

На правах рукописи

ФОФОНОВ ДАНИИЛ МИХАЙЛОВИЧ

**РАЗРАБОТКА РАСЧЕТНО-ОПТИМИЗАЦИОННЫХ МЕТОДОВ
МЕХАНИКИ ЖИДКОСТИ, ГАЗА И ПЛАЗМЫ
ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

1.1.9. Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва, 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук (ИПМех РАН)

Научный руководитель: **Суржиков Сергей Тимофеевич**
академик РАН, д.ф.-м.н., профессор,
заведующий лабораторией Радиационной
газовой динамики, ИПМех им.
А.Ю. Ишлинского РАН

Официальные оппоненты: **Исаев Сергей Александрович**,
д.ф.-м.н., профессор, заведующий
лабораторией ФГБОУ ВО Санкт-
Петербургский государственный университет
гражданской авиации, г. Санкт-Петербург

Богданов Андрей Николаевич,
к.ф.-м.н., доцент, с.н.с., Научно-
исследовательский институт механики, МГУ
имени М.В. Ломоносова, г. Москва

Ведущая организация: ФГБОУ ВО Московский государственный
технический университет имени Н.Э. Баумана,
г. Москва

Защита состоится 21 сентября 2023 года в 15-00 часов на заседании диссертационного совета 24.1.098.01 при Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН по адресу: 119526, Москва, проспект Вернадского, д. 101, к. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМех РАН (<https://ipmnet.ru/files/diss/2023/2/Fofonov-diss.pdf>).

Автореферат разослан « 18 » августа 2023 г.

Ученый секретарь диссертационного совета 24.1.098.01
при ИПМех РАН
кандидат физико-математических наук

Сысоева Е.Я.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность. Проблемы, связанные с разработкой моделей механики газовых потоков, алгоритмов и соответствующего программного обеспечения для определения аэродинамической формы /компоновки летательных аппаратов (ЛА), совершающих полет в атмосфере с использованием подъемной силы при больших сверхзвуковых скоростях, активно изучаются как в России, так и за рубежом. Актуальность решения этих проблем подчеркивается как неснижающейся активностью научных публикаций, созданием конкретных конструкций для выполнения прикладных исследований Буран, Бор 4, Бор 5 (РФ), Shuttle, X-43, X-34 и др. (США), так и разработкой и обсуждением новых европейских проектов, таких как LARCAT – MR2 и экспериментальной модели – демонстратора EFTV.

Решающее значение в развитии сверхзвуковой авиации имела аэродинамика – выбор оптимальной формы крыла, оперения, фюзеляжа, воздухозаборника и т.п. При этом принципиальной являлась проблема выбора формы крыла в плане и его профиля.

Мировой опыт в создании сверхзвуковых самолетов изложен в наиболее хорошо известной монографии под редакцией академика РАН Г.С. Бюшгенса (ЦАГИ, 1998г.). Проектирование высокоскоростных сверхзвуковых спускаемых аппаратов, названных волнолетами, рассмотрено, в частности, в сборнике AGARD – CPP – 428 (Aerodynamics of Hypersonic Lifting Vehicles, March 1987).

По мере развития аэродинамики задачам оптимального профилирования крыльев, головных частей, внешних обводов корпуса и пр. уделялось всё большее внимание. Однако число вариационных задач газовой динамики, которые удается решить точно, даже в приближении идеального газа, невелико. Поэтому основное внимание при решении

вариационных задач уделяется различным приближенным локальным моделям взаимодействия газового потока с обтекаемой поверхностью, основанные на применении линейной теории при $Ma \ll 1$ и асимптотических соотношений для параметров потока при $Ma \approx 1$, $Ma \geq 1$. Однако, даже в рамках локальных законов взаимодействия, её решение непрямыми методами вариационного исчисления было найдено лишь при упрощающих предположениях относительно геометрии тела.

Отдельный класс пространственных тел с высокими значениями аэродинамического качества представляют так называемые волнолеты, наветренная поверхность которых строится как поверхность тока течения за плоским или пространственным скачком уплотнения в сверхзвуковом потоке, их острая передняя кромка лежит на поверхности этого скачка.

Однако, ни волнолеты, ни известные решения о форме двумерных и пространственных оптимальных тел не позволяют формализовать процесс построения оптимальной аэродинамической компоновки с учётом ряда конструктивных параметров летательного аппарата: потребный объём, форма в плане, наличие воздухозаборников, затупленные передние кромки и др.. Такая формализация возможна лишь при использовании прямых вариационных методов.

Выбор численного метода оптимизации определяется предполагаемой формой оптимизируемых объектов, поверхность которых может описываться функциями, не отвечающими требованиям непрерывной дифференцируемости. К методам подобного типа относится метод локальных вариаций (Ф.Л. Черноушко, Н.В. Баничук), который наиболее экономичен, применим к широкому классу вариационных задач с ограничениями общего вида, прост по своей логике и легко стандартизируется, что делает его удобным для численного решения и

позволило решить сложные задачи о форме крылатых и бескрылых конфигураций при различных ограничениях на их форму.

Следуя Кюхеману (Д. Кюхеман. Аэродинамическое проектирование самолетов. М., Машиностроение, 1983), для формализации процесса аэродинамического проектирования «необходимо разработать общее и хорошо обоснованное решение задачи оптимизации форм, основанное на методе невязкого обтекания произвольного трехмерного крылоподобного тела, необходимо задать неизвестную поверхность большим числом параметров и рассматривать их как независимые неизвестные в некоторой многомерной задаче, метод решения которой станет сам по себе предметом исследования». Поэтому задача построения оптимальной пространственной формы летательного аппарата как важная часть процесса выбора его аэродинамической компоновки остается актуальной и требующей своего исследования и решения. Этому вопросу посвящен ряд известных монографий (А.Н. Крайко, С.А. Таковицкий и др.). Фундаментальные вопросы использования оптимизационных алгоритмов даны в монографиях (А. Миеле, А.Л. Гонор).

В диссертации эта задача оптимизации формы летательного аппарата решается на основе локальных методов сверхзвукового обтекания и численного метода локальных вариаций.

