушно-космической системы имеет следующие преимущества: повышенная надежность при доставке полезной нагрузки на заданную орбиту за счет применения аэродинамического качества; отсутствие необходимости строительства специальных стартовых комплексов. При этом предлагается использовать аэродромы, которые значительно снижают стоимость обслуживания и запуска многоразовой воздушно-космической системы благодаря их многофункциональности; возможность обеспечить всеизмутаемость, что позволяет вывести самолет на заданную орбиту с широким диапазоном наклонений, а также осуществить посадку на любой существующий подходящий аэродром.

Проведенное численное моделирование с учетом таких ограничений, как недостаточная тяговооруженность, превышение теплового потока и недостаточная подъемная сила, для построе-

ния области возможных траекторий полета многоразовой воздушно-космической системы на «атмосферном» и «внеатмосферном» участках, показало, что при увеличении скорости полета масса и удельный вес его полезной нагрузки резко увеличиваются, что свидетельствует об эффективности применения многоразовой воздушно-космической системы для выполнения различных транспортно-грузовых операций.

Список источников

1. Емелин А.А., Завилов И.М., Клемина Т.В. О роли многоразовых транспортных средств в условиях организации космического производства // Экономика космоса. 2022. № 2 (2). С. 74–78.
2. Firsyuk S.O., Ermakov V.Yu., Tufan A. et al. A conceptual approach to ensure the reliability of separation devices for promising launch vehicles without using pyrotechnics // Aerospace Systems. 2025. DOI: 10.1007/s42401-025-00346-0
3. Firsyuk S.O., Ermakov V.Yu., Tufan A. et al. Development of a separation device as part of a promising launch vehicle without using pyrotechnics // Aerospace Systems. 2025. DOI: 10.1007/s42401-025-00347-z
4. Ermakov V.Yu., Tufan A., Firsyuk S.O. Choice of design solutions for separating the payload from the launch vehicle without using pyrotechnic elements // Aerospace Systems. 2025. DOI: 10.1007/s42401-025-00348-y
5. Ракета-носитель с возвращаемой ступенью.

6. Володин С.В., Корунов С.С. Развитие гиперзвуковых технологий и создание многоразовых систем выведения космических аппаратов как один из путей диверсификации аэрокосмической отрасли // Бизнес в законе. Экономико-юридический журнал. 2016. № 6. С. 152–159.
7. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988. 335 с.
8. Walter E. Hammond Design Methodologies for Space Transportation Systems. AIAA Education, 2001. 866 p.
9. Емельянов О.Н., Федорова Е.В. Разработка воздушно-космических самолетов в СССР в период 1950–1960-х гг // Актуальные проблемы гуманитарных и социально-экономических наук. 2016. Т. 10. № S2. С. 53–55.
10. Nebylov A., Nebylov V. Reusable Space Planes Challenges and Control Problems // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49. № 17. pp. 480–485. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.09.082
11. Camarda C. Space shuttle design and lessons learned // NATO Science and Technology Lecture Series on «Hypersonic Flight Testing» at Von Karman Institute, Rhodes-St-Genese, Belgium. 2014. DOI: 10.13140/RG.2.1.2635.2405
12. Jackson D.J. A Compilation of technology spinoffs from the US space shuttle program // The 1993 NASA/ASEE Summer Faculty Fellowship Program, 1993.
13. Матвеев А.М. (ред.) Гидрокомплекс орбитального корабля «Буран». М.: МАИ, 2006. 287 с.
14. Святушенко В.В., Ягодников Д.А. Комплексный анализ эффективности топлив для воздушно-космического самолета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2020. № 5 (134). С. 19–40.
