

DOI:

СОКРАЩЕНИЕ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ИЗДЕЛИЯ ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДОВ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ЕГО ПАРАМЕТРОВ

Барабанов А.В., Серебрянский С.А.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет),
Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4
barabanovav@outlook.com, s-s-alex@mail.ru

Аннотация. Современные тенденции развития авиации военного и гражданского назначения направлены на постоянный рост крейсерских и предельных скоростей полета перспективных самолетов. Крупнейшими авиационными державами (Россия, США, ЕС, Китай, Япония) созданы сверхзвуковые пассажирские и военные самолеты, ведется речь о создании гиперзвуковых летательных аппаратов. Темпы развития технологий промышленности требуют существенного сокращения сроков разработки авиационной техники, так перспективные военные самолеты 5-го поколения (Су-57, F-22, J-20, F-35) разрабатывались в течение 10-15 лет, а требования к срокам создания перспективных авиационных комплексов в настоящее время составляет не более 8 лет. Данные факты требуют существенной оптимизации этапов жизненного цикла летательного аппарата, в частности существенного объема этапа разработки. В данной работе рассмотрен процесс многокритериальной оптимизации параметров самолета на этапе разработки и начальной увязки головной части фюзеляжа самолета минимального аэродинамического сопротивления, а также проведена оценка влияния данной оптимизации на жизненный цикл изделия.

Ключевые слова: радиопрозрачный обтекатель, носовая часть фюзеляжа, геометрические параметры, аэродинамические характеристики, математическое моделирование, взаимовлияние, увязка.

Введение

Радиопрозрачные обтекатели (РПО) самолёта предназначены для защиты антенных устройств различных радиотехнических комплексов от внешнего воздействия скоростного напора воздуха, влаги, температуры, механических ударов и других воздействий, а так же улучшения обтекаемости объектов (уменьшение аэродинамического сопротивления), на которых он установлен. Их применение позволяет существенно продлить срок службы антенн. Основными задачами проектирования обтекателей является: обеспечение наибольшей радиопрозрачности, наименьшего аэродинамического сопротивления во всём диапазоне высот и скоростей полёта при минимальной массе для обеспечения требуемой прочности и жёсткости конструкции изделия. Стоит заметить, что формообразование носовой части самолета, которая фактически представляет из себя носовой радиопрозрачный обтекатель БРЛС, оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики самолета, в первую очередь при полете со скоростью $M > 1$ (сверхзвуковая скорость и далее).

Существующие тенденции авиастроения показывают постоянный рост скоростей полета современных самолетов, причем как крейсерских, так и предельных. Так многофункциональный истребитель 5-го поколения Су-57 обладает крейсерской сверхзвуковой скоростью полета, ведется речь о создании гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) гражданского и военного назначения. Вне зависимости от назначения самолета он в любом случае оснащается носовой БРЛС, обладающей различными характеристиками и набором режимов применения в зависимости от типа ЛА. Таким образом вопрос выбора рациональных геометрических параметров РПО, обеспечивающих наилучшие аэродинамическими характеристиками (АДХ), является приоритетной задачей для авиационной промышленности.

Целью данной работы является определение взаимозависимостей между геометрическими параметрами РПО и его АДХ на различных режимах полета и формирование рекомендаций по выбору геометрических параметров РПО в зависимости от «режимности» самолета.

Выбор метода оценки аэродинамических характеристик объекта исследования.

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 им. 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 [1, 2, 3], 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.

Сформировавшаяся в XXI веке тенденция постоянного ужесточения требования к вновь разрабатываемым авиационным комплексам (АК) со стороны Государственного заказчика, связанная с обеспечением конкурентного превосходства над зарубежными АК, требует минимизации проектировочных запасов при разработке АК и более точной оценки АДХ как составных частей, так и самолета в целом [4].

В последние годы основным трендом и элементом управления жизненным циклом изделия в авиастроении является цифровизация различных испытаний [5] и создание электронных двойников самолета, в том числе и аэродинамических, за счет применения математического моделирования обтекания геометрии методом конечных элементов.

Наиболее распространенным инструментом цифровых аэродинамических испытаний является FLUENT [6]. Данный программный продукт позволяет с высокой точностью решать задачи вычислительной гидродинамики, а его результаты прошли валидацию с реальными экспериментами. Однако, данный продукт является разработкой США и его использование в целях разработки продуктов машиностроения противоречит [7].

Одним из самых развивающихся проектов по разработке программного обеспечения для решения задач вычислительной гидродинамики является пакет программ инженерного анализа и суперкомпьютерного моделирования ЛОГОС разработки Российского Федерального ядерного центра Всероссийского научно-исследовательского института экспериментальной физики (РФЯЦ ВНИИЭФ). Данный продукт также как и FLUENT позволяет с высокой точностью решать задачи вычислительной аэрогидродинамики методом конечных элементов. В настоящий момент разработчиком ПО накоплен существенный валидационный базис задач аэродинамики и доказана сходимость результатов расчетной оценки с реальными экспериментами.

В ходе дальнейших работ примем в качестве основного инструмента оценки аэродинамических характеристик РПО программный продукт ЛОГОС Отечественного производства.

