

Исследование проектных характеристик сверхзвуковых пассажирских самолетов

Исследуются проектные характеристики сверхзвуковых пассажирских самолетов в диапазоне чисел Маха крейсерского полета 1,5...3,5 с использованием программного комплекса, основанного на алгоритмизации расчетов, проводимых на этапе предварительного проектирования. В частности, проводятся расчеты характеристик самолета вместимостью 48 пассажиров при варьировании параметрами крейсерского режима полета. Анализируются размерно-весовые характеристики самолета при вариации дальностью полета, а также влияние характеристик крейсерского режима полета (числа Маха полета и дальности) на критерий топливной эффективности самолета.

Д.А. ДУХНОВСКИЙ,
И.И. ЛОБКОВСКИЙ,
Д.Ю. СТРЕЛЕЦ
(МАИ, Москва)
dukhnovskijda@mai.ru

Сверхзвуковой пассажирский самолет, основные проектные параметры, вес агрегатов планера, критерий топливной эффективности

Проектные исследования сверхзвуковых пассажирских самолетов в настоящее время проводятся во многих странах. В открытом доступе представлены модели самолетов и рассматриваются проектные характеристики. Самолеты отличаются аэродинамической компоновкой, размерностью, летно-техническими характеристиками. Однако в источниках отсутствует анализ по выбору и обоснованию их оптимальных проектных характеристик.

В данной статье проводится исследование проектных характеристик сверхзвуковых пассажирских самолетов в диапазоне чисел Маха крейсерского полета 1,5–3,5. В работе продолжены исследования [1] и проводится выбор рациональных значений проектных характеристик самолетов с $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$.

Расчеты проведены с применением программного комплекса [1], основанного на алгоритмизации расчетов, проводимых на этапе предварительного проектирования [2–20]. Программный комплекс предназначен для расчета характеристик самолетов с трапециевидным крылом малого и умеренного удлинения, фюзеляжем круглого поперечного сечения или несущим фюзеляжем, в качестве силовой установки используются турбореактивные двигатели. С помощью программного комплекса определен рациональный размерно-весовой облик сверхзвукового пассажирского самолета с крейсерской скоростью полета в диапазоне $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$.

Расчеты осуществлены для различных вариантов самолетов при сохранении основных схемных решений. Масса летательного аппарата, проектные параметры, геометрические характеристики меняются, однако эти изменения не требуют дополнительных ресурсоемких расчетов, что позволяет в краткие сроки исследовать множество вариантов планера и принять решение о выборе конкретной компоновки. В дальнейшем полученные результаты можно уточнять более ресурсоемкими расчетными методами [21].

Проведен анализ проектных характеристик самолета вместимостью 48 пассажиров. Расчетная модель данного пассажирского самолета представлена на рис. 1: *a* – вид слева; *b* – вид спереди; *в* – вид плановой проекции самолета.

Приведем геометрические параметры крыла и фюзеляжа: угол стреловидности крыла по передней кромке – 57°; угол стреловидности крыла по наплыву – 72°; относительная толщина профиля крыла – 2,8 %; сужение крыла – 6,75; относительная площадь наплыва – 32 %; ширина миделя фюзеляжа – 2,98 м; длина фюзеляжа – 50 м; удлинение фюзеляжа – 16,8.

Типовые режимы полета в координатах высота – скорость показаны на рис. 2. Рассмотренные режимы обеспечивают благоприятные, с точки зрения звукового удара на местности, условия. Базовая дальность полета – 12000 км.