Целью работы является разработка расчетно-оптимизационных методов механики жидкости, газа и плазмы для аэродинамического проектирования высокоскоростных летательных аппаратов, совершающих полет в атмосфере с использованием подъемной силы, разработка соответствующих программных кодов (комплексов) для цифровизации процесса аэродинамического проектирования с использованием разработанных методов, а также расчетно-теоретическое исследование оптимальных аэродинамических конфигураций высокоскоростных ЛА.

Исходя из этого в диссертации необходимо было решить следующие **задачи:**

1. Разработка простых приближенных методов расчета аэродинамических характеристик тел с кусочно-гладкой и априори неизвестной поверхностью при больших сверхзвуковых скоростях для применения в численной процедуре метода локальных вариаций.

2. Разработка алгоритмов оптимизации формы тела с целью достижения наибольших значений максимального аэродинамического качества или минимального коэффициента сопротивления при задании числа Маха, коэффициента трения, угла атаки и различного рода объемных и геометрических ограничений на его форму.

3. Создание программного кода (комплекса), реализующего разработанные алгоритмы оптимизации.

4. Разработка метода и реализующего его программного кода аэродинамического проектирования высокоскоростных летательных аппаратов, совершающих полет в атмосфере с использованием подъемной силы.

5. Численное исследование оптимальных аэродинамических конфигураций высокоскоростных ЛА.

Предметом исследования являются:

Анализ работоспособности локальной модели взаимодействия при расчете аэродинамических характеристик ЛА, совершающих полет в атмосфере с использованием подъемной силы при больших сверхзвуковых скоростях,

Анализ точности и сходимости разработанных алгоритмов оптимизации, сравнение результатов численной оптимизации с известными решениями об оптимальной форме тела, а также с точным решением вариационной задачи.

Анализ влияния математической модели взаимодействия тела с набегающим потоком на решение задачи оптимизации.

Объектом исследования являются: пространственные конфигурации ЛА, совершающих полет в атмосфере с использованием подъемной силы при больших сверхзвуковых скоростях и обладающие минимальным сопротивлением или максимальным аэродинамическим качеством при различных изопериметрических условиях: объём, затупление передних кромок, воздухозаборник, сопло, форма полезной нагрузки, форма в плане и пр..

Методы исследования включают

- математическое моделирование сверхзвукового обтекания пространственных тел с использованием модели локального взаимодействия, моделей равновесного и неравновесного вязкого и идеального газов;
- прямой вариационный метод локальных вариаций;
- непрямой вариационный метод определения экстремума функционала от функции двух переменных.

Научная новизна работы:

1. Разработан приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел с кусочно-гладкой и априори неизвестной поверхностью при больших сверхзвуковых скоростях для применения в численной процедуре метода локальных вариаций. Выполнен анализ точности предложенного метода расчета аэродинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов.

2. На основе численного метода локальных вариаций разработаны алгоритмы оптимизации формы тела с целью достижения максимального аэродинамического качества либо минимального коэффициента сопротивления при задании числа Маха, коэффициента

трения, угла атаки и различного рода объемных и геометрических ограничений на его форму.

3. Решена вариационная задача о форме тела максимального аэродинамического качества в сверхзвуковом потоке в рамках локальной модели взаимодействия сверхзвукового потока с поверхностью тела.

4. Создан авторский программный код (комплекс), реализующий разработанные алгоритмы оптимизации.

5. Разработан метод аэродинамического проектирования высокоскоростных летательных аппаратов.

6. Представлены результаты аэродинамического проектирования интегральной компоновки планера и силовой установки ЛА; аэродинамической компоновки ЛА при заданных форме и габаритах отсеков размещения оборудования и полезной нагрузки. Разработан численный расчетно-оптимизационный метод механики жидкости, газа и плазмы для аэродинамического проектирования высокоскоростных летательных аппаратов, совершающих полет в атмосфере с использованием подъемной силы.

Достоверность результатов диссертации подтверждается физической обоснованностью постановок задач и строгим аналитическим характером их рассмотрения с применением современных теоретических концепций и математических средств механики жидкости, газа и плазмы, сравнением собственных численных результатов с расчетами других авторов, а также соответствием численных и аналитических решений.

Практическая значимость: Разработанный авторский программный код (комплекс) позволяет выполнять аэродинамическое проектирование высокоскоростных летательных аппаратов, совершающих полет в атмосфере с использованием подъемной силы, в широком диапазоне изменения чисел Маха, Рейнольдса, углов атаки при заданной форме в

плане с учетом различных конструктивных требований. К таким требованиям могут относиться габаритные размеры силовой установки, полезной нагрузки, объём фюзеляжа, крыла и пр., радиус закругления носка и передних кромок крыла и др.

Научные исследования, проведенные в работе, были выполнены в рамках проектов РФФИ: 12-01-00626, 09-01-00171, 06-01-00236, 03-01-00280; в рамках проектов Госзаданий: АААА-А20-120011690135-5, 123021700057-0.

Основные защищаемые положения и результаты:

- алгоритмы оптимизации формы тела с целью достижения максимального аэродинамического качества либо минимального коэффициента сопротивления при задании числа Маха, коэффициента трения, угла атаки, объемных и геометрических ограничений на его форму;
- авторский программный код (комплекс), реализующий разработанные алгоритмы оптимизации;
- метод аэродинамического проектирования высокоскоростных летательных аппаратов, совершающих полет в атмосфере с использованием подъемной силы, основанный на разработанном программном коде;
- приближенный метод расчета аэродинамических характеристик тел с кусочно-гладкой и априори неизвестной поверхностью при больших сверхзвуковых скоростях для применения в численной процедуре метода оптимизации.

Личное участие автора в получении результатов, изложенных в диссертации: в работах [1–8] – разработка уточненного метода касательного клина, конкретизация алгоритма метода локальных вариаций

для решения аэродинамических задач, создание программного обеспечения, проведение расчётов, их анализ и обобщение.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на всероссийских и международных профильных научных конференциях и семинарах:

1. Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ), Москва, Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, 2019, 2020, 2022 гг.

2. Семинар «Теория управления и динамика систем», руководитель: Ф.Л. Черноушко, Москва, Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, 15 апреля 2020 г.

