

ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ РАЦИОНАЛЬНОЙ ФОРМЫ НОСОВОЙ ЧАСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

С.А. Серебрянский, А.В. Барабанов

Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

На начальных этапах проектирования сверхзвукового самолёта проводится численное моделирование процесса обтекания предполагаемых аэродинамических форм. Это позволяет существенно сократить временные и финансовые затраты на натурные испытания. При моделировании возможно получение всех параметров процесса, в ходе эксперимента получают только некоторые его значения. Это становится особенно актуальным для моделирования условий полёта сверхзвукового самолёта.

В рамках данной работы показан комплексный подход к решению вопроса обеспечения заданных аэродинамических характеристик самолета, требующихся для реализации крейсерского сверхзвукового полета при $M \sim 1,5$. В статье проведен анализ предлагаемых методов оценки аэродинамических характеристик (АДХ) составных частей самолета в ходе оптимизации их геометрических параметров с целью достижения минимального вклада в АДХ. В работе представлен алгоритм формирования носовой части самолета минимального аэродинамического сопротивления, а также произведен выбор критериев оценки АДХ носовой части самолета как элемента планера, имеющего существенный вклад в АДХ самолета в целом при скорости полета $M > 1$. Результаты данных исследований могут быть использованы на ранних этапах проектирования, это приведёт к сокращению сроков формирования математической модели поверхности перспективного летательного аппарата (ЛА).

Ключевые слова: аэродинамическое сопротивление, аэродинамические характеристики, рациональные параметры, носовая часть самолета, методы математического моделирования, оптимизация.

Введение. Мировые тенденции развития современной гражданской и военной авиации диктуют постоянный рост крейсерских и сверхзвуковых скоростей полета. Так, существуют гражданские (Ту-144, Concorde, SSBJ) и военные самолеты (Су-57, J-20, F-22, F-35) с крейсерской сверхзвуковой скоростью полета и максимальной скоростью $M > 1$; созданы сверхзвуковые высотные бомбардировщики Ту-160 (производства РФ) и XB-70 Valkyrie (производства США) с предельной скоростью полета $M \sim 3$; в Европе, США, РФ и Китае ведется разработка сверхзвуковых пассажирских лайнеров. В мировом сообществе идет дискуссия о создании гиперзвуковых летательных аппаратов и авиационных комплексов 6-го поколения, которые должны обладать $M > 3$ скоростью полета.

Данные факторы ставят сложную задачу перед мировой авиационной промышленностью, которая должна решать одновременно вопрос обеспечения минимального аэродинамического сопротивления планера, обеспечения теплового баланса самолета при длительном сверхзвуковом (или гиперзвуковом) полете, а также прочности тонкостенной радиопрозрачной конструкции обтекателей антенн, которые устанавливаются в носовой части, наплывных частях и консолях крыла самолета.

В рамках данных глобальных вопросов одним из основных является выбор рациональных геометрических параметров носового радиопрозрачного обтекателя бортовой радиолокационной станции, который, согласно [1, 2], вносит существенный вклад в аэродинамические характеристики всего планера в целом при $M > 1$.

$$C_{x\text{ф давл}} = C_{x\text{нос}} + C_{x\text{корм}} + C_{x\text{дон}}, \quad (1)$$

где $C_{x\text{ф давл}}$ – коэффициент полного аэродинамического сопротивления давления фюзеляжа, $C_{x\text{нос}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления давления носовой части фюзеляжа,

$C_{x \text{ корм}}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления давления кормовой части фюзеляжа,
 $C_{x \text{ дон}}$ – коэффициент донного аэродинамического сопротивления фюзеляжа.

К радиопрозрачному обтекателю, установленному в носовой части самолета, предъявляется несколько взаимосвязанных требований: во-первых, он должен обладать минимальным аэродинамическим сопротивлением, во-вторых, – потребной прочностью, определяемой максимальным скоростным напором и прохождением скачков уплотнения, в-третьих, минимизировать потери на балансировку самолета, что связано с существенным удалением носовой части самолета от центра масс и, как следствие, существенным вкладом в $\Delta m z_0$ самолета даже при незначительном отклонении от симметрии обтекания.

Таким образом, для решения задачи создания рациональной формы носовой части самолета минимального сопротивления необходимо:

Во-первых, выбрать комплексный критерий оценки аэродинамических характеристик [3];

Во-вторых, составить алгоритм решения данной задачи и определить метод оценки аэродинамических характеристик, который будет обладать требуемым уровнем чувствительности к изменению ключевых геометрических параметров и необходимой точностью;

В-третьих, по выбранному алгоритму провести исследования и с помощью комплексного критерия выбрать рациональные геометрические параметры носовой части самолета для заданного режима полета.

Носовая часть сверхзвукового самолета в большинстве случаев выполнена в виде конуса и представляет собой поверхность вращения. Это поверхность, образованная вращением некоторой линии, называемой образующей поверхности, вокруг неподвижной прямой – оси вращения. Уравнением образующей поверхности конуса может быть уравнение прямой линии $y = kx^2$, при этом образуется коническая поверхность или уравнение кривой второго порядка $y = 2px^2$, при этом поверхность образует эллиптический параболоид.

В выполненных ранее исследованиях произведен сравнительный анализ АДХ конической носовой части и носовой части с параболической образующей. Выявлено, что для параболической образующей уровень $C_{x \text{ нос}}$ ниже, чем для конической и наименьшим аэродинамическим сопротивлением обладает носовая часть самолета с параболической образующей.

1. Расчетная схема, принятые допущения. Согласно [4] основными геометрическими параметрами носовой части самолета с параболической образующей являются: $\lambda_{\text{нос}}$ – удлинение НЧФ, d – дискриминант образующей кривой, θ – угол наклона касательной к образующей кривой (рис. 1).