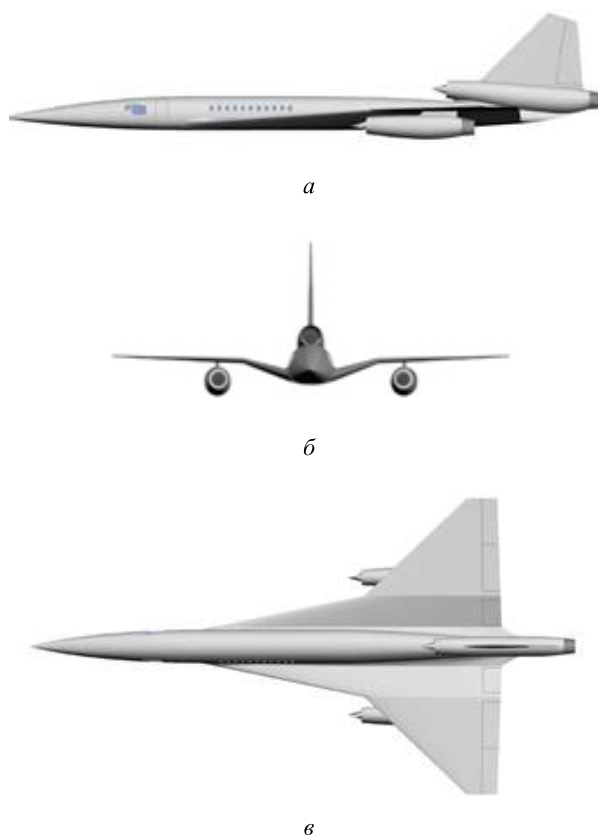


Рис. 1

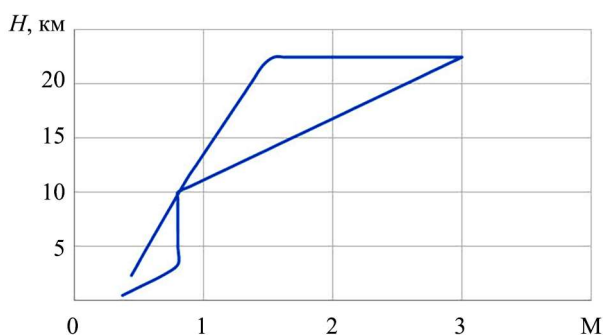


Рис. 2

Получены результаты расчетов проектных характеристик самолетов с $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$. Исследование [1] продолжено анализом более высоких скоростей полета. Для скоростей до $M_{\text{крейс}} = 2$ в конструкции планера допустимо использовать алюминиевые сплавы и легкие [22] полимерные композиционные материалы (Al/композит), для скоростей $M_{\text{крейс}} > 2,5$ рассмотрены более жаростойкие материалы планера – стальные и титановые сплавы (сталь/Ti).

Приведем результаты расчетов взлетного веса самолета (рис. 3, а) и относительного запаса топлива (рис. 3, б) при вариации параметрами крейсерского режима полета.

Рассмотрим сравнительные характеристики самолетов с диапазоном скоростей $M_{\text{крейс}} = 1,75 \div 2,25$ [1] и $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$. Для самолетов с $M_{\text{крейс}} = 2,5 \div 3,5$ данные приводятся для высоты крейсерского полета 22,5 км.

Изменение взлетного веса самолета при вариации числа Маха крейсерского режима полета показано на рис. 4, а, относительного запаса топлива – на рис. 4, б.

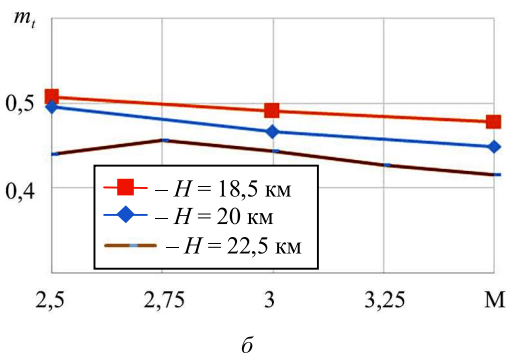
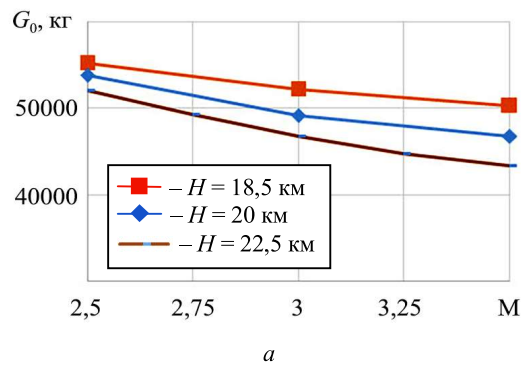