1 Алгоритм определения геометрических параметров РПО минимального аэродинамического сопротивления

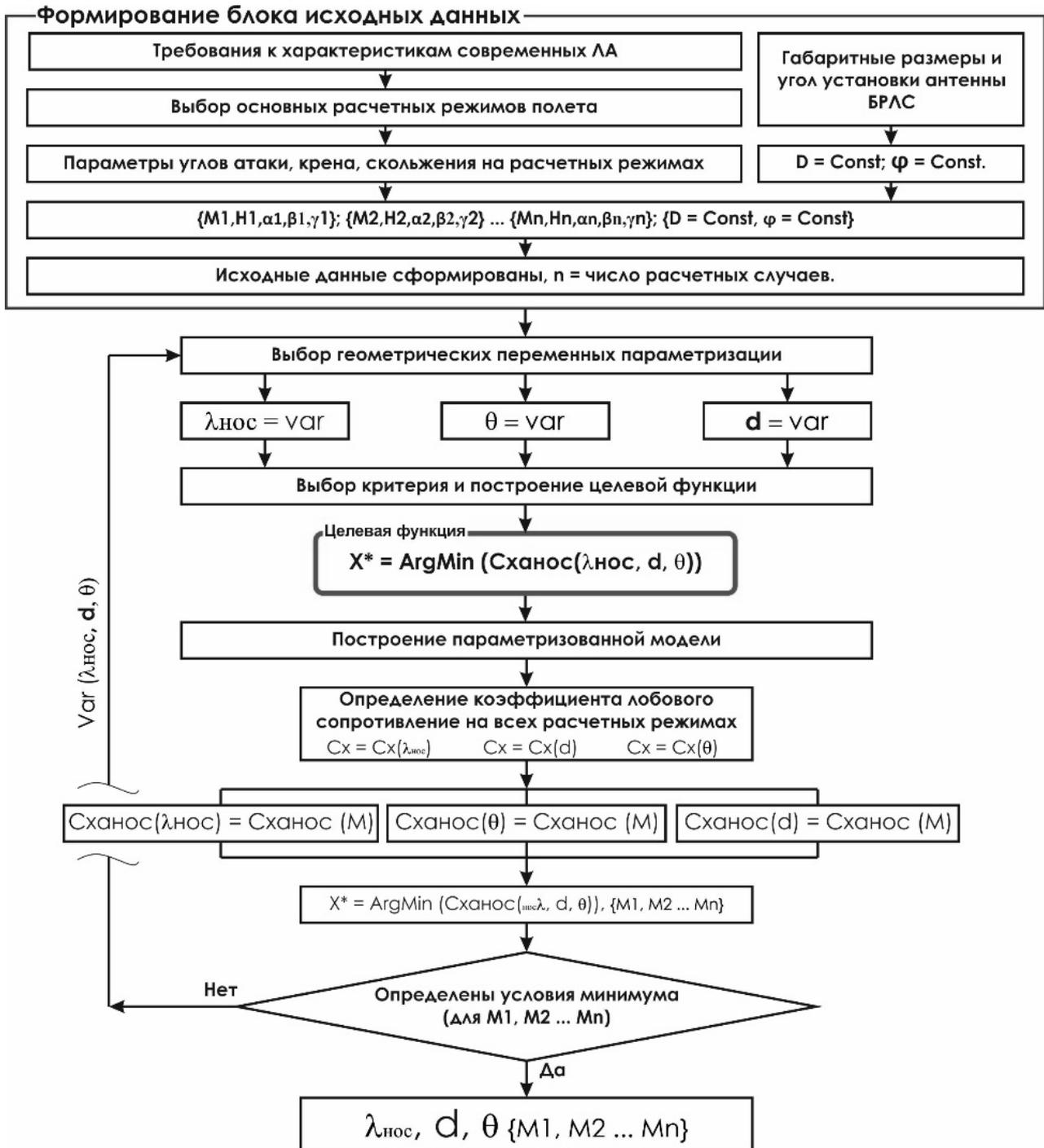


Рис. 1. Алгоритм определения параметров РПО минимального аэродинамического сопротивления

2 Формирование блока исходных данных

На рисунке 1 представлен алгоритм определения ключевых геометрических параметров РПО минимального аэродинамического сопротивления.

Первым шагом к определению величины геометрических параметров для РПО минимального аэродинамического сопротивления является формирование исходных данных: выбор основных расчетных режимов полета ЛА, выбор параметров углов атаки, крена и скольжения для выбранных режимов, апертура (диаметр) и угол установки антенны БРЛС.

Для формирования блока исходных данных для решения поставленной задачи в отношении сверхзвуковых летательных аппаратов (ЛА) необходимо проанализировать основные характеристики

боевого применения, на которые существенное влияние оказывают АДХ составных частей и самолета в целом. Данными характеристиками являются:

- перегоночная дальность (данная характеристика реализуется на дозвуковом крейсерском режиме полета с минимальным километровым расходом двигателя);
- сверхзвуковая дальность (данная характеристика реализуется на сверхзвуковом крейсерском режиме полета с минимальным километровым расходом двигателя на сверхзвуке);
- время барражирования на заданном удалении (данная характеристика реализуется на крейсерском дозвуковом режиме полета в зону барражирования и последующем полете на минимальном часовом расходе двигателя на дозвуковой скорости);
- смешанный максимальный радиус боевого применения (данная характеристика реализуется при полете до цели на крейсерской сверхзвуковой скорости и возврат на аэродром на крейсерской дозвуковой скорости полета, в обоих случаях используется режим минимального километрового расхода двигателя).

Таким образом анализ основных характеристик самолета, на которые существенным образом влияют АДХ показывает, что для сверхзвукового самолета необходимо провести оценку АДХ РПО не только на сверхзвуковых, но и на транс- и сверхзвуковых. В связи с этим зададимся основными скоростными режимами полета самолета для оценки АДХ РПО (см. таблицу 1):

Таблица 1. Расчетные режимы полета самолета

№ режима	Число Маха
Режим 1	0,8
Режим 2	1,2
Режим 3	1,5
Режим 4	2
Режим 5	2,5
Режим 6	3

Таким образом для решения задачи определения геометрических параметров для РПО минимального аэродинамического сопротивления необходимо рассмотреть 6 основных скоростных режимов. Анализ этих режимов позволит дать оценку АДХ РПО во всей возможной области существования сверхзвуковых самолетов. Дальнейшее увеличение скорости полета приводит к анализу специфических окологиперзвуковых летательных аппаратов, так как кинетический нагрев конструкции на данных режимах приводит к изменению стенки обтекателя, а следовательно к иной методике анализа геометрии и ее влияния на АДХ и РТХ обтекателя.

