



DOI: 10.22363/2312-8143-2021-22-1-36-42  
УДК 629.782

Научная статья / Research article

## Анализ напряженно-деформированного состояния конструкции цельноповоротного вертикального оперения малогабаритного аэрокосмического летательного аппарата

А.А. Чистяков\*, В.П. Тимошенко

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет),  
Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1  
\*E-mail: chistyakov\_andrew@outlook.com

### История статьи

Поступила в редакцию: 15 июля 2020 г.  
Доработана: 04 сентября 2020 г.  
Принята к публикации: 12 октября 2020 г.

**Аннотация.** В представленной работе были рассмотрены наиболее рациональные схемы конструирования обшивки цельноповоротного вертикального оперения (киля). Критерии, в соответствии с которыми выбирались схемы конструирования обшивок, соответствуют условиям функционирования аэрокосмического летательного аппарата на траектории спуска в атмосфере. В процессе конструирования силовой схемы киля (каркаса) учитывались требования, предъявляемые к многообразным конструкциям аппаратов туристического класса, такие как максимальная простота и выносимость изделия. Для определения механических нагрузок, действующих на киль в процессе его движения в воздушной среде, проводилось численное моделирование аэродинамического обтекания профиля киля в 5 произвольных точках траектории полета. Параметрами, по которым проводился анализ, являются скорость полета, плотность и вязкость среды. Из 5 полученных полей динамического давления, действующего на киль, в качестве граничных условий для анализа напряженно-деформированного состояния конструкции использовалось поле, создающее наибольшую распределенную нагрузку. Решалась задача механического нагружения конструкции киля отдельно для каждой из рассмотренных ранее конструктивных схем обшивок. На основании полученных результатов расчетов, путем сравнения прогибов на линии, соединяющей поперечные силовые элементы каркаса, была выбрана оптимальная схема конструирования обшивки.

**Ключевые слова:** аэрокосмический летательный аппарат, аэродинамическое обтекание, цельноповоротное вертикальное оперение, обшивка киля

### Для цитирования

Чистяков А.А., Тимошенко В.П. Анализ напряженно-деформированного состояния конструкции цельноповоротного вертикального оперения аэрокосмического летательного аппарата // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2021. Т. 22. № 1. С. 36–42. <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-36-42>

© Чистяков А.А., Тимошенко В.П., 2021



This work is licensed under a Creative Commons Attribution 4.0 International License  
<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

## Stress-strain state analysis of the design of full-turning vertical empennage for aero-spacecraft

Andrey A. Chistyakov\*, Valery P. Timoshenko

Bauman Moscow State Technical University (National Research University of Technology),  
5 2-ya Baumanskaya St, bldg 1, Moscow, 105005, Russian Federation

\*E-mail: chistyakov\_andrew@outlook.com

### Article history

Received: July 15, 2020

Revised: September 04, 2020

Accepted: October 12, 2020

**Keywords:** aero-spacecraft, aerodynamic flow-around, full-turning vertical empennage, stabilator skin

**Abstract.** In this work, the most rational schemes to designing the skin of a full-turning vertical empennage element (stabilator) have been studied. Skin designing schemes were chosen according to aero-spacecraft operating conditions in the re-entry trajectory. During designing process, the requirements for reusable structures of tourist-class aero-spacecrafts were taken into account, such as: maximum simplicity and endurance of the product. To determine the mechanical loads acting on the keel during its movement in the air, a numerical simulation of the aerodynamic flow-around the stabilator profile at 5 arbitrary points on the flight path was carried out. The parameters used for the analysis are: flight velocity, density and viscosity of the air. Of the 5 obtained fields of dynamic pressure acting on the stabilator, the field that creates the largest distributed load was used as the boundary condition for the analysis of the stress-strain state of the structure. The problem of mechanical loading of the stabilator was solved separately for each of the previously studied structural schemes of the skin. Based on the obtained calculation results the optimal skin structural scheme was chosen by comparing the displacements on the line connecting ribs.

