

Научная статья
УДК 629.7.024.35
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182558>

О МИНИМИЗАЦИИ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ НЕСУЩЕЙ ТРЕХМЕРНОЙ НОСОВОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

Александр Леонидович Митин

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия
alexmitin03@gmail.com

Аннотация. Приведены результаты исследования волнового сопротивления эквивалентных тел вращения для несущих трехмерных носовых частей летательного аппарата (ЛА), имеющих минимальное лобовое сопротивление давления на режиме горизонтального полета со сверхзвуковой скоростью. Исследованные носовые части принадлежат к специальному семейству: форма их обводов описывается двухпараметрической степенной зависимостью. Установлено, что они имеют единую форму эквивалентного тела вращения, не зависящую от несущих свойств и близкую к форме тела вращения минимального волнового сопротивления.

На основании полученных результатов сделан вывод, что форма несущей трехмерной носовой части ЛА, близкая к оптимальной по значению лобового сопротивления, может быть спроектирована на основе сверхзвукового правила эквивалентности, несмотря на присущие ему погрешности в оценке лобового сопротивления несущих тел.

Ключевые слова: носовая часть ЛА, сверхзвуковое обтекание, правило эквивалентности, минимизация лобового сопротивления

Для цитирования: Митин А.Л. О минимизации лобового сопротивления несущей трехмерной носовой части летательного аппарата на сверхзвуковых скоростях полета // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 3. С. 34–40. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182558>

Original article

ON DRAG MINIMIZATION OF LIFTING NON-CIRCULAR AIRCRAFT FOREBODY AT SUPERSONIC FLIGHT SPEEDS

Aleksandr L. Mitin

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow Region, Russia
alexmitin03@gmail.com

Abstract

The forebody drag can contribute significantly to the overall aircraft drag at supersonic speeds, thus its minimization is of high practical importance. At the current moment, this subject was developed especially profoundly for the axisymmetric forebodies, which are most widely employed in the aerodynamic design. For them, the drag minimization problem was successfully solved in various formulations for the wide range of Mach numbers.

For the 3D forebodies with noncircular cross-section, which find increasingly widespread application on the current and advanced supersonic aircraft, the problem under consideration becomes more complicated due to higher complexity of the relationship between the surface shape and the pressure distribution. Nevertheless, the optimal shapes of noncircular bodies have been successfully determined within the local interaction laws framework. Further development of the subject associated with transition to the more complex physical models, such as Euler or Navier–Stokes equations, was achieved due to the application of automatic optimization algorithms, combined with computational fluid dynamics.

The presented article studies to what extent the results of the drag minimization of lifting noncircular forebody by the direct method are consistent with the results of its drag minimization, which is realized with the supersonic equivalence rule. In order to do this, the pressure drag of an optimal noncircular lifting forebodies family is compared to their equivalent bodies of revolution. Then the axisymmetric body shape with minimum wave drag is determined by optimization. After this, the wave drag is compared with the equivalent bodies of revolution of the original forebodies.

The study was performed the Mach number value of $M = 1.5$ and zero angle-of-attack and angle-of-sideslip within the conditions of inviscid supersonic flow of the ideal gas. The drag of noncircular forebodies and their equivalent bodies of revolution was estimated by the numerical solution of Euler equations using the Godunov-type finite volume method. The search for the optimum axisymmetric shape with the minimum wave drag was performed by the line search method.

As a result, it was found that lifting non-circular forebodies of a given aspect ratio being optimal in terms of drag have a unitary shape of the equivalent body of revolution, which does not depend on lifting properties and is close to the one of a body of revolution of minimal wave drag. Based on the obtained results, the conclusion was made that the noncircular lifting noncircular forebody shape, which is close to the optimal one in terms of the drag value, can be designed based on the supersonic equivalence rule, despite the inherent errors of the former when estimating the drag of lifting bodies.

Keywords: aircraft forebody, supersonic flow-around, equivalence rule, drag minimization

For citation: Mitin A.L. On Drag Minimization of Lifting Non-Circular Aircraft Forebody at Supersonic Flight Speeds. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 3, pp. 34-40. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182558>

Введение

На сверхзвуковых скоростях полета лобовое сопротивление носовой части может вносить существенный вклад в суммарное сопротивление летательного аппарата (ЛА), в связи с чем задача его минимизации имеет большое практическое значение. На данный момент эта тема особенно глубоко разработана для осесимметричных носовых частей, нашедших наиболее широкое применение в практике аэродинамического проектирования. Для них задача минимизации лобового сопротивления успешно решена в рамках как упрощенных [1–4], так и более точных [5–10] моделей течения.

Для трехмерных носовых частей с некруговой формой поперечного сечения, которые все более широко применяются на современных и перспективных сверхзвуковых ЛА, рассматриваемая задача усложняется в силу более высокой трудоемкости определения взаимосвязи между формой обтекаемого тела и распределением давления на его поверхности. Тем не менее оптимальные формы трехмерных тел были успешно найдены в рамках закона взаимодействия Ньютона [11–13], а также в рамках обобщенной модели локального взаимодействия [14]. Дальнейшая оптимизация про-

странственных аэродинамических форм, связанная с переходом к более сложным физическим моделям, таким как уравнения Эйлера или уравнения Навье–Стокса, стала возможной благодаря применению автоматизированных оптимизационных алгоритмов, сопряженных с методами вычислительной аэродинамики [15–18]. В рамках этого подхода, например в [17], выполнена многокритериальная оптимизация носовой части ЛА на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета.

В [18] с помощью генетического алгоритма, сопряженного с суррогатной моделью, и численного решения уравнений Эйлера была получена серия носовых частей ЛА, имеющих минимальное лобовое сопротивление давления при различных значениях момента тангажа на пикирование на режиме горизонтального полета с умеренной сверхзвуковой скоростью. Диапазон исследованных вариантов геометрии при этом был ограничен специальным семейством, в рамках которого форма обводов описывалась предложенной в [6] двухпараметрической степенной зависимостью:

$$y(x) = y_{\max} B \left[1 - \left(1 + A \frac{x}{L} \right)^m \right], \quad (1)$$

где y_{\max} – габаритный размер в базовом сечении, L – длина носовой части, A , B и m – параметры, определяемые на основе значений угла наклона касательной в вершине и в базовом сечении.

В рамках настоящей работы исследовано, в какой степени результаты, полученные в [18], согласуются с результатом, оптимальным в соответствии со сверхзвуковым правилом эквивалентности [19, 20], согласно которому волновое сопротивление трехмерного обтекаемого тела приближенно равно волновому сопротивлению его эквивалентного тела вращения (ЭТВ). Для этого лобовое сопротивление полученных в [18] носовых частей сопоставлено с волновым сопротивлением их ЭТВ, определенным по результатам численных расчетов. Затем с учетом геометрических ограничений, принятых при оптимизации исходных носовых частей, получено тело вращения минимального волнового сопротивления, которое сопоставлено с ЭТВ исходных носовых частей ЛА.

Исследование выполнено на режиме полета, которому соответствуют значения числа Маха $M = 1,5$, угла атаки $\alpha = 0^\circ$ и угла скольжения $\beta = 0^\circ$. Задача решена в рамках модели невязкого совершенного газа.

1. Исходные данные, постановка задачи и метод решения

Носовые части ЛА, исследуемые в рамках настоящей работы, были получены в [18] в результате решения двухкритериальной оптимизационной задачи. На рассматриваемом режиме полета ($M = 1,5$, $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$) они имеют минимальное лобовое сопротивление давления при заданном моменте тангажа на пикирование.

Оптимизационная задача в [18] была поставлена таким образом, что все рассматриваемые носовые части имеют одинаковые удлинение, габариты, форму базового сечения и плановой проекции, таким образом различаясь лишь формой проекции на вертикальную продольную плоскость симметрии. Всего было получено 9 носовых частей, которые далее, как и в [18], пронумерованы в порядке увеличения создаваемого ими момента тангажа на пикирование и обозначены НЧ-1 ... НЧ-9. Формы их проекций на вертикальную продольную плоскость симметрии приведены на рис. 1.

Формы образующих ЭТВ для рассматриваемых носовых частей в соответствии со сверхзвуковым правилом эквивалентности определяются следующим образом:

$$r_e(x) = \sqrt{\frac{S(x)}{\pi}}, \tag{2}$$

где r_e – местный радиус ЭТВ, S – местная площадь поперечного сечения носовой части.

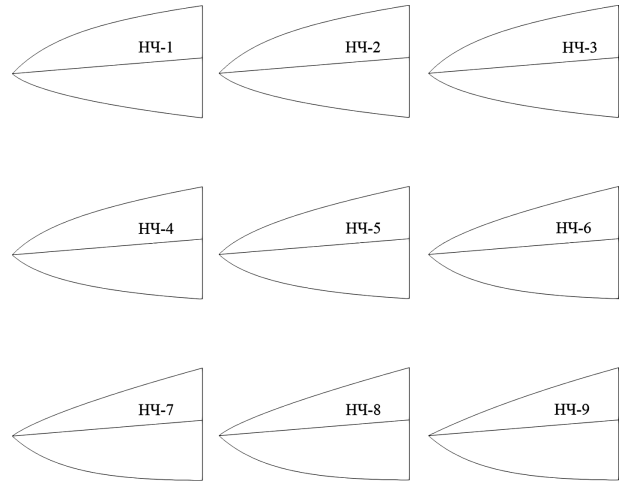


Рис. 1. Проекция исследуемых носовых частей на вертикальную продольную плоскость симметрии

В качестве примера на рис. 2 приведены проекции носовой части НЧ-1 и ее ЭТВ.

Лобовое сопротивление исходных носовых частей ЛА и их ЭТВ оценивалось путем численного решения уравнений Эйлера с помощью метода, описанного в [21]. В качестве характерной площади при вычислении коэффициента лобового сопротивления использована площадь базового сечения носовой части. Параметры расчетных сеток приведены в таблице.

Поиск формы ЭТВ минимального волнового сопротивления выполнен методом циклического покоординатного спуска в классе остроконечных тел

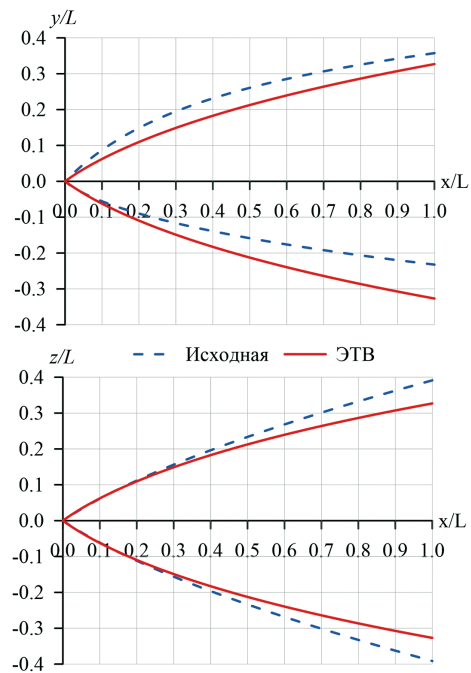


Рис. 2. Проекция носовой части НЧ-1 и ее ЭТВ

Параметры расчетных сеток

Носовая часть	Количество узлов		
	в осевом направлении	в радиальном направлении	в окружном направлении
Исходная	337	129	65
ЭТВ	361	381	—

вращения с двухпараметрической степенной формой образующей (1). Диапазоны изменения параметров, определяющих форму образующей ЭТВ, заданы на основе диапазонов изменения параметров, определявших форму исходных носовых частей ЛА при решении оптимизационной задачи в [18].

2. Анализ результатов

Сравнение расчетных значений коэффициента лобового сопротивления исходных носовых частей c_{xa} и коэффициента волнового сопротивления их ЭТВ $c_{xa(ЭТВ)}$ представлено на рис. 3. Из приведенных данных видно, что расхождение между c_{xa} и $c_{xa(ЭТВ)}$, которое фактически представляет собой погрешность сверхзвукового правила эквивалентности, может достигать 16%. При этом следует отметить, что наблюдаемое расхождение коррелирует со значением создаваемого носовой частью момента тангажа и, очевидно, со значением действующей на нее подъемной силы. Это свидетельствует о том, что сверхзвуковое правило эквивалентности дает погрешность в учете составляющих лобового сопротивления давления, обусловленных подъемной силой.

Несмотря на это, сопоставление форм ЭТВ, приведенное на рис. 4, показывает, что для несущей трехмерной носовой части, оптимальной по значению лобового сопротивления, форма ЭТВ практически не зависит от ее несущих свойств. Можно предположить, что единая форма ЭТВ на рис. 4 также может совпадать и с формой остроконечного тела вращения минимального волнового сопротивления.

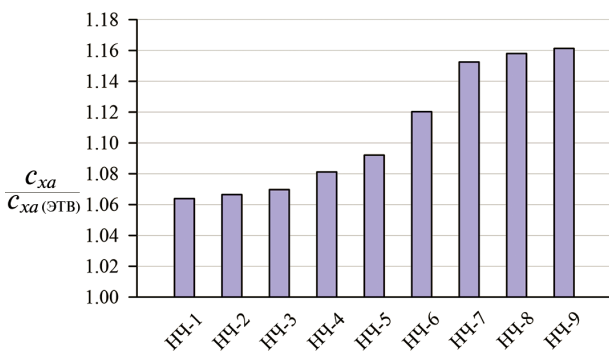


Рис. 3. Сравнение лобового сопротивления исследуемых носовых частей с волновым сопротивлением их ЭТВ

Сопоставление ЭТВ исходных носовых частей и оптимального тела вращения по форме образующей (рис. 5) и по значению коэффициента волнового сопротивления (рис. 6) подтверждает это предположение – заметное отличие формы образующей от оптимальной наблюдается лишь для носовых частей НЧ-7, НЧ-8, НЧ-9, а максимальное отклонение ЭТВ от оптимального тела вращения по значению волнового сопротивления составляет чуть более 2%.

Наблюдаемые закономерности свидетельствуют о том, что исследуемые носовые части ЛА, будучи оптимальными по значению лобового сопротивления при заданных значениях момента тангажа, также близки к оптимальным и по форме ЭТВ, т. е. можно утверждать, что они близки к оптимальным в соответствии со сверхзвуковым правилом эквивалентности. Таким образом, несущая трехмерная носовая часть с двухпараметрической степенной формой обводов, имеющая минимальное лобовое сопротивление давления, может быть спроектирована путем приведения формы ее ЭТВ к форме тела вращения минимального волнового сопротивления. Отмеченная выше погрешность в оценке сопротивления с помощью сверхзвукового правила эквивалентности, очевидно, не оказывает значительного влияния на этот результат.

Выводы

В статье исследованы несущие трехмерные носовые части ЛА с двухпараметрической степенной

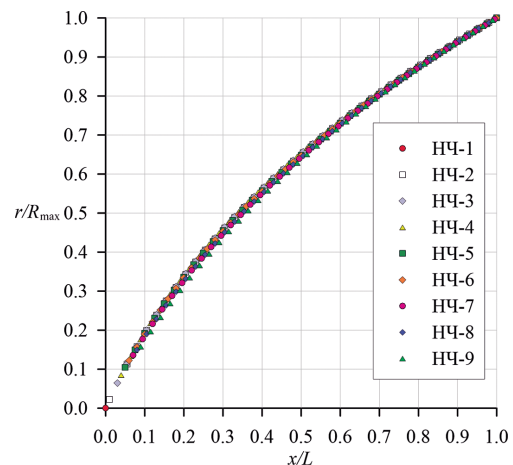


Рис. 4. Сопоставление форм ЭТВ исследуемых носовых частей

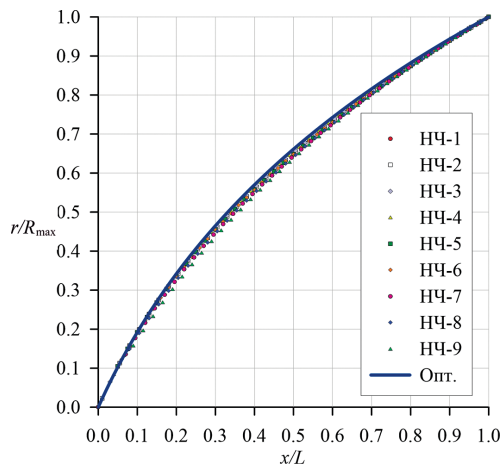


Рис. 5. Сопоставление форм ЭТВ исследуемых носовых частей и тела вращения минимального волнового сопротивления

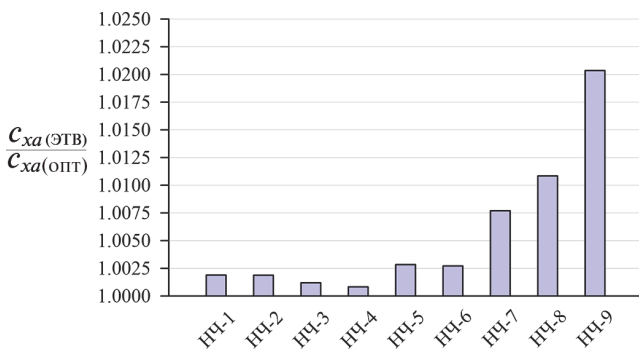


Рис. 6. Сравнение волнового сопротивления $c_{xa(ЭТВ)}$ ЭТВ исследуемых носовых частей и волнового сопротивления $c_{xa(опт)}$ оптимального тела вращения

формой обводов. В ходе исследования выявлено, что оптимальные носовые части рассматриваемого семейства, имеющие минимальное лобовое сопротивление на умеренных сверхзвуковых скоростях полета, при заданном удлинении характеризуются единой формой ЭТВ. Она слабо зависит от несущих свойств носовой части и совпадает с формой тела вращения минимального волнового сопротивления.

Важным практическим следствием полученных результатов является то, что несущие трехмерные носовые части ЛА с двухпараметрической степенной формой обводов, оптимальные по значению лобового сопротивления, могут быть спроектированы на основе сверхзвукового правила эквивалентности. Также справедливо предположение, что спроектированные таким образом носовые части могут быть близки к оптимальным и вне рамок рассмотренного в настоящей работе специального семейства. Строгая проверка данного предположения является предметом дальнейших исследований.

Важно отметить, что представленные результаты получены на режиме полета, для которого характерны относительно малые значения подъемной силы и, следовательно, относительно малые значения обусловленных ею составляющих лобового сопротивления давления. Корректность сделанных в настоящей работе выводов не может быть гарантирована на режимах полета, для которых составляющие лобового сопротивления, обусловленные подъемной силой, будут сопоставимы с волновым сопротивлением, обусловленным объемом. С другой стороны, эти режимы полета именно в контексте минимизации лобового сопротивления носовой части ЛА, как правило, представляют меньший практический интерес, так как в этом случае выигрыш в суммарном лобовом сопротивлении компоновки может оказаться незначительным на фоне высокого лобового сопротивления несущих поверхностей и потерь на балансировку.

Тем не менее полученные результаты позволяют существенно упростить и ускорить процесс аэродинамического проектирования носовых частей сверхзвуковых ЛА как минимум на начальных этапах формирования их облика.

