

Оптимизация параметров аэрокосмической системы с помощью CFD-моделирования

© В.И. Бузулук, С.М. Михалёв

Центральный аэрогидродинамический институт имени Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Московская область, 140180, Россия

Аэрокосмическая система основана на ракетном способе выведения на низкую орбиту, является трехступенчатой и состоит из дозвукового самолета-носителя, гиперзвукового самолета-разгонщика и воздушно-космического самолета. Для улучшения аэродинамического совершенства и летных характеристик аэрокосмической системы оптимизированы проектные параметры гиперзвукового самолета-разгонщика для трех видов горючего (водород, метан и керосин). Проведен расчет обтекания аэрокосмической системы в сборе и ее ступеней. Движение потока смоделировано решением уравнений Навье — Стокса с применением турбулентной модели Menter SST $k-\omega$. Для валидации численных методов было проведено сравнение с имеющимися данными.

Ключевые слова: *альтернативное топливо, аэрокосмическая система, конфигурация облика*

Введение. В России и за рубежом проводятся исследования много-разовых ракетно-космических систем. В 1980-х гг. в СССР был разработан и построен многоразовый орбитальный самолет «Буран» [1]. В период 1993–2003 гг. по заказу Федерального космического агентства в ЦНИИМаш и ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского (далее — ЦАГИ) были проведены комплексные исследования перспектив создания многоразовых космических транспортных систем — НИР «Орел» [2]. Кроме того, в Германском центре авиации и космонавтики (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. — DLR) разрабатывается концепция суборбитального гиперзвукового гражданского самолета (космоплана) SpaceLiner [3], представляющего собой двух-ступенчатую ракетную систему вертикального старта взлетной массой 1855 т для межконтинентальных перелетов.

В последние годы в ЦАГИ проводится исследование аэрокосмической системы с низкой стоимостью транспортировки грузов на орбиту и минимальным экологическим влиянием [4] (рис. 1), которая может использоваться для межконтинентальных перелетов (на расстояние 15...18 тыс. км). Например, ежедневный рейс Москва—Сидней сможет обеспечить перевозку от 3 до 5 пассажиров в каждом направлении.

Цель работы — определение основных проектных параметров аэрокосмической системы нового поколения и оценка влияния раз-

личных видов топлива на основные технические характеристики ракетной системы (массу полезной нагрузки, размеры ступеней, объемы топливных баков и т. д.) с использованием CFD-моделирования.

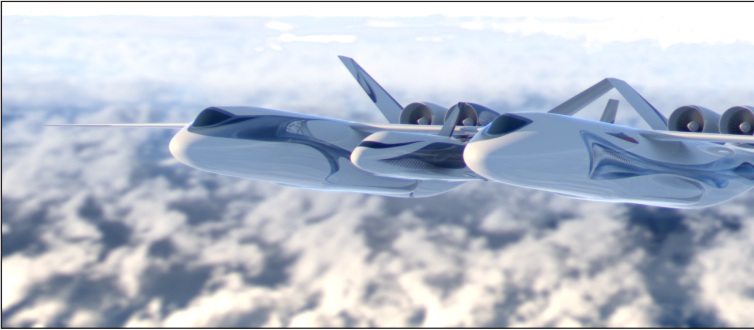


Рис. 1. Аэрокосмическая система

Обоснование выбранной концепции. Масса полезной нагрузки (ПН) находится в зависимости от сухой массы для различных транспортных крылатых многоразовых систем [5] (рис. 2): одноступенчатой — SSTO, двухступенчатой — TSTO, при взлете с разгонной тележки — SSTO-SL, воздушном взлете — SSTO-AL, горизонтальном взлете с использованием шасси (H), вертикальном взлете с Земли (V).