15. Parker K.H., Dalle D.J. Turbine-Based combined cycle propulsion for reusable launch vehicles. NASA Technical Memorandum TM-2021–217280, 2021. 20 p.
16. Яновский Л.С., Харин А.А., Киришев Е.Л. Проблемы применения криогенных углеводородных топлив в высокоскоростных летательных аппаратах // Двигатель. 2008. № 5. С. 11.
17. Тюрин А.П. Разработка конфигурации воздушно-космического самолета с учетом условий эксплуатации и функционального назначения // Молодежный научно-технический вестник. 2015. № 12. С. 4.
18. NASA Space Technology Roadmaps and Priorities. National Academies Press, 2012. 376 p.
19. Seleznev R.K., Surzhikov S.T., Shang J.S. A review of the scramjet experimental data base // Progress in Aerospace Sciences. Vol. 106. pp. 43–70. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.02.001
20. Preller D., Smart M. Reusable launch of small satellites using scramjets // Journal of Spacecraft and Rockets. 2017. Vol. 54. № 10. pp. 1–13. DOI: 10.2514/1.A33610
21. Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос».
22. Mehta U., Aftosmis M.J., Pandya S. Skylon aerodynamics and SABRE plumes // 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (2015. Glasgow, Scotland, United Kingdom). DOI:10.2514/6.2015-3605
23. Фомин В.М., Латыпов А.Ф. Из атмосферы – в космос. Воздушно-космический самолет – транспорт будущего // Наука из первых рук. 2011. № 1 (37). С. 10–19.
24. Hyslop A., McGilvray M., Doherty L.J. et al. Aerodynamic testing of the Skylon spaceplane // International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions & Engineering (FAR 2019).
25. Blanchard R.C. Rarefied flow lift-to-drag measurements of the shuttle orbiter // NASA Langley Research Center Hampton, Virginia, USA.
26. Филин Н.В., Буланов А.Б. Жидкостные криогенные системы. Л.: Машиностроение, 1985. 246 с.
27. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Янко А.К. Теория авиационных двигателей: теория лопаточных машин. М.: Машиностроение, 1983. 222 с.
28. Roux J.A., Shakya N., Choi J. Revised Parametric Ideal Scramjet Cycle Analysis // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. Vol. 27. № 1. pp. 178–183. DOI: 10.2514/1.t3961
29. ГОСТ 4401-81 Атмосфера стандартная. Параметры. М.: ФГУП ИПК издательство стандартов, 1981. 180 с.
30. Ермаков В.Ю., Туфан А., Бирюкова М.В., Фирсюк С.О. Математическая модель продольного движения космического аппарата на различных участках его полета // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. № 8 (140). DOI: 10.18698/2308-6033-2023-8-2298
31. Gargioni G., Alexandre D., Peterson M. et al. Multiple asteroid retrieval mission from lunar orbital platform-gateway using reusable spacecrafts // IEEE Aerospace Conference (2019). DOI:10.1109/AERO.2019.8741985
32. Reviznikov D.L., Nenarokomov A.V., Konstantinov M.S. et al. Calculation of heat loads in analysis of superorbital entry of spacecraft into atmosphere of the Earth // Journal of Engineering Thermophysics. 2023. Vol. 32. № 3. pp. 467–481. DOI: 10.1134/S1810232823030050
33. Аношко И.А., Ермаченко В.С., Смольский А.А. Моделирование натурных условий полета космических аппаратов в атмосферах Земли и других планет при гиперболических скоростях // Информатика. 2007. № 3 (15). С. 26–33.
34. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М.: Машиностроение, 1970. 235 с.
35. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука, 1982. 352 с.
36. Карагодин В.В. Приближенные методы расчета внеатмосферного активного участка траектории // Труды МАИ. 2013. № 66. С. 11.