3. IX, X, XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Нижний Новгород, 22-28 августа 2006г.; Нижний Новгород, 24-30 августа 2011г.; Казань, 20-24 августа 2015г.

4. Школа-семинар «Современные проблемы аэрогидродинамики», Сочи, Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова. 2007, 2011, 2014 гг.

5. Научно-техническая конференция по аэродинамике. ЦАГИ, п. Володарского Московской обл., 2013, 2015 гг.

6. International Conference on the Methods of Aerophysical Research, (ICMAR) Novosibirsk, 2004, 2006, 2008, 2010, 2012, 2014 гг.

7. European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), 2005, 2007, 2011, 2013 гг.

8. West-East High Speed Flow Field Conference, 19-22 November, 2007, Moscow, Russia.

9. 1st International High-Speed Flow Conference, Beijing China, May 13-14, 2014.

10. 6th, Sino-Russia High-Speed Flow Conference, Meyang, China, June 22-25, 2006.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 8 статей из которых 8 индексированы в базах данных «Сеть науки» (Web of Science) или «Скопус» (Scopus) и входят в список рекомендуемых изданий ВАК, а также 24 международных и всероссийских конференций. Получено 5 свидетельств о регистрации прав на программное обеспечение.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из Введения, 4-х глав, Заключения, списка литературы и Приложения. Общий объем работы составляет 161 страницу, включая 124 рисунка и 16 таблиц. Список литературы содержит 103 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении отражена актуальность рассматриваемой проблемы, сформулирована цель работы и кратко отражена структура диссертации.

В первой главе рассматривается приближенный метод расчета аэродинамических характеристик пространственных тел, основанный на локальном методе касательного клина уточненного по результату единичного расчета обтекания тела идеальным газом.

Представлен анализ точности метода, влияния эффектов реального гиперзвукового течения на результаты расчета. На рис. 1 приведено сравнительное распределение коэффициента давления по нижней поверхности крылатого СА Клипер Энергия при $M = 10$, $\alpha = 15^\circ$.

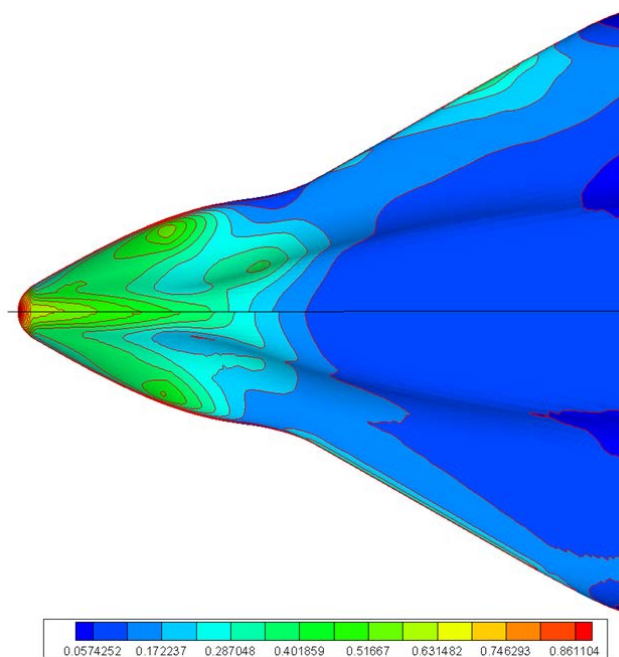


Рис. 1. Распределение коэффициента давления по нижней поверхности крылатого СА Клипер Энергия при $M = 10$, $\alpha = 15^\circ$:

сверху – Уравнения Эйлера, снизу – Метод касательных клиньев

Сравнительные исследования в рамках невязкого обтекания показали хорошую сходимость результатов расчетов с использованием приближенного и CFD методов при определении аэродинамических

характеристик спускаемых летательных аппаратов и треугольных затупленных крыльев.

Предложена приближенная зависимость для определения коэффициента сопротивления трения на поверхности спускаемых летательных аппаратов, верификация которой выполнена путем сравнения с опубликованными результатами расчетов равновесного и неравновесного обтекания затупленного треугольного крыла и крылатого летательного аппарата вязким сверхзвуковым потоком при ламинарном режиме течения в пограничном слое. На рис. 2 представлены точные и приближенные значения зависимости коэффициента трения от продольной координаты ($C_f(x)$) на плоскости симметрии ($z = 0$) крылатого возвращаемого аппарата при неравновесном режиме течения.

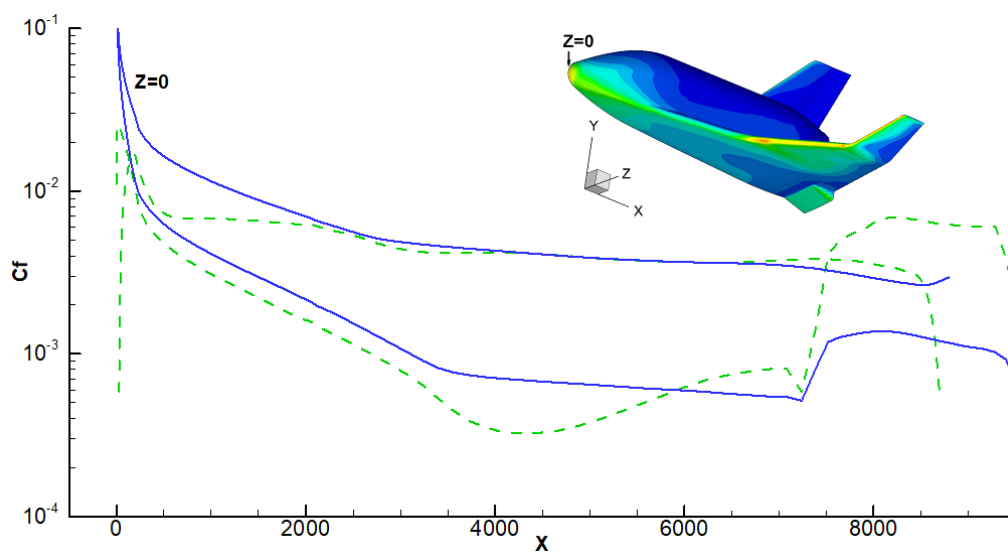


Рис. 2. Точные и приближенные значения $C_f(x)$ на плоскости симметрии ($z = 0$) крылатого возвращаемого аппарата при неравновесном режиме течения, x и z – в мм, сплошная линия – приближенная зависимость, пунктир – уравнения Навье-Стокса; ($\gamma_a = 0.01$, $H = 63$ км, $v = 5151$ м/сек, $\alpha = 20^\circ$, $k = 0.31$, $n = 0.4$)

Представлен программный комплекс для приближенного расчета аэродинамических коэффициентов пространственных тел в сверхзвуковом потоке.