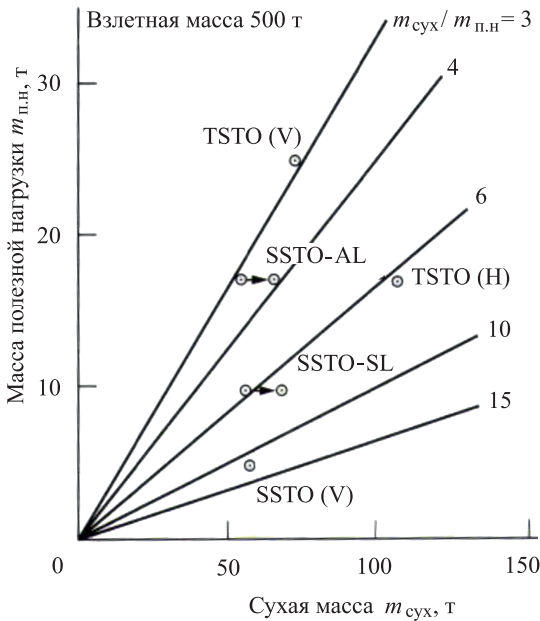


Рис. 2. Зависимость массы полезной нагрузки от сухой массы для различных транспортных систем

Как видно на рис. 2, двухступенчатая система существенно лучше одноступенчатой, система с воздушным стартом — лучше системы с наземным стартом (в качестве критерия оптимальности взято отношение массы полезной нагрузки к сухой массе). Исходя из этого была выбрана концепция двухступенчатой ракетной системы с воздушным стартом при принятой стартовой массе 120 т.

Разработка аэрокосмической системы. Методология исследований основана на обобщении и анализе расчетно-теоретического научно-технического задела, накопленного в ЦАГИ в данной области, в том числе в сфере авиационно-космических систем многоразового использования, а также на дополнительных расчетных исследованиях с использованием комплексов вычислительных программ, разработанных в ЦАГИ.

Сформирован облик двух вариантов дозвукового самолета-носителя — на базе самолета Ил-76 и проекта ЭМЗ им. М.В. Мясищева — самолета М-60. Основные данные двухфюзеляжных самолетов-носителей (табл. 1) получены с использованием характеристик исходных самолетов и эмпирических формул для масс отдельных элементов. Масса топлива для дозвукового самолета-носителя на базе самолета М-60 составляет 50 т, на базе самолета Ил-76 — 27 т. В первом случае взлетная масса аэрокосмической системы составляет 348 т, во втором — 330 т.

Таблица 1

Массовые характеристики дозвукового самолета-носителя, т

Параметр	М-60	Ил-76
Взлетная масса (max)	348	330
Сухая масса	174	180
Полезная нагрузка	120 (34,5 %)	120 (36,4 %)
Посадочная масса	176,8	182,8

При формировании облика летательного аппарата существенное значение имеет выбор типа топлива. Известно, что с точки зрения обеспечения наибольшей массы полезной нагрузки на последней ракетной ступени следует использовать топливо с наивысшим удельным импульсом. Поэтому на ВКС применено водородно-кислородное топливо (рис. 3). Применительно к гиперзвуковому самолету-разгонщику рассмотрены три типа альтернативного топлива — на основе керосина, жидкого метана и жидкого водорода (окислитель — жидкий кислород).

