

УДК 629.782

doi: 10.18698/0536-1044-2021-8-74-86

Оптимизация формы крыла и выбор рациональных параметров траектории многоразового космического аппарата туристического класса

Е.Р. Ашихмина, П.В. Просунцов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Wing Shape Optimization and Selecting Rational Re-Entry Trajectory for Reusable Spacecraft of Tourist Class

E.R. Ashikhmina, P.V. Prosuntsov

Bauman Moscow State Technical University

Приведено решение взаимосвязанных задач оптимизации формы крыла и синтеза закона управления траекторией спуска многоразового космического аппарата туристического класса. Для обеспечения высокого аэродинамического качества крыла, увеличения его несущих свойств, а также улучшения маневренности и управляемости космического аппарата в целом проведена оптимизация формы крыла для до- и сверхзвуковых режимов полета. Для дозвуковой скорости полета решена задача минимизации площади крыла при обеспечении уровня подъемной силы, достаточного для совершения посадки, с введением ограничений на минимальный угол стреловидности крыла. Для сверхзвуковой скорости полета в качестве целевой функции использована максимизация аэродинамического качества крыла. Варьируемыми параметрами являлись длина и сужение крыла, угол стреловидности по передней кромке, размер корневой и концевой хорд, расположение крыла относительно фюзеляжа. Для выбранной на основе параметрического анализа формы крыла проведен расчет зависимостей аэродинамических коэффициентов космического аппарата от числа Маха, используемых для выбора рациональной программы управления спуском аппарата в атмосфере. Выбор рациональной программы управления выполнен при ограничениях на уровень перегрузок, скоростной напор и максимальный тепловой поток.

Ключевые слова: многоразовые космические аппараты, космический туризм, программа управления, траекторные параметры, оптимизация формы крыла

The article considers solving the interrelated problems of wing shape optimization and synthesis of the re-entry trajectory control law for the reusable spacecraft of tourist class. To ensure a high aerodynamic quality of the wing, increase its bearing properties, as well as improve the maneuverability and controllability of the spacecraft as a whole, the wing shape has been optimized for sub- and supersonic flight modes. The problem of minimizing the wing area is solved for subsonic flight speed while ensuring the level of lift sufficient for landing, with the introduction of restrictions on the minimum wing sweep angle. For supersonic flight speed, maximization of the aerodynamic quality of the wing is used as an objective function. The length and taper of the wing, leading-edge sweep angle, the size of the root and tip chords, and the position of the wing relative to the fuselage were chosen as vari-

ables. For the wing shape selected on the basis of the parametric analysis, the calculation of the dependences of the spacecraft aerodynamic coefficients on the Mach number, used for selecting a rational program for the descent control in the atmosphere, was carried out. The choice of a rational control program is made with restrictions on the level of overloads, kinetic pressure and maximum heat flux.

Keywords: reusable spacecraft, space tourism, trajectory control, re-entry trajectory design, shape optimization

Анализ современного состояния и перспектив развития отечественной и зарубежной космонавтики свидетельствует о возрастании роли частных компаний на рынке космической техники [1–4].

В настоящее время частные компании (Космокурс (Россия, 2014), Национальная космическая компания (Россия, 2019), SpaceX (США, 2002), Blue Origin (США, 2000), Firefly Aerospace (США, 2014), Interstellar Technologies (Япония, 2003), Expace (Китай, 2016), LandSpace (Китай, 2015) и др.) ведут работы по созданию ракет-носителей разного класса, в том числе с частичным или полным сохранением дорогостоящих частей конструкции. Некоторые компании (Dauria Aerospace (Россия, 2011), SpaceX (США, 2002) и др.) разрабатывают и производят малые космические аппараты и их комплектующие. Здесь после страны указан год основания компании.

Особое место в развитии частной космонавтики занимает космический туризм. На сегодняшний день в мире известно более 40 частных организаций, а также инициативных научных коллективов, вовлеченных в разработку средств транспортировки и инфраструктуры для космических туров [5]. Наиболее выгодными с экономической точки зрения являются суборбитальные туры, так как космический аппарат не надо разгонять до первой космической скорости для выхода на орбиту, и полет обходится в десятки раз дешевле [6].

Перспективные современные суборбитальные многоразовые космические аппараты туристического класса (МКА ТК) показаны на рис. 1, где после страны указан год разработки аппарата.

Многие МКА ТК созданы по крылатой схеме, что связано с потенциально более низким уровнем перегрузок на этапе возвращения и, следовательно, с менее строгими требованиями к здоровью пассажиров, которые в отличие от космонавтов не проходят серьезную предполетную подготовку. Как и аппараты капсульного типа, крылатые МКА ТК обеспечивают вы-

сокую маневренность и возможность посадки в заданные районы при сходе с орбиты [7].

При разработке крылатого МКА ТК сложной научной и технической задачей является определение его проектного облика, который должен удовлетворять многим противоречивым требованиям. Выбор облика МКА ТК методом проб и ошибок требует значительных временных и финансовых ресурсов, что связано с большими затратами на изготовление и испытание вариантов конструкции.

Однако в последние десятилетия наблюдается стремительное развитие инструментов математического моделирования и новых подходов к оптимизации конструкций. Их совместное использование на стадии проектирования позволяет выбрать рациональные аэродинамические характеристики крылатых аппаратов, снизить затраты на топливо и увеличить дальность полета.

Аналитический обзор литературы показал, что сегодня определение проектного облика и обводов объектов авиационной и ракетно-космической техники часто осуществляется путем параметризации геометрической модели аппарата с последующим поиском экстремума целевой функции с помощью алгоритмов оптимизации [8].

В качестве проектных переменных выступают геометрические размеры элементов аппарата, задаваемые в виде параметров или коэффициентов аппроксимации на основе сплайнов Безье, B-сплайнов, выпуклых функций Хикса — Хенне [9, 10].

Однако значительным недостатком такой параметризации является большое число проектных переменных, необходимых для описания геометрии, и, следовательно, большие затраты вычислительных ресурсов, требуемые для расчета функций чувствительности.