Следующим шагом является определение основных параметров полета для заданных скоростных режимов:

- высота полета (наибольшим образом зависит от высотно-скоростных характеристик (ВСХ) двигателя);
- полетные углы атаки (зависит в первую очередь от протекания несущих свойств крыла самолета), крена и скольжения (зависят от наличия возмущений в атмосфере).

Поскольку перечисленные параметры зависят от вопросов, не рассматриваемых в текущей работе, для оценки характеристик РПО в единых расчетных условиях сразу примем единые параметры углов крена и скольжения, выдвинув гипотезу, что расчет ведется в невозмущенной атмосфере: $\beta = 0^0$, $\gamma = 0^0$. Для определения высоты полета (Н) и полетного угла атаки (α) воспользуемся статистическими данными и зададимся (см. Таблицу 2):

Таблица 2. Расчетные параметры реализации режимов полета

№ режима	М	Н	α	β	γ
1	0,8	11 000 м	5^0	0^0	0^0
2	1	11 000 м	3^0	0^0	0^0
3	1,5	11 000 м	2^0	0^0	0^0
4	2	11 000 м	1^0	0^0	0^0
5	2,5	11 000 м	0^0	0^0	0^0

Третьим шагом формирования блока исходных данных для поставленной задачи является определения апертуры антенной решетки БРЛС (D) и угла ее установки (φ), так как при формообразовании носовой части самолета важно обеспечить требуемый зазор от антенны БРЛС до конструкции РПО (минимум 30-50 мм). Для оценки характеристик РПО в единых расчетных условиях примем единые параметры апертуры и угла ее установки и сформируем окончательный блок исходных данных (см. Таблицу 3):

Таблица 3. Исходные данные для проведения расчетных исследований

№ реж.	М	Н	α	β	γ	D	φ
1	0,8	11 000 м	5^0	0^0	0^0	900 мм	0^0
2	1	11 000 м	3^0	0^0	0^0	900 мм	0^0
3	1,5	11 000 м	2^0	0^0	0^0	900 мм	0^0
4	2	11 000 м	1^0	0^0	0^0	900 мм	0^0
5	2,5	11 000 м	0^0	0^0	0^0	900 мм	0^0

3 Определение основных переменных параметризации

В работе [8] подробно рассмотрен общий подход к анализу ключевых геометрических параметров РПО и их влияния на АДХ и РТХ обтекателя, также произведен выбор комплексного критерия верхнего уровня оценки уровня совершенства обтекателя при заданных параметрах. В качестве ключевых геометрических параметров выбраны $\lambda_{\text{нос}}$ – удлинение РПО, d – дискриминант кривой-образующей и θ – угол наклона касательной к кривой-образующей. Примем данные параметры параметризации для оценки АДХ РПО и получения геометрических параметров обтекателя минимального сопротивления.

Для определения общего числа расчетных случаев необходимо задать диапазон изменения значений переменных параметризации и вычислить потребное число расчетных случаев, учитывая выбранные расчетные высотно-скоростные режимы полета самолета (см. таблицы 2,3) используется формула (1):

$$(1) \quad N = n_{\text{реж}} \times (n_{\lambda} + n_{\theta} + n_d), \text{ где}$$

$n_{\text{реж}}$ – число высотно-скоростных режимов полета, n_{λ} – число значений параметра удлинения РПО, n_{θ} – число значений параметра угла наклона касательной к кривой-образующей, n_d – число значений параметра дискриминанта кривой образующей.

Для определения общего числа значений параметров параметризации зададим шаг и диапазон изменения их величины:

Таблица 4. Диапазон значений параметров параметризации

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			

Таким образом на основании таблицы 4 для каждой из переменных параметризации можно определить расчетное число значений (см. формулу (2)).

$$(2) \quad n_x = \frac{(n_{\text{max}} - n_{\text{min}})}{\text{step}}$$

Подставив значения, полученные по формуле (2) для каждой переменной параметризации, в выражение (1) рассчитаем потребное число расчетных случаев для решения задачи получения рациональных геометрических параметров РПО минимального аэродинамического сопротивления (см. формулу (3)).

$$(3) \quad N = n_{\text{реж}} \times \left(\frac{(n_{\lambda_{\text{max}}} - n_{\lambda_{\text{min}}})}{\text{step}} + \frac{(n_{\theta_{\text{max}}} - n_{\theta_{\text{min}}})}{\text{step}} + \frac{(n_{d_{\text{max}}} - n_{d_{\text{min}}})}{\text{step}} \right)$$

Таким образом для решения задачи определения оптимальных геометрических параметров РПО минимального аэродинамического сопротивления необходимо получить зависимости аэродинамических характеристик РПО от 3-х основных геометрических параметров РПО получить зависимости на 6-ти основных высотно-скоростных режимах. Суммарно для получения данных зависимостей, согласно (3), необходимо оценить минимум 90 расчетных случаев.

4 Выбор критерия оценки аэродинамических характеристик РПО

Для однозначного определения рациональных геометрических параметров РПО с использованием вышеуказанного алгоритма (см. рисунок 2) необходимо выбрать критерий, показывающий аэродинамическое совершенство обтекателя и вместе с этим являющийся наиболее чувствительным к изменению параметров параметризации.