Во второй главе рассматривается метод решения задачи поиска формы пространственного тела обладающего оптимальными аэродинамическими характеристиками.

На основе численного вариационного метода локальных вариаций разработан алгоритм оптимизации формы тела максимального аэродинамического качества или минимального сопротивления в потоке больших сверхзвуковых скоростей.

Единственность и сходимость численного решения вариационной задачи при задании формы тела в плане обоснована расчетами от различных начальных конфигураций (рис. 3).

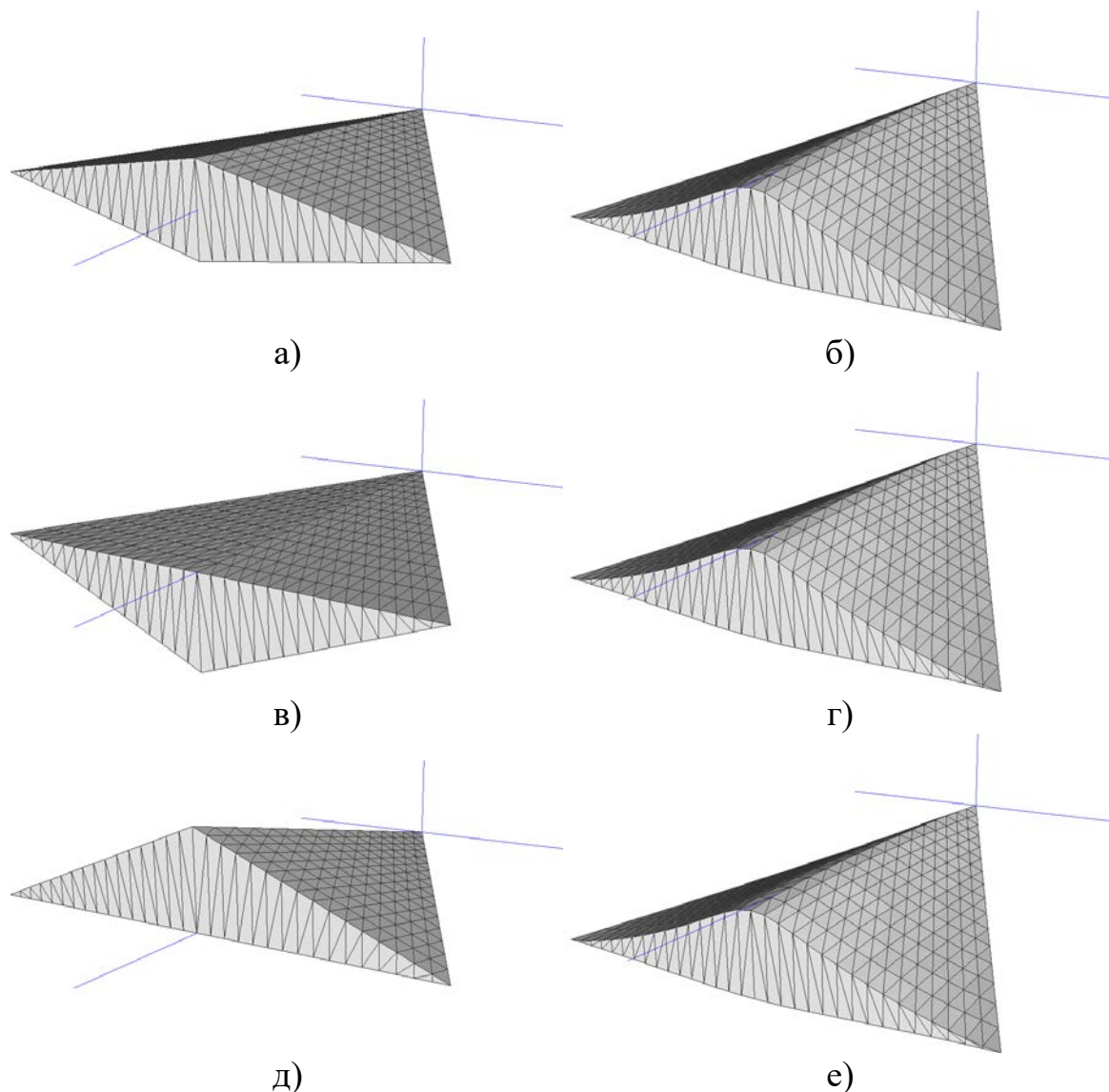


Рис. 3. Начальные (а, в, д) и оптимальные (б, г, е) формы треугольного крыла заданной формы в плане, при условии постоянства объема.

Проведен анализ эффективности использования локальной модели взаимодействия путём сравнения оптимальных форм и их аэродинамического качества, полученных с использованием локальной и точной моделей. Результаты расчетов оптимальной формы треугольного затупленного крыла, выполненных в рамках метода касательного клина и модели идеального газа приведены на рис. 4.