Наряду с параметризацией геометрии применяют методы оптимизации формы элементов конструкции (прежде всего, профиля крыла) на основе решения сопряженной задачи [9]. С ее помощью можно провести анализ чувствитель-

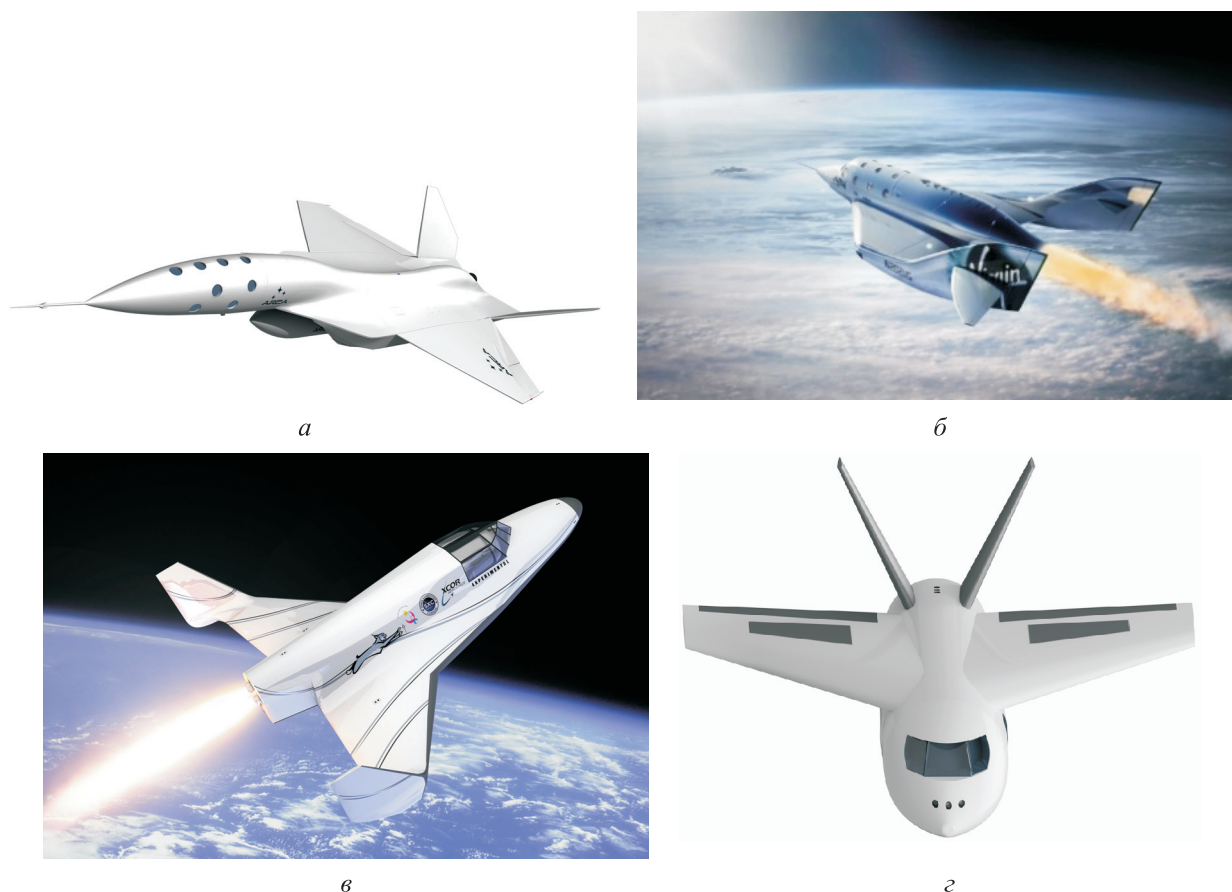


Рис. 1. Внешний вид суборбитальных МКА ТК:
 а — IAR-111 Excelsior (ARCA Space Corporation, Румыния, 2010); б — SpaceShipTwo (Virgin Galactic, США, 2004); в — Mark II (XCOR Lynx, США, 2003); г — Одуванчик (МГТУ им. Н.Э. Баумана, Россия, 2008)

ности целевой функции к тысячам проектных переменных и ограничений при сравнительно невысоких затратах вычислительных ресурсов.

Однако такой метод в большей степени подходит для детального аэродинамического проектирования, так как он позволяет получить только узкий диапазон решений, представляющих собой улучшение исходного варианта.

Также для оптимизации формы элементов конструкций летательных аппаратов применяются стохастические (генетический алгоритм [11], метод роя частиц [12], алгоритм имитации отжига [13]) и гибридные методы [14], сочетающие одновременно несколько алгоритмов.

Использование рассмотренных подходов и инструментов вычислительной аэрогидродинамики позволяет выбрать рациональный проектный облик МКА ТК с учетом целого комплекса ограничений.

Объект исследования. Объектом исследования являлось крыло суборбитального МКА ТК «Одуванчик», разрабатываемое в МГТУ

им. Н.Э. Баумана с 2008 г. [3, 4, 15–18]. Аппарат построен по схеме высокоплана с V-образным оперением, состоящим из двух наклонных поверхностей, выполняющих функции горизонтального и вертикального оперения (рис. 2).

К отличительным особенностям МКА ТК «Одуванчик» относятся: композитная конструкция, вставная кабина объемом 10 м³, запуск с помощью мобильной пусковой установки, экологичные компоненты топлива, обзор из индивидуальных иллюминаторов и вместимость до 5 человек.

Траектория полета МКА ТК включает в себя следующие этапы: вертикальный старт с помощью разгонной ступени, отделение аппарата от ступени и его последующий полет по инерции до линии Кармана, пребывание в течение нескольких минут в невесомости, вход в плотные слои атмосферы и горизонтальная посадка на аэродромную полосу. Для управления в каналах тангажа и крена предназначены элевоны, воздушный тормоз и поворотный киль. Аппарат не оборудован собственной силовой установкой,

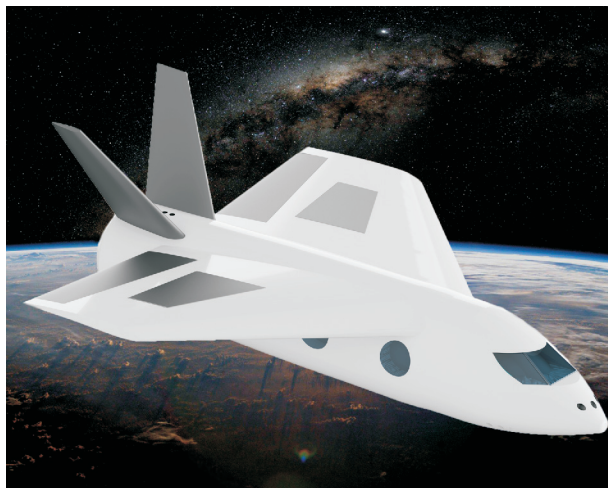


Рис. 2. Внешний вид МКА ТК «Одуванчик»

поэтому он движется по траектории под действием аэродинамических сил и силы тяжести.

Крыло МКА ТК представляет собой несущую аэродинамическую поверхность трапециевидной формы. Предполагается, что обшивка крыла и его основные силовые элементы будут изготовлены из полимерных композиционных материалов. Крыло МКА ТК должно удовлетворять ряду требований, к числу которых относятся работоспособность в широком диапазоне скоростей и температур, высокая прочность и жесткость конструкции, минимальные масса и стоимость.

Цель работы — выбор оптимальной формы крыла и рациональной программы изменения угла атаки МКА ТК, которые обеспечивают выполнение требований по уровню перегрузки и величине подъемной силы.