Рис. 3

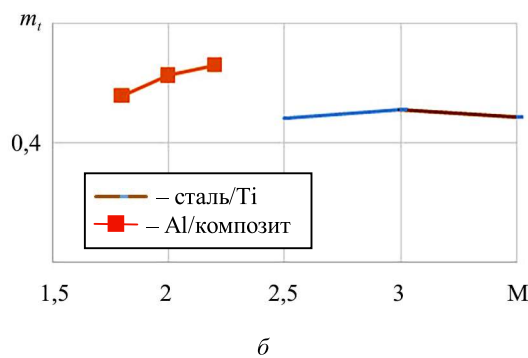
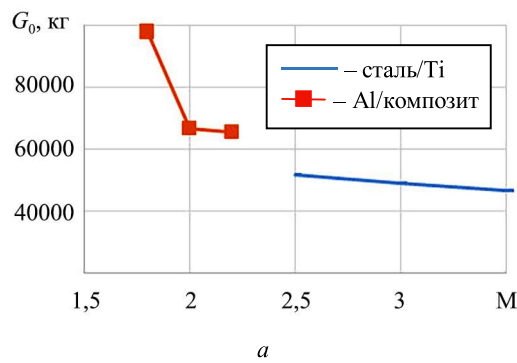


Рис. 4

Рис. 5 иллюстрирует изменение топливной эффективности (грамм топлива на пассажира на километр крейсерского полета) при вариации числа Маха крейсерского режима полета.

Лучшие характеристики имеет самолет с $H_{\text{крейс}} = 22,5$ км и $M_{\text{крейс}} = 3,5$. Достижение высоких скоростей полета ограничивается температурными явлениями, поэтому дальнейшие исследования проведены для $M_{\text{крейс}} = 3$. Данное значение скорости характеризуется приемлемым уровнем топливной эффективно-

сти. Базовый вариант самолета, используемый в дальнейших исследованиях, имеет траекторию с фиксированными характеристиками $H_{\text{крейс}} = 22,5$ км и $M_{\text{крейс}} = 3$ и следующими проектными характеристиками: $P_{\text{кр}} = 721,9$ кг/м²; $R_0 = 0,77$; $m_t = 0,44$; $G_0 = 46667$ кг.

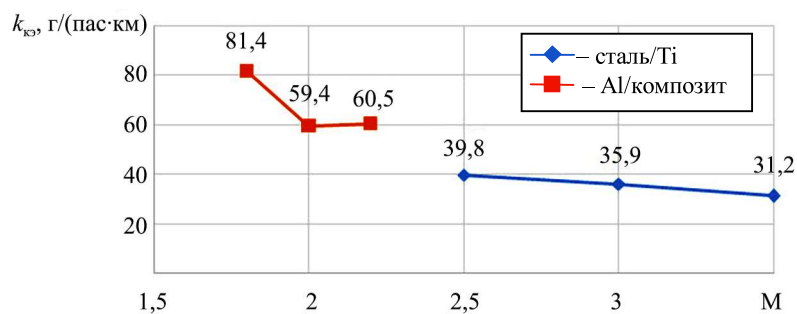
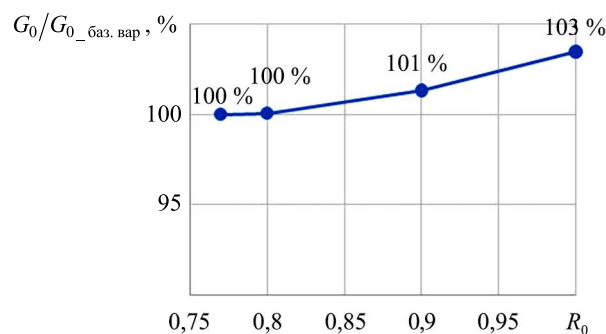


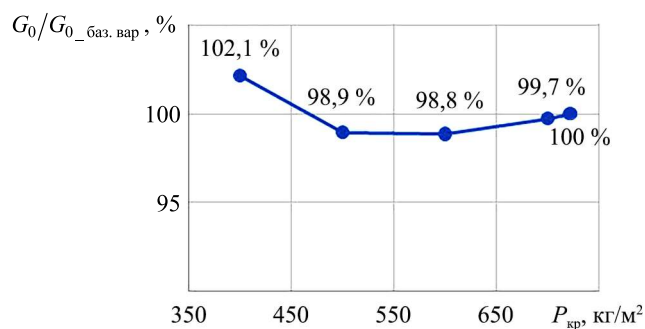
Рис. 5

Рассмотрим влияние взлетной тяговооруженности на взлетный вес. Определение значения нагрузки на крыло при вариации значениями взлетной тяговооруженности осуществлялось в соответствии с алгоритмом, представленным в работе [1].