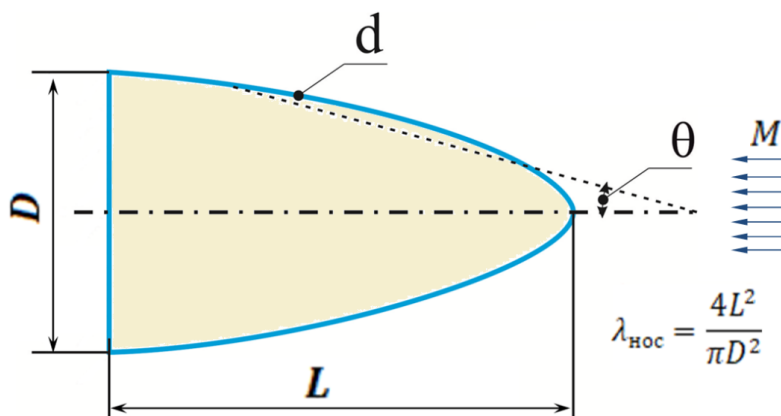


Рис. 1. Основные геометрические параметры НЧФ

Выбор комплексного критерия. Как было отмечено ранее, в рамках данной работы рассматривается вопрос выбора рациональных геометрических параметров носовой части самолета для режима крейсерского сверхзвукового полета на режиме $M \sim 1,5$. С целью выбора основного критерия аэродинамических характеристик носовой части необходимо провести анализ существующих аэродинамических характеристик составных частей самолета в целом.

Расчет и конструирование

Согласно [1] существует три основных критерия аэродинамических характеристик объекта: C_x – коэффициент аэродинамического сопротивления, C_y – коэффициент подъемной силы, $\Delta m z_0$ – вклад составной части в продольный статический момент самолета в целом:

1. Коэффициент $C_{x_{нос}}$, как показано во введении, является одной из существенных частей коэффициента аэродинамического сопротивления давления самолета в целом ($C_{x_{давл}}$), в особенности для $M > 1$.

2. При этом $C_{y_{нос}}$ не вносит существенного вклада и согласно [5] составляет не более 0,1 % от общего C_y самолета в целом.

3. Стоит отметить, что носовая часть самолета может быть формообразована как в виде тела вращения, так и в виде тела сложной формы в поперечном сечении. Так для тела вращения вклад в $\Delta m z_0$ самолета в целом стремится к 0, а для тела сложной формы требует глубокого анализа и оказывает существенное влияние за счет большого удаления аэродинамического фокуса носовой части самолета от центра масс, что приводит к потерям на балансировку и снижению топливной эффективности самолета на крейсерском режиме полета. В связи с тем, что для текущей работы рассматривается крейсерский полет самолета на режиме $M \sim 1,5$, рассмотрим носовую часть в форме тела вращения.

Таким образом, можно сделать однозначный вывод, что критерием выбора рациональных геометрических параметров носовой части самолета является минимальное значение коэффициента аэродинамического сопротивления, зависящее от основных геометрических параметров. Данный критерий в математическом виде можно записать следующим образом:

$$X^* = \text{ArgMin}(C_{x_{нос}}(\lambda_{нос}, d, \theta)). \quad (2)$$

Выбор метода оценки характеристик. В настоящий момент накоплен существенный научно-технический задел в области исследования аэродинамических характеристик тел различной формы и геометрии. Основным отраслевым институтом и центром компетенции аэродинамики в Российской Федерации является Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). На основании масштабных работ ЦАГИ по определению АДХ различных составных частей самолета получены эмпирические зависимости АДХ от ряда геометрических параметров. Данные методы и зависимости представлены в [2, 5, 6], по ним определяются АДХ (C_x и C_y) основных составных частей самолета (крыло, фюзеляж, оперение) и строятся интегральные АДХ самолета. Эмпирический подход широко используется на ведущих авиационных и ракетостроительных предприятиях страны.

Однако в связи с тем, что данные зависимости были получены на основании многочисленных экспериментов в аэродинамических трубах (АДТ) на аэродинамических моделях, то из-за наличия допусков на изготовление моделей и погрешности измерения в АДТ существуют определенные допущения в оценках АДХ.

Сформировавшаяся в XXI в. тенденция постоянного ужесточения требований к вновь разрабатываемым авиационным комплексам (АК) со стороны государственного заказчика, связанная с обеспечением конкурентного превосходства над зарубежными АК, требует минимизации проектных запасов при разработке АК и более точной оценки АДХ как составных частей, так и самолета в целом.

В последние годы основным трендом и элементом управления жизненным циклом изделия в авиастроении является цифровизация этапов ЖЦ в едином информационном пространстве, включая различные виды испытаний [7, 8] и создание электронных двойников самолета, в том числе и аэродинамических, за счет применения математического моделирования обтекания геометрии методом конечных элементов [9]. Модели, полученные по результатам подобных цифровых испытаний, верифицированы и обладают необходимой чувствительностью к изменению геометрических характеристик, показаны в виде алгоритма на рис. 2. Они также позволяют получать результат с высокой точностью и могут быть параметризованы, что существенно сокращает сроки исследования.

Для эффективного решения задачи в рамках данной работы необходимо применение методов математического моделирования с использованием параметризованных математических моделей поверхности, где в качестве переменных параметризации используются основные геометрические параметры НЧФ, указанные ранее.

В качестве блока исходных данных принимаются основные расчетные параметры: высотно-скоростные параметры полета, значения углов атаки, крена и скольжения, а также параметры атмосферы на выбранной высоте и скорости.

Задача решается итерационно, при этом на первом этапе находится оптимальное значение параметра удлинения носовой части самолета ($\lambda_{\text{нос}}$) как наиболее комплексного параметра. Далее для оптимального значения удлинения выбирается оптимальный угол наклона касательной к образующей кривой (θ), и на финальном этапе определяется оптимальное значение дискриминанта образующей кривой (d).

Стоит отметить, что для каждого этапа строится математическая модель исследуемой поверхности и диапазон значений параметров может изменяться, исходя из условий обеспечения гладкости поверхности НЧФ (отсутствие двойной кривизны).