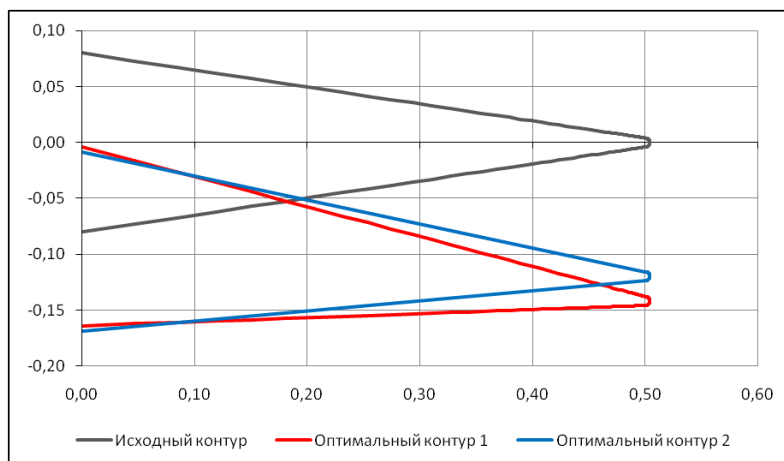


Рис. 4. Донные сечения исходного и оптимальных крыльев (контур 1 – в рамках метода касательного клина, контур 2 – модели идеального газа)

Путём оптимизации формы треугольного крыла и волнолета продемонстрирована близость оптимальных форм, полученных в рамках локального метода касательного клина и CFD-методов. На рис. 5 приведены результаты данного исследования для волнолета представленного на рис. 6.

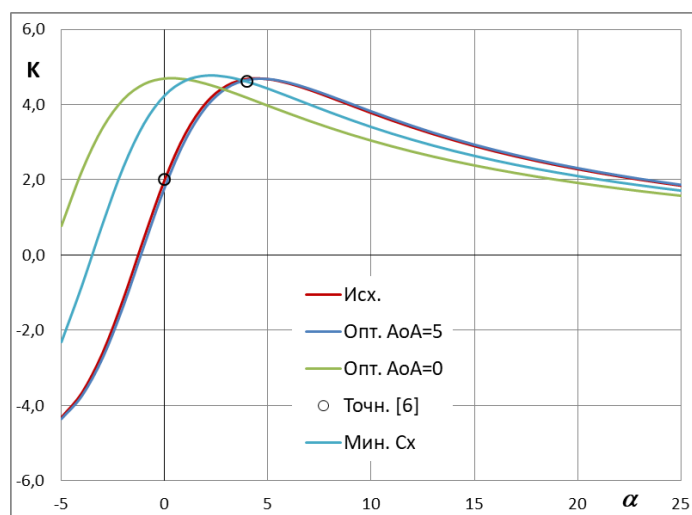


Рис. 5. Аэродинамическое качество волнолетов, оптимальных при углах атаки 5° , 0 и -3.6° (минимум C_x)

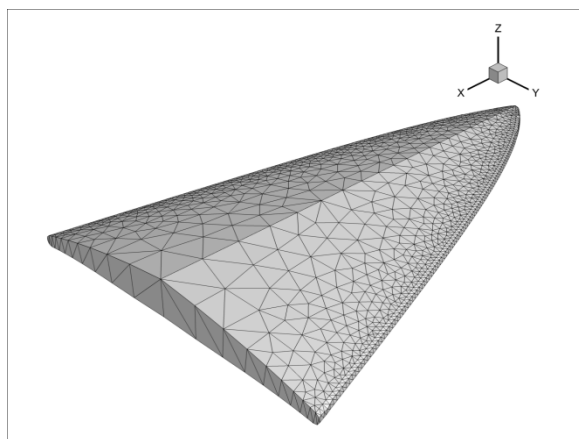


Рис. 6. Оптимальная форма и расчетная сетка волнолета. $M = 4$, $\alpha = 5^\circ$,

$$K_{\max} = 4.677$$

Кроме того в главе показано, что использование предложенных локальных моделей распределения коэффициента трения по поверхности тела на его оптимальную форму не дает значимо различающихся результатов. Из проведенного анализа следует вывод о допустимости использования модели с постоянным коэффициентом трения при построении оптимальных пространственных тел.

Проведенные расчёты свидетельствуют о допустимости предположения о постоянном коэффициенте трения при построении оптимальной поверхности пространственных тел.

В третьей главе сформулирована и решена вариационная задача о форме тела максимального аэродинамического качества при заданной площади его донного сечения и постоянном значении коэффициента трения на его поверхности, а также изучено влияние радиуса затупления передней кромки треугольного крыла на его оптимальную форму.

Проведенная проверка сходимости численного решения вариационной задачи к её аналитическому решению продемонстрировала их хорошую корреляцию и единственность численного решения. Проверка проводилась для острого тонкого треугольного крыла (рис. 7) при числе

Маха $M = 6, 10, 15$ и коэффициенте трения $C_f = 0.002$. Результаты данного сравнения приведены на рис. 8 и 9.