Первым этапом на пути оптимизации облика крыла является решение взаимосвязанных задач оптимизации его формы и синтеза закона управления траекторией спуска. При этом необходимо учитывать, что варьирование формы крыла приводит к изменению оптимальных параметров траектории и, наоборот, изменение последних требует уточнения формы крыла.

Оптимизация формы крыла МКА ТК. Выбор проектного облика крыла представляет собой итерационный процесс, при выполнении которого происходит целенаправленное изменение внешних обводов исходного варианта аэродинамической схемы крыла с целью реализации заданных тактико-технических характеристик и обеспечения максимального аэродинамического качества в широком диапазоне высот и ско-

ростей полета, начиная от сверхзвуковых на больших углах атаки при входе в плотные слои атмосферы, заканчивая малыми дозвуковыми и небольшими углами атаки перед посадкой на взлетно-посадочную полосу аэродрома.

Транс- и сверхзвуковым режимам свойственна тенденция к уменьшению относительных толщин профиля крыла, а также его размаха. На таких режимах полета наиболее эффективными считаются стреловидные крылья с заостренными передними кромками. Однако угол стреловидности χ должен находиться внутри довольно узкого диапазона ($\chi = 37...47^\circ$). Если значение угла χ лежит вне этого диапазона, то резко падает аэродинамическое качество крыла. Кроме того, для полета на таких режимах наилучшими оказываются крылья малого удлинения треугольной или близкой к ним формы.

В то же время для дозвуковых скоростей предпочтительнее прямое крыло, так как оно может обеспечить высокий коэффициент подъемной силы и устойчивость аппарата. Однако такое крыло практически непригодно для сверхзвуковых скоростей, в отличие от стреловидного, которое гарантирует маневренность МКА ТК и более устойчиво к атмосферной турбулентности.

Чтобы обеспечить высокое аэродинамическое качество крыла во всем диапазоне скоростей, увеличить несущие свойства и улучшить маневренность и управляемость МКА ТК в целом, необходимо провести оптимизацию формы крыла.

В качестве расчетных при определении проектного облика крыла МКА ТК выбраны два случая:

- дозвуковой режим полета непосредственно перед посадкой МКА ТК на аэродром, что связано с необходимостью сохранения требуемого уровня подъемной силы и посадочной скорости;
- сверхзвуковой режим полета на участке входа в плотные слои атмосферы под большим углом атаки с максимальным аэродинамическим качеством. Для анализа выбран момент достижения максимального силового напора на крыло МКА ТК.

В обоих случаях задача оптимизации формулировалась следующим образом: необходимо минимизировать площадь крыла (что обеспечивает снижение его массы), безотрывно обтекаемого потоком сжимаемой среды (воздуха),

и одновременно максимизировать его аэродинамическое качество.

При этом накладывались ограничения на минимальный угол стреловидности, а для дозвукового режима дополнительно вводилось ограничение на отношение подъемной силы в поточной системе координат к массе аппарата, что гарантировало достаточность подъемной силы непосредственно перед посадкой.

Математически указанную задачу оптимизации формы крыла МКА ТК можно записать следующим образом:

$$S(\mathbf{x}) \rightarrow \min; \quad (1)$$

$$\chi \geq 40^\circ; \quad (2)$$

$$\frac{Y_{\text{пос}}}{mg_r} \geq 0,75; \quad (3)$$

$$x_{iq} \leq x_i \leq x_{iu}, \quad i = 1 \dots 5; \quad (4)$$

$$K \rightarrow \max, \quad (5)$$

где $S(\mathbf{x})$ — площадь крыла (целевая функция), \mathbf{x} — вектор проектных переменных; $Y_{\text{пос}}$ — подъемная сила при посадке, Н; m — масса МКА ТК, кг; g_r — ускорение свободного падения, м/с²; x_{iq} и x_{iu} — нижняя и верхняя границы изменения проектных переменных; K — аэродинамическое качество крыла.

Для решения задачи оптимизации создана параметризованная геометрическая модель крыла МКА ТК. В качестве проектных переменных выбраны расположение крыла относительно фюзеляжа и основные геометрические размеры стреловидного крыла: l — длина; ζ — сужение; χ — угол стреловидности по передней кромке; b_0 и b_k — корневая и концевая хорда крыла соответственно; $C_{0\text{max}}$ и $C_{k\text{max}}$ — максимальная высота профиля корневой и концевой хорды соответственно (рис. 3).

Для определения подъемной силы МКА ТК в модуле Ansys Fluent моделировался стационарный процесс аэродинамического обтекания трехмерной параметризованной модели

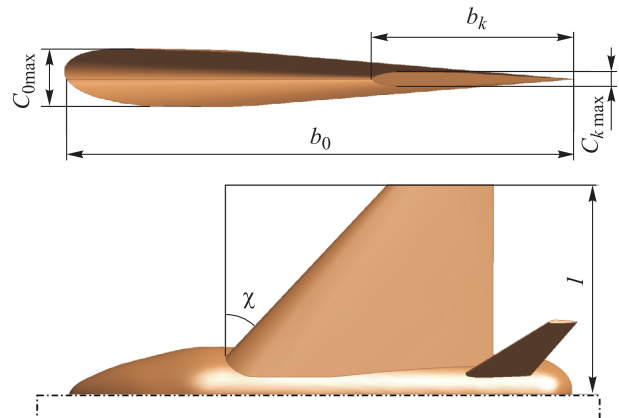


Рис. 3. Геометрические проектные переменные крыла

МКА ТК потоком воздуха с соответствующей скоростью и плотностью. Для математического описания турбулентных процессов использовалась k - ϵ -модель.

Задавалась следующая комбинация граничных условий: для первого случая скорость на входе в расчетную область — $0,18M$, для второго случая — $2,6M$, где M — число Маха. Статическое давление и температура среды соответствовали параметрам стандартной атмосферы. На выходной границе расчетной области задавалось условие свободного течения потока с фиксированным давлением, равным статическому давлению набегающего потока. Угол атаки для дозвукового режима составлял 12° , для сверхзвукового — 40° .

Определение функции чувствительности к проектным переменным для обоих случаев потребовало анализа 500 расчетных случаев. При этом проектные переменные изменялись непрерывно в пределах, указанных в таблице. Для контроля единственности полученного решения в качестве начального приближения использовались различные комбинации исходных геометрических параметров формы крыла.