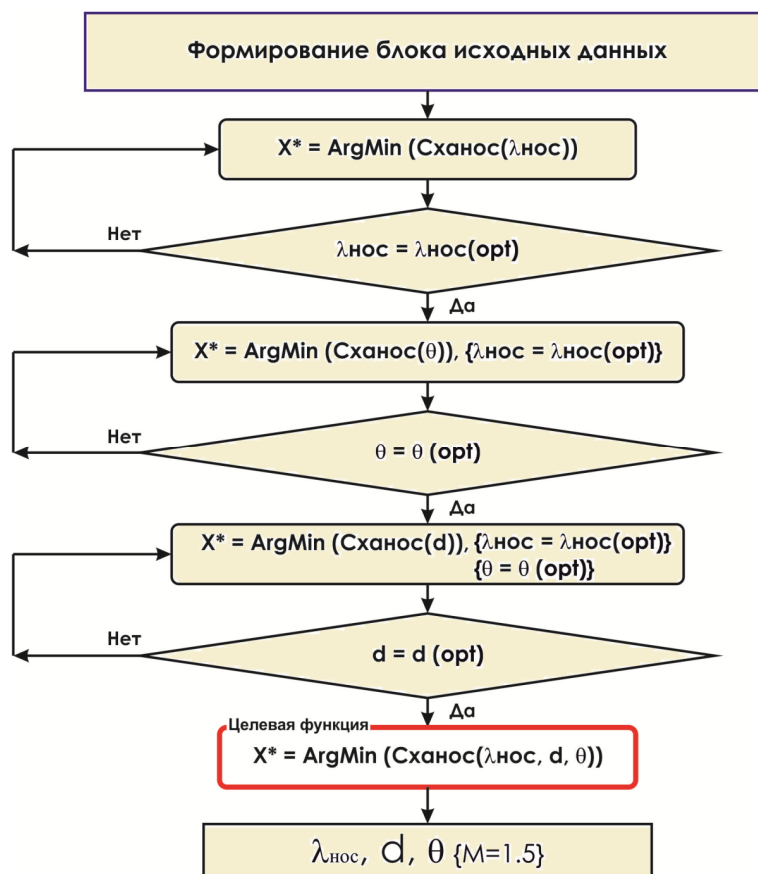


Рис. 2. Алгоритм решения задачи определения рациональных параметров НЧФ самолета

Выбор числа расчетных случаев. Расчетные условия полета приведены в табл. 1. В ходе расчета параметры атмосферы принимаются в соответствии с международной стандартной атмосферой [10].

Расчетные условия для решения задачи

Таблица 1

№ п.п.	Параметр	Значение
1	Расчетное число M полета	1,5 M
2	Расчетная высота полета	11 000 м
3	Расчетный полетный угол атаки (α)	2°
4	Расчетный угол скольжения (β)	0°
5	Расчетный угол крена (γ)	0°
6	Параметры атмосферы	В соответствии с МСА

Расчет и конструирование

Расчет производится в выбранных расчетных условиях для каждого из значений переменных параметризации и в соответствии с алгоритмом, представленным на рис. 2. Диапазон значений переменных параметризации и шаг представлены в табл. 2.

Диапазон значений переменных

Таблица 2

Значения параметров параметризации								
$\lambda_{\text{нос}}$			θ			d		
min	max	step	min	max	step	min	max	step
2	5	1 (0,5 с 2 до 3)	20	45	5	0,5	0,8	0,1

Суммарное число расчетных случаев для проведения расчета определяется по формуле:

$$N = n_{\lambda} + n_{\theta} + n_d, \quad (3)$$

где n_{λ} – число значений параметра удлинения НЧФ, n_{θ} – число значений параметра угла наклона касательной к образующей кривой, n_d – число значений параметра дискриминанта образующей кривой.

Таким образом, для решения поставленной задачи необходимо произвести 15 расчетных экспериментов.

2. Расчетные модели. В ходе математического моделирования используется модель поверхности носовой части самолета, заданная в CAD-CAE-системе [11], – так называемая математическая модель поверхности (ММП) [12] объекта исследования.

В качестве метода математического моделирования выбран метод конечных элементов, при котором для моделирования задачи обтекания используются методы вычислительной гидродинамики (CFD – Computational Fluid Dynamic), которые используются при решении задач в таких программных продуктах, как FLUENT [13– 15]. При решении задач CFD используется построение поверхностной гексагональной сетки. В рамках данной работы в соответствии с [16] для решения задач вычислительной гидродинамики используется программный продукт «ЛОГОС» производства РФЯЦ ВНИИЭФ, г. Саров, РФ.

Далее с помощью модуля вычислительной гидродинамики задается картина течения внешнего потока в расчетной области, в качестве исходных данных используются параметры из табл. 1. На основании картины течения производится расчет полей давления на поверхности объекта исследования, общий вид которых представлен на рис. 3. Подобный алгоритм описывается в [17].