Список источников

1. Черный Г.Г., Гонор А.Л. О телах наименьшего сопротивления при больших сверхзвуковых скоростях // Известия Академии наук СССР. Отделение технических наук. 1957. № 7. С. 89–93.
2. Крайко А.Н. Об определении тел минимального сопротивления при использовании законов сопротивления Ньютона и Буземана // Прикладная математика и механика. 1963. Т. 27. № 3. С. 484–495.
3. Гродзовский Г.Л. Тела вращения с минимальным коэффициентом лобового сопротивления и малой теплопередачей при больших сверхзвуковых скоростях полета // Известия Академии наук СССР. Механика жидкости и газа. 1968. № 5. С. 79–88.
4. Горелов С.Л., Нгуен В.Л. Степенные тела минимального сопротивления и аэродинамическая задача Ньютона // Труды МФТИ. 2023. Т. 15. № 3. С. 144–154.
5. Крайко А.Н., Пудовиков Д.Е., Пьянков К.С., Тилляева Н.И. Осесимметричные головные части заданного удлинения, оптимальные или близкие к оптимальным по волновому сопротивлению // Прикладная математика и механика. 2003. Т. 67. № 5. С. 795–828.
6. Таковицкий С.А. Остроконечные двухпараметрические степенные головные части минимального волнового сопротивления // Прикладная математика и механика. 2003. Т. 67. № 5. С. 829–835.
7. Иванюшкин Д.С., Таковицкий С.А. Носовые части минимального волнового сопротивления с передним торцом и степенной образующей // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL. № 5. С. 35–40.

8. Таковицкий С.А. Аналитическое решение задачи минимизации волнового сопротивления осесимметричной носовой части в рамках локальной линеаризации // Прикладная математика и механика. 2018. Т. 82. № 6. С. 775–788.
9. Takovitskii S. Axisymmetric Forebodies Having Minimum Drag in Supersonic Flow // AIAA Aviation 2020 Forum (15–19 June 2020; virtual event). AIAA Paper 2020-3120. DOI: 10.2514/6.2020-3120
10. Крайко А.Н., Пьянков К.С., Тилляева Н.И., Шаповалов В.А. Внутренние скачки уплотнения при сверхзвуковом обтекании контуров оптимальных тел и сопел // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2020. № 6. С. 121–138. DOI: 10.31857/S0568528120060079
11. Гонор А.Л. О пространственных телах наименьшего сопротивления при больших сверхзвуковых скоростях // Прикладная математика и механика. 1963. Т. 27. № 1. С. 185–189.
12. Миеле А. Упрощенный подход к задаче о построении оптимального поперечного контура // Прикладная математика и механика. 1967. Т. 31. № 3. С. 548–551.
13. Pike J. Minimum Drag Bodies of Given Length and Base Using Newtonian Theory // AIAA Journal. 1977. Vol. 15. No. 6, pp. 769–770. DOI: 10.2514/3.60705
14. Якунина Г.Е. К построению оптимальных пространственных форм в рамках модели локального взаимодействия // Прикладная математика и механика. 2000. Т. 64. № 2. С. 299–310.
15. Анисимов К.С., Кажан Е.В., Курсаков И.А. и др. Разработка облика самолета с использованием высокоточных методов вычислительной аэродинамики и оптимизации // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 7–19.
16. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Крутов А.А. и др. Расчетные и экспериментальные исследования возможности создания семейства транспортных самолетов различной грузоподъемности // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 7–19. DOI: 10.34759/vst-2022-2-7-19
17. Kandemir O., Gomec F.S. Aerodynamic Nose Optimization of a Jet Trainer Aircraft // AIAA Aviation 2020 Forum (15–19 June 2020; virtual event). AIAA Paper 2020-3121. DOI: 10.2514/6.2020-3121
18. Митин А.Л. Двухкритериальная оптимизация носовой части летательного аппарата на режиме горизонтального полета со сверхзвуковой скоростью // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. LV. № 1. С. 47–57.
19. Ashley H., Landahl M. Aerodynamics of Wings and Bodies. – Dover Publications, 1985. – 304 p.
20. Дворецкий В.М., Иванов М.Я., Коняев Б.А., Крайко А.Н. О правиле «эквивалентности» для течений идеального газа // Прикладная математика и механика. 1974. Т. 38. № 6. С. 1004–1014.
21. Митин А.Л. Алгоритм численного расчета стационарного обтекания элементов летательных аппаратов сверхзвуковым потоком невязкого совершенного газа // Труды ЦАГИ. Выпуск 2821. Жуковский: Издательский отдел ЦАГИ, 1983. 32 с.

References

1. Chernyi G.G., Gonor A.L. *Izvestiya Akademii nauk SSSR. Otdelenie tekhnicheskikh nauk*, 1957, no. 7, pp. 89–93.
2. Kraiko A.N. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 1963, vol. 27, no. 3, pp. 484–495.
3. Grodzovskii G.L. *Izvestiya Akademii nauk SSSR. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 1968, no. 5, pp. 79–88.
4. Gorelov S.L., Nguen V.L. *Trudy MFTI*, 2023, vol. 15, no. 3, pp. 144–154.
5. Kraiko A.N., Pudovikov D.E., P'yankov K.S., Tillyaeva N.I. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 2003, vol. 67, no. 5, pp. 795–828.
6. Takovitskii S.A. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 2003, vol. 67, no. 5, pp. 829–835.
7. Ivanyushkin D.S., Takovitskii S.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2009, vol. XL, no. 5, pp. 35–40.
8. Takovitskii S.A. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 2018, vol. 82, no. 6, pp. 775–788.
9. Takovitskii S. Axisymmetric Forebodies Having Minimum Drag in Supersonic Flow. *AIAA Aviation 2020 Forum (15–19 June 2020; virtual event)*. AIAA Paper 2020-3120. DOI: 10.2514/6.2020-3120
10. Kraiko A.N., P'yankov K.S., Tillyaeva N.I., Shapovalov V.A. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2020, no. 6, pp. 121–138. DOI: 10.31857/S0568528120060079
11. Gonor A.L. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 1963, vol. 27, no. 1, pp. 185–189.
12. Miele A. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 1967, vol. 31, no. 3, pp. 548–551.
13. Pike J. Minimum Drag Bodies of Given Length and Base Using Newtonian Theory. *AIAA Journal*, 1977, vol. 15, no. 6, pp. 769–770. DOI: 10.2514/3.60705
14. Yakunina G.E. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 2000, vol. 64, no. 2, pp. 299–310.
15. Anisimov K.S., Kazhan E.V., Kursakov I.A. et al. Aircraft layout design employing high-precision methods of

- computational aerodynamics and optimization. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 7-19.
16. Bolsunovskii A.L., Buzoverya N.P., Krutov A.A. et al. Computational and experimental studies of the possibility to create a various load-bearing capability transport aircraft family. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 7-19. DOI: 10.34759/vst-2022-2-7-19
17. Kandemir O., Gomec F.S. Aerodynamic Nose Optimization of a Jet Trainer Aircraft. *AIAA Aviation 2020 Forum* (15-19 June 2020; virtual event). AIAA Paper 2020-3121. DOI: 10.2514/6.2020-3121
18. Mitin A.L. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2024, vol. LV, no. 1, pp. 47-57.
19. Ashley H., Landahl M. *Aerodynamics of Wings and Bodies*. Dover Publications, 1985, 304 p.
20. Dvoretzkii V.M., Ivanov M.Ya., Konyaev B.A., Kraiko A.N. *Prikladnaya matematika i mekhanika*, 1974, vol. 38, no. 6, pp. 1004-1014.
21. Mitin A.L. *Trudy TsAGI*, 2024, no. 2821, 32 p.

Статья поступила в редакцию 25.04.2024; одобрена после рецензирования 17.06.2024; принята к публикации 20.06.2024.
The article was submitted on 25.04.2024; approved after reviewing on 17.06.2024; accepted for publication on 20.06.2024.