На основе результатов расчетов построена метамодель, представляющая собой поверхность отклика для десяти выходных величин

Диапазоны изменения проектных переменных

Параметр	Значение		
	минимальное	номинальное	максимальное
Длина крыла l	3,3	3,8	6,3
Корневая/концевая хорда крыла b_0/b_k	3,8/1,5	5,0/1,9	5,8/2,3
Максимальная высота профиля корневой/концевой хорды $C_{0\text{max}}/C_{k\text{max}}$	0,45/0,07	0,80/0,15	1,00/0,22

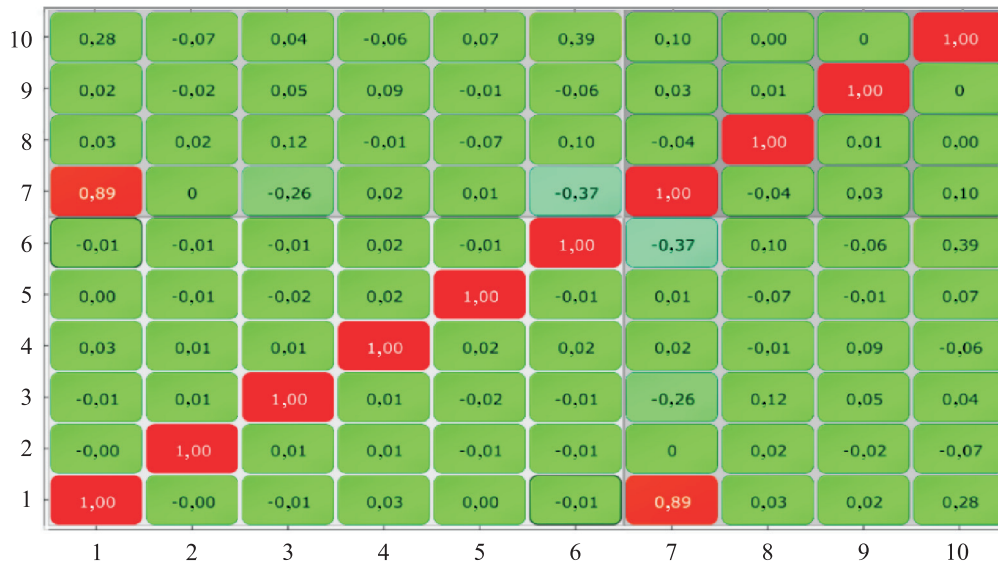


Рис. 4. Линейная матрица корреляции входных и выходных параметров:
 1 и 2 — корневая хорда и высота ее профиля; 3 и 4 — концевая хорда и ее высота; 5 — длина крыла;
 6 — положение крыла относительно фюзеляжа; 7 — угол стреловидности крыла; 8 и 9 — аэродинамическое качество на высоте 30 и 0 км соответственно; 10 — площадь крыла

(рис. 4) на изменение пяти входных параметров, и определены корреляционные зависимости между ними. Показано, что существует слабая прямая связь между корневой хордой и углом стреловидности. Для остальных параметров корреляционная связь практически отсутствует.

Для улучшения качества прогнозной мета-модели определены наиболее значимые параметры, их числу которых относятся:

- аэродинамическое качество на высоте 0 км;

- ограничение на минимальный угол стреловидности.

В качестве примера на рис. 5 приведены поверхности отклика в координатах «площадь крыла — корневая хорда — длина крыла» и «площадь крыла — концевая хорда — длина крыла». Очевидно, что площадь крыла, а следовательно, его масса будут минимальными при наименьших значениях корневой/концевой хорды и длины крыла. Маркерами «●» обозначены значения выходных величин, полу-

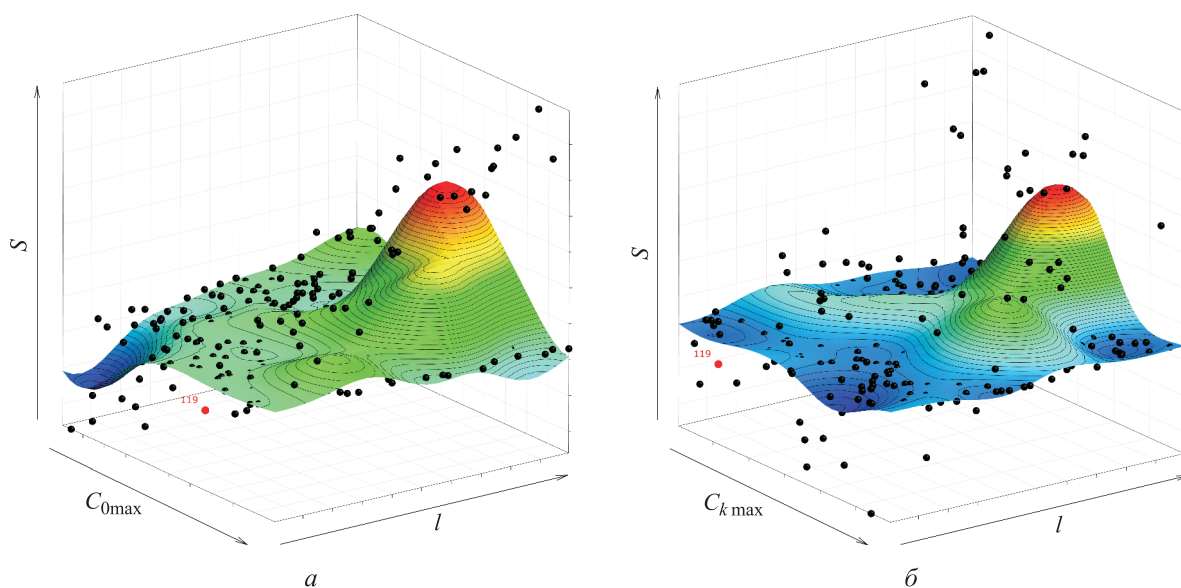


Рис. 5. Поверхности отклика площади крыла на изменение входных параметров в координатах:
 а — площадь крыла — корневая хорда — длина крыла; б — площадь крыла — концевая хорда — длина крыла

ченные в результате численного моделирования.

Как видно из рис. 5, вследствие противоречия целевых функций (площади крыла и аэродинамического качества на высотах 0 и 30 км) и введения ограничений (на минимальный угол стреловидности и отношение подъемной силы к массе МКА ТК при посадке) компромиссный вариант конструкции, отмеченный маркером «●», расположен не в точке экстремума для данных параметров, а смещен относительно нее.

В результате оптимизации по метамодели и последующей верификации полученного решения была найдена оптимальная комбинация значений проектных переменных: длина крыла $l = 3,4$ м; корневая хорда крыла $b_0 = 4,5$; концевая хорда крыла $b_k = 1,7$; максимальная высота профиля корневой хорды $C_{0\max} = 0,71$; максимальная высота профиля концевой хорды $C_{k\max} = 0,16$.

В результате проведенной оптимизации наиболее существенно изменились параметры, характеризующие корневую и концевую хорды крыла (рис. 6). При этом площадь крыла (консоли) снизилась с 11,5 до 8,7 м² (на 25 %). Угол стреловидности составил 43,3°.

Полученная форма крыла использована для дальнейшего анализа аэродинамического обтекания и выбора траекторных параметров.