### For citation

Chistyakov AA, Timoshenko VP. Stress-strain state analysis of the design of full-turning vertical empennage for aero-spacecraft. *RUDN Journal of Engineering Researches*. 2021;22(1):36–42. (In Russ.) <http://dx.doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-1-36-42>

### Введение

Известны разработки аэрокосмических летательных аппаратов, главной отличительной особенностью которых является способность многократно отправляться на орбиту и возвращаться обратно с полезным грузом на борту [1]. В качестве метода возврата такие аппараты используют аэродинамическое планирование [2]. Наиболее известными являются американский «Space Shuttle» и советский «Буран» [34]. Изначальная идея, предшествующая созданию этих аппаратов, предполагала снижение стоимости вывода килограмма полезного груза за счет существенной экономии, обеспечиваемой использованием единожды созданного аппарата многократно для различных миссий. При этом экономия могла быть возможна только при условии удовлетворительного спроса на реализацию пусков.

Однако нехватка спроса на подобные услуги и, в случае со «Space Shuttle», катастрофы челноков «Challenger» и «Columbia», а также многочисленные технические проблемы свели изначальную идею на нет [5].

По некоторым причинам разработка аппаратов такого типа актуальна и сейчас. Одна из наиболее важных причин — вероятное возникновение в будущем высокого спроса на доставку полезных ископаемых и научных образцов с других планет [6]. Другая существенная причина — уже сейчас бурно развивающийся суборбитальный, орбитальный и лунный туризм.

В настоящее время разработки космических аппаратов туристического класса ведут несколько компаний, конкурирующих в каждом из типов туризма. Virgin Galactic (аэрокосмический аппарат Space Ship Two) и Blue Origin (капсула New Shepard) — представители суборбитального туризма. Boeing (капсула

CST-100 Starliner), Bigelow Aerospace (орбитальный модуль В330), Orion Span (орбитальная станция Aurora) и Axiom Space (орбитальная станция Axiom) занимаются развитием орбитального туризма [9—12]. SpaceX (аэрокосмический аппарат Starship) предлагает туризм за пределами околоземного пространства — к Луне и Марсу [13].

Кроме того, в течение нескольких лет в МГТУ им. Н.Э. Баумана ведется разработка суборбитального космического аппарата «Одуванчик» (рис. 1), выполненного по самолетной схеме [14].

В качестве органов управления в аппаратах самолетного типа, использующих для возврата метод аэродинамического планирования, применяются элементы вертикального оперения (кили). Наибольшая эффективность килей достигается путем проектирования его конструкции по цельноповоротной схеме. Преимущество цельноповоротной схемы перед классической схемой, включающей статичный профиль с подвижным рулем направления в его задней части, заключается в возможности поворота всей конструкции аэродинамического профиля вокруг центральной оси, что позволяет генерировать боковую аэродинамиче-

скую силу одинаково эффективно в большом диапазоне скоростей [15]. Важной задачей при проектировании килей является выбор конструкционных материалов, учитывающих разнородные условия функционирования изделия, а также определение облика силовой схемы и внешней обшивки. Силовой набор и обшивка должны обеспечивать жесткость конструкции, поскольку аэродинамический профиль в процессе обтекания должен строго сохранять форму, что позволит избежать возникновения нерасчетных возмущенных потоков, завихрений и вредоносных вибраций.

Цель данной работы заключается в определении наиболее эффективной схемы конструирования обшивки профиля килей и анализе подходящих материалов.

## 1. Определение конструктивно-компоновочной схемы

Условия работы килей предполагают высокие тепловые нагрузки при планировании на больших высотах [16]. На низких высотах на киль действует динамический скоростной напор, обусловленный высокой скоростью полета  $V$  и плотностью воздуха  $\rho$  [17].