Существует ряд параметров аэродинамических характеристик, которые возможно рассмотреть в качестве критериев аэродинамического совершенства, к ним относятся: 1) коэффициент подъемной силы (C_y), 2) коэффициент силы аэродинамического сопротивления (C_x), 3) коэффициент момента тангажа (mz_0), 4) аэродинамическое качество (K), при этом:

$$(4) \quad K = \frac{C_y}{C_x}$$

В работах [9, 10] подробно рассмотрен вопрос влияния «затупления» носового РПО в форме тела вращения на его АДХ с помощью методов вычислительной аэрогидродинамики в программных продуктах Fluent и ANSYS. Под «затуплением» понимается различный радиус окружности, вписанной в носовую часть РПО при постоянной длине базового конического РПО ($L = Const$), диаметре конечного сечения ($D = Const$) и угле наклона касательной к образующей ($\theta = Const$). Вопрос изменения дискриминанта (d) кривой образующей в данных работах не рассматривался.

Несмотря на то, что постановка задачи в текущем исследовании значительно шире, чем в [9, 10] и охватывает полный комплекс вопросов взаимозависимости геометрических параметров и АДХ результаты данных работ можно использовать и на основании их можно сделать ряд важных выводов:

- 1) При изменении удлинения РПО ($\lambda_{нос}$) оказывается существенное влияние на аэродинамическое качество носового обтекателя, при этом коэффициент подъемной силы (C_y) практически не изменяется, а коэффициент аэродинамического сопротивления (C_x) изменяется существенно;
- 2) Учитывая зависимость (4) можно сделать вывод, что при формировании комплексного критерия аэродинамического совершенства РПО – его аэродинамического качества (K) ключевую роль играет величина его коэффициента аэродинамического сопротивления (C_x), что подтверждается в работе [8], где коэффициент аэродинамического сопротивления (C_x) выбран в качестве критерия первого рода и включен в состав комплексного критерия («аэродинамического коэффициента пропускания») оценки характеристик РПО;
- 3) При рассмотрении задачи определения рациональных геометрических параметров РПО, имеющего форму тела вращения, нецелесообразно в качестве критерия аэродинамического совершенства использовать коэффициент момента тангажа mz_0 , так как известным фактом является то, что распределение mz_0 по аэродинамической поверхности близко к форме средней линии данной поверхности, которая для тела вращения совпадает с осью симметрии и соответственно не оказывает существенного влияния на распределение mz_0 самолета в целом;
- 4) Учитывая п. 2 и то, что общая величина располагаемого C_y на поверхности носового РПО составляет от 2% до 0,3% от общего C_y самолета можно сделать вывод, что C_y РПО не является критерием аэродинамического совершенства обтекателя.

На основании п. 1-4 можно однозначно выбрать в качестве критерия аэродинамического совершенства РПО его коэффициент аэродинамического сопротивления (C_x) и далее рассматривать взаимозависимость данного параметра от переменных параметризации с целью определения рациональных геометрических характеристик РПО.

4 Проведение расчетной оценки АДХ

В ходе математического моделирования используется математическая модель поверхности носовой части самолета, заданная в CAD-CAE системе. 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. При решении задач CFD используется построение поверхностной гексагональной сетки. Далее с помощью модуля вычислительной гидродинамики задается картина течения внешнего потока в расчетной области, в качестве исходных данных используются параметры из таблицы 1. В качестве параметров набегающего потока выбраны параметры международной стандартной атмосферы (МСА). На основании картины течения производится расчет полей давления на поверхности объекта исследования, общий вид которых представлен на рисунке 5. На основании распределения давления на поверхности объекта исследования в автоматизированном режиме определяются силы

сопротивления давления – $F_{x\text{ давл}}$ и силы сопротивления трения - $F_{x\text{ тр}}$. 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 (5):

$$(5) \quad C_{x\text{ нос}} = C_{x\text{ фтр}} + C_{x\text{ фдавл}}$$

5 Определение рациональных параметров $\lambda_{\text{нос}}$ и формы продольного сечения носовой части самолета

В соответствии с алгоритмом исследования (см. рисунок 2) в рамках данной работы произведен цикл расчетных экспериментов по определению зависимости значений $C_{x\text{ нос}}$ носовой части самолета от ее удлинения ($\lambda_{\text{нос}}$) для всех расчетных режимов полета (см. таблицу 1). Также для данных зависимостей произведен анализ влияния формы продольного сечения носовой части самолета, в частности влияние формы образующей на общий уровень $C_{x\text{ нос}}$. В данном анализе рассматривались коническая и параболическая образующие при равных параметрах $\lambda_{\text{нос}}$. Стоит отметить, что для дозвуковых и сверхзвуковых режимов полета зависимость имеет различный вид, поэтому результаты оценки влияния $\lambda_{\text{нос}}$ и формы продольного сечения для режима 1 - $M = 0,8$ (дозвуковой режим полета) произведены отдельно от режимов 2-6, занесены в таблицу 5 и представлены на рисунке 6,

Таблица 5. Зависимость $C_{x\text{ нос}}$ от $\lambda_{\text{нос}}$ и формы продольного сечения для дозвуковых режимов полета

№ п.п.	M	$\lambda_{\text{нос}}$	θ	$C_{x\text{ конус}}$	$C_{x\text{ парабола}}$
1		2		0,1	0,01
2		2,5		0,039	0,008
3	0,8	3	25°	0,02	0,007
4		4		0,015	0,006
5		5		0,012	0,006

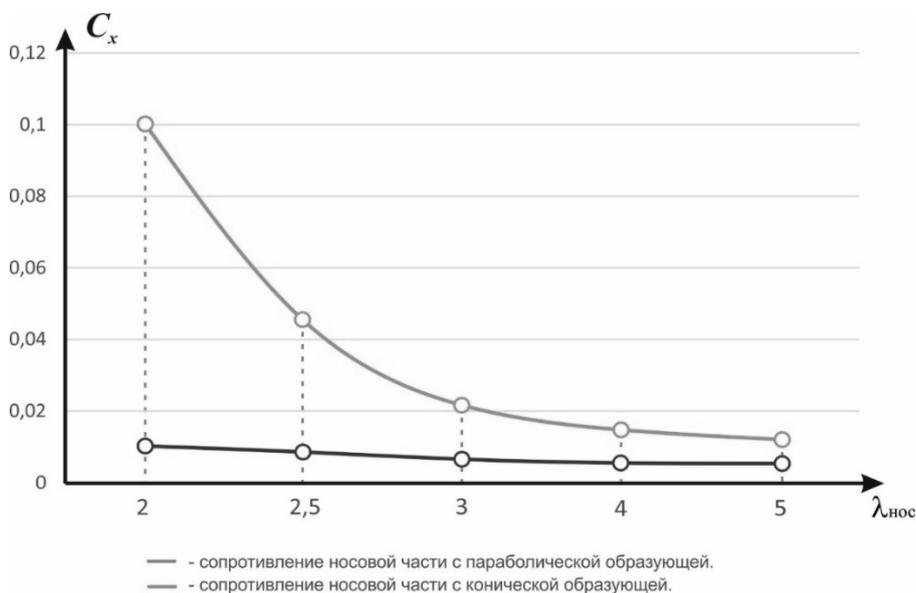


Рис. 2. Зависимость $C_{x\text{ нос}}$ от $\lambda_{\text{нос}}$ и формы продольного сечения для дозвуковых режимов полета

Как видно из таблицы 5 и рисунка 2 существует обратная зависимость между $\lambda_{\text{нос}}$ и $C_{x\text{ нос}}$ для носовой части самолета, таким образом минимальным аэродинамическим сопротивлением обладает тело с удлинением $\lambda_{\text{нос}} = 5$.

При этом уровень $C_{x\text{ нос}}$ для носовой части с конической образующей значительно (до 10 раз при $\lambda_{\text{нос}} = 1$) превосходит уровень $C_{x\text{ нос}}$ для параболической носовой части с параболической образующей. Однако для параболической образующей разница в уровне $C_{x\text{ нос}}$ между $\lambda_{\text{нос}} = 5$ и $\lambda_{\text{нос}} = 2,3,4$ не превосходит 1%.

На основании данных результатов можно сделать вывод, что для дозвуковых режимов полета оптимальной формой продольного сечения является параболическая образующая с дискриминантом $d \geq 0,5$ и удлинением $\lambda_{\text{нос}} \geq 5$.

Стоит отметить, что по результатам проведенных расчетных оценок для $M > 1$ характер зависимостей $C_{x_{\text{нос}}}$ от формы продольного сечения имеет подобный характер. На рисунке 7 представлена зависимость уровня $C_{x_{\text{нос}}}$ от формы продольного сечения для $M = 1,5$ как наиболее распространенной реализованной скорости сверхзвукового полета современных самолетов.

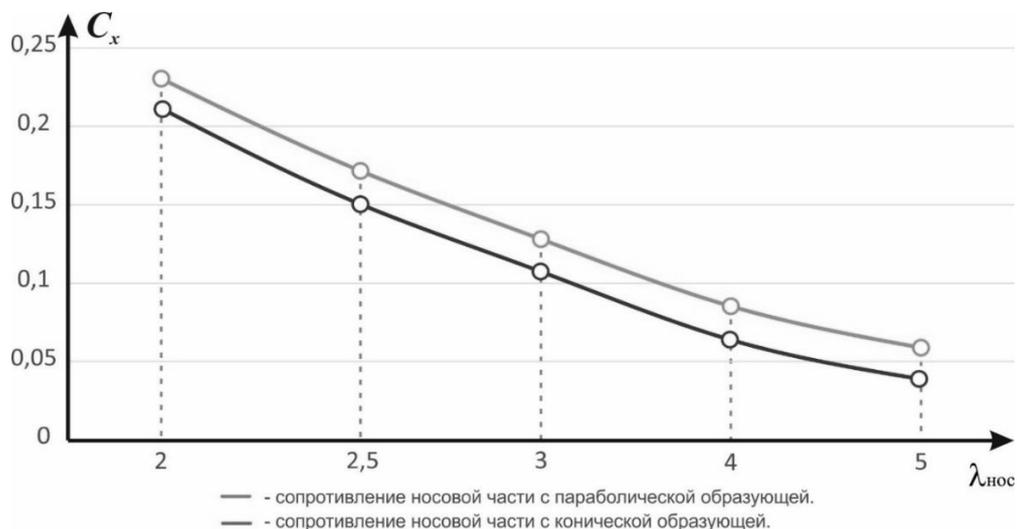


Рис. 3 – сравнение АДХ носовой части с конической и параболической образующими для $M = 1,5$

Из рисунка 3 видно, что для параболической образующей уровень $C_{x_{\text{нос}}}$ ниже, чем для конической при всех значениях $\lambda_{\text{нос}}$ при $M = 1,5$. Однако, характер зависимости отличается от результатов, полученных для $M = 0,8$.

На основании данных результатов можно сделать вывод, что наименьшим аэродинамическим сопротивлением при $M > 1$ обладает носовая часть самолета с параболической образующей.