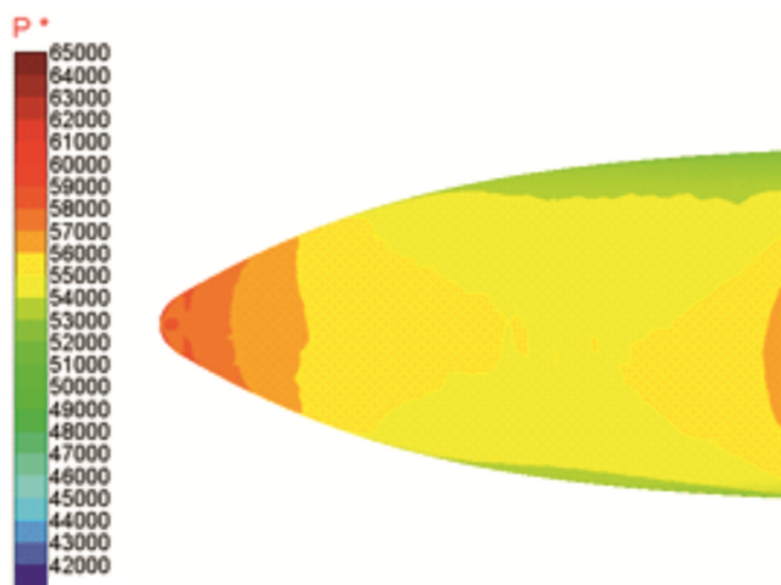


Рис. 3. Распределение полей давления на поверхности объекта исследования

В ходе исследования с помощью данных о распределении давления на поверхности объекта в автоматизированном режиме определяются силы сопротивления давления $X_{\text{давл}}$ и силы сопротивления трения $X_{\text{тр}}$. На основании полученных значений сил определяется величина безразмерных коэффициентов сопротивления давления $C_{x\text{давл}}$ и трения $C_{x\text{тр}}$. Расчет полного коэффициента аэродинамического сопротивления носовой части самолета $C_{x\text{нос}}$ производится по формуле:

$$C_{x\text{нос}} = C_{x\text{давл}} + C_{x\text{тр}} \tag{4}$$

3. Экспериментальные исследования. В соответствии с алгоритмом исследования (см. рис. 2) в рамках данной работы произведен цикл расчетных экспериментов по определению зависимости значений $C_{x\text{нос}}$ носовой части самолета от ее удлинения ($\lambda_{\text{нос}}$), результаты расчетов занесены в табл. 3, зависимость параметров представлена на рис. 4.

Таблица 3
Результаты расчета зависимости $C_{x\text{нос}}$ от $\lambda_{\text{нос}}$

№ п.п.	θ	d	$\lambda_{\text{нос}}$	$C_{x\text{нос}}$
1	25°	0,5	2	0,21
2			2,5	0,15
3			3	0,11
4			4	0,06
5			5	0,04

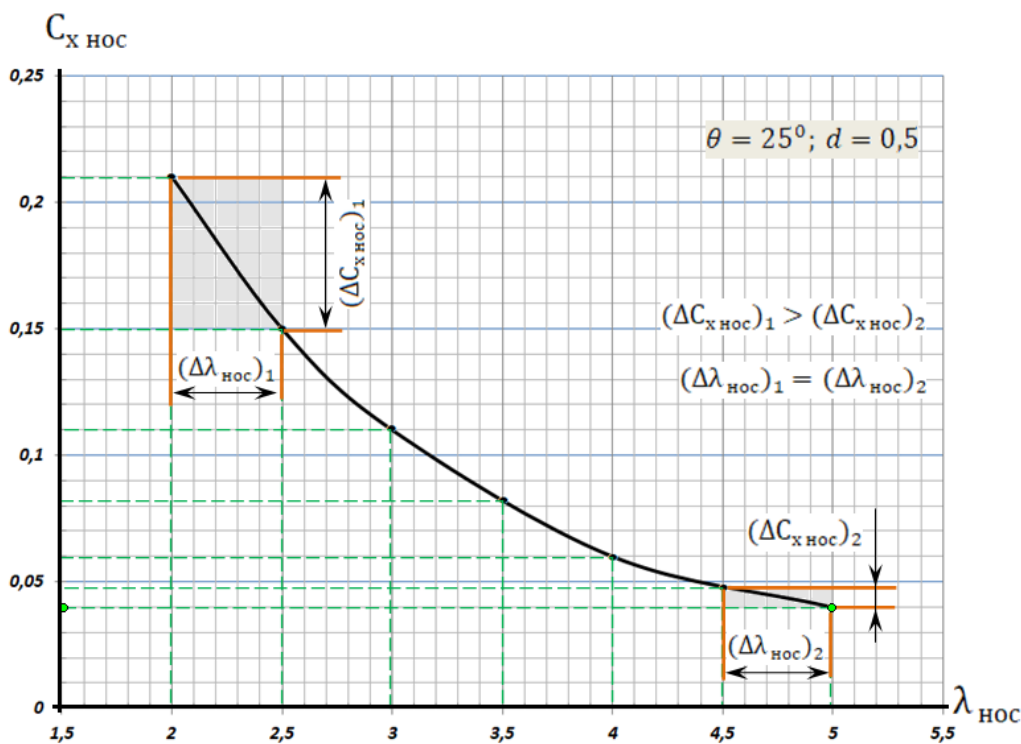


Рис. 4. Зависимость $C_{x\text{нос}}$ от $\lambda_{\text{нос}}$

Как видно из табл. 3 и рис. 4, существует обратная зависимость между $\lambda_{\text{нос}}$ и $C_{x\text{нос}}$ для носовой части самолета. С учётом того, что

$$\lim_{\Delta\lambda_{\text{нос}} \rightarrow 0} \frac{\Delta C_{x\text{нос}}}{\Delta\lambda_{\text{нос}}} = \frac{\partial C_{x\text{нос}}}{\partial \lambda_{\text{нос}}}, \tag{5}$$

можно сделать следующий вывод:

$$\lambda_{\text{нос}}(opt) \Rightarrow \min \left\{ \frac{\partial C_{x\text{нос}}}{\partial \lambda_{\text{нос}}} \right\}. \tag{6}$$

Расчет и конструирование

Таким образом, для принятых условий исследования, минимальным аэродинамическим сопротивлением обладает тело с удлинением $\lambda_{\text{нос}} = 5$.