References

- Emelin AA, Zavilov IM, Klenina TV. The Role of Reusable Vehicles in the Organization of Space Production. *Space Economics*. 2022;(2(2)):74–78. (In Russ.).
- Firsyuk SO, Ermakov VYu, Tufan A et al. A Conceptual Approach to Ensure the Reliability of Separation Devices for Promising Launch Vehicles Without Using Pyrotechnics. *Aerospace Systems*. 2025. DOI: 10.1007/s42401-025-00346-0
- Firsyuk SO, Ermakov VYu, Tufan A et al. Development of a Separation Device as Part of a Promising Launch Vehicle Without Using Pyrotechnics. *Aerospace Systems*. 2025. DOI: 10.1007/s42401-025-00347-z
- Ermakov VYu, Tufan A, Firsyuk SO. Choice of Design Solutions for Separating the Payload from the Launch Vehicle Without Using Pyrotechnic Elements. *Aerospace Systems*. 2025. DOI: 10.1007/s42401-025-00348-y
- Rocket Carrier with Returnable Stage*. (In Russ.).
- Volodin SV, Korunov SS. Development of Hypersonic Technologies and Creation of Reusable Space Vehicle Launch Systems as a Way to Diversify the Aerospace Industry. *Business in Law. Economic and Legal Journal*. 2016;(6):152–159. (In Russ.).
- Yaroshevsky VA. *Entry of Space Vehicles into the Atmosphere*. Moscow: Nauka; 1988. 335 p. (In Russ.).
- Hammond WE. *Design Methodologies for Space Transportation Systems*. AIAA Education; 2001. 866 p.
- Emelyanov ON, Fedorova EV. Development of Aerospaceplanes in the USSR during the 1950s–1960s. *Current Problems of Humanities and Social Sciences*. 2016; 10(S2):53–55. (In Russ.).
- Nebylov A, Nebylov V. Reusable Space Planes: Challenges and Control Problems. *IFAC-PapersOnLine*. 2016; 49(17):480–485. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.09.082
- Camarda C. Space shuttle design and lessons learned. *NATO Science and Technology Lecture Series on «Hypersonic Flight Testing» at Von Karman Institute. Rhodes-St-Genese. Belgium*. 2014. DOI: 10.13140/RG.2.1.2635.2405
- Jackson DJ. A Compilation of technology spinoffs from the US space shuttle program. *The 1993 NASA/ASEE Summer Faculty Fellowship Program*. 1993.
- Matveenko AM. (ed.). *Hydrocomplex of the orbital spacecraft «Buran»*. Moscow: MAI; 2006. 287 p. (In Russ.).
- Svyatushenko VV, Yagodnikov DA. Comprehensive analysis of fuel efficiency for an aerospacecraft with a ramjet engine. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie*. 2020;(5 (134)):19–40. (In Russ.).
- Parker KH, Dalle DJ. Turbine-Based combined cycle propulsion for reusable launch vehicles. *NASA Technical Memorandum TM 2021–217280*. 2021. 20 p.
- Yanovsky LS, Kharin AA, Kirishev EL. Problems of using cryogenic hydrocarbon fuels in high-speed aircraft. *Dvigatel'*; 2008;(5):11. (In Russ.).
- Tyurin AP. Development of aerospacecraft configuration taking into account operational conditions and functional purpose. *Molodezhnyy nauchno-tekhnicheskiy vestnik*. 2015;(12):4. (In Russ.).
- NASA Space Technology Roadmaps and Priorities*. National Academies Press. 2012. 376 p.
- Seleznev RK, Surzhikov ST, Shang JS. A review of the scramjet experimental data base. *Progress in Aerospace Sciences*. 106:43–70. DOI: 10.1016/j.paerosci.2019.02.001
- Preller D, Smart M. Reusable launch of small satellites using scramjets. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2017;54(10):1–13. (In Russ.). DOI: 10.2514/1.A33610
- Roscosmos State Corporation for Space Activities*. (In Russ.).
- Mehta U, Aftosmis MJ, Pandya S. Skylon aerodynamics and SABRE plumes. *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference* (2015. Glasgow. Scotland. United Kingdom). DOI: 10.2514/6.2015-3605
- Fomin VM, Latypov AF. From Atmosphere to Space. Aerospacecraft – Transport of the Future. *Nauka iz pervykh ruk*. 2011;(1 (37)):10–19. (In Russ.).
- Hyslop A, McGilvray M, Doherty LJ et al. Aerodynamic testing of the Skylon spaceplane. *International Conference on Flight Vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions & Engineering (FAR 2019)*.
- Blanchard RC. *Rarefied flow lift-to-drag measurements of the shuttle orbiter*. NASA Langley Research Center. Hampton. Virginia. USA.
- Filin NV, Bulanov AB. *Liquid cryogenic systems*. Leningrad: Mashinostroenie; 1985. 246 p. (In Russ.).
- Kazandzhan PK, Tikhonov ND, Yanko AK. *Theory of aircraft engines: theory of blade machines*. Moscow: Mashinostroenie; 1983. 222 p. (In Russ.).
- Roux JA, Shakya N, Choi J. Revised Parametric Ideal Scramjet Cycle Analysis. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2021;27(1):178–183. DOI: 10.2514/1.t3961
- The atmosphere is standard. Parameters*. State Standard 4401-81. Moscow: FGUP IPK izdatel'stvo standartov; 1981. 180 p. (In Russ.).
- Ermakov VYu, Tufan A, Biryukova MV et al. Mathematical model of the spacecraft longitudinal motion in its flight different segments. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2023;(8 (140)). (In Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2023-8-2298
- Gargioni G, Alexandre D, Peterson M et al. Multiple asteroid retrieval mission from lunar orbital platform-gateway using reusable spacecrafts. *IEEE Aerospace Conference* (2019). DOI: 10.1109/AERO.2019.8741985
- Reviznikov DL, Nenarokomov AV, Konstantinov MS et al. Calculation of heat loads in analysis of superorbital entry of spacecraft into atmosphere of the Earth. *Journal of Engineering Thermophysics*. 2023;32(3):467–481. DOI: 10.1134/S1810232823030050
- Anoshko IA, Ermachenko VS, Smolsky AA. Simulation of natural flight conditions of spacecraft in the

- atmospheres of the Earth and other planets at hyperbolic speeds. *Informatics*. 2007;(3 (15)):26–33. (In Russ.).
34. Andreevsky VV. Dynamics of descent of spacecraft to Earth. Moscow: Mashinostroenie; 1970. 235 p. (In Russ.).
35. Sikharulidze YuG. Aircraft ballistics. Moscow: Nauka; 1982. 352 p. (In Russ.).
36. Karagodin VV. Approximate methods for calculating the extra-atmospheric active section of the trajectory. *Trudy MAI*. 2013;(66):11. (In Russ.).