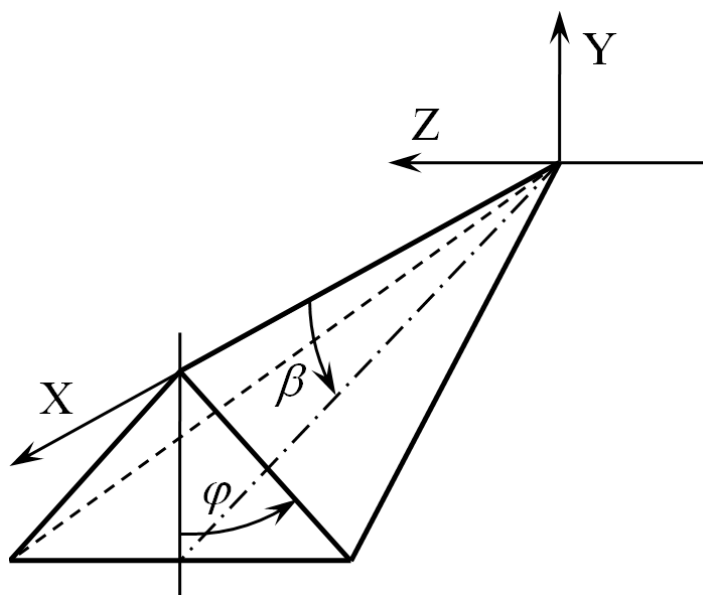


Рис. 7. Треугольное крыло единичной длины

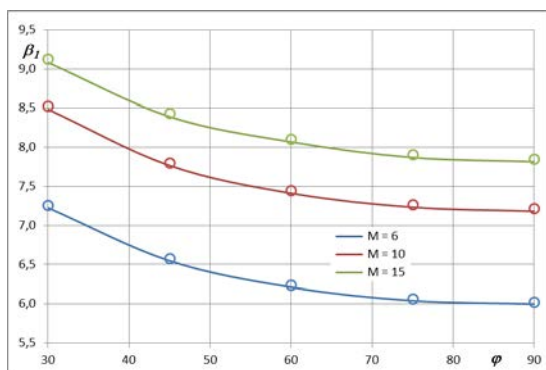


Рис. 8. Сравнение значений угла атаки β_1

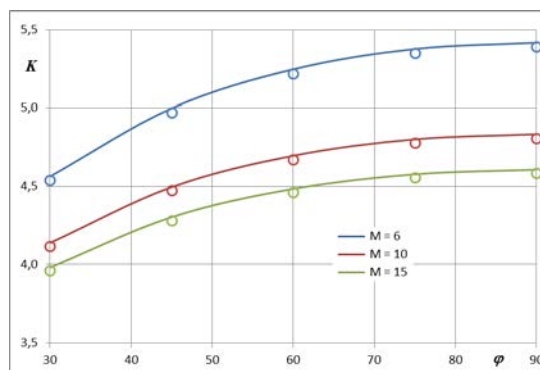


Рис. 9. Сравнение значений аэродинамического качества

здесь \circ – численное решение, — – аналитическое решение

В рамках локальной модели взаимодействия тела с набегающим сверхзвуковым потоком определены формы тел максимального аэродинамического качества при заданной площади донного сечения. Эти тела имеют плоскую наветренную и цилиндрическую подветренную поверхность, образующие которой параллельны вектору скорости набегающего потока. Форма донного сечения тела определяет форму его

подветренной поверхности (рис. 10). Максимально возможным аэродинамическим качеством обладает двумерный клин, верхняя плоскость которого параллельна вектору скорости набегающего потока, а нижняя расположена к нему под углом атаки. Зависимости аэродинамического качества и угла атаки оптимальных тел от числа Маха приведены на рис. 11 и 12.




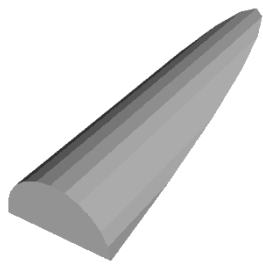

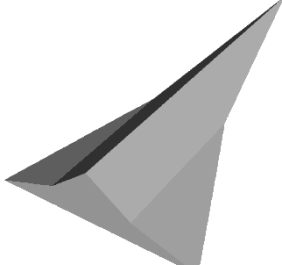
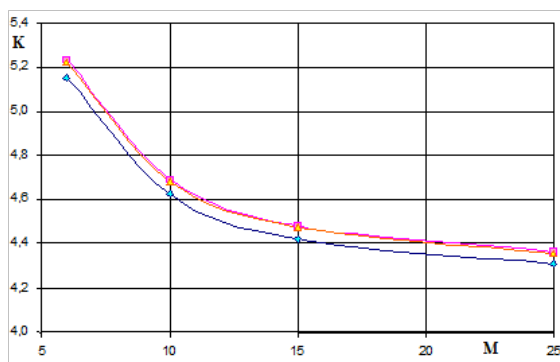
| | Полукруг | Треугольник | Треугольная звезда |
|-------------------|--|--|---|
| |  |  |  |
| |  |  |  |
| K | 4.422 | 4.482 | 4.473 |
| $\beta_1, ^\circ$ | 8.073 | 8.079 | 8.141 |

Рис. 10. Формы оптимальных тел с различной формой основания при $M = 15$, $C_f = 0.002$, $y_0 = 0.2$, $S = 0.02\pi$ (S – площадь донного сечения)



◇ – полукруг, □ – треугольник, △ – полувзезда

Рис. 11. Зависимость аэродинамического качества оптимальных тел от числа Маха

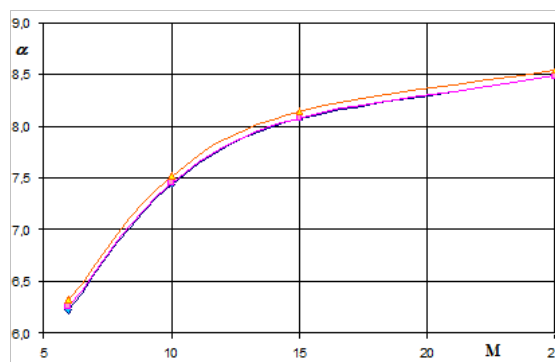


Рис. 12. Зависимость угла атаки оптимальных тел от числа Маха

При задании площади донного сечения и его высоты оптимальной формой донного сечения является треугольник, а абсолютно оптимальной формой максимального аэродинамического качества является треугольное крыло с плоской наветренной поверхностью.

Исследовано влияние радиуса затупления передней кромки треугольного крыла на его оптимальную форму (рис. 13). При задании формы в плане оптимальные треугольные крылья с затупленной передней кромкой имеют слегка выпуклую, близкую к плоской, наветренную поверхность. Подветренная поверхность оптимальных крыльев при режиме K_{max} находится в области разрежения потока.