С учётом полученных результатов в соответствии с алгоритмом (см. рис. 2) произведена оценка изменения значения $C_{x \text{ нос}}$ при изменении угла θ . Для повышения чувствительности модели к изменению угла наклона касательной в геометрическую модель поверхности объекта введено сферическое затупление носика с $r = 15$ мм, при этом для модели появляется влияние коэффициента $C_{x \text{ затухания}}$ при обтекании затупления, составляющего для $M = 1,5$ $C_{x \text{ затухания}} = 0,68$, а для $r = 15$ мм $C_{x \text{ затухания}} \sim 0,22$. Результаты расчетов приведены в табл. 4, зависимость представлена на рис. 5

Таблица 4

Результаты расчета зависимости $C_{x \text{ нос}}$ от θ

№ п.п.	$\lambda_{\text{нос}}$	d	θ	$C_{x \text{ нос}}$
1	5	0,5	20	0,062547
2			25	0,062555
3			30	0,062565
4			35	0,062575
5			40	0,062587
6			45	0,062598

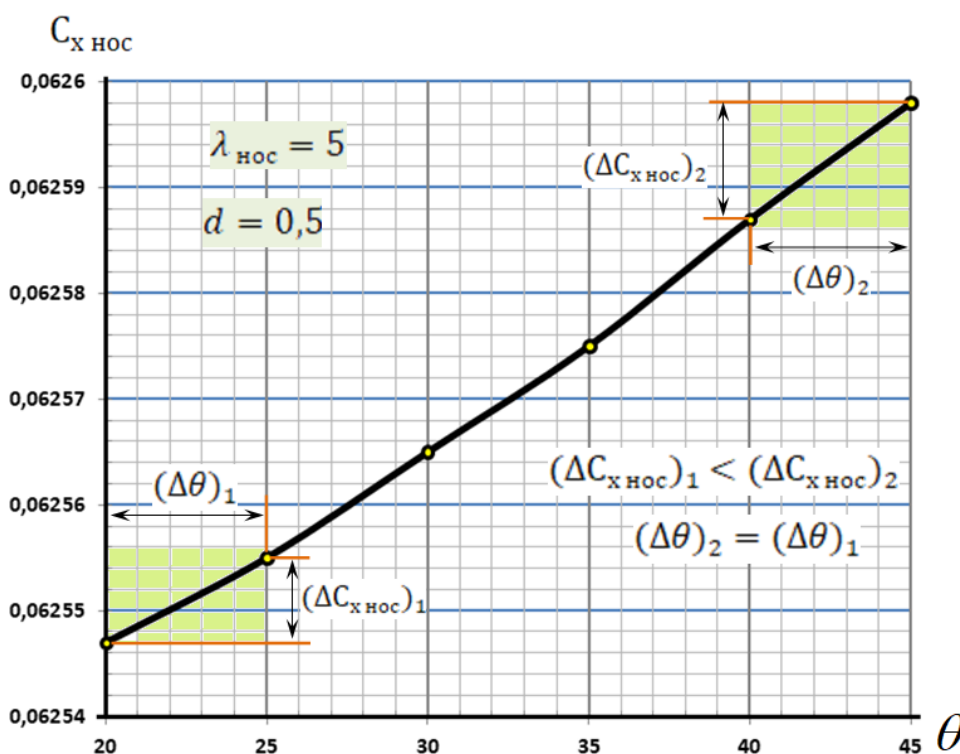


Рис. 5. Зависимость $C_{x \text{ нос}}$ от θ

Как видно из табл. 4 и рис. 5, при увеличении угла наклона касательной к образующей носовой части самолета происходит увеличение аэродинамического сопротивления носовой части. При этом:

$$\lim_{\Delta\theta \rightarrow 0} \frac{\Delta C_{x \text{ нос}}}{\Delta\theta} = \frac{\partial C_{x \text{ нос}}}{\partial\theta} . \quad (7)$$

Однако различие между $C_{x \text{ нос}}$ при $\theta = 20^\circ$ и $C_{x \text{ нос}}$ при $\theta = 45^\circ$ при $\lambda_{\text{нос}} = 5$ составляет не более 1 %. На основании данных результатов можно сделать вывод, что угол θ не оказывает

существенного влияния на аэродинамическое сопротивление носовой части самолета при $M = 1,5$:

$$\theta(opt) \Rightarrow \min \left\{ \frac{\partial C_{x \text{ нос}}}{\partial \theta} \right\}. \quad (8)$$

Для следующего этапа исследования примем $\theta = 20^\circ$ как параметр с минимальным аэродинамическим сопротивлением.

Далее проводится исследование зависимости аэродинамических характеристик носовой части самолета от его геометрических параметров, т. е. определяется зависимость $C_{x \text{ нос}}$ от кривизны образующей d .

Для определения рационального значения кривизны образующей в рамках данной работы произведен анализ зависимости $C_{x \text{ нос}}$ от d для носовой части с ранее выбранными рациональными параметрами $\lambda_{\text{нос}}$ и θ . Результаты данной оценки приведены в табл. 5, зависимость представлена на рис. 6.

Таблица 5
Зависимость $C_{x \text{ нос}}$ от d параболической образующей

№ п.п.	$\lambda_{\text{нос}}$	θ	d	$C_{x \text{ нос}}$
1	5	20°	0,5	0,062547
2			0,6	0,062551
3			0,7	0,062557
4			0,8	0,062564

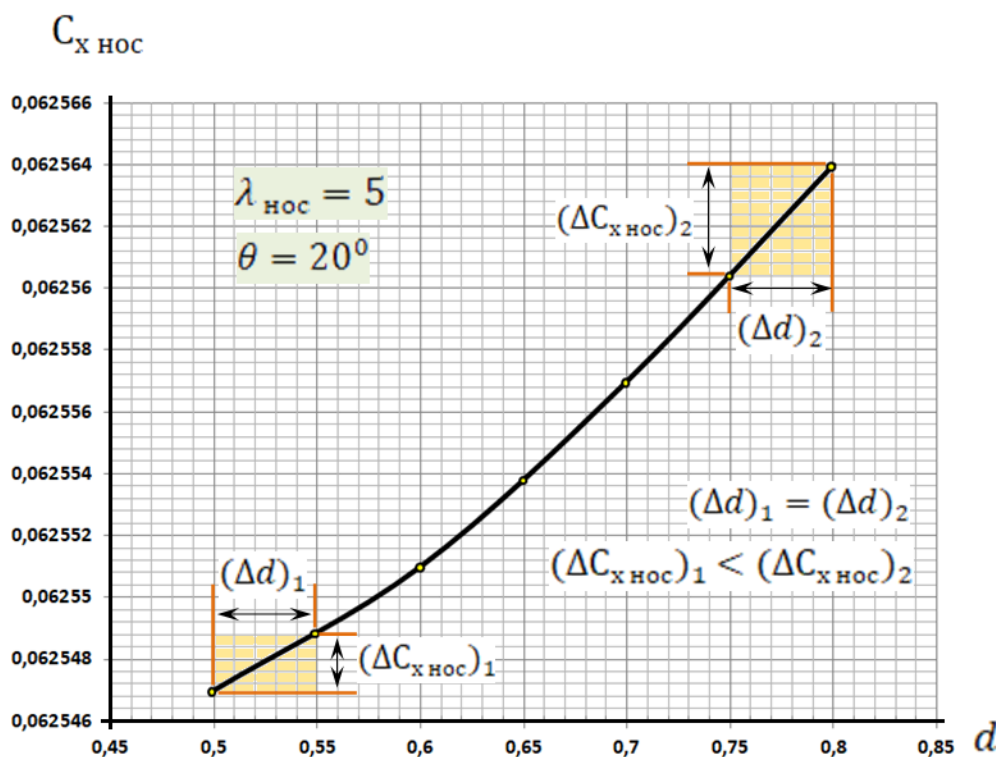


Рис. 6. Зависимость $C_{x \text{ нос}}$ от d

Как видно из табл. 5 и рис. 6, при увеличении кривизны носовой части самолета происходит увеличение аэродинамического сопротивления носовой части. В данном случае принимаем, что

$$\lim_{\Delta d \rightarrow 0} \frac{\Delta C_{x \text{ нос}}}{\Delta d} = \frac{\partial C_{x \text{ нос}}}{\partial d}. \quad (9)$$

При этом различие между $C_{x \text{ нос}}$ при $d = 0,5$ и $C_{x \text{ нос}}$ при $d = 0,8$ при $\lambda_{\text{нос}} = 5$ и $\theta = 20^\circ$ составляет не более 1 %.

Расчет и конструирование

На основании данных результатов можно сделать вывод, что параметр d не оказывает существенного влияния на аэродинамическое сопротивление носовой части самолета при $M = 1,5$:

$$d(opt) \Rightarrow \min \left\{ \frac{\partial C_{x_{нос}}}{\partial d} \right\}. \quad (10)$$

Исходя из этого, в качестве рационального значения d при $M = 1,5$ примем $d = 0,5$ как параметр с минимальным аэродинамическим сопротивлением.

Критерием выбора обобщенных рациональных геометрических параметров носовой части сверхзвукового самолета будет минимальное значение аэродинамического сопротивления. Данный критерий (2) представляет собой целевую функцию, зависящую от нескольких переменных ($\lambda_{нос}, d, \theta$).

Для решения такой задачи требуются вычисления целевой функции лишь в точках приближений, полученных в результате моделирования (5), (6), (7). Среди аналитических методов решения задач такого рода особую роль играют метод множителей Лагранжа и условия Куна–Таккера.

4. Выводы. В рамках проведенной работы методами математического моделирования получены зависимости аэродинамического сопротивления носовой части самолета от основных геометрических параметров, изменяемых в выбранном диапазоне, для сверхзвукового крейсерского полета самолета при $M = 1,5$. По результатам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

Параметр удлинения носовой части самолета $\lambda_{нос}$ оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики носовой части самолета. Зависимость $C_{x_{нос}}$ от $\lambda_{нос}$ имеет обратный характер: при увеличении значения параметра $\lambda_{нос}$ происходит снижение уровня $C_{x_{нос}}$. Рациональным значением $\lambda_{нос}$ для обеспечения минимального аэродинамического сопротивления на выбранном режиме полета является $\lambda_{нос} = 5$.

Параметр угла наклона касательной к образующей носовой части самолета θ не оказывает существенного влияния на аэродинамические характеристики носовой части самолета при $M = 1,5$. Зависимость $C_{x_{нос}}$ от θ имеет прямой характер: при увеличении значения параметра θ происходит увеличение уровня $C_{x_{нос}}$. Рациональным значением θ для обеспечения минимального аэродинамического сопротивления на выбранном режиме полета является $\theta = 20^\circ$.

Носовая часть самолета, сформированная параболической образующей, обладает меньшим уровнем аэродинамического сопротивления, чем носовая часть, сформированная конической образующей.

Параметр кривизны образующей носовой части самолета d не оказывает существенного влияния на аэродинамические характеристики носовой части самолета при $M = 1,5$. Зависимость $C_{x_{нос}}$ от d имеет прямой характер: при увеличении значения параметра d происходит увеличение уровня $C_{x_{нос}}$. Рациональным значением d для обеспечения минимального аэродинамического сопротивления на выбранном режиме полета является $d = 0,5$.

Таким образом, на основании выводов (п. 1–4) можно сделать заключение, что основным геометрическим параметром носовой части самолета, который определяет уровень ее аэродинамических характеристик, для $M = 1,5$ является удлинение носовой части самолета $\lambda_{нос}$.

При этом минимальным аэродинамическим сопротивлением обладает носовая часть самолета с рациональными [18] геометрическими параметрами: $\lambda_{нос} = 5$, $\theta = 20^\circ$, $d = 0,5$.

5. Обсуждение и применение. В рамках данной работы была проведена многокритериальная оптимизация геометрических параметров носовой части самолета с целью получения тела минимального аэродинамического сопротивления для дозвуковых и сверхзвуковых режимов полета. Данное исследование является оптимизационным базисом, возможным к применению на ранних этапах проектирования самолета. В данной работе суммарно проведено порядка 90 расчетных экспериментов со средней трудоемкостью (при наличии свободных вычислительных мощностей) ~ 5 ч/ч. Таким образом, использование результатов данной работы при проектировании нового сверхзвукового самолета позволит сэкономить ~ 450 ч/ч научно-поисковых работ, что составляет $\sim 2,5$ месяца работы одного специалиста организации.

Своевременное формирование научно-технического задела с применением методов многокритериальной оптимизации для элементов самолета позволит существенно сократить

риски и сроки разработки новых авиационных комплексов с обеспечением требований тактико-технического задания и основных нормативных документов [19] и, следовательно, сократить стоимость жизненного цикла изделия в целом [20].

Литература

1. Барабанов, А.В. Алгоритм формирования рационального геометрического облика радиопрозрачного обтекателя носовой радиолокационной станции самолета / А.В. Барабанов, С.А. Серебрянский // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – № 1.
2. Артамонова, Л.Г. Поверочный расчет аэродинамических характеристик самолета / Л.Г. Артамонова, А.В. Кузнецов, Н.Н. Песецакая. – М.: МАИ, 2010. – С. 10–140.
3. Вентцель, Е.С. Исследование операций / Е.С. Вентцель. – 2-е изд. – М.: Наука, 1988 г.
4. Serebryanskii, S.A. To the Question of Optimizing Product Life Cycle STAGES / S.A. Serebryanskii, A.V. Barabanov // Proceedings of 2019 12th International Conference «Management of Large-Scale System Development», MLSD. DOI: 10.1109/MLSD.2019.8911045
5. Колесников, Г.А. Аэродинамика летательных аппаратов / Г.А. Колесников, В.К. Марков, А.А. Михайлюк. – М.: Машиностроение, 1993. – С. 300–501.
6. Бюшгенс, Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Г.С. Бюшгенс. – М.: Физматлит, 1998. – 817 с.
7. Внедрение цифровых двойников как одно из ключевых направлений цифровизации производства / Н.В. Курганова, М.А. Филлин, Д.С. Черняев и др. // ISSN. – 2019. – № 5.
8. Strelets, D.Y. A digital approach to aircraft product lifecycle management / D.Y. Strelets, S.A. Serebryanskii, M.V. Skurin // Proceedings of 2019 12th International Conference «Management of Large-Scale System Development», MLSD. – 2019. DOI: 10.1109/MLSD.2019.8911020
9. Студенников, Е.С. Моделирование процессов аэрогазодинамики элементов конструкции сверхзвукового летательного аппарата / Е.С. Студенников // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2019. – № 7.
10. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры (с Изменением № 1). – М.: Изд-во стандартов, 1982. – 181 с.
11. Куликов, Д.Д. Создание параметрической модели детали в среде CAD-системы / Д.Д. Куликов, В.С. Бабанин // Научно-технический вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики. – 2011. – № 4(74). – С. 167–169.
12. Yu, Tzu-Yi. Geometry Modeling and Grid Generation Using 3D NURBS Control Volume / Tzu-Yi Yu, Bharat K. Soni, Ming-Hsin Shih // NASA. Lewis Research Center, Surface Modeling, Grid Generation, and Related Issues in Computational Fluid Dynamic (CFD) Solutions. – 1995. – P. 491–503.
13. Голубев, А.Г. Моделирование сверхзвукового обтекания затупленного конуса в пакете ANSYS Fluent с использованием двух различных способов построения расчетной сетки / А.Г. Голубев, О.И. Ремизова // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2018. – № 11.
14. Суржиков, С.Т. Метод расчета сверхзвукового обтекания сферы на основе AUSM конечно-разностных схем / С.Т. Суржиков // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. – 2005. – № 3 (60). – С. 7–34.
15. Батурун, О.В. Расчет течений жидкости и газа с помощью универсального программного комплекса FLUENT / О.В. Батурун, Н.В. Батурун, В.Н. Матвеев. – Самара: СГАУ. – 2009. – С. 10–152.
16. Постановление правительства РФ от 16 ноября 2015 года № 1236 «Об установлении запрета на допуск иностранного программного обеспечения при закупках для государственных и муниципальных нужд» // Собрание законодательства Российской Федерации от 23.11.2015 г. № 47. Ст. 6600.
17. Копорушкин, П.А. Алгоритм расчета параметризованных геометрических объектов / П.А. Копорушкин, А.С. Партин // Электронный журнал «Исследовано в России». – 2004. – № 7. – С. 184–197.
18. Барабанов, А.В. Разработка методики выбора рациональных геометрических параметров носового обтекателя БРЛС малозаметного сверхзвукового самолета / А.В. Барабанов // Гагаринские чтения МАИ (НИУ). – 2018 – С. 34.

19. МАК, «Авиационные правила, часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25)», – 5-е изд. с поправками 1–8, 2015 г.

20. Барабанов, А.В. Обеспечение максимальных функциональных свойств антенны БРЛС за счёт рационального формообразования обтекателя / А.В. Барабанов // Гагаринские чтения, МАИ (НИУ). – 2020. – С. 49.

Серебрянский Сергей Алексеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование самолетов», Московский авиационный институт, г. Москва, s-s-alex@mail.ru.

Барабанов Александр Владимирович, аспирант кафедры «Проектирование самолетов», Московский авиационный институт, г. Москва, barabanovav@outlook.com.

Поступила в редакцию 16 июля 2020 г.

DOI: 10.14529/engin200303

AN APPROACH TO DETERMINING THE RATIONAL SHAPE OF THE NOSE OF A SUPERSONIC AIRCRAFT USING MATHEMATICAL MODELING METHODS

S.A. Serebryansky, s-s-alex@mail.ru,

A.V. Barabanov, barabanovav@outlook.com

Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

At the initial stages of designing a supersonic aircraft, numerical modeling of the flow process of the assumed aerodynamic forms is performed. This allows you to significantly reduce the time and financial costs of field testing. When modeling, you can get all the parameters of the process, but only some of its values are obtained during the experiment. This becomes especially relevant for modeling the flight conditions of a supersonic aircraft.

This paper shows a comprehensive approach to solving the problem of providing the specified aerodynamic characteristics of the aircraft required for cruising supersonic flight at $M \sim 1.5$. The article analyzes the proposed methods for evaluating the aerodynamic characteristics (ADC) of aircraft components in the course of optimizing their geometric parameters in order to achieve a minimum contribution to the ADC. The paper presents an algorithm for forming the nose of the aircraft with minimal aerodynamic drag, and also selects criteria for evaluating the ADC of the nose of the aircraft as an element of the airframe that has a significant contribution to the ADC of the aircraft as a whole at a flight speed of $M > 1$. The results of these studies can be used at the early stages of design, this will reduce the time for forming a mathematical model of the surface of a promising aircraft (LA).

Keywords: aerodynamic drag, aerodynamic characteristics, rational parameters, the nose of the aircraft, methods of mathematical modeling, optimization.

References

1. Barabanov A.V., Serebryansky S.A. [Algorithm for forming a rational geometric shape of the radio transparent fairing of the nose radar station of the aircraft]. *Engineering magazine: science and innovation*, 2020, no. 1. (in Russ.)
2. Artamonova L.G., Kuznetsov A.V., Pesotskaya N.N. *Poverochnyy raschet aerodinamicheskikh kharakteristik samoleta* [Verification calculation of aerodynamic characteristics of the aircraft]. Moscow, MAI, 2010. P. 10–140.
3. Wentzel E.S. *Issledovaniye operatsiy* [Operations research]. 2nd ed. Moscow, Science, 1988.
4. Serebryanskii S.A., Barabanov A.V. To the Question of Optimizing Product Life Cycle STAGES. *Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development"*, MLSD. DOI: 10.1109/MLSD.2019.8911045

5. Kolesnikov G.A., Markov V.K., Mikhailyuk A.A. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* [Aerodynamics of aircraft]. Moscow, Machine Building Publ., 1993, pp. 300–501;
6. Byushgens G.S. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyayemost' sverkhzvukovykh samoletov* [Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft]. Moscow, Fizmatlit Publ., 1998. 817 p.
7. Kurganova N.V., Filin M.A., Chernyaev D.S., Shaklein A.G., Namiot D.E. [Introduction of digital doubles as one of the key directions of digitalization of production]. *ISSN*, no. 5, 2019.
8. Strelets D.Y. Serebryanskii S.A., Skurin M.V. A digital approach to aircraft product lifecycle management. *Proceedings of 2019 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD*, 2019, DOI: 10.1109/MLSD.2019.8911020.
9. Studennikov E.S. [Modeling of processes of aerogasodynamics of design elements of supersonic aircraft]. *Engineering journal: science and innovation*, 2019, no. 7.
10. GOST 4401-81. *Atmosfera standartnaya. Parametry (s Izmeneniyem no. 1)* [State Standard 4401-81. The atmosphere is standard. Parameters (with Change no. 1)]. Moscow, Standartinform Publ., 1982. 181 p.
11. Kulikov D.D., Babanin V.S. [Creating a parametric model of a part in a CAD system environment]. *Scientific and technical Bulletin of the Saint Petersburg state University of information technologies, mechanics and optics*, 2011, no. 4(74), pp. 167–169. (in Russ.)
12. Tzu-Yi Yu, Bharat K. Soni, Ming-Hsin Shih. [Geometry Modeling and Grid Generation Using 3D NURBS Control Volume]. *NASA. Lewis Research Center, Surface Modeling, Grid Generation, and Related Issues in Computational Fluid Dynamic (CFD) Solutions*, 1995, pp. 491–503.
13. Golubev A.G., Remizova O.I. [Modeling of supersonic flow around a blunted cone in the ANSYS Fluent package using two different methods for constructing a computational grid]. *Engineering journal: science and innovation*, 2018, no. 11. (in Russ.)
14. Surzhikov S.T. [Method for calculating supersonic flow around a sphere based on AUSM finite-difference schemes]. *Bulletin of the Bauman Moscow state technical University. Ser. Engineering*, 2005, no. 3 (60), pp. 7–34. (in Russ.)
15. Baturin O.V., Baturin N.V., Matveev V.N. *Raschet techeniy zhidkosti i gaza s pomoshch'yu universal'nogo programmnogo kompleksa FLUENT* [Calculation of liquid and gas flows using the universal software package FLUENT]. Samara, Samara St. Aerospace Univ. Publ., 2009, pp. 10–152.
16. Resolution of the Government of the Russian Federation of November 16, 2015 No. 1236 [On setting a limit on the admission of foreign software in procurement for state and municipal needs]. Collection of legislation of the Russian Federation, 23.11.2015, no. 47. Item. 6600.
17. Komorosky P.A., Partin A.S. [The calculation Algorithm for the parameterized geometric objects]. *Electronic journal "Investigated in Russia", MPTI*, 2004, no. 7, pp. 184–197.
18. Barabanov A.V. [Development of a method for selecting rational geometric parameters of the radar nose cone of a low-visibility supersonic aircraft]. *Gagarin readings – 2018 Collection of abstracts. ED. MAI (NRU)*, Moscow, 2018, 34 p.
19. MAC. [Aviation regulations, part 25. Standards of airworthiness of transport category aircraft (AP-25)]. 5th ed. with amendments 1–8, 2015.
20. Barabanov A.V. [Ensuring maximum functional properties of the radar antenna due to rational fairing formation], *Gagarin readings – 2020 Collection of abstracts. MAI (NRU)*, Moscow, 2020, 49 p.

Received 16 July 2020

ОБРАЗЕЦ ЦИТИРОВАНИЯ

Серебрянский, С.А. Подход к определению рациональной формы носовой части сверхзвукового самолета с использованием методов математического моделирования / С.А. Серебрянский, А.В. Барабанов // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». – 2020. – Т. 20, № 3. – С. 24–35. DOI: 10.14529/engin200303

FOR CITATION

Serebryansky S.A., Barabanov A.V. An Approach to Determining the Rational Shape of the Nose of a Supersonic Aircraft Using Mathematical Modeling Methods. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Mechanical Engineering Industry*, 2020, vol. 20, no. 3, pp. 24–35. (in Russ.) DOI: 10.14529/engin200303