Выбор рациональных параметров траектории полета МКА ТК. Суборбитальные траектории полета МКА ТК характеризуются начальной скоростью, существенно меньшей орбитальной и начальной высот, равной примерно 100 км [19, 20]. На атмосферном участке суборбитальной траектории достигаются максимумы тепловых потоков, скоростного напора и перегрузок.

При выборе параметров траектории МКА ТК накладывались ограничения на максималь-

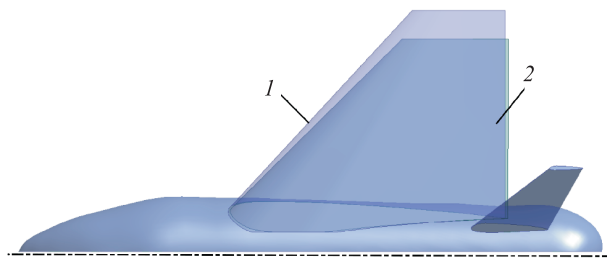


Рис. 6. Модель исходной (1) и оптимальной (2) формы крыла МКА ТК

но допустимые значения удельного теплового потока (определяющего температуру поверхности аппарата), нормальной перегрузки (критичной для физического состояния экипажа) и скоростного напора, обуславливающих силовую нагрузку на конструкцию.

Математическая модель движения МКА ТК. Для описания движения МКА ТК в скоростной системе координат использована следующая математическая модель [19]:

$$\frac{\partial v}{\partial \tau} = -\frac{X}{m} - g_r \sin \theta; \quad (6)$$

$$\frac{\partial \theta}{\partial \tau} = \frac{Y}{mv} \cos \gamma + (v^2 - g_r r) \frac{\cos \gamma}{rv}; \quad (7)$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial \tau} = -\frac{Y}{mv \cos \theta} \sin \gamma + \frac{v}{r} \cos \theta \cos \eta \operatorname{tg} \varphi; \quad (8)$$

$$\frac{\partial r}{\partial \tau} = v \sin \theta; \quad (9)$$

$$\frac{\partial \varphi}{\partial \tau} = v \cos \theta \cos \eta; \quad (10)$$

$$\frac{\partial s}{\partial \tau} = \frac{v}{r} \cos \theta; \quad (11)$$

$$\frac{\partial \lambda}{\partial \tau} = -\frac{v \cos \theta \sin \eta}{r \cos \varphi}, \quad (12)$$

где v — скорость МКА ТК, м/с; τ — время полета, с; X — сила лобового сопротивления; θ — угол наклона траектории, град; Y — подъемная сила; γ — скоростной угол крена, град; r — расстояние между центром Земли и МКА ТК, м; η — угол курса, град; φ и λ — широта и долгота соответственно, град; s — угловая дальность, град.

Сила лобового сопротивления и подъемная сила определяются по формулам

$$X = \frac{1}{2} \rho v^2 C_{xa} S;$$

$$Y = \frac{1}{2} \rho v^2 C_{ya} S,$$

где C_{xa} и C_{ya} — аэродинамические коэффициенты, зависящие от числа Маха M и угла атаки α ; ρ — плотность атмосферы, кг/м³; S — площадь крыла, м².

Определение зависимостей аэродинамических коэффициентов C_{xa} и C_{ya} от числа Маха и угла атаки. Для решения системы уравнений (6)–(12) необходимо иметь зависимости аэродинамических коэффициентов от числа

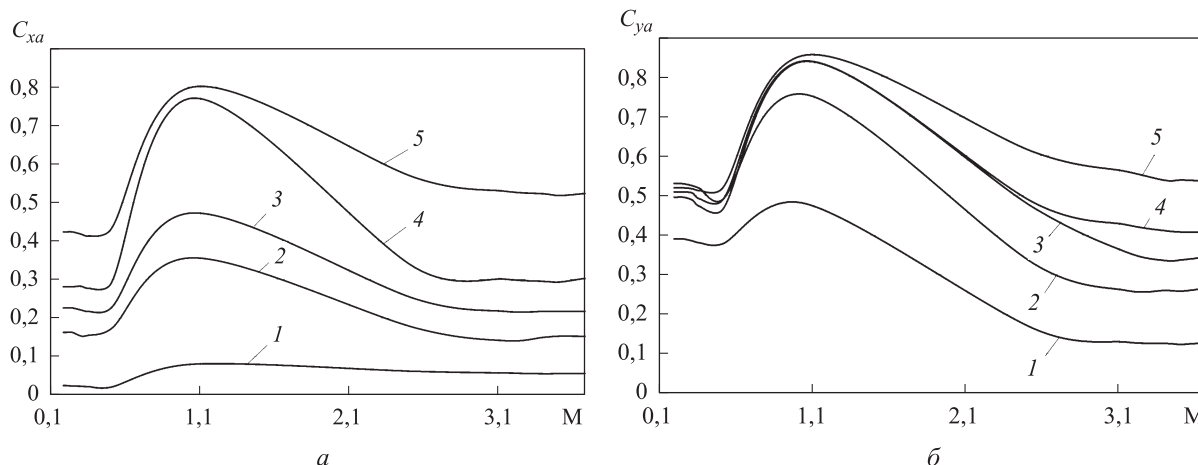


Рис. 7. Зависимости аэродинамических коэффициентов C_{xa} (а) и C_{ya} (б) от числа Маха M при угле атаки $\alpha = 10$ (1), 20 (2), 25 (3), 30 (4) и 40° (5)

Маха M и угла атаки α . Для этого в среде Ansys Fluent проводилось моделирование обтекания геометрической модели МКА ТК, полученной в результате оптимизации формы крыла. При этом считалось, что аэродинамические органы управления находятся в неотклоненном положении.

В результате проведенных расчетов (более 100 вариантов) определены аэродинамические коэффициенты C_{xa} и C_{ya} в диапазонах угла атаки $10^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ$ и числа Маха $0,1 \leq M \leq 4,0$, некоторые из которых приведены на рис. 7. Здесь хорошо виден трансзвуковой переход, сопровождающийся изменением характера обтекания МКА ТК и резким ростом аэродинамического коэффициента C_{xa} .

Начальные условия и принятые ограничения. При моделировании движения МКА ТК на участке спуска использовались следующие начальные условия [17]: $m = 3500$ кг; $\theta = 0^\circ$; начальная скорость полета перед входом в атмосферу $v_0 = 680$ м/с; начальная высота полета $r_0 = 100\,000 + R_e$, м (R_e — радиус Земли, равный 6371 км); площадь крыла $S = 17,4$ м².

При этом вводились ограничения для перегрузок n , скоростного напора q и теплового потока \dot{Q} [19]:

$$n(\tau) = \frac{Y}{mg_r} \cos \gamma \leq n_{\max};$$

$$q(\tau) = \frac{\rho v^2}{2} \leq q_{\max};$$

$$\dot{Q}(\tau) = 9,43 \cdot 10^{-5} \sqrt{\rho} v^{3,15} \leq \dot{Q}_{\max},$$

где n_{\max} , q_{\max} и \dot{Q}_{\max} — допустимые значения параметров n , q и Q , выбранные с учетом огра-

ничений по теплостойкости материалов тепловой защиты, прочности конструкции крыла и состояния экипажа, $n_{\max} = 3,5$; $q_{\max} = 15$ кПа; $\dot{Q}_{\max} = 15$ кВт/м².