Результаты оценки зависимости для $C_{x_{\text{нос}}}$ от $\lambda_{\text{нос}}$ для режимов 2-6 (сверхзвуковые режимы полета, $d = 0,5$ и $\theta = 25^\circ$) занесены в таблицу 6 и представлены на рисунке 4.

Таблица 6. Зависимость $C_{x_{\text{нос}}}$ от $\lambda_{\text{нос}}$ и формы продольного сечения для сверхзвуковых режимов полета

№ п.п.	$\lambda_{\text{нос}}$	$C_{x_{\text{нос}}}$					
		$M = 0,8$	$M = 1,2$	$M = 1,5$	$M = 2,0$	$M = 2,5$	$M = 3,0$
1	2	0,01	0,19	0,21	0,2	0,19	0,18
2	2,5	0,008	0,15	0,15	0,14	0,138	0,13
3	3	0,007	0,11	0,11	0,1	0,099	0,09
4	4	0,006	0,062	0,06	0,06	0,059	0,059
5	5	0,006	0,04	0,04	0,04	0,04	0,039

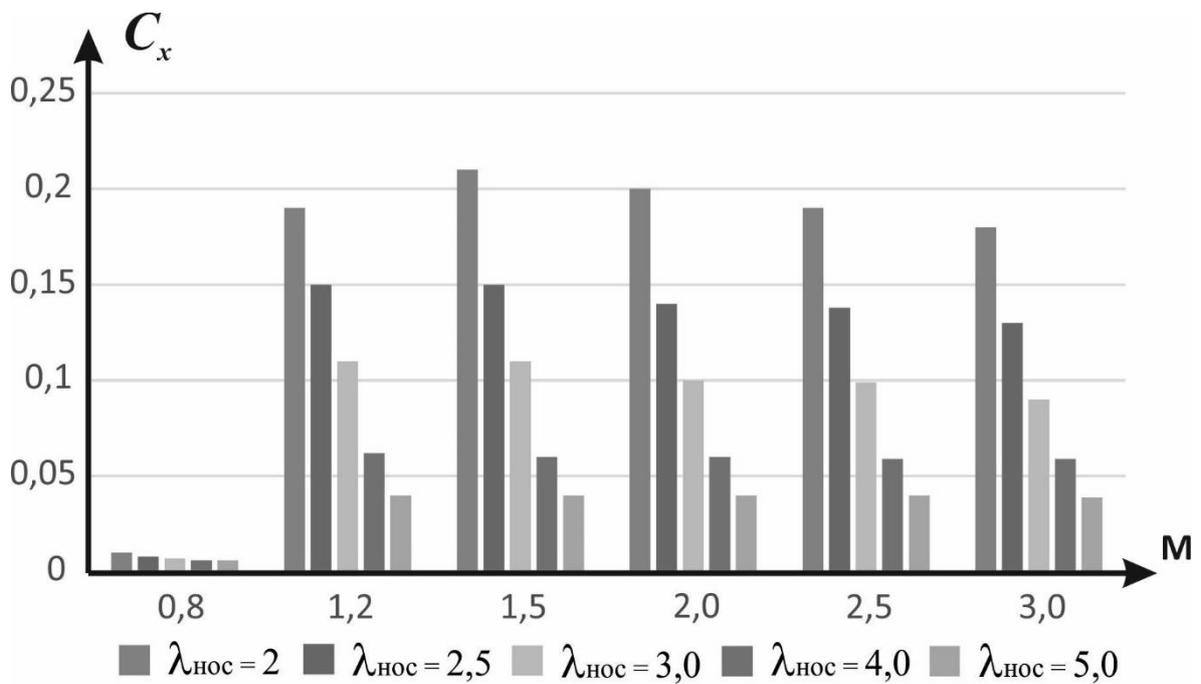


Рисунок 4. Зависимость $C_{x_{нос}}$ от $\lambda_{нос}$

Как видно из таблицы 6 и рисунка 4 существует обратная зависимость между $\lambda_{нос}$ и $C_{x_{нос}}$ для носовой части самолета при $M > 1$, таким образом минимальным аэродинамическим сопротивлением обладает тело с удлинением $\lambda_{нос} = 5$. Данная зависимость справедлива для всех исследуемых сверхзвуковых режимов полета (режимы 2-6 из таблицы 1). При этом для сверхзвуковых режимов полета отсутствует асимптотическое приближение к $C_{x_{нос\ min}}$ как это наблюдалось для дозвуковых режимов (см. рисунок 3).

Таким образом, на основании данных результатов можно сделать вывод, что наименьшим аэродинамическим сопротивлением при $M > 1$ обладает носовая часть самолета с параболической образующей и $\lambda_{нос} = 5$.

4 Определение рациональных параметров θ носовой части самолета

В соответствии с алгоритмом исследования (см. рисунок 2) в рамках данной работы произведен цикл расчетных экспериментов по определению зависимости значений $C_{x_{нос}}$ носовой части самолета от угла наклона касательной к образующей (θ) для всех расчетных режимов полета (см. таблицу 1). Результаты данных оценок занесены в таблицу 7 и отображены на рисунке 5 (при $d = 0,5$ и $\lambda_{нос} = 5$).