Покажем изменение взлетного веса по отношению к базовому варианту при вариации значениями взлетной тяговооруженности (рис. 6, а) и удельной нагрузки на крыло (рис. 6, б).



а



б

Рис. 6

На рис. 7 представлена зависимость требуемого аэродинамического качества самолета K_{max} в зависимости от дальности полета при разных числах крейсерского числа Маха.

Как видно из исследований (см. рис. 6, 7), расчет проектных параметров самолета по критическим точкам траектории обоснован, а их значения лежат вблизи оптимальных значений.

Исследуем влияние дальности полета на проектные характеристики.

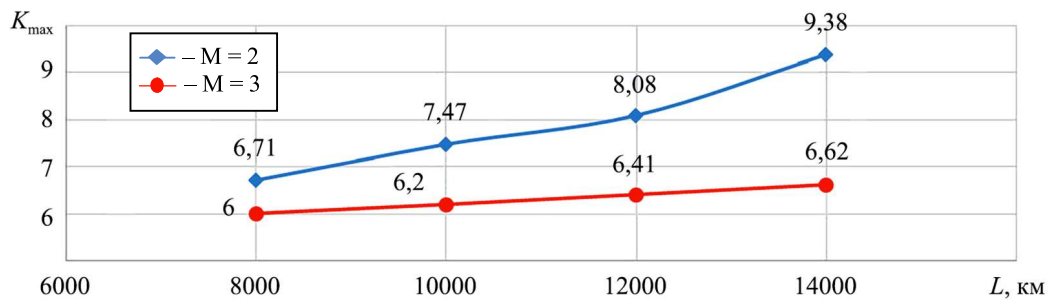
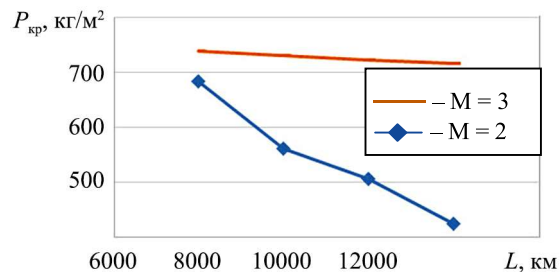


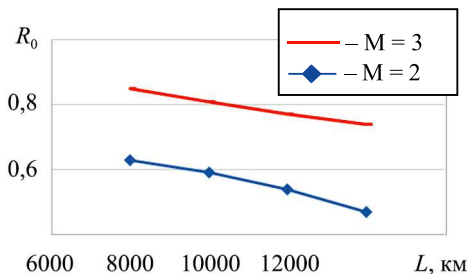
Рис. 7

Данные, характеризующие самолет ($M = 2$), заимствованы из работы [1].

Продemonстрируем влияние дальности полета на $P_{кр}$ (рис. 8, а) и R_0 (рис. 8, б). Для самолета с $M_{крейс} = 2$ эти проектные параметры выбираются из условия крейсерского режима полета [1]. Для самолета с $M_{крейс} = 3$ критическим режимом для нагрузки на крыло являются условия взлета, а тяговооруженность рассчитывается из условия прохода сверхзвуковой скорости на $M = 1,3$ с ускорением $0,15g$.



а



б

Рис. 8

Приведем изменение взлетного веса (рис. 9, а) и относительной массы топлива (рис. 9, б) в сравнении с базовым вариантом.

На рис. 10 показано изменение топливной эффективности в зависимости от дальности полета. Также приведены данные по известным проектам самолетов [12, 19].