Рис. 1. Суборбитальный аэрокосмический аппарат «Одуванчик», МГТУ им. Н.Э. Баумана  
Figure 1. Suborbital aero-spacecraft «Oduvanchik», Bauman Moscow State Technical University

Возможность создания теплозащитных покрытий из керамоматричных композиционных материалов рассматривается в работах [18—21]. Однако, поскольку аппарат многоразового типа максимально эффективен при минимальном количестве межполетных операций, было принято решение упростить конструкцию кияля путем отказа от использования теплозащиты. Причиной этого стал факт необходимости межполетного тестирования существующих сегодня теплозащитных покрытий или даже полной их замены [22].

На участке плазмообразования тепловые нагрузки на киль гораздо меньше, нежели на днище или крылья, поскольку киль находится в теневой зоне летательного аппарата, планирующего под углом атаки  $\alpha = 40^\circ$  [23]. В качестве критерия выбора материалов, подходящих для изготовления изделия без применения теплозащиты, использовалось известное распределение температур по профилю (рис. 2). В соответствии с информацией о величинах нагрева были выбраны композиционные керамические материалы, армированные углеродными волокнами и титановые сплавы [24].

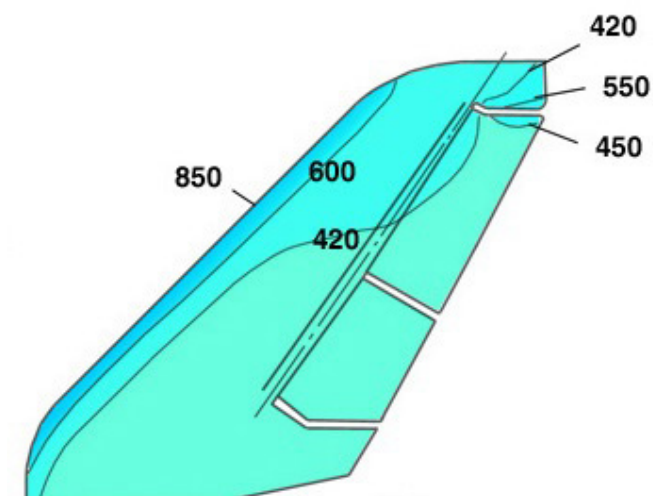


Рис. 2. Распределение температур, °С, по поверхности кияля [4]

Figure 2. Temperature values, °С, on the airfoil surface [4]

Температура на линии растекания достигает 850 °С. Следовательно, единственный материал, рациональный для изготовления носка, — углерод-керамический композит. В остальных зонах температура значительно ниже, что дает возможность использовать титан для всех элементов силового каркаса. Предметом

наибольшего интереса являются обшивки изделия, так как существует несколько схем их конструирования, в отличие от силового каркаса кияля, конструкция которого стандартна и включает в себя набор лонжеронов и нервюр [25]. Силовой каркас цельноповоротного кияля представлен на рис. 3.

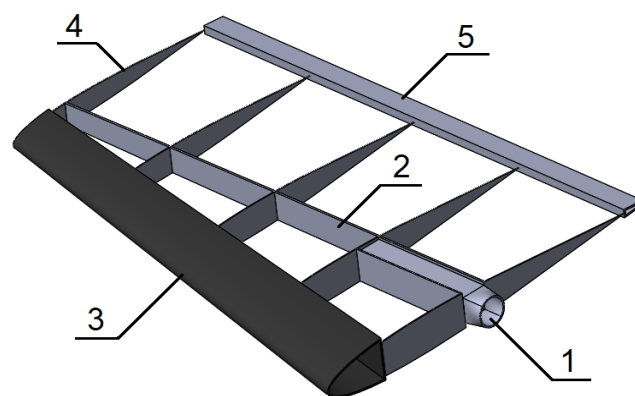


Рис. 3. Силовой каркас кияля:

1 — ось; 2 — лонжерон; 3 — носок; 4 — нервюра; 5 — стержень

Figure 3. The stabilator carcass:

1 — axis; 2 — spar; 3 — leading edge; 4 — rib; 5 — back edge

Обшивки могут быть представлены как в виде листа из титанового сплава или углерод-керамических композиционных материалов, так и в виде более сложной трехслойной конструкции с сотовым наполнителем.