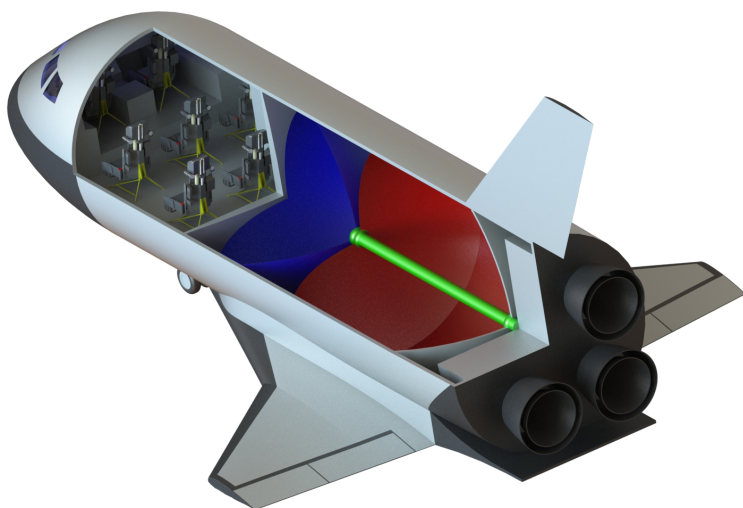


Рис. 3. Вид воздушно-космического самолета в разрезе

CFD-расчет траектории полета и основных характеристик аэрокосмической системы. При решении задачи формирования облика аэрокосмической системы необходимо провести детальный системный анализ, в том числе многочисленные вычисления, такие, как расчет оптимизации траектории [6], определение проектных параметров и CFD-расчет.

CFD-моделирование отдельных элементов и аэрокосмической системы в целом проведено с помощью высокопроизводительных вычислительных систем. Решатель CFD — CFX применен совместно с широко распространенной моделью турбулентности Menter SST $k-\omega$ [7]. Использован гибридный квадро-доминантный способ построения сетки в полуавтоматическом режиме, когда объект вручную геометрически разбивается на несколько несущих поверхностей либо тел.

Для верификации вычислительных методов провели сравнение трубного эксперимента по самолету М-60 с имеющимися данными. CFD-расчеты дали удовлетворительные результаты.

Так, крейсерское число Маха исходного самолета М-60 и дозвукового самолета-носителя на его базе оказалось практически одинаковым, однако произведение $K \cdot M$ снизилось на $\sim 12\%$. Зависимость аэродинамического качества аэрокосмических систем от угла атаки иллюстрируют рис. 4, 5.

Степень статической устойчивости ракетной системы в момент ее отделения от ступеней при посадке обеспечивал соответствующий выбор геометрических параметров компоновок.

С точки зрения акустического воздействия на окружающую среду самолет М-60 предпочтительнее вследствие экранирования шума

двигателей эллиптическим фюзеляжем. Однако произведение $K \cdot M$ больше на 6 % у аэрокосмической системы на базе самолета Ил-76 вследствие меньшей площади миделя, а также у этой системы возрастает скорость разделения и, как следствие, масса полезной нагрузки воздушно-космического самолета увеличивается на 2,5 % по сравнению с аэрокосмической системой на базе самолета М-60.

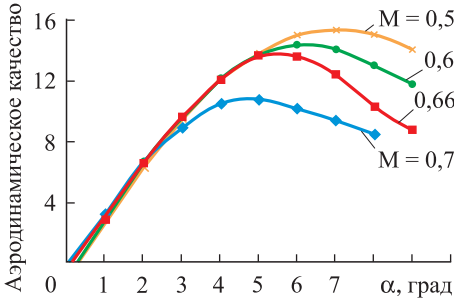


Рис. 4. Аэродинамическое качество аэрокосмической системы на базе самолета М-60

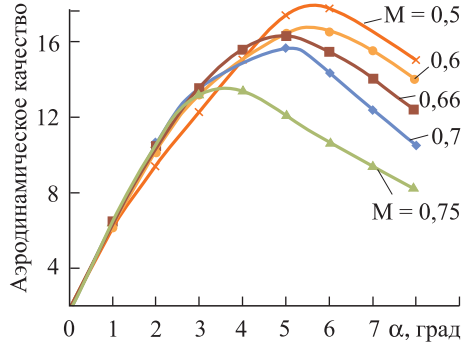
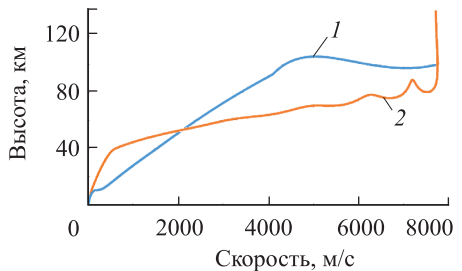


Рис. 5. Аэродинамическое качество аэрокосмической системы на базе самолета Ил-76

В целях иллюстрации рассмотрена траектория полета аэрокосмической системы и ее ступеней на межконтинентальное расстояние ($L = 16$ тыс. км) для кислородно-водородного топлива гиперзвукового самолета-разгонщика (рис. 6).