Как видно из рис. 10, современные проекты сверхзвуковых самолетов по показателю топливной эффективности превосходят самолеты первого поколения в три и более раз. Полученные расчетные значения сопоставимы с данными проектов NASA Baseline и LAPCAT A2. Однако проекты NASA Baseline и LAPCAT A2 характеризуются большей скоростью крейсерского полета ($M_{крейс} = 6$ и $M_{крейс} = 5$). С дальнейшим увеличением скорости полета характеристики проектов самолетов могут быть улучшены.

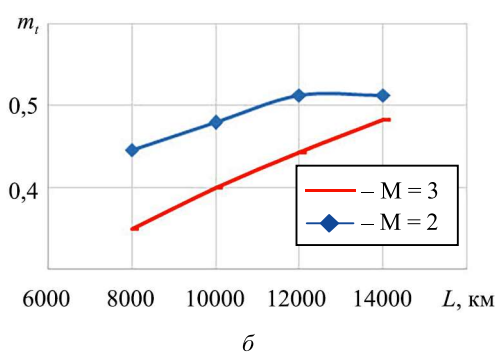
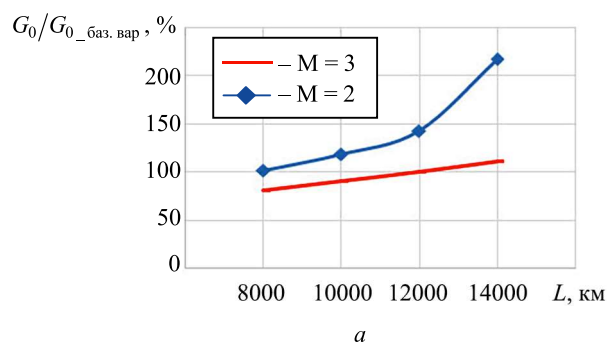


Рис. 9

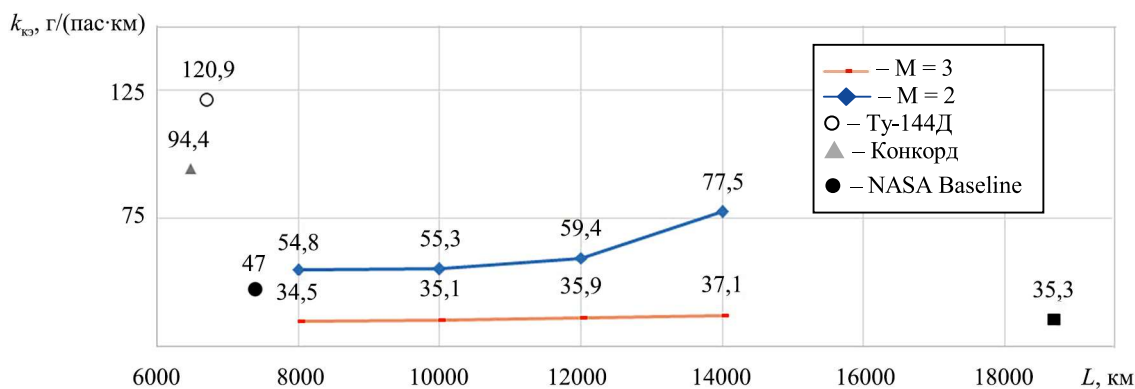


Рис. 10

В соответствии с методикой, реализованной в программном комплексе и используемой в данной работе, каждая рассчитанная проектная точка представляет реализацию конкретного самолета с его внешней и внутренней геометрией, проектными характеристиками и траекторией.

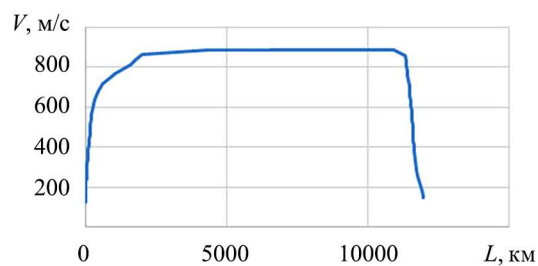
Продемонстрируем траекторию полета самолета, рассчитанную с помощью характеристик крейсерского режима полета $M_{\text{крейс}} = 3$ и $H_{\text{крейс}} = 22,5$ км.

Изменение скорости полета по траектории иллюстрирует рис. 11, а, высоты – рис. 11, б.

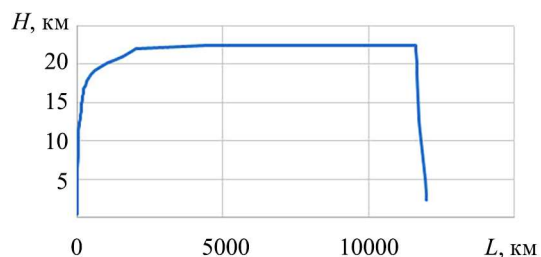
Изменение относительного расхода топлива по траектории представлено на рис. 12, а, аэродинамического качества – на рис. 12, б.

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

Сверхзвуковой самолет, базирующийся на современном уровне развития самолето- и двигателестроения, рассчитанный на перевозку 48 пассажиров на дальность 12000 км, может быть реализован при взлетной массе в диапазоне 45...50 т. Крейсерский полет самолета с оптимизированными характеристиками предполагается на высоте 22,5 км при $M_{\text{крейс}} = 3$. Минимизация массы самолета при $M_{\text{крейс}} = 3$ достигается за счет использования оптимального сочетания современных сталей и титановых сплавов в конструкции планера.

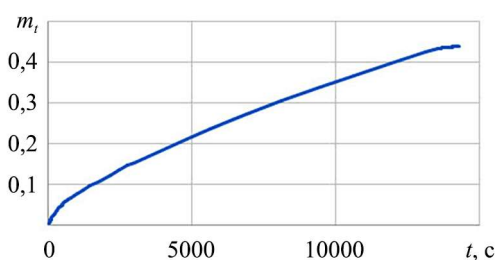


a

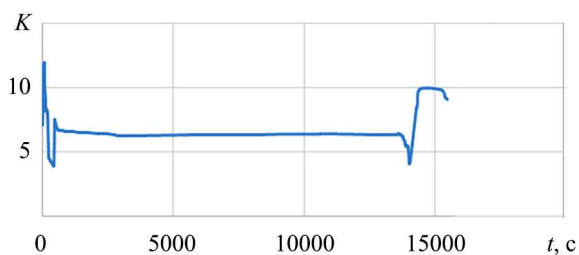


b

Рис. 11



a



b

Рис. 12

Сверхзвуковой пассажирский самолет, рассчитанный на перевозку 48 пассажиров на дальность 8000–14000 км с скоростью $M_{\text{крейс}} = 3$, характеризуется минимальными значениями удельного расхода топлива в диапазоне 35...40 г/(пас·км), что в три и более раза ниже по сравнению со сверхзвуковыми пассажирскими самолетами первого поколения. Прогнозируется возможность улучшения характеристик проектируемых самолетов при дальнейшем росте скорости полета.