Выбор программы изменения угла атаки.

На этапе спуска крылатого МКА ТК в атмосфере большую роль играет программа изменения угла атаки, рациональный выбор параметров которой позволяет минимизировать тепловые потоки, скоростной напор на поверхности аппарата и обеспечить приемлемый уровень перегрузок.

Программа изменения угла атаки представлялась в виде кусочно-линейной функции от времени, для которой методом перебора анализировались варианты изменения α в диапазоне $10 \dots 45^\circ$ (рис. 8, а). В результате была выбрана программа, позволяющая реализовать минимальные значения теплового потока и скоростного напора, а также обеспечить пологое планирование МКА ТК, что снижает интенсивность аэродинамического нагрева и делает полет более безопасным и комфортным для пассажиров (рис. 8, б и в).

Тепловой поток изменялся в интервале $2,6 \dots 8,0$ кВт/м² (рис. 8, д и е), скоростной напор — в диапазоне $6,1 \dots 17,5$ кПа. Суммарная перегрузка достигала 5 ед. (рис. 8, з).

Ограничение на перегрузку определяется не только прочностными характеристиками конструкции, но и физическими возможностями экипажа и задается как ограничение на проекции вектора перегрузки на оси системы координат, связанной с МКА ТК [19].

На этапе постановки задачи предполагалось двухканальное управление движением субор-

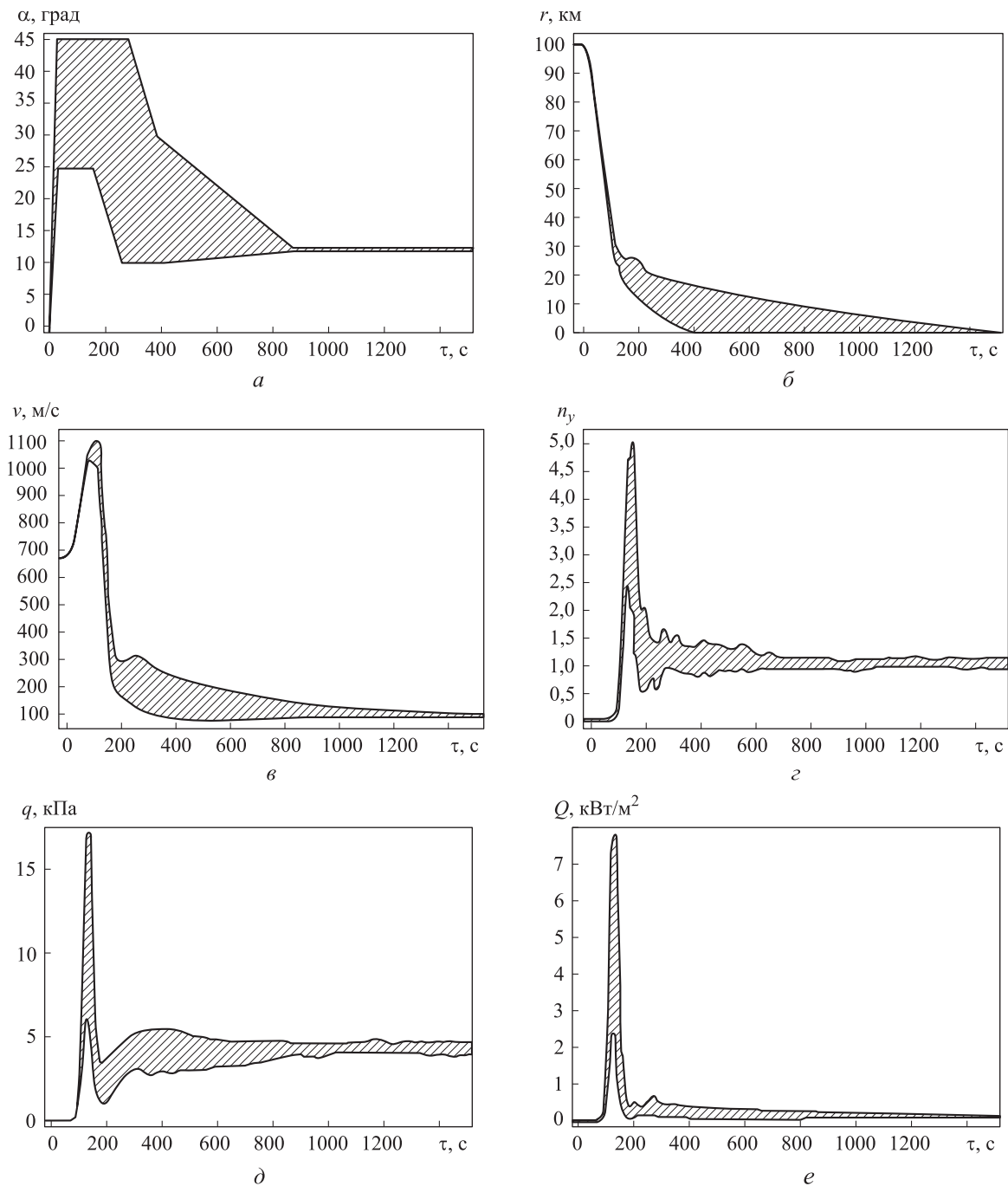


Рис. 8. Области изменения во времени τ траекторных параметров и ограничений:
 а — программы изменения угла атаки α ; б — высоты полета r ; в — скорости полета v ; г — поперечной перегрузки n_y ;
 д — скоростного напора q ; е — теплового потока \dot{Q}

битального МКА ТК при спуске в атмосфере: по каналам угла атаки и скоростного угла крена. При этом маневр аппарата по крену должен проводиться только при превышении заданного уровня перегрузки.

Однако в итоге оптимизации параметров траектории удалось с помощью лишь одноканального управления обеспечить уровень попе-

речной перегрузки $n_y \leq 2,0$, общая перегрузка не превышала $n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2} \leq 3$ (рис. 9, г).

В результате решения системы дифференциальных уравнений (1)–(7) при выбранной программе изменения угла атаки (рис. 9, а) получены зависимости траекторных параметров и ограничений от времени, приведенные на рис. 9.