Рис. 6. Траектория аэрокосмической системы:
1 — разгон аэрокосмической системы и ее ступеней; 2 — планирование воздушно-космического самолета



Такую задачу в той или иной постановке решали многие исследователи с использованием как приближенно оптимального, так и строго оптимального управления. В работах [8–10] задача выведения на орбиту была решена исходя из принципа максимума путем сквозной оптимизации траектории от начала предстартового маневра дозвукового самолета-носителя до момента выхода на орбиту с учетом различных ограничений. В работе [11] решена задача выведения на орбиту ракетно-космической системы, стартующей со сверхзвукового самолета-носителя, также используя сквозную оптимизацию с применением принципа максимума.

Принято, что максимальная допустимая перегрузка составляет 1,7. Оптимизируемыми параметрами являются тяговооруженность гиперзвукового самолета-разгонщика и воздушно-космического самолета и фазовые переменные в момент разделения ступеней в начале и конце активного участка полета. Расчеты траектории проводились с использованием приближенно оптимальных законов управления углом атаки и тягой жидкостного ракетного двигателя. Все траектории начинаются с горизонтального взлета, набора высоты, затем следует маневр «горка» и отсоединение ракетной системы. При этом для водородного гиперзвукового самолета-разгонщика оптимальные параметры траектории в момент отделения ракетно-космической системы составляют: угол наклона траектории — $\theta = 17^\circ$, высота — 10 км и $M = 0,63$.

Максимальная скорость воздушно-космического самолета достигает 7,8 км/с на высоте 100 км в конце активного участка. Далее полет воздушно-космической системы происходит по баллистической траектории с апогеем 140 км. После входа в атмосферу его планирование происходит на постоянном угле атаки ($\alpha = 45^\circ$), позволяющем снизить аэродинамический нагрев во время спуска с орбиты.

Для определения массы полезной нагрузки воздушно-космической системы был сформирован облик аэрокосмической системы в сборе и ее ступеней, а также определены основные весовые, геометрические и другие характеристики. Для использования криогенных видов топлива потребуется новая аэропортовая инфраструктура. Жидкий водород имеет наибольший удельный импульс и существенно меньшую плотность, чем керосин. Жидкий метан занимает промежуточное положение между водородом и керосином. Расчеты показали, что при переходе с керосинового на водородный вид топлива у гиперзвукового самолета-разгонщика одновременно увеличиваются скорость отделения воздушно-космического самолета (с 3 750 до 4 100 м/с) и его стартовая масса (с 17,76 до 20,87 т). В результате масса полезной нагрузки (ПН) при использовании водородного вида топлива увеличивается до 3,2 т, что соответствует суммарной численности в семь человек против пяти для метанового и керосинового вариантов (табл. 2).

Таблица 2

Характеристика ракетной системы гиперзвукового самолета-разгонщика в зависимости от вида используемого топлива

Параметр	Керосин + + кислород	Метан + + кислород	Водород + + кислород
Объем топлива, м ³	92,4	112,6	240,5
Масса самолета-разгонщика, т	102,2	102,2	99,1
Масса воздушно-космического самолета, т	17,8	17,8	20,9
Масса полезной нагрузки, т	2,2	2,3	3,2
Экипаж + пассажиры, чел.	2 + 3	2 + 3	2 + 5

Экономическая эффективность аэрокосмической системы при выведении полезной нагрузки на орбиту. Стоимость выведения ПН на орбиту зависит в основном от массы конструкции ступеней ракетной системы. Расчеты показали, что в зависимости от вида топлива относительная сухая масса, а также удельная стоимость выведения на орбиту отличаются не более чем на 5 %. Следовательно, с точки зрения экономической эффективности все три варианта аэрокосмической системы практически одинаковы, а в вопросе выбора топлива необходимо руководствоваться техническими, экологическими и другими принципами.

Сравнение рассматриваемой аэрокосмической системы с одноступенчатой ракетой-носителем показало, что удельную стоимость выведения можно снизить в 2 раза и более при условии суммарного грузопотока на орбиту свыше 3 тыс. т.

Заключение. Сформирован облик аэрокосмической системы на базе двух вариантов двухфюзеляжных самолетов-носителей и трех вариантов ракетной системы на альтернативных видах топлива. Определены основные характеристики ракетных ступеней и аэрокосмической системы в целом. С помощью CFD-моделирования установлено, что самолет-носитель на базе самолета Ил-76 может обеспечить большую скорость и высоту старта ракетно-космической системы. Вследствие этого масса полезной нагрузки воздушно-космического самолета возрастает на 2,5 %. Наибольшую массу полезной нагрузки обеспечивает кислородно-водородный вид топлива гиперзвукового самолета-разгонщика.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лозино-Лозинский Г.Е., Братухин А.Г., ред. *Авиационно-космические системы. Сб. статей.* Москва, Изд-во МАИ, 1997, 416 с.
- [2] Anfimov N.A. Russian "Oryol" Program. ORYOL — FESTIP Cooperation Comparison of Concepts and First Conclusions. *AIAA Journal*, AIAA 1998-1544, 11 p.
- [3] Sippel M., Schwanekamp T., Trivailo O., Kopp A., Bauer C., Garbers N. Space-Liner Technical Progress and Mission Definition. 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Technologies and Systems Conference. *AIAA Journal*, AIAA 2015-3582, 23 p.
- [4] Михалев С.М. Аэрокосмическая система для межконтинентальных перелетов. *Тр. МАИ*, 2015, вып. 81. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57706> (дата обращения 02.12.2016).
- [5] Shkadov L., Denisov V., Lazarev V., Plokhikh V., Buzuluk V., Volodin S., Chervonenko K., Skipenko V. The comparative analysis of various aerospace system concepts. *Acta Astronautica*, 1995, vol. 35 (1), pp. 47–54.
- [6] Бузулук В.И. *Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов.* Москва, ЦАГИ, 2008, 476 с.
- [7] Menter F. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32 (8), pp. 1598–1605.

- [8] Филатьев А.С. Оптимизация ветвящихся траекторий авиакосмических систем. *Тр. Первой междунар. авиакосмической конф. (Москва, 1992)*. Москва, Российская инженерная академия, 1995, т. 3, с. 72–79.
- [9] Филатьев А.С. Практический путь повышения эффективности космических транспортных систем на основе внедрения строгих методов сквозной оптимизации. *Авиакосмическая техника и технология*, 1999, № 1, с. 23–30.
- [10] Янова О.В. Оптимизация внедрения авиакосмической системы с учетом ограничений на участке возвращения самолета-носителя. *Тр. Первой междунар. авиакосмической конф. (Москва, 1992)*. Москва, Российская инженерная академия, 1995, т. 3, с. 79–85.
- [11] Давидсон Б.Х. Терминальное управление с использованием семейства падающих траекторий в пространстве оскулирующих элементов орбиты. *Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. Сб. статей*. Москва, Физматлит, 2005, с. 316–322.

Статья поступила в редакцию 30.03.2017

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Бузулук В.И., Михалёв С.М. Оптимизация параметров аэрокосмической системы с помощью CFD-моделирования. *Инженерный журнал: наука и инновация*, 2017, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-9-1668>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на ХLI Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24–27 января 2017 г.

Бузулук Валентин Иванович — д-р техн. наук, чл.-корр. Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, начальник отдела ФГУП ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. Область научных интересов: формирование облика перспективных летательных аппаратов и систем. e-mail: vbuzuluk@yandex.ru

Михалёв Семён Михайлович — аспирант, начальник сектора ФГУП ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. Область научных интересов: формирование облика перспективных многообразных аэрокосмических систем. e-mail: semyon.mikhalyov@tsagi.ru

Optimizing the aerospace system parameters by means of the CFD-modelling

© V.I. Buzuluk, S.M. Mikhalev

The Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow region, 140180, Russia

The aerospace system is based on the principle of rocket launch into low orbit. This three-stage system consists of the subsonic carrier aircraft, hypersonic booster aircraft and aerospace plane. To improve the aerodynamic efficiency and flight performance of the aerospace system the booster aircraft design parameters have been optimized for three types of fuel (hydrogen, methane and kerosene jet fuel). We have calculated the streamlining of the assembled aerospace system and its stages. The air flow motion was simulated by the solution of the Navier—Stokes equation using the turbulent model Menter SST $k-\omega$. We have carried out the comparison with the available data to validate the numerical procedures.

Keywords: alternative fuel, aerospace system, conceptual design

REFERENCES

- [1] Lozino-Lozinskiy G.Ye., Bratukhin A.G., ed. *Aviatsionno-kosmicheskiye sistemy* [Aerospace systems]. Moscow, MAI Publ., 1997, 416 p.
- [2] Anfimov N.A. *AIAA Journal*, AIAA 1998-1544, 11 p.
- [3] Sippel M., Schwanekamp T., Trivailo O., Kopp A., Bauer C., Garbers N. *AIAA Journal*, AIAA 2015-3582, 23 p.
- [4] Mikhalev S.M. *Trudy MAI*, 2015, iss. 81. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57706> (accessed December 2, 2016).
- [5] Shkadov L., Denisov V., Lazarev V., Plokhikh V., Buzuluk V., Volodin S., Chervonenko K., Skipenko V. *Acta Astronautica*, 1995, vol. 35 (1), pp. 47–54.
- [6] Buzuluk V.I. *Optimizatsiya trayektorii dvizheniya aerokosmicheskikh letatelnykh apparatov* [Optimizing the movement trajectory of aerospace flying vehicles]. Moscow, TsAGI Publ., 2008, 476 p.
- [7] Menter F. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32 (8), pp. 1598–1605.
- [8] Filatyev A.S. Optimizatsiya vetvyashchikhsya trayektoriy aviakosmicheskikh sistem [Optimization of aerospace systems dendritic trajectories]. *Trudy Pervoy mezhdunarodnoy aviakosmicheskoy konferentsii (Moskva, 1992)* [Proceedings of the First International Aerospace Conference (Moscow, 1992)]. 1995, vol. 3, pp. 72–79.
- [9] Filatyev A.S. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Aerospace technology*, 1999, no. 1, pp. 23–30.
- [10] Yanova O.V. Optimizatsiya vnedreniya aviakosmicheskoy sistemy s uchetom ogranicheniy na uchastke vozvrashcheniya samoleta-nositelya [Optimization of aerospace system implementation with account for the restrictions in a carrier aircraft turn-back segment]. *Trudy Pervoy mezhdunarodnoy aviakosmicheskoy konferentsii (Moskva, 1992)* [Proceedings of the First International Aerospace Conference (Moscow, 1992)]. 1995, vol. 3, pp. 79–85.
- [11] Davidson B.Kh. Terminalnoye upravleniye s ispolzovaniyem semeystva popadayushchikh trayektoriy v prostranstve oskuliruyushchikh elementov orbity

[Terminal control with the aid of capture trajectories family in the space of the orbit osculating elements]. *Sbornik statey "Problemy sozdaniya perspektivnoy aviatsionno-kosmicheskoy tekhniki"* [Collection of articles "The problems of prospective aerospace engineering"]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2005, pp. 316–322.

Buzuluk V.I., Dr. Sc. (Eng.), Corresponding Member of the Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky (RACTs), head of division in Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Research interests include: conceptual design of the prospective flying vehicles and systems. e-mail: vbuzuluk@yandex.ru

Mikhalev S.M., post-graduate, chief of section in Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Research interests include: conceptual design of the prospective reusable aerospace systems. e-mail: semyon.mikhalyov@tsagi.ru