Статья подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 гг. при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение от 20 апреля 2022 г. № 075-15-2022-309).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Dukhnovskiy D.A., Lobkovskiy I.I., Strelets Yu.D.* Parametric Analysis of Design Characteristics of Supersonic Passenger Aircraft // Recent Developments in High-Speed Transport. Selected Contributions from International Conference on High-Speed Transport Development / Eds. Yu.D. Strelets, O.N. Korsun. Springer, 2022. P. 171–183.
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.
3. *Chan-gi Pak.* Jig-Shape Optimization of Low-Boom Supersonic Aircraft // Journal of Aircraft. 2018. Vol. 55. Iss. 5. P. 2154–2160.
4. *Reuther J. et al.* Aerodynamic Shape Optimization of Supersonic Aircraft Configurations via an Adjoint Formulation on Distributed Memory Parallel Computers // Computers & Fluids. 1999. Vol. 28. Iss. 4-5. P. 756–700.
5. *Alonso J.J., LeGresley P., Pereyra V.* Aircraft Design Optimization // Mathematics and Computers in Simulation. 2009. Vol. 79. Iss. 6. P. 1948–1958.
6. *Korovkin V. et al.* Concept of Prototype of Near-Term Supersonic Commercial Aircraft with Derivative Engines Based on Existing Cores // Proc. of the 24th International Society of Air Breathing Engines, Canberra, Sept. 22–27, 2019. Article № 24002.
7. *Лобковский И.И.* Определение основных геометрических характеристик отсека самолета с использованием метода «дискриминант» // Вопросы проектирования самолетов / Под. ред. С.М. Егера. М.: МАИ, 1980. С. 43–49.
8. *Rallabhandi S.K., Mavris D.N.* Simultaneous Airframe and Propulsion Cycle Optimization for Supersonic Aircraft Design // Journal of Aircraft. 2008. Vol. 45. № 1. P. 38–55.
9. *Bons N. et al.* High-Fidelity Aerostructural Optimization Studies of the Aerion AS2 Supersonic Business Jet // Proc. of the AIAA Aviation Forum, June 15–19, 2020, Virtual Event. AIAA Paper № 2020-3182.
10. *Лобковский И.И.* К вопросу об определении летно-технических характеристик самолета // Вопросы проектирования самолетов / Под. ред. С.М. Егера. М.: МАИ, 1979. С. 39–43.
11. *Li Wu, Geiselhart K.* Multidisciplinary Design Optimization of Low-Boom Supersonic Aircraft with Mission Constraints // AIAA Journal. 2021. Vol. 59. № 1 С. 165–179.
12. Analysis of Cost Drivers Impact on Direct Operating Costs Estimation of a Hypersonic Point-to-Point Vehicle [Electronical Resource]. URL: <https://webthesis.biblio.polito.it/6856/1/tesi.pdf> (дата обращения 8.03.2025).
13. *Alendar A.D., Siluyanova M.V.* Simulation Model of a Propulsion System of a Supersonic Aircraft // Russian Engineering Research. 2021. Vol. 41. Iss. 7. P. 676–679.
14. Проектирование самолетов / Под. ред. М.А. Погосьяна. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
15. *Kozelkov A.S., Struchkov A.V., Strelets D.Y.* Two Methods to Improve the Efficiency of Supersonic Flow Simulation on Unstructured Grids // Fluids. 2022. Vol. 7 (4). Article № 136.
16. *Curry R.E., Owens L.R.* Ground-Effect Characteristics of the Tu-144 Supersonic Transport Airplane: Technical Memorandum № 2003-212035 / NASA. Edwards, USA, 2003. 42 p.
17. *Yicheng Sun, Smith H.* Low-Boom Low-Drag Optimization in a Multidisciplinary Design Analysis Optimization Environment // Aerospace Science and Technology. 2019. Vol. 94. Article № 105387.
18. *Smith H.* A Review of Supersonic Business Jet Design Issues // Aeronautical Journal. 2007. Vol. 111. Iss. 1126. P. 761–776.
19. *Yicheng Sun, Smith H.* Review and Prospect of Supersonic Business Jet Design // Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 90. P. 12–38.
20. *Steelant J.* Sustained Hypersonic Flight in Europe: Technology Drivers for LAPCAT II // Proc. of the 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Oct. 19–22, 2009, Bremen, Germany. AIAA Paper № 2009-7240.
21. *Широков М.В., Стрелец Д.Ю., Башикиров И.Г.* Оптимизация аэродинамической формы изолированного крыла сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 1. С. 64–72.
22. *Кретов А.С., Шатаев П.А.* К оценке массы фюзеляжа самолета при переходе на композиционные материалы // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 17–26.

Поступила в редакцию 8.04.25

После доработки 4.12.25

Принята к публикации 4.12.25

Research on the Design Characteristics of Supersonic Passenger Aircraft

D.A. DUKHNOVSKII, I.I. LOBKOVSKII, AND D.YU. STRELETS

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper presents a study of the design characteristics of supersonic passenger aircraft within the range of cruise Mach numbers from 1.5 to 3.5 with the use of a software complex based on algorithmization of calculations conducted during the preliminary design stage. The analysis of the calculated design characteristics of an aircraft with a capacity of 48 passengers is provided. Dimensional and weight characteristics of the aircraft are analysed for varying flight ranges as well as the influence of cruise flight characteristics (Mach number and range) on the aircraft fuel efficiency criterion.

Supersonic passenger aircraft, key design parameters, airframe components weight, fuel efficiency criterion