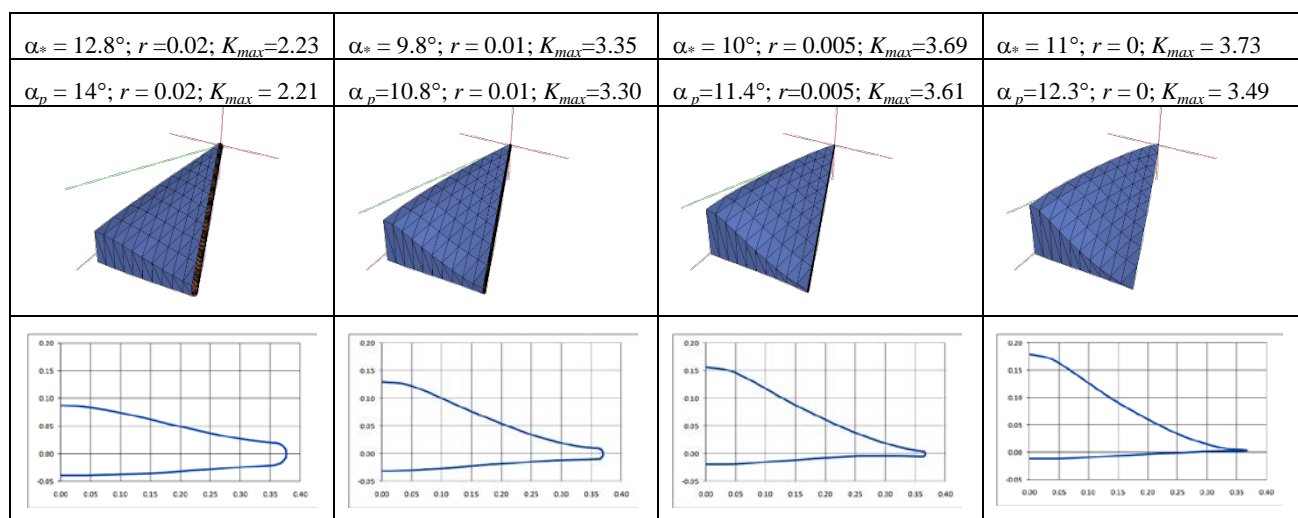


Рис. 13. Форма и значения K_{max} оптимальных треугольных крыльев

($V \approx 0.028, \chi = 70^\circ$) с затупленной передней кромкой. $M = 10, C_f = 0.002$

В четвертой главе изложен метод аэродинамического проектирования и представлены примеры его применения для некоторых моделей ЛА.

Представлены примеры применения разработанного метода оптимизации аэродинамических форм для аэродинамического проектирования высокоскоростных летательных аппаратов, включая:

- спускаемый аппарат типа «несущий корпус» (рис. 14, 15);

- интегрированная компоновка планера и силовой установки (рис. 16, 17);
- летательные аппараты с заданными формой в плане и элементами полезной нагрузки (рис. 18, 19).