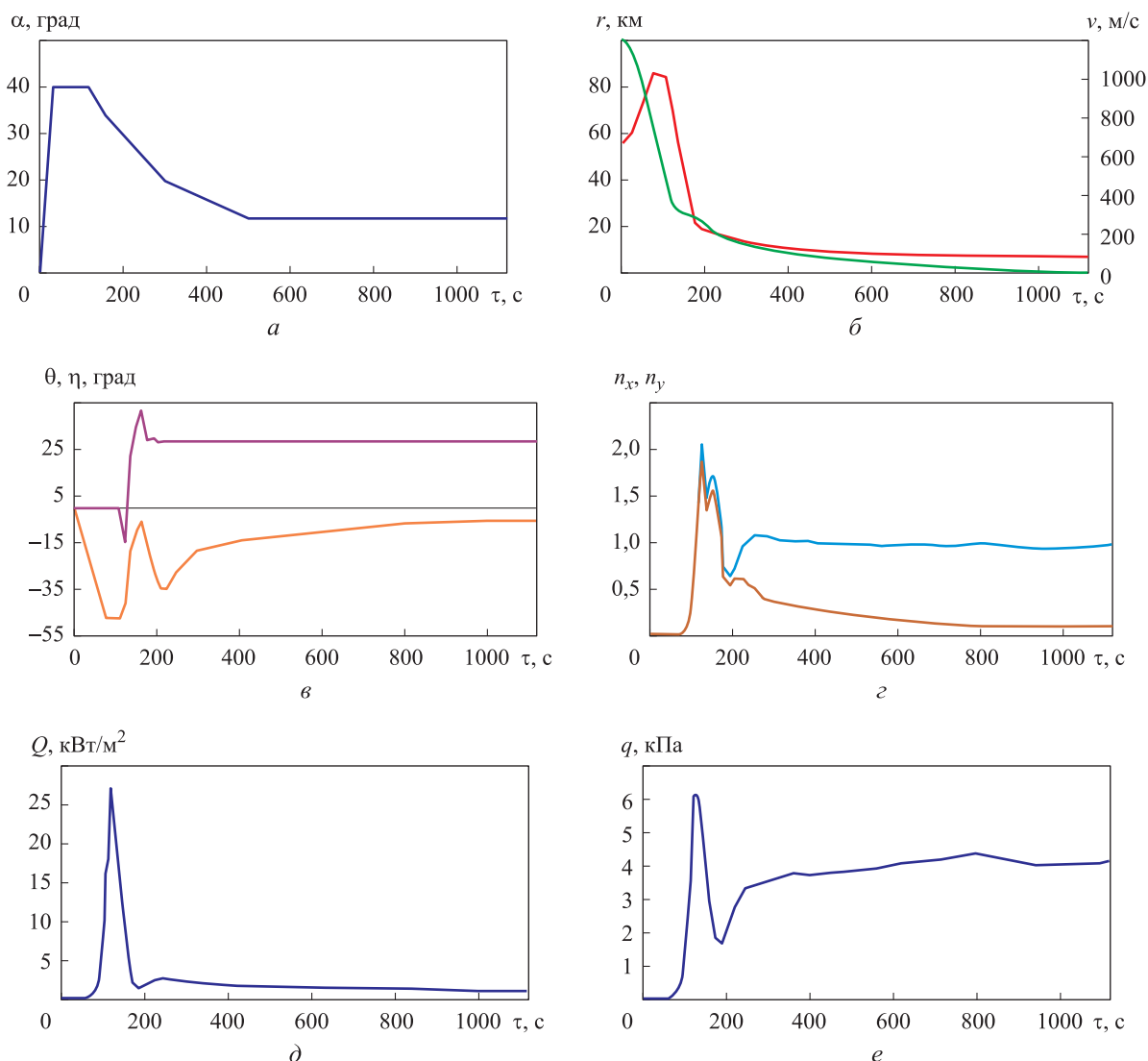


Рис. 9. Зависимости траекторных параметров и ограничений от времени τ :
 а — угла атаки α ; б — высоты r (—) и скорости (—) v полета; в — программы изменения угла наклона траектории θ (—) и угла курса η (—); з — продольной n_x (—) и поперечной n_y (—) перегрузок;
 д — теплового потока Q ; е — скоростного напора q

Анализ полученных результатов показывает, что максимальная скорость полета МКА ТК составляет 1043 м/с (3,07 М) на высоте 63 км. При этом тепловой поток и скоростной напор достигают максимальных значений на высоте около 30 км и составляют 2,6 кВт и 6,1 кПа соответственно, а скорость полета МКА ТК равна 880 м/с (2,6 М).

Выводы

1. По результатам исследования сформирован облик крыла суборбитального крылатого МКА ТК для до- и сверхзвуковых режимов по-

лета. При этом площадь крыла удалось снизить на 25 % по сравнению с площадью исходной конфигурации при обеспечении достаточного уровня подъемной силы для совершения посадки. Аэродинамическое качество при неотклоненных органах управления $K = 3,5$ при посадочном случае и $K = 1,0$ на сверхзвуковом режиме.

2. Выбрана рациональная программа изменения угла атаки, обеспечивающая спуск МКА ТК в атмосфере с минимальными тепловым потоком в критической точке носового затупления (2,6 кВт/м²) и скоростным напором (6,1 кПа).

Литература

- [1] Iacomino C. *Towards more ambitious commercial contributions to space exploration*. In: *Commercial space exploration*. Springer, 2019, pp. 89–95.
- [2] *The annual compendium of commercial space transportation*. Federal Aviation Administration, 2018. 249 p.
- [3] Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2013, № 1, с. 38–42.
- [4] Агеева Т.Г., Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация структуры гибридного композиционного материала для обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 1, с. 4–19, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-4-19>
- [5] Guerster M., Crawley E.F. Architectural options and optimization of suborbital space tourism vehicles. *IEEE Aerospace Conf.*, 2018, doi: <https://doi.org/10.1109/AERO.2018.8396775>
- [6] Seedhouse E. *Suborbital. Industry at the edge of space*. Chichester, Springer, 2014. 184 p.
- [7] Миненко В.Е., Семенов А.Н., Шилиева Е.Н. Проектные особенности спускаемых аппаратов класса «несущий корпус». *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 7, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-7-862>
- [8] Dirx D., Mooij E. Aerothermodynamics. In: *Conceptual shape optimization of entry vehicles applied to capsules and winged fuselage vehicles*. Springer, 2017, pp. 41–71.
- [9] Skinner S.N., Zare-Behtash H. State-of-the-art in aerodynamic shape optimisation methods. *Appl. Soft Comput.*, 2018, vol. 62, pp. 933–962, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2017.09.030>
- [10] Martin M.J., Andres E., Lozano C., et al. Volumetric b-splines shape parametrization for aerodynamic shape design. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2014, vol. 37, pp. 26–36, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.05.003>
- [11] Sivanandam S.N., Deepa S.N. *Introduction to genetic algorithms*. Berlin, Heidelberg, Springer, 2008. 442 p.
- [12] Parsopoulos K.E. Particle swarm methods. In: *Handbook of heuristics*. Cham, Springer, 2018, pp. 639–685.
- [13] Kirkpatrick S., Gelatt C.D., Vecchi M.P. Optimization by simulated annealing. *Science*, 1983, vol. 220, no. 4598, pp. 671–680, doi: <https://doi.org/10.1126/science.220.4598.671>
- [14] Sahab M.G., Toropov V., Gandomi A.H. A review on traditional and modern structural optimization. In: *Metaheuristic applications in structures and infrastructures*. Elsevier, 2013, pp. 25–47.
- [15] Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Анализ температурного состояния и разработка тепловой защиты крыла многоразового космического аппарата туристического класса из гибридного композиционного материала. *Тепловые процессы в технике*, 2018, т. 10, № 5–6, с. 265–272.
- [16] Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата. *Авиакосмическая техника и технология*, 2010, № 2, с. 3–8.
- [17] Резник С.В., Агеева Т.Г. Сравнительный анализ конструктивно-технологического совершенства многоразовых космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, спец. вып, с. 19–34.
- [18] Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Тепловое проектирование обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 12, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1712>
- [19] Лазарев Ю.Н. *Управление траекториями аэрокосмических аппаратов*. Самара, Самар. науч. центр РАН, 2007. 274 с.
- [20] Dirx D., Mooij E. Optimization of entry-vehicle shapes during conceptual design. *Acta Astronaut.*, 2014, vol. 94, no. 1, pp. 198–214, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.08.006>

References

- [1] Iacomino C. Towards more ambitious commercial contributions to space exploration. In: *Commercial space exploration*. Springer, 2019, pp. 89–95.
- [2] *The annual compendium of commercial space transportation*. Federal Aviation Administration, 2018. 249 p.
- [3] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Ageeva T.G. Optimal design of the suborbital reusable spacecraft wing made of polymer composite. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2013, no. 1, pp. 38–42 (in Russ.).
- [4] Ageeva T.G., Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Optimization of hybrid composite material structure for wing skin of tourist class reusable space vehicle. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2018, no. 1, pp. 4–19, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-4-19> (in Russ.).
- [5] Guerster M., Crawley E.F. Architectural options and optimization of suborbital space tourism vehicles. *IEEE Aerospace Conf.*, 2018, doi: <https://doi.org/10.1109/AERO.2018.8396775>
- [6] Seedhouse E. *Suborbital. Industry at the edge of space*. Chichester, Springer, 2014. 184 p.
- [7] Minenko V.E., Semenenko A.N., Shilyaeva E.N. Design features of lifting body aircraft. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2013, no. 7, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2013-7-862> (in Russ.).
- [8] Dirx D., Mooij E. Aerothermodynamics. In: *Conceptual shape optimization of entry vehicles applied to capsules and winged fuselage vehicles*. Springer, 2017, pp. 41–71.
- [9] Skinner S.N., Zare-Behtash H. State-of-the-art in aerodynamic shape optimisation methods. *Appl. Soft Comput.*, 2018, vol. 62, pp. 933–962, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2017.09.030>
- [10] Martin M.J., Andres E., Lozano C., et al. Volumetric b-splines shape parametrization for aerodynamic shape design. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2014, vol. 37, pp. 26–36, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.05.003>
- [11] Sivanandam S.N., Deepa S.N. *Introduction to genetic algorithms*. Berlin, Heidelberg, Springer, 2008. 442 p.
- [12] Parsopoulos K.E. Particle swarm methods. In: *Handbook of heuristics*. Cham, Springer, 2018, pp. 639–685.
- [13] Kirkpatrick S., Gelatt C.D., Vecchi M.P. Optimization by simulated annealing. *Science*, 1983, vol. 220, no. 4598, pp. 671–680, doi: <https://doi.org/10.1126/science.220.4598.671>
- [14] Sahab M.G., Toropov V., Gandomi A.H. A review on traditional and modern structural optimization. In: *Metaheuristic applications in structures and infrastructures*. Elsevier, 2013, pp. 25–47.
- [15] Ashikhmina E.R., Ageeva T.G., Prosuntsov P.V. Temperature state analysis and design of thermal protection of a tourist class space shuttle wing from hybrid composite material. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2018, vol. 10, no. 5–6, pp. 265–272 (in Russ.).
- [16] Ageeva T.G., Dudar E.N., Reznik S.V. Complex design methodology for wing construction of reusable spacecraft. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Space Engineering and Technology], 2010, no. 2, pp. 3–8 (in Russ.).
- [17] Reznik S.V., Ageeva T.G. Comparative analysis of constructional technological state of the art of reusable spacecraft. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2010, spets. vyp. pp. 19–34 (in Russ.).
- [18] Ashikhmina E.R., Ageeva T.G., Prosuntsov P.V. Thermal design of the wing skin of a tourist class reusable spacecraft. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2017, no. 12, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1712> (in Russ.).
- [19] Lazarev Yu.N. *Upravlenie traektoriyami aerokosmicheskikh apparatov* [Managing trajectory of aerospacecraft]. Samara, Samar. nauch. tsentr RAN Publ., 2007. 274 p.
- [20] Dirx D., Mooij E. Optimization of entry-vehicle shapes during conceptual design. *Acta Astronaut.*, 2014, vol. 94, no. 1, pp. 198–214, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.08.006>

Информация об авторах

АШИХМИНА Екатерина Руслановна — ассистент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: ashikhmina.ekaterin@gmail.com).

ПРОСУНЦОВ Павел Викторович — доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация формы крыла и выбор рациональных параметров траектории многоразового космического аппарата туристического класса. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 8, с. 74–86, doi: 10.18698/0536-1044-2021-8-74-86

Please cite this article in English as:

Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Wing Shape Optimization and Selecting Rational Re-Entry Trajectory for Reusable Spacecraft of Tourist Class. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 8, pp. 74–86, doi: 10.18698/0536-1044-2021-8-74-86

Information about the authors

ASHIKHMINA Ekaterina Ruslanovna — Assistant Lecturer, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: ashikhmina.ekaterin@gmail.com).

PROSUNTSOV Pavel Viktorovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: pavel.prosuntsov@mail.ru).



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям учебное пособие «Логистика складирования. Курс лекций» Автор М.О. Орлов

Представлены материалы, предназначенные для самостоятельной работы студентов в целях приобретения базовых знаний по дисциплине «Логистика складирования». Приведены основные понятия, характеристики и параметры систем управления запасами, необходимые определения и термины. Охарактеризованы основные виды подъемно-транспортного оборудования. Рассмотрены показатели степени механизации складов, основные процессы работы склада начиная от момента прихода груза до его конечной отгрузки с территории склада, а также основные этапы осуществления ABC- и XYZ-анализа. Дана классификация запасов на складе по различным видам. Перечислены основные системы управления запасами.

Для студентов МГТУ им. Н.Э. Баумана, обучающихся по направлению подготовки 38.03.02 «Менеджмент» (уровень подготовки бакалавриата).

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@baumanpress.ru; <https://bmstu.press>