## 2. Определение действующих механических нагрузок

Для определения силовых нагрузок, возникающих при движении профиля кияля в воздушной среде, использовался модуль для решения задач гидрогазодинамики Fluent, включенный в программный пакет для численного моделирования ANSYS.

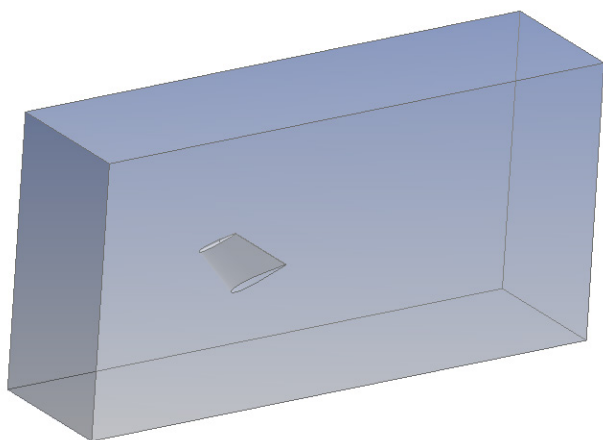
На основании данных о параметрах типичной траектории спуска аэрокосмического летательного аппарата, были выбраны 5 расчетных точек (табл. 1) [26].

Для этих точек решалась задача внешнего обтекания профиля кияля набегающим потоком под углом 15 градусов к плоскости симметрии. Такое направление потока создает наиболее опасные асимметричные нагрузки. Для анализа использовалась модель объема воздушной среды с размерами, обеспечивающими

получение достоверных результатов в пристеночном слое обтекаемого тела. Размеры определялись так, чтобы расчетная область позволяла полноценно моделировать все огибающие потоки. Геометрическая модель расчетной области изображена на рис. 4.

**Таблица 1**  
Точки траектории, выбранные для анализа внешнего обтекания кия

№	Высота полета, м Flight altitude, m	Скорость полета, м/с Flight velocity, m/s
1	11560	274
2	8970	237
3	6790	209
4	4850	189
5	380	156



**Рис. 4.** Геометрическая модель расчетной области  
**Figure 4.** Geometric model of the calculation domain

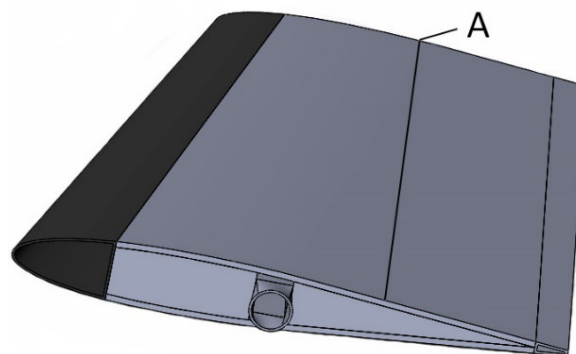
### 3. Анализ напряженно-деформированного состояния обшивок кия

Для расчета напряженно-деформированного состояния использовался модуль Static Structural пакета ANSYS. Геометрическая модель, использовавшаяся в расчете, представлена на рис. 5.

За основу была взята трехслойная конструкция из титанового сплава с сотовым наполнителем толщиной 10 мм. Толщины двух других обшивок определялись таким образом, чтобы их масса соответствовала массе трехслойной конструкции. Так, толщина ли-

ста из титанового сплава — 0,54 мм, толщина листа из углерод-керамического композита — 1,16 мм. Внешние нагрузки задавались в соответствии с максимальным действующим на киль динамическим давлением, определенным в анализе внешнего обтекания.

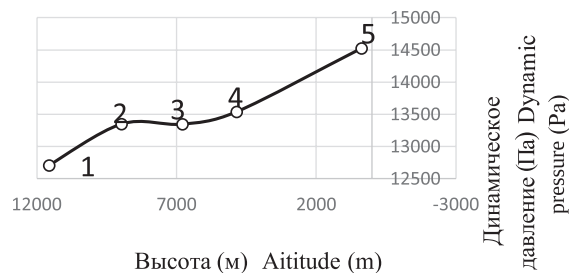
Оценка эффективности обшивок проводилась путем сравнения прогиба обшивки на линии А (см. рис. 4), расположенной между продольными силовыми элементами (см. рис. 3). Прогиб рассматривался в направлении по нормали к поверхности.