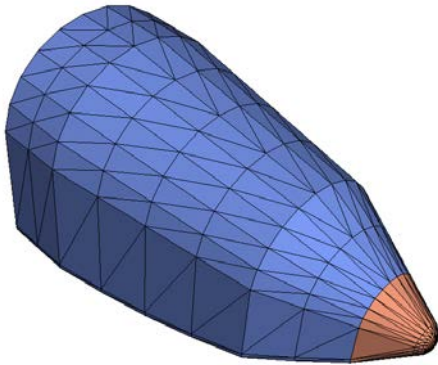


Рис. 14. Начальная форма спускаемого аппарата

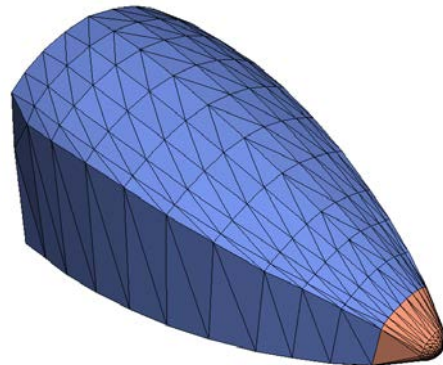


Рис. 15. Оптимальная форма спускаемого аппарата

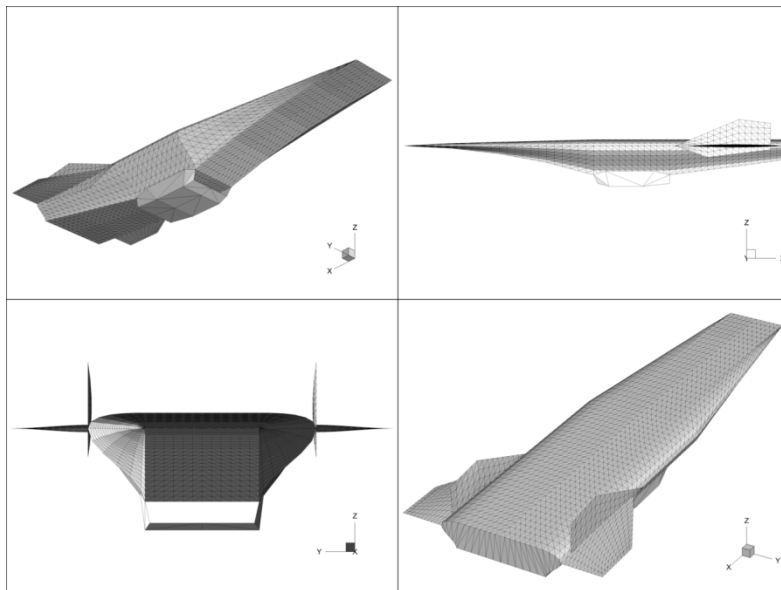


Рис. 16. Исходная конфигурация интегрированной компоновки

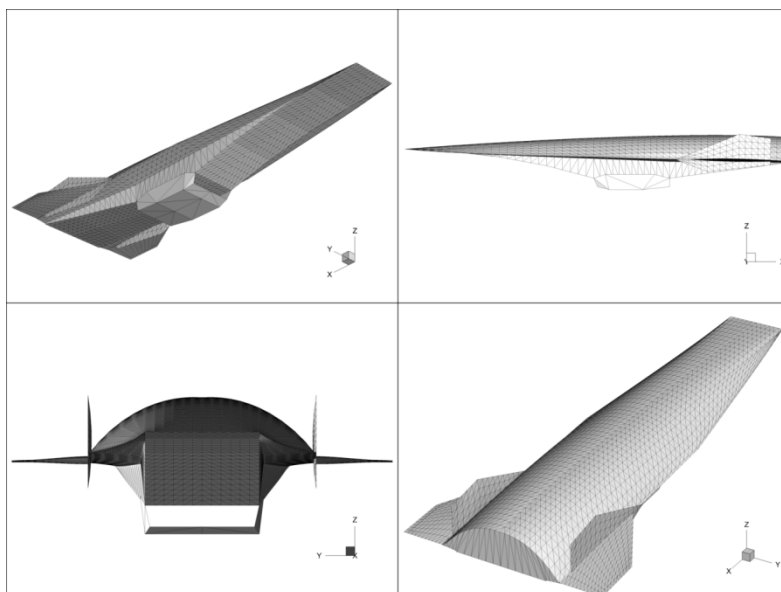


Рис. 17. Оптимальная конфигурация интегрированной компоновки

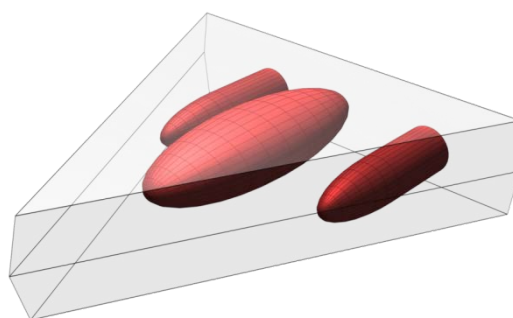


Рис. 18. Исходная форма треугольного в плане тела с размещенной полезной нагрузкой

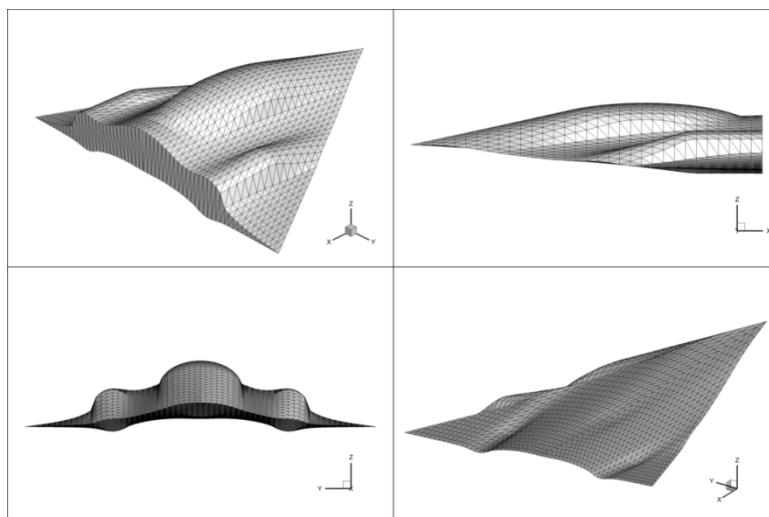


Рис. 19. Оптимальная форма треугольного крыла при заданной полезной нагрузке, полученная при числе Маха $M = 15$, угле атаки $\alpha = 12^\circ$, коэффициенте трения $C_f = 0.002$.

Результаты решения рассмотренных задач аэродинамического проектирования находятся в хорошем соответствии с существующими аналогами.

Проведено исследование влияния нормальной силы сопла и сопротивления воздухозаборника на оптимальную форму ВЛА с ПВРД и показано, что оптимизация формы фюзеляжа и элементов силовой установки может проводиться независимо друг от друга.

Представлен способ аэродинамического проектирования планирующих летательных аппаратов при заданных форме и габаритах отсеков размещения оборудования и полезной нагрузки.

В приложении дано описание программного комплекса «Программный комплекс аэродинамического проектирования высокоскоростных летательных аппаратов» и инструкция по его применению

В заключении кратко формулируются основные выводы, полученные в диссертации.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

Разработан локальный метод расчета аэродинамических характеристик летательного аппарата в сверхзвуковом потоке совершенного газа, основанный на анализе сверхзвукового обтекания плоской пластины под углом атаки.

Эффективность локального метода обоснована сравнительными расчетами в рамках невязкого обтекания с использованием приближенного и CFD методов при определении аэродинамических характеристик спускаемых летательных аппаратов типа несущий корпус, крылатых конфигураций и треугольных затупленных крыльев.

Предложена приближенная зависимость для определения коэффициента сопротивления трения на поверхности спускаемых летательных аппаратов, верификация которой выполнена путем сравнения с опубликованными результатами расчетов равновесного и неравновесного обтекания затупленного треугольного крыла и крылатого летательного аппарата вязким сверхзвуковым потоком при ламинарном режиме течения в пограничном слое.

Разработан программный комплекс для расчета аэродинамических коэффициентов пространственных тел в сверхзвуковом потоке.

На основе численного вариационного метода локальных вариаций разработаны алгоритм оптимизации формы тела максимального аэродинамического качества, а также минимального сопротивления в потоке больших сверхзвуковых скоростей и соответствующий программный комплекс.

Решена вариационная задача о форме тела максимального аэродинамического качества при заданной площади донного сечения. Проведено сравнение результатов аналитического и численного решения вариационной задачи. Показано, что при задании площади донного

сечения и его высоты оптимальной формой донного сечения является треугольник, а абсолютно оптимальной формой максимального аэродинамического качества является треугольное крыло с плоской наветренной поверхностью.

Путём оптимизации формы треугольного крыла и волнолета продемонстрирована близость оптимальных форм, полученных в рамках локального метода касательного клина и CFD-методов.

Единственность и сходимость численного решения вариационной задачи при задании формы тела в плане или формы его донного сечения обоснована сравнением с результатами аналитического решения о форме тела максимального аэродинамического качества при заданной площади донного сечения и расчетами от различных начальных конфигураций при заданной форме в плане.

Исследовано влияние радиуса затупления передней кромки треугольного крыла на его оптимальную форму.

Описан метод аэродинамического проектирования высокоскоростных летательных аппаратов, и приводятся результаты его применения.

Представлено решение задачи построения оптимальной конфигурации спускаемого аппарата типа «несущий корпус».

Предложено решение задачи интеграции планера и силовой установки ПВРД планирующего летательного аппарата. Проведено исследование влияния нормальной силы сопла и сопротивления воздухозаборника на оптимальную форму ВЛА с ПВРД.

Представлен способ аэродинамического проектирования планирующих летательных аппаратов при заданных форме и габаритах отсеков размещения оборудования и полезной нагрузки.

Автор выражает благодарность своему научному руководителю академику РАН, д.ф.-м.н., профессору С.Т. Суржикову за руководство работой, постоянное внимание и ценные советы, а также благодарит коллектив лаборатории радиационной газовой динамