

On the Construction of an Optimal Aerodynamic Configuration for a High-Speed Aircraft with an Integrated Propulsion System

Daniil Fofonov

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

fofonov@ipmnet.ru

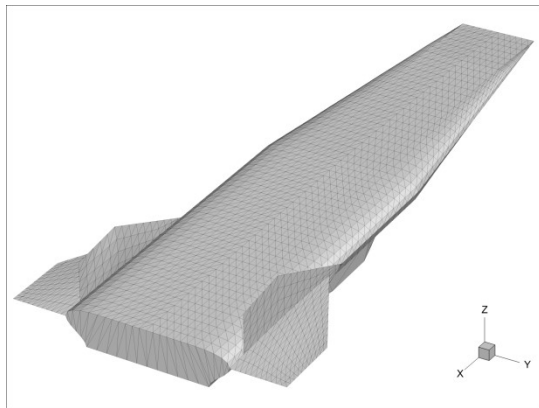
Abstract

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.

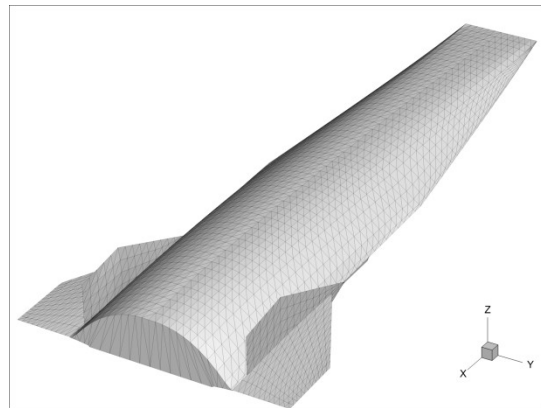
The purpose of the optimization was to find the shape of the fuselage and the angle of installation of the wings, which create the maximum lift-to-drag ratio. The problem is solved with a constant volume of the fuselage and a constant geometry of the propulsion system.

The paper demonstrated the possibility of increasing the lift-to-drag ratio using an optimization calculation.

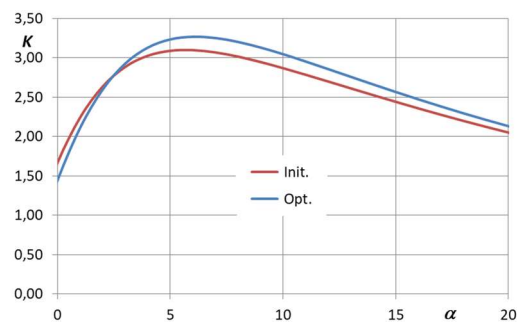
Keywords: optimization, lift-to-drag ratio, high speed aircraft.



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 интегрированной силовой установкой

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 (ВЛА) с интегрированной силовой установкой с использованием метода локальных вариаций. Метод реализует оптимизацию аэродинамической формы по критерию аэродинамического качества K при заданных объеме фюзеляжа, форме в плане и неизменной геометрии силовой установки.

В качестве исходных данных в оптимизационном расчете приняты форма в плане и габариты силовой установки известного из литературы ВЛА. С применением авторского решателя определена форма фюзеляжа и угол установки крыльев, при которых реализуется максимальное аэродинамическое качество K_{\max} . Полученные результаты подтверждают хорошую применимость предложенных методов.

Ключевые слова: оптимизация, аэродинамическое качество, ВЛА.

1. Введение

В литературе широко обсуждаются характеристики экспериментального летательного аппарата Х-43 [1–5], разрабатываемого с целью достижения скорости выше числа Маха 7 – около 8 тысяч км/ч (2.24 км/с) на высоте 30 000 м или более.

Целью оптимизационного аэродинамического расчета данной работы являлся поиск формы фюзеляжа ВЛА и угла установки крыльев, создающих максимальное аэродинамическое качество для подобной модели. Задача решалась при постоянном объеме фюзеляжа и неизменной геометрии силовой установки (воздухозаборник, камера сгорания, сопло).

В качестве исходного тела для задачи оптимизации выбран геометрический аналог высокоскоростного летательного аппарата Х-43. Форма исходного тела приведена на рис. 1.

Для решения задачи оптимизации использован авторский решатель. Созданное программное обеспечение [6] реализует метод прямого варьирования поверхности – метод локальных вариаций [7]. Для расчета аэродинамических характеристик (АДХ) используется локальный метод – метод касательных клиньев (конусов) [8].

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

Целью оптимизационного расчета являлся поиск формы фюзеляжа ВЛА и угла установки крыльев при неизменной геометрии силовой установки, создающих максимальное

аэродинамическое качество. Поэтому из оптимизационного расчета были исключены геометрические элементы, соответствующие камере сгорания. Кроме того, из оптимизационного расчета были исключены кили, как не создающие подъемной силы. Оптимизируемая часть исследуемого тела показана на рис. 2. Расчетная поверхностная сетка половины модели состоит из 3082 треугольных ячеек.

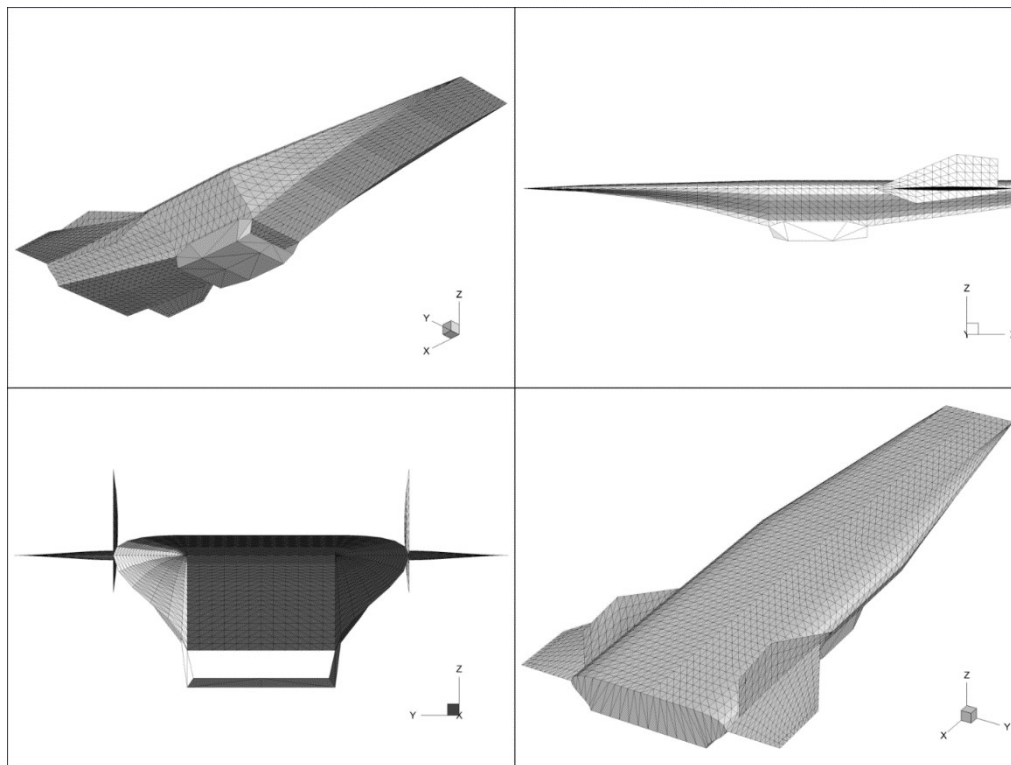


Рис. 1. Исходная конфигурация исследуемой модели

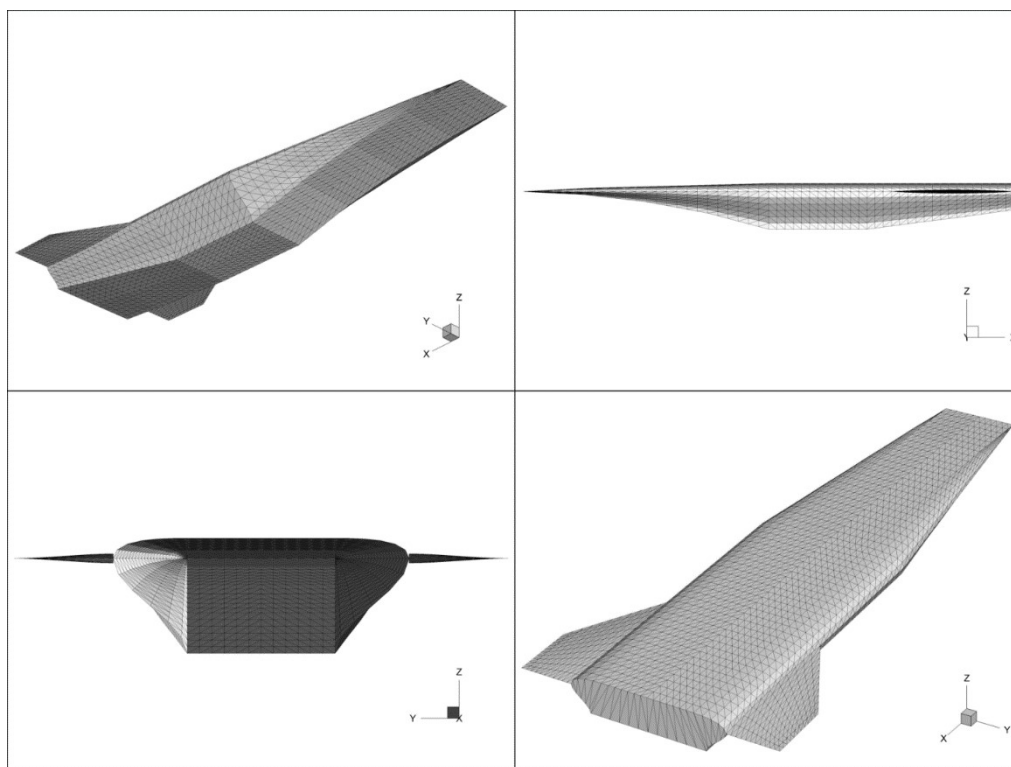


Рис. 2. Оптимизируемая часть исследуемой модели

Оптимизация велась при следующих условиях: число Маха $M = 10$, угол атаки $\alpha = 10^\circ$, коэффициент трения $\tau = 0.002$ (соответствует режиму полета на высоте 40 км.). При данных условиях аэродинамическое качество исходного тела составляет $K = 3.098$.

После завершения оптимизационного расчета исследуемое тело приобрело форму, представленную на рис. 3. Далее к модели были присоединены элементы, не участвовавшие в оптимизации, было скорректировано положение крыльев. Окончательная форма исследуемого тела представлена на рис. 4.

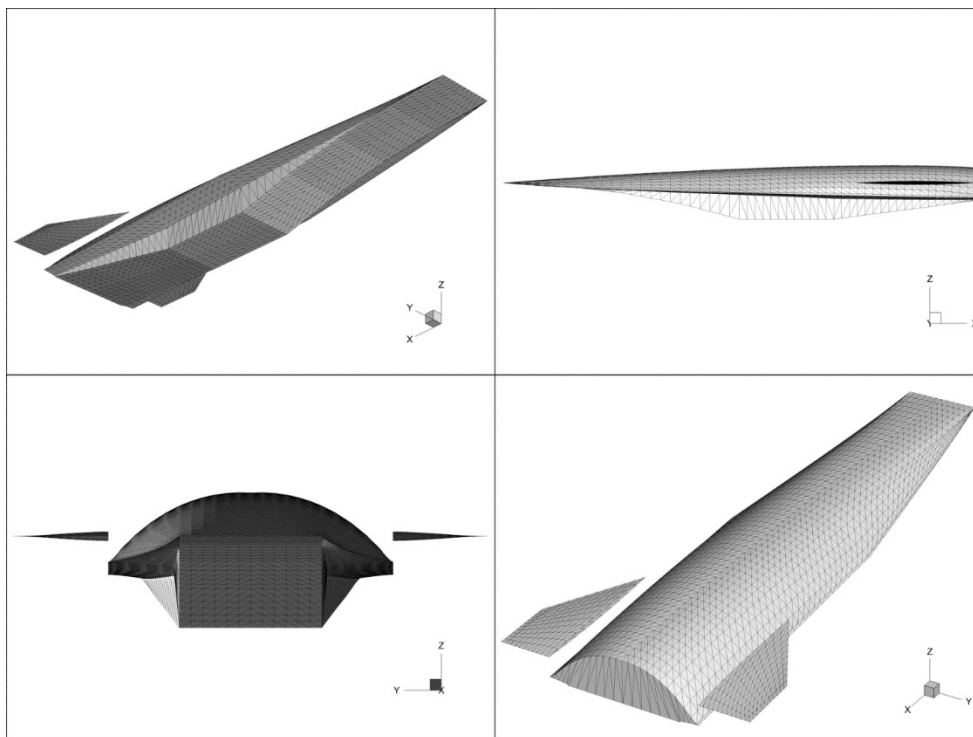


Рис. 3. Оптимальная форма исследуемой модели.

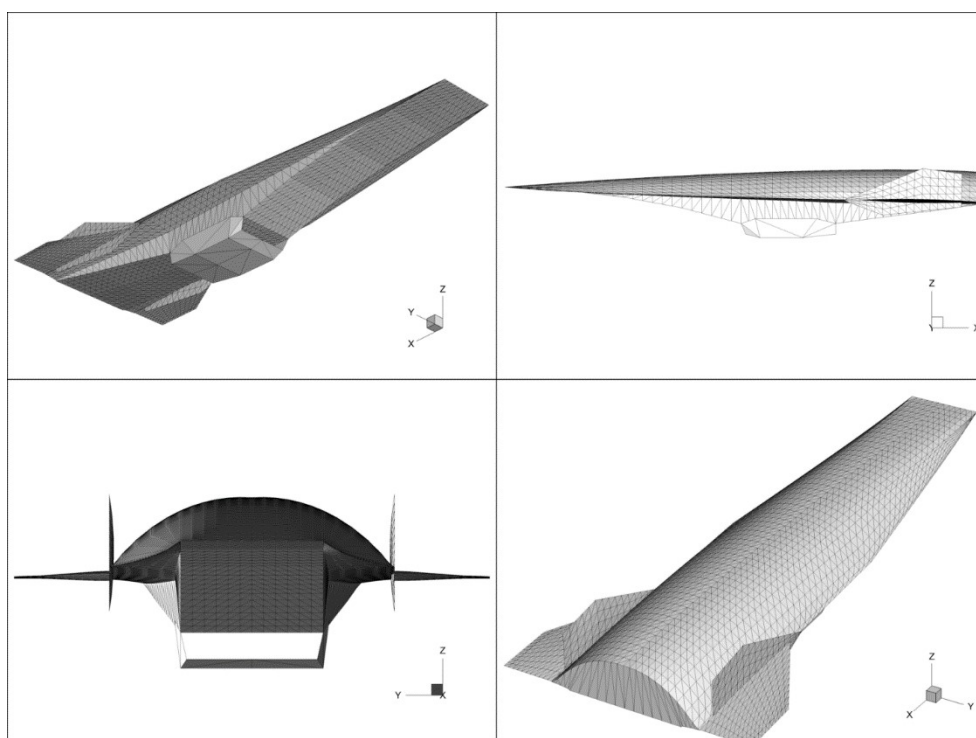


Рис. 4. Конечная конфигурация исследуемой модели

На рис. 5 приведены зависимости аэродинамического качества исходного и оптимизированного тела от угла атаки. На рис. 6 – зависимости аэродинамических характеристик исходного и оптимизированного тела от угла атаки.

Максимальное аэродинамическое качество оптимальной модели при угле атаки 6° составляет $K = 3.268$, что на 5.5 % выше, чем у исходного тела.

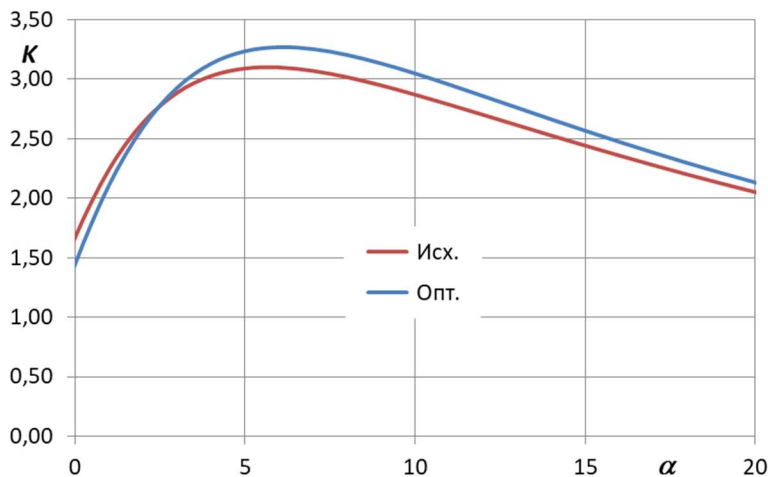


Рис. 5. Зависимость аэродинамического качества исходной и оптимизированной модели от угла атаки

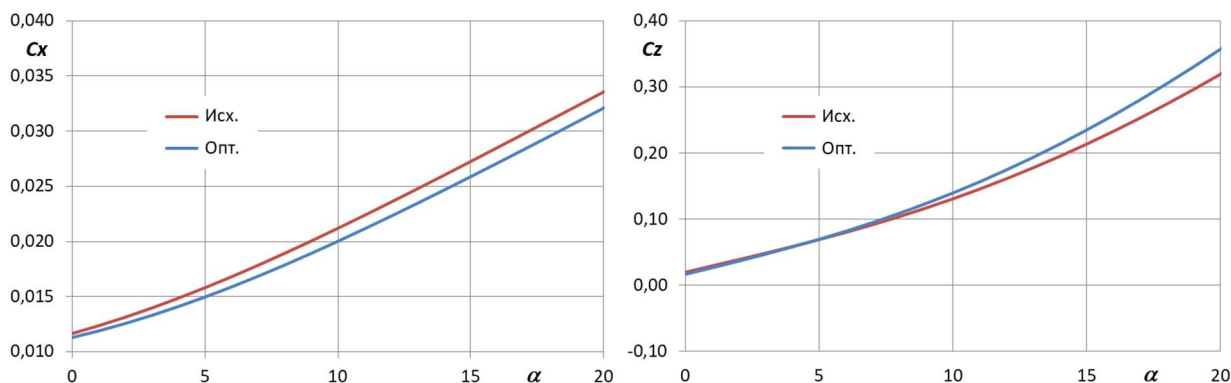


Рис. 6. Зависимость аэродинамических характеристик исходной и оптимизированной модели от угла атаки

4. Заключение

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

Оптимальная форма высокоскоростного летательного аппарата, полученная по критерию максимального аэродинамического качества при заданной форме в плане и геометрии силовой установки, близка к аэродинамической компоновке прототипа ВЛА Х-43, что свидетельствует о работоспособности разработанного программного обеспечения.

Характерными особенностями оптимальной конфигурации являются дугообразная форма поперечного сечения фюзеляжа на подветренной стороне и плоские поверхности под оптимальным углом атаки на наветренной стороне.

Для использованного в качестве исследуемого объекта геометрического аналога ВЛА представлена возможность рекомендовать способы увеличения аэродинамического качества.

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. Peebles C. Road to Mach 10: Lessons Learned from the X-43A Flight Research Program // 2008, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
2. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Численное моделирование гиперзвукового обтекания модели летательного аппарата X-43//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2011. Т. 11. <http://chemphys.edu.ru/issues/2011-11/articles/191/>
3. Сильвестров П.В., Суржиков С.Т. Расчет аэротермодинамики высокоскоростного летательного аппарата X-43 с использованием компьютерных кодов UST3D и UST3D-AUSMPW//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т.20, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/865/>
4. Ханхасаева Я.В., Борисов В.Е., Луцкий А.Е. Энергетическое воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Т.17, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-4/articles/646/>
5. Ермаков М.К. Моделирование гиперзвукового обтекания летательного аппарата на суперкомпьютере «Ломоносов»//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т.14, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-4/articles/422/>
6. Фофанов Д.М. Оптимизация аэродинамической компоновки гиперзвуковых летательных аппаратов. Космонавтика и ракетостроение. 2010, № 1(58), С.17–26.
7. Черноушко Ф.Л. Метод локальных вариаций для численного решения вариационных задач, Ж. вычисл. матем. и матем. физ., 1965, том 5, № 4, С. 749–754.
8. Чёрный Г.Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматгиз, 1959.

References

1. Peebles, C., *Road to Mach 10: Lessons Learned from the X-43A Flight Research Program*, 2008, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
2. Zheleznyakova, A. L., Surzhikov, S. T., “Numerical simulation of hypersonic flow around model of vehicle X-43,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 11, 2011. <http://chemphys.edu.ru/issues/2011-11/articles/191/>
3. Silvestrov, P. V., Surzhikov, S. T., “Calculation of aerothermodynamics for high-speed aircraft X-43 using computer code UST3D and UST3D-AUSMPW,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 20, No. 4, 2019. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-4/articles/865/>
4. Khankhasaeva, Ya. V., Borisov, V. E., Lutsky, A. E., “Energy Impact on the Flow around Hypersonic Flying Vehicles,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 17, No. 4, 2016. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-4/articles/646/>
5. Ermakov, M. K., “Hypersonic flow modeling past at aircraft on “Lomonosov” supercomputer,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 14, No. 4, 2013. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-4/articles/422/>
6. Fofonov, D. M., “Optimizatsiya aerodinamicheskoy komponovki giperzvukovykh letatel'nykh apparatov (Optimization of the aerodynamic composition of hypersonic aircraft),” *Kosmonavtika i raketostryeniye*, Vol. 1(58), 2010, pp. 17–26.

7. 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.
8. Cherny, G. G., *Techeniya gaza s bol'shoi sverkhzvukovoy skorost'yu* (Gas flows at high supersonic speed. G.G. Chernyy), Moscow, Fizmatgiz, 1959.

Статья поступила в редакцию 20 декабря 2021 г.