

On the Construction of the Optimal Aerodynamic Design of a High-Speed Aircraft with Specified Payload Geometry

Daniil Fofonov

*Ishlinskyi Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS),
Moscow, 119526, Russia*

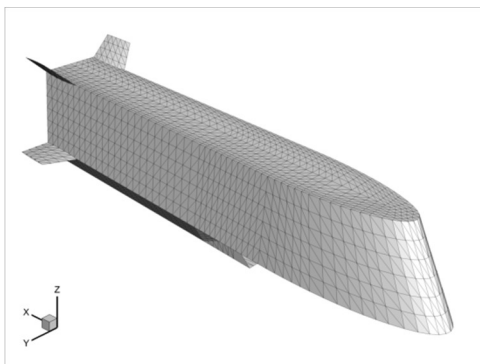
fofonov@ipmnet.ru

Abstract

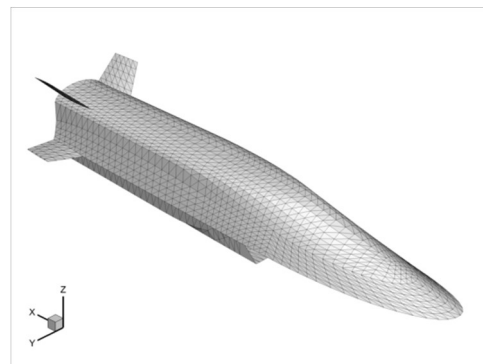
In this optimization calculation, using the example of a geometric analogue of the high-speed aircraft, an attempt is made to construct an optimal aerodynamic design. The purpose of the optimization was to find the shape of the fuselage, which create the maximum lift-to-drag ratio. The problem is solved with a free volume of the fuselage and a specified geometry of the payload.

It is shown that with the optimization calculation, a configuration similar to the selected original and having high aerodynamic characteristics can be constructed from a "billet" of a high-speed aircraft that does not have aerodynamic properties.

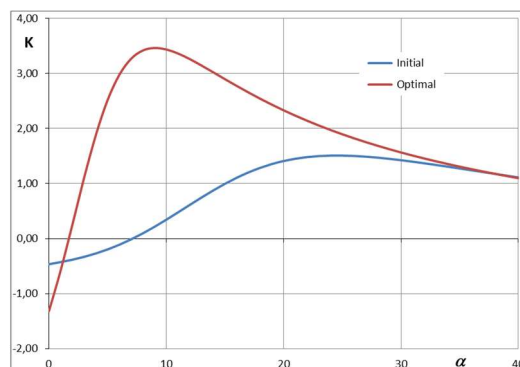
Keywords: optimization, lift-to-drag ratio, high speed aircraft.



Initial configuration of aircraft



Final configuration of aircraft



Dependence of lift-to-drag ratio of angle of attack

УДК 004.94:53

О построении оптимальной аэродинамической компоновки высокоскоростного летательного аппарата с заданной геометрией полезной нагрузки

Д. М. Фофонов

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д. 101-1*

fofonov@ipmnet.ru

Аннотация

В работе рассматривается задача о построении оптимальной аэродинамической компоновки высокоскоростного летательного аппарата с использованием метода локальных вариаций. Метод реализует оптимизацию аэродинамической формы по критерию аэродинамического качества K при заданной геометрии полезной нагрузки, форме в плане и свободном объеме фюзеляжа.

В качестве исходных данных в оптимизационном расчете приняты форма в плане и геометрия силовой установки проекта высокоскоростного летательного аппарата [1]. С применением авторского решателя определена форма фюзеляжа, реализующая максимальное аэродинамическое качество K_{\max} . Полученные результаты подтверждают хорошую применимость предложенных методов.

Ключевые слова: оптимизация, аэродинамическое качество, ВЛА.

1. Введение

В данном оптимизационном расчете рассматривается геометрический аналог высокоскоростного летательного аппарата [1–3]. Данный ЛА должен развивать максимальную скорость выше $M = 6$. Общий вид аппарата приведен на рис. 1.

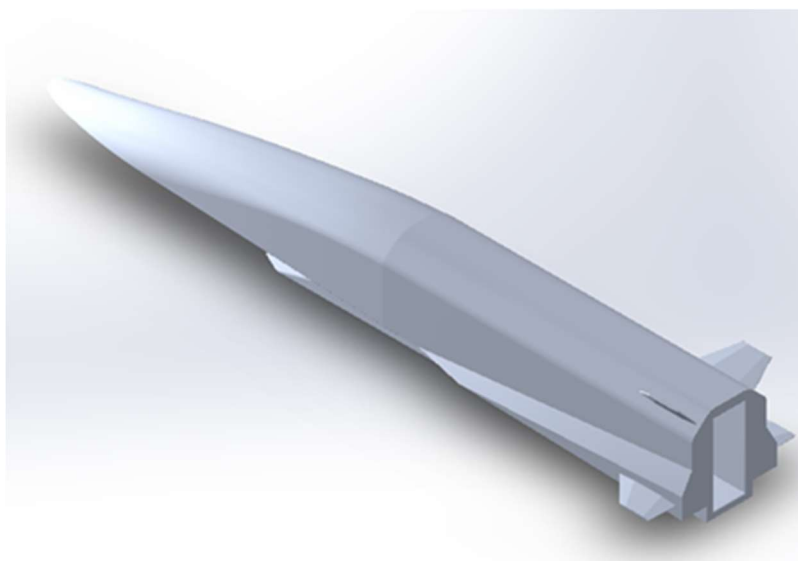


Рис. 1. Общий вид ВЛА

Целью оптимизационного расчета являлся поиск формы фюзеляжа ЛА создающей максимальное аэродинамическое качество. Для решения задачи оптимизации использован авторский решатель. Созданное программное обеспечение [4] реализует метод прямого варьирования поверхности – метод локальных вариаций [5]. Для расчета аэродинамических характеристик (АДХ) используется локальный метод – метод касательных клиньев (конусов) [6].

Расчеты велись в прямоугольной системе координат, такой, что ось X сонаправлена набегающему потоку при угле атаки $\alpha=0^\circ$, ось Z направлена вертикально вверх, ось Y направлена поперек потока и дополняет систему координат до правой.

2. Оптимизационный расчет

Расчет велся при неизменной геометрии силовой установки. То есть в данной постановке задачи условие постоянства объема заменено на сохранение формы полезной нагрузки, в данном случае – двигательной установки. Кроме того, дополнительным геометрическим условием являлась минимальная высота входа воздухозаборника.

В качестве исходной была выбрана конфигурация, проекция которой на горизонтальную плоскость аналогична конфигурации приведенной на рис. 1, но обладающая упрощенной формой. Относительная толщина данной «заготовки» ЛА больше, чем у исходной конфигурации (рис. 2).

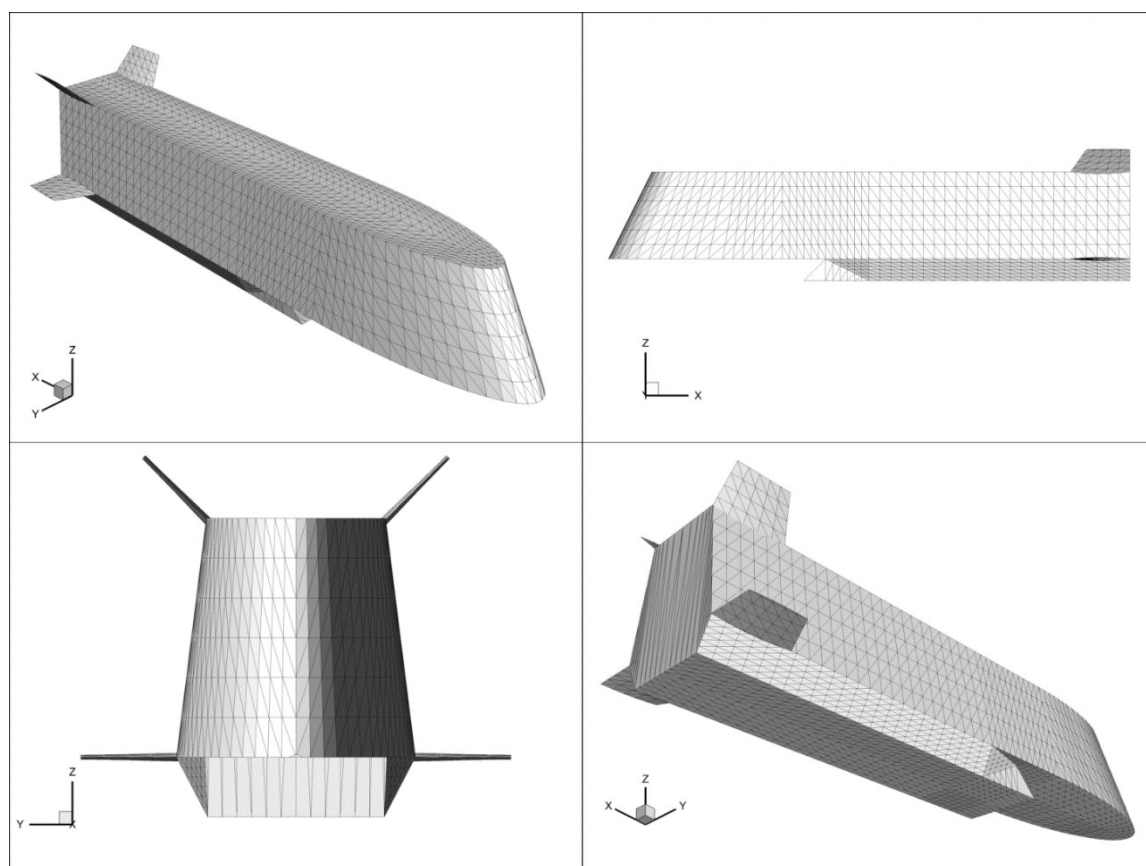


Рис. 2. Исходная конфигурация исследуемой модели

Из оптимизационного расчета были исключены геометрические элементы соответствующие килям и крыльям, как не участвующие в оптимизационном расчете. Оптимизируемая часть исследуемой модели показана на рис. 3. Расчетная поверхностная сетка половины модели состоит из 2315 треугольных ячеек.

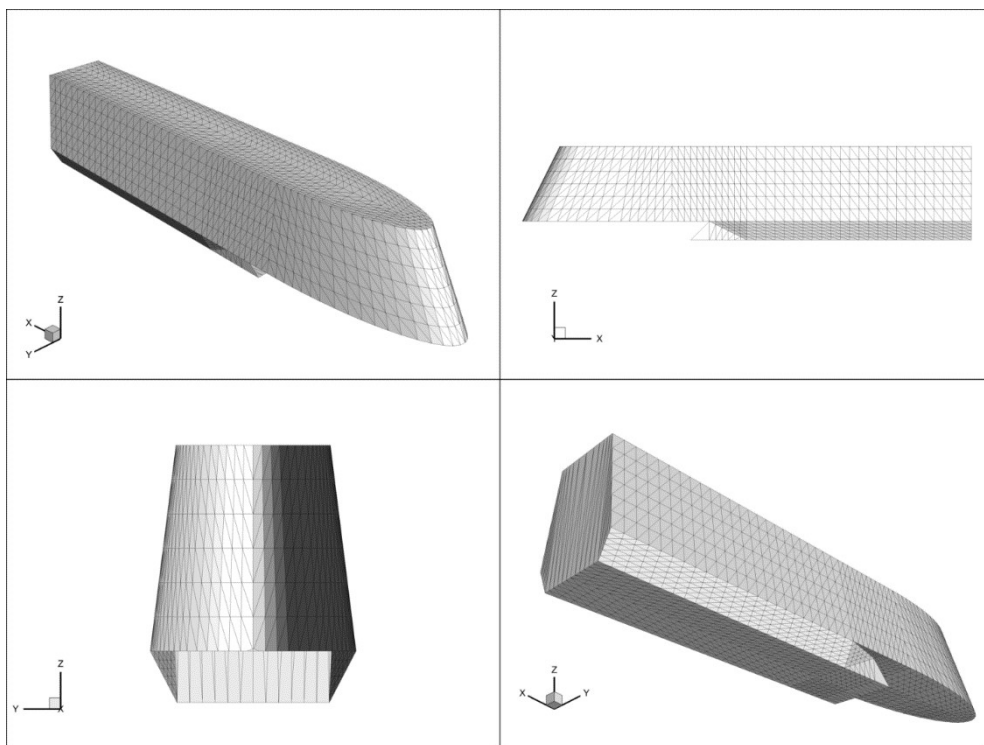


Рис. 3. Оптимизируемая часть (фюзеляж) исследуемой модели

Оптимизация велась при следующих условиях: число Маха $M = 15$, угол атаки $\alpha = 12^\circ$, коэффициент трения $\tau = 0.005$ (приблизительно соответствует режиму полета на высоте 25 км.). При данных условиях максимальное аэродинамическое качество исходной модели составляет $K_{\max} = 1.508$ при угле атаки $\alpha = 25^\circ$.

В результате оптимизационного расчета исследуемая модель приобрела форму, представленную на рис. 4.

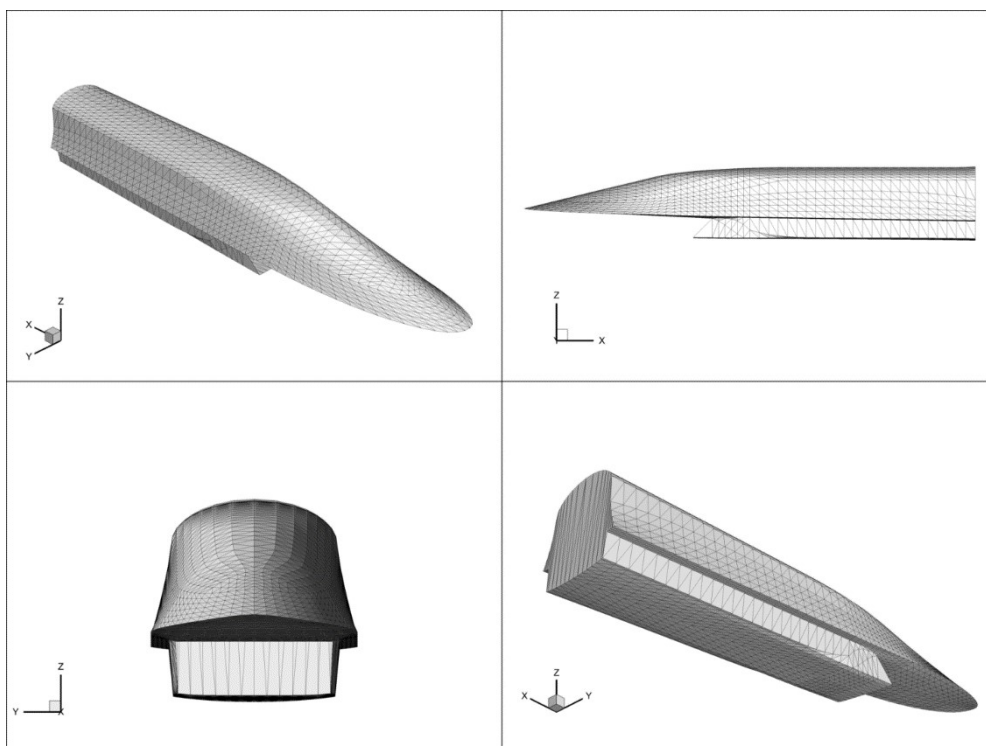


Рис. 4. Оптимальная форма фюзеляжа исследуемой модели

По окончании расчета к модели были присоединены элементы, не участвовавшие в оптимизации. Окончательная аэродинамическая компоновка ВЛА оптимального по K_{\max} представлена на рис. 5.

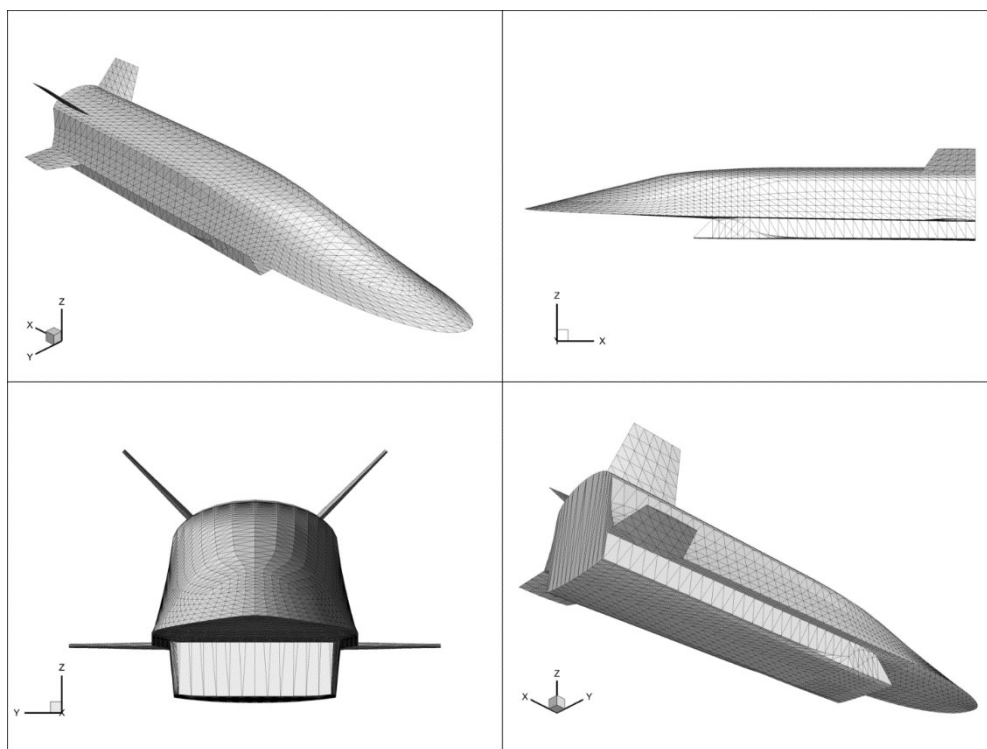


Рис. 5. Конечная форма исследуемой модели

На рис. 6 приведены зависимости аэродинамического качества исходной и оптимизированной модели от угла атаки. На рис. 7 – зависимости аэродинамических характеристик исходного и оптимизированного тела от угла атаки.

Максимальное качество оптимальной модели при угле атаки $\alpha = 9^\circ$ составляет $K_{\max} = 3.463$.

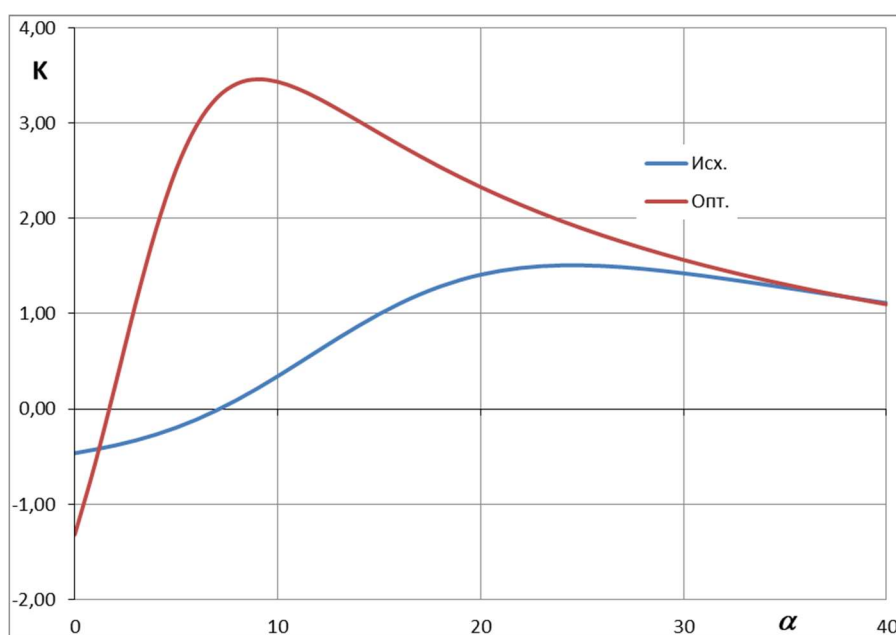


Рис. 6. Зависимость аэродинамического качества исходного и оптимизированного тела от угла атаки

Показано, что с помощью оптимизационного расчета из «заготовки» не обладающей аэродинамическими свойствами высокоскоростного летательного аппарата можно построить конфигурацию аналогичную выбранному прообразу и обладающую высокими аэродинамическими характеристиками.

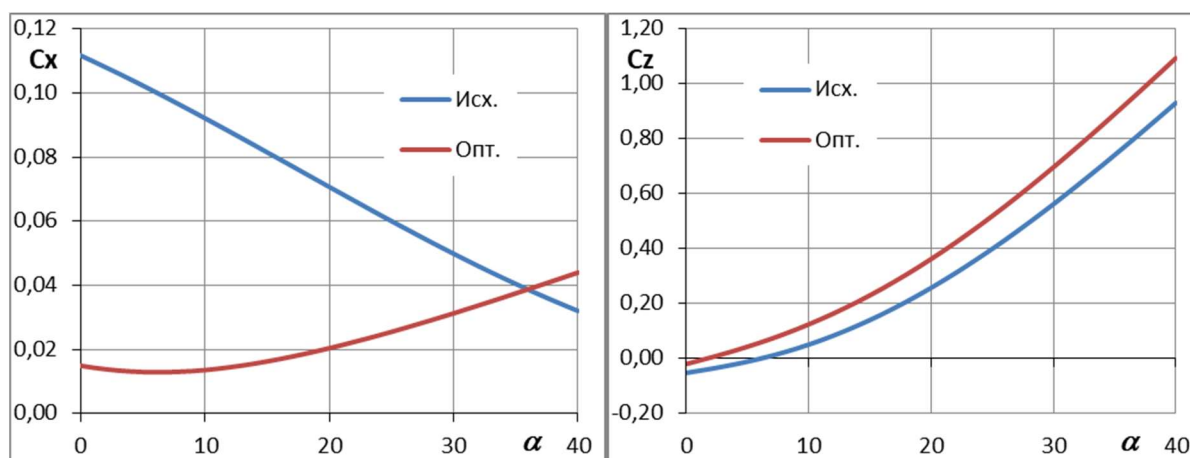


Рис. 7. Зависимость аэродинамических характеристик исходного и оптимизированного тела от угла атаки

4. Заключение

Приведенный пример оптимизации аэродинамической компоновки высокоскоростного летательного аппарата подтверждает хорошую применимость предложенных методов повышения аэродинамического качества.

Показано, что с помощью оптимизационного расчета «с нуля» из исходного тела, не обладающего аэродинамическими свойствами высокоскоростного летательного аппарата, можно построить конфигурацию с высокими аэродинамическими характеристиками.

Использованный для решения задачи оптимизации авторский решатель позволяет формализовать и решать различные задачи по улучшению АДХ ВЛА на высоком научно-техническом уровне.

Приложение

В прилагающемся анимационном файле приведена ускоренная запись процесса оптимизации предложенной модели.

Литература

1. Mutzman R.C., Murphy J.S. X-51 Development: A Chief Engineer's Perspective//17th AIAA Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.
2. Железнякова А.Л. Численное моделирование внешнего гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-51//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/218/>
3. Котов М.А. Геометрическое моделирование поверхностей гиперзвуковых летательных аппаратов X-43 и X-51A//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т. 14, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-2/articles/393/>
4. Фофонов Д.М. Оптимизация аэродинамической компоновки гиперзвуковых летательных аппаратов. Космонавтика и ракетостроение. 2010, № 1(58), С. 17–26.
5. Черноушко Ф.Л. Метод локальных вариаций для численного решения вариационных задач, Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1965, Том 5, № 4, С. 749–754.
6. Чёрный Г.Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматгиз, 1959.

References

1. Mutzman, R. C., Murphy, J. S., “X-51 Development: A Chief Engineer's Perspective,” in *Proc. 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, April 2011.
2. Zheleznyakova, A. L., “Numerical simulation of hypersonic external flow around model of vehicle X-51,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 15, No. 2, 2014. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-2/articles/218/>
3. Kotov, M. A., “Geometric modeling of surfaces of hypersonic aircraft X-43 and X-51A,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 14, No. 2, 2013. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-2/articles/393/>
4. Fofonov, D. M., “Optimizatsiya aerodinamicheskoy komponovki giperzvukovykh letatel'nykh apparatov (Optimization of the aerodynamic composition of hypersonic aircraft),” *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, No. 1(58), 2010, pp. 17–26.
5. Chernousko, F. L., “Metod lokal'nykh variatsiy dlya chislennogo resheniya variatsionnykh zadach (Method of local variations for the numerical solution of variational problems),” *Zh. vychisl. matem. imatem. fiz.*, Vol. 5, No. 4, 1965, pp. 749–754.
6. Cherny, G. G., *Techeniya gaza s bol'shoy sverkhzvukovoy skorost'yu* (Gas flows at high supersonic speed. G.G. Chernyy), Moscow, Fizmatgiz, 1959.

Статья поступила в редакцию 22 декабря 2021 г.