Таблица 7. Зависимость $C_{x_{нос}}$ от θ

№ п.п.	θ	$C_{x_{нос}}$					
		M = 0,8	M = 1,2	M = 1,5	M = 2,0	M = 2,5	M = 3,0
1	20	0,0631	0,0598	0,0625	0,0665	0,0675	0,0758
2	25	0,0631	0,0598	0,0625	0,0665	0,0675	0,0758
3	30	0,0631	0,0599	0,0625	0,0665	0,0675	0,0759
4	35	0,0631	0,0599	0,0625	0,0665	0,0675	0,0759
5	40	0,0632	0,0599	0,0625	0,0665	0,0675	0,0759
6	45	0,0632	0,0599	0,0626	0,0665	0,0675	0,0759

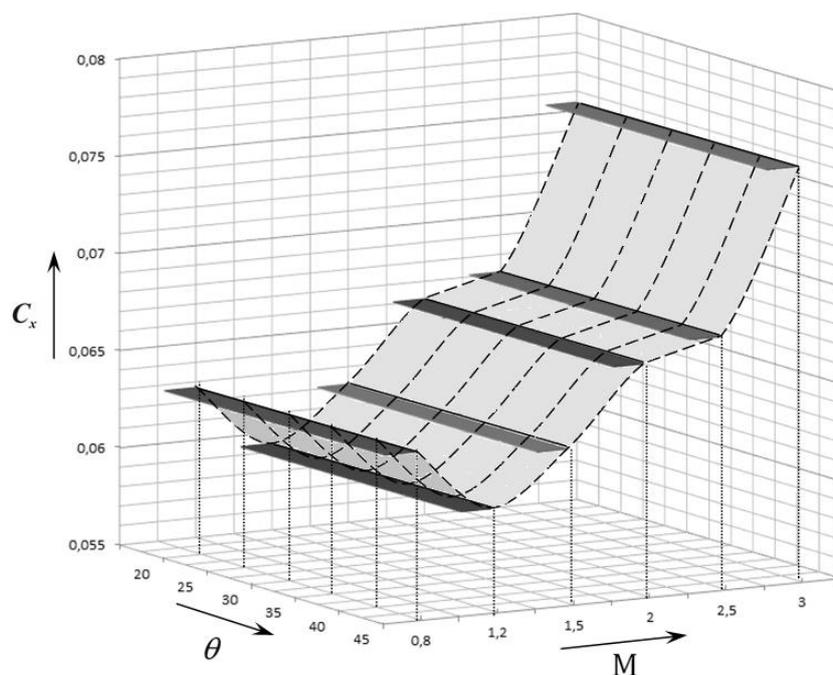


Рис 5. Зависимость $C_{x\text{ нос}}$ от θ

Как видно из таблицы 6 и рисунка 5 при увеличении угла наклона касательной к образующей носовой части самолета происходит увеличение аэродинамического сопротивления носовой части. 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% для всех исследуемых режимов полета самолета (режимы 1-6 из таблицы 1). На основании данных результатов можно сделать вывод, что угол θ не оказывает существенного влияния на аэродинамическое сопротивление носовой части самолета при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета (при $M \leq 3$). Для дальнейшего этапа исследования примем $\theta = 20^\circ$ как параметр с минимальным аэродинамическим сопротивлением.

5 Определение рациональных параметров d носовой части самолета

В соответствии с алгоритмом исследования (см. рисунок 1) в рамках данной работы произведен цикл расчетных экспериментов по определению зависимости значений $C_{x\text{ нос}}$ носовой части самолета от дискриминанта кривой-образующей (d) для всех расчетных режимов полета (см. таблицу 1). Результаты данных оценок занесены в таблицу 8 и отображены на рисунке 6 (при $\theta = 20^\circ$ и $\lambda_{\text{нос}} = 5$).

Таблица 8. Зависимость $C_{x_{\text{нос}}}$ от d .

№ п.п.	d	$C_{x_{\text{нос}}}$					
		$M = 0,8$	$M = 1,2$	$M = 1,5$	$M = 2,0$	$M = 2,5$	$M = 3,0$
1	0,5	0,06315	0,05988	0,06254	0,06654	0,06754	0,07588
2	0,6	0,06317	0,05989	0,06255	0,06655	0,06755	0,07589
3	0,7	0,06319	0,05990	0,06256	0,06657	0,06756	0,07591
4	0,8	0,06320	0,05992	0,06257	0,06658	0,06758	0,07593

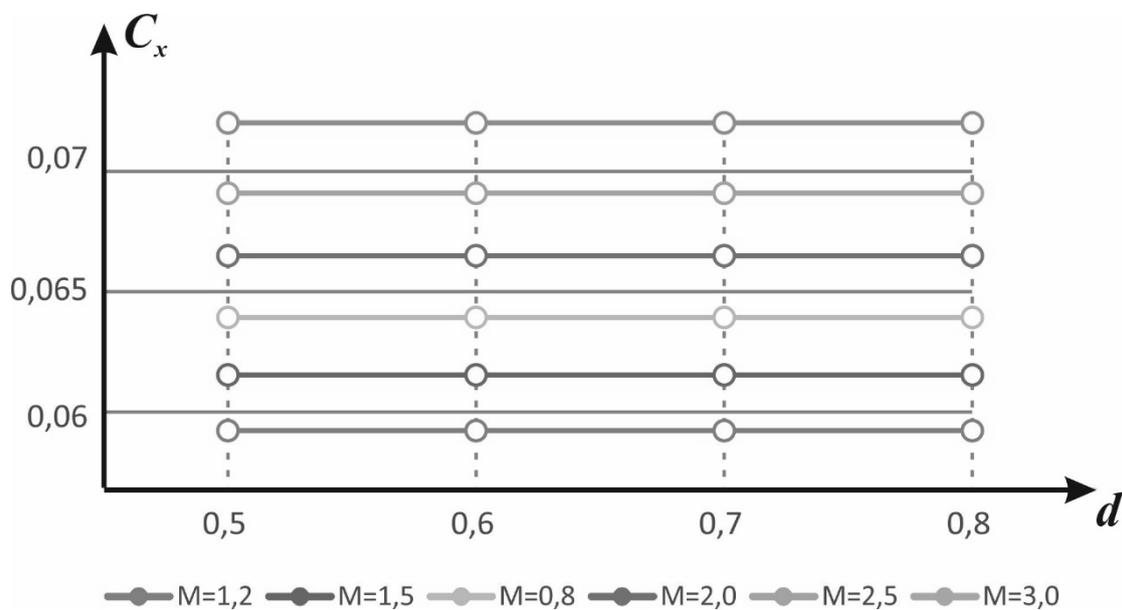


Рис 6. Зависимость $C_{x_{\text{нос}}}$ от d .

Как видно из таблицы 8 и рисунка 6 при увеличении кривизны носовой части самолета происходит увеличение аэродинамического сопротивления носовой части. Однако, 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%. На основании данных результатов можно сделать вывод, что параметр d не оказывает существенного влияния на аэродинамическое сопротивление носовой части самолета для всех рассмотренных скоростей полета ($M \leq 3$). В качестве рационального значения d примем $d = 0,5$ как параметр с минимальным аэродинамическим сопротивлением.

Выводы

В рамках проведенной работы методами математического моделирования получены зависимости аэродинамического сопротивления носовой части самолета от основных геометрических параметров, изменяемых в выбранном диапазоне, для дозвукового и сверхзвукового полета самолета при $M = 0,8; 1,2; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0$. По результатам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

Параметр удлинения носовой части самолета $\lambda_{\text{нос}}$ оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики носовой части самолета на всех сверхзвуковых режимах полета самолета. Зависимость $C_{x_{\text{нос}}}$ от $\lambda_{\text{нос}}$ имеет обратный характер: при увеличении значения параметра $\lambda_{\text{нос}}$ происходит снижение уровня $C_{x_{\text{нос}}}$. Для дозвукового полета самолета характер зависимости сохраняется, однако значения $C_{x_{\text{нос}}}$ асимптотически приближаются к $C_{x_{\text{нос}} \text{ min}}$ начиная с $\lambda_{\text{нос}} \geq 2$. Рациональным значением $\lambda_{\text{нос}}$ для обеспечения минимального аэродинамического сопротивления на сверхзвуковых режимах полета является $\lambda_{\text{нос}} = 5$, для дозвуковых режимов полета $\lambda_{\text{нос}} \geq 2$.

- 1) Носовая часть самолета с параболической образующей обладает меньшим уровнем аэродинамического сопротивления, чем носовая часть с конической образующей для всех рассмотренных режимов полета самолета.
- 2) Параметр угла наклона касательной к образующей носовой части самолета θ не оказывает существенного влияния на аэродинамические характеристики носовой части самолета на всех рассмотренных режимах полета. Зависимость $C_{x_{\text{нос}}}$ от θ имеет прямой характер: при увеличении значения параметра θ происходит увеличение уровня $C_{x_{\text{нос}}}$. Рациональным

значением θ для обеспечения минимального аэродинамического сопротивления на выбранных режимах полета является $\theta = 20^\circ$.

- 3) Параметр кривизны образующей носовой части самолета d не оказывает существенного влияния на аэродинамические характеристики носовой части самолета на всех рассмотренных режимах полета. Зависимость $C_{x\text{нос}}$ от d имеет прямой характер: при увеличении значения параметра d происходит увеличение уровня $C_{x\text{нос}}$. Рациональным значением d для обеспечения минимального аэродинамического сопротивления на выбранных режимах 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, является удлинение носовой части самолета $\lambda_{\text{нос}}$.

При этом минимальным аэродинамическим сопротивлением обладает носовая часть самолета с рациональными геометрическими параметрами:

- 1) Для дозвуковых режимов полета: $\lambda_{\text{нос}} \geq 2, \theta = 20^\circ, d = 0,5$;
- 2) Для сверхзвуковых режимов полета: $\lambda_{\text{нос}} = 5, \theta = 20^\circ, d = 0,5$.

Таким образом 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. Декомпозиция проектируемого самолета на составные части и проведение их многокритериальной оптимизации позволит создать научно-технический задел и существенно сократить сроки поиска рациональных параметров составных частей планера самолета, его систем и комплекса бортового оборудования.

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 и следовательно сократить стоимость жизненного цикла изделия в целом.

Литература

- 1) Артамонова Л.Г., Кузнецов А.В., Песецкая Н.Н. Поверочный расчет аэродинамических характеристик самолета. Москва, МАИ, 2010, с. 10–140;
- 2) Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. Москва, Физматлит, 1998, с. 817;
- 3) Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. Аэродинамика летательных аппаратов. Москва, Машиностроение, 1993, с. 300–501;
- 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) 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;
- 6) Батурич О.В., Батурич Н.В., Матвеев В.Н. Расчет течений жидкости и газа с помощью универсального программного комплекса FLUENT. Самара, СГАУ, 2009, с. 10-152;
- 7) Постановление правительства РФ от 16 ноября 2015 года № 1236 «Об установлении запрета на допуск иностранного программного обеспечения при закупках для государственных и муниципальных нужд»;
- 8) Барабанов А.В., Серебрянский С.А. «Алгоритм формирования рационального геометрического облика радиопрозрачного обтекателя носовой радиолокационной станции самолета», Инженерный журнал: наука и инновации № 1, 2020 г.;
- 9) Студенников Е.С. Моделирование процессов аэрогазодинамики элементов конструкции сверхзвукового летательного аппарата, Инженерный журнал: наука и инновации № 7, 2019 г.;

- 10) *Голубев А.Г., Ремизова О.И.* Моделирование сверхзвукового обтекания затупленного конуса в пакете ANSYS Fluent с использованием двух различных способов построения расчетной сетки, Инженерный журнал: наука и инновации № 11, 2018 г.