**Рис. 5.** Геометрическая модель кия  
**Figure 5.** Stabilator geometric model

### 4. Результаты и обсуждение

В результате анализа внешнего обтекания было получено действующее на киль динамическое давление в каждой из расчетных точек. Зависимость динамического давления от высоты полета представлена на графике рис. 6, на котором отчетливо видно, что максимальная нагрузка, действующая на киль, формируется на высоте 380 м, достигая значения 14520 Па.



**Рис. 6.** Действующее на киль динамическое давление набегающего потока по высоте полета  
**Figure 6.** Dynamic pressure, acting on stabilator, by flight altitude

Распределение динамического давления, действующего на наветренной и подветренной сторонах кия в наиболее нагруженной точке траектории полета 5 показано на рис. 7.

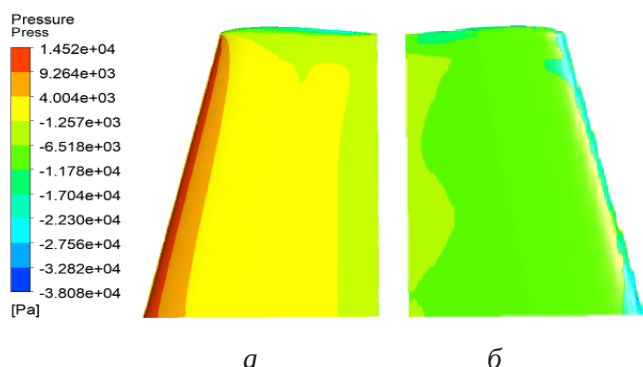


Рис. 7. Распределение динамического давления на поверхности кия: а – наветренная сторона; б – подветренная сторона

Figure 7. Dynamic pressure distribution on stabilator surface: а – windward side, б – lee side

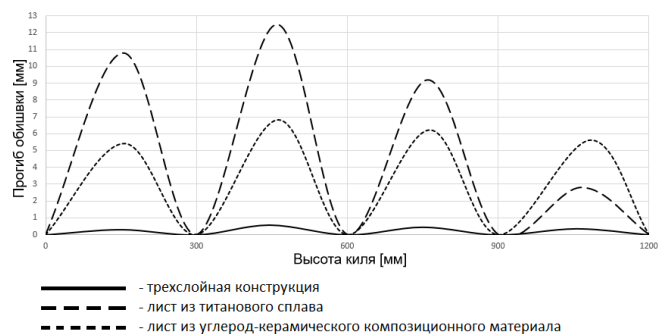


Рис. 8. Прогибы обшивки по высоте кия (ось абсцисс – линия, соединяющая точки касания нервюр с обшивками)

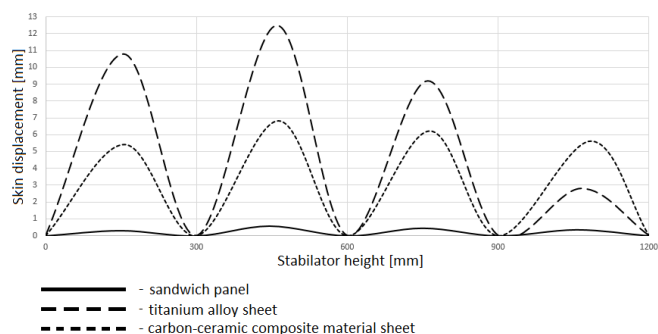


Figure 8. Skin displacements by stabilator height (absciss axis – the line, connecting places, where skin touches the ribs)

По результатам анализа напряженно-деформированного состояния обшивок, представленным на рис. 8, можно судить о том, что трехслойная конструкция является оптимальной, поскольку имеет наименьший прогиб при заданных нагрузках. Помимо этого расчет показал, что листы из титанового сплава и углерод-керамического композита, эквивалентные по массе трехслойной конструкции, не выдерживают действующих нагрузок, испытывая напряжения, превышающие предел прочности материалов.

Несмотря на доказанную расчетом эффективность трехслойной конструкции в качестве обшивки, не стоит забывать об экономических аспектах, а именно о степени сложности технологии ее изготовления и сборки с остальными узлами конструкции кия. Монолитный лист титана легко изготавливается прокаткой, принимает любую форму штамповкой и может быть закреплен на несущем каркасе при помощи клепки. Трехслойная конструкция намного сложнее в изготовлении, поскольку подразумевает операции пайки в вакууме, а также при сборке, так как требует дополнительных переходных элементов для крепления к каркасу.

Таким образом, выбор между той или иной схемой конструирования обшивки может во многом зависеть не столько от конкретных показателей эффективности «в числах», сколько от стоимости изготовления.

## Список литературы / References

1. *Shuttle technical facts*. Available from: [http://www.esa.int/Science\\_Exploration/Human\\_and\\_Robotic\\_Exploration/Space\\_Shuttle/Shuttle\\_technical\\_facts](http://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Space_Shuttle/Shuttle_technical_facts) (accessed: 16.02.2020).
2. *Advanced Aerospace Medicine On-line*. Section 4.1.7: Returning from space: Reentry. Available from: [https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/avs/offices/aam/cami/library/online\\_libraries/aerospace\\_medicine/tutorial/media/iii.4.1.7\\_returning\\_from\\_space.pdf](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/avs/offices/aam/cami/library/online_libraries/aerospace_medicine/tutorial/media/iii.4.1.7_returning_from_space.pdf) (accessed: 16.02.2020).
3. *Space shuttle*. Available from: [https://www.nasa.gov/mision\\_pages/shuttle/main/index.html](https://www.nasa.gov/mision_pages/shuttle/main/index.html) (accessed: 16.02.2020).
4. *Энциклопедия крылатого космоса*. Available from: <http://www.buran.ru/htm/homepage.htm> (дата обращения: 19.02.2020).
5. *Space shuttle. Issues associated with the Vandenberg launch site*. U.S. GAO Briefing Report no. NSIAD-87-32BR, 1986.
6. *ESA space resources strategy*. Available from: [https://sci.esa.int/documents/34161/35992/1567260390250-ESA\\_Space\\_Resources\\_Strategy.pdf](https://sci.esa.int/documents/34161/35992/1567260390250-ESA_Space_Resources_Strategy.pdf) (accessed: 15.02.2020).
7. *Virgin Galactic*. Available from: <https://www.virgingalactic.com/learn/> (accessed: 22.02.2020).

8. *Blue Origin*. Available from: <https://www.blueorigin.com/new-shepard/> (accessed: 22.02.2020).
9. *Boeing*. Available from: <https://www.boeing.com/space/starliner/> (accessed: 22.02.2020).
10. *Bigelow Aerospace*. Available from: <https://bigelow-aerospace.com/pages/b330/> (accessed: 22.02.2020).
11. *Orion Span*. Available from: <https://www.orionspan.com/> (accessed: 22.02.2020).
12. *Axiom Space*. Available from: <https://www.axiom-space.com/axiom-station> (accessed: 22.02.2020).
13. *SpaceX*. Available from: <https://www.spacex.com/starship> (accessed: 22.02.2020).
14. 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.
- Ageeva TG, Dudar EN, Reznik SV. Kompleksnaya metodika proektirovaniya konstrukcii kryla mnogorazovogo kosmicheskogo apparata [Complex methodology for designing the wing structure of a reusable spacecraft] *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya [Aerospace Engineering and Technology]*. 2010;2:3–8.
15. Abzug MJ, Larrabee EE. *Airplane stability and control*. Second edition. A history of the technologies that made aviation possible. Cambridge university press; 2002.
16. Ko WL, Quinn RD, Gong L. Finite-element reentry heat-transfer analysis of space shuttle orbiter. *NASA technical*. 1986;paper 2657:56.
17. Lyndon B. Space shuttle technical conference. *NASA conference*, 1983; Publication 2342, Part 1: 597.
18. Reznik SV, Prosuntsov PV, Mikhailovskii KV. Prediction of thermophysical and thermomechanical characteristics of porous carbon–ceramic composite materials of the heat shield of aerospace craft. *J. Eng. Phys. Thermophy.* 2015;88(3):594–601. <http://dx.doi.org/10.1007/s10891-015-1227-1>
19. Reznik SV, Mikhailovskii KV, Prosuntsov P.V. Heat and mass transfer in the chemical vapor deposition of silicon carbide in a porous carbon–carbon composite material for a heat shield. *J. Eng. Phys. Thermophy.* 2017;90(2):291-300. <http://dx.doi.org/10.1007/s10891-017-1567-0>
20. Reznik SV, Prosuntsov PV, Mikhaylovskii KV. Development of elements of reusable heat shields from a carbon–ceramic composite material 1. Theoretical forecast. *J. Eng. Phys. Thermophy.* 2019;92(1):89-94. <http://dx.doi.org/10.1007/s10891-019-01910-0>
21. Reznik S, Prosuntsov P, Mikhaylovskiy K. Development verification of coatings made from porous ceramic-matrix composite materials. *MATEC Web of Conferences*. 2018; 224: 03019. <http://dx.doi.org/10.1051/mateconf/201822403019>.
22. *The space shuttle and its operations. Processing the shuttle for flight*. Available from: [https://www.nasa.gov/centers/johnson/pdf/584723main\\_Wings-ch3b-pgs74-93.pdf](https://www.nasa.gov/centers/johnson/pdf/584723main_Wings-ch3b-pgs74-93.pdf) (accessed: 25.02.2020).
23. Zakkay V, Miyazawa M, Wang C. *Lee surface flow phenomena over Space Shuttle at large angles of attack at M infinity* = 6. 1975.
24. Prosuntsov PV, Taraskin NY. Theoretical and numerical characterization of the thermal physical properties of carbon ceramic materials. *MATEC Web of Conferences*, 2016;72: 1–7.
25. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. М.: Изд-во Машиностроение, 1995. 415 с.
- Zhitomirskij GI. *Konstrukciya samoletov [Aircraft design]*. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1995. (In Russ.)
26. Агеева Т.Г. Разработка методики проектирования теплонагруженных элементов конструкций крыльев суборбитальных многоразовых космических аппаратов: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.03: защищена 06.04.17. М., 2017. 183 с.
- Ageeva TG. *Razrabotka metodiki proektirovaniya teplonagruzhennyh elementov konstrukcij kryl'ev suborbital'nyh mnogorazovyh kosmicheskikh apparatov [Development of methods for designing heat-loaded structural elements of wings of suborbital reusable spacecraft]*: dis. ... candidate of technical sciences: 05.07.03: defended 06.04.17. Moscow, 2017.

#### Сведения об авторах

**Чистяков Андрей Андреевич**, магистрант кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; e-mail: [chistyakov\\_andrew@outlook.com](mailto:chistyakov_andrew@outlook.com).

**Тимошенко Валерий Павлович**, профессор кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; д-р техн. наук; Scopus ID: 55808962800, eLIBRARY Author ID: 176624; e-mail: [moltim@yandex.ru](mailto:moltim@yandex.ru)

#### About the authors

**Andrey A. Chistyakov**, Master Student of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU; e-mail: [chistyakov\\_andrew@outlook.com](mailto:chistyakov_andrew@outlook.com)

**Valery P. Timoshenko**, Professor of the Department SM-13 Rocket and Space Composite Structures, BMSTU; Dr. Sc.; Scopus ID: 55808962800, eLIBRARY Author ID: 176624; e-mail: [moltim@yandex.ru](mailto:moltim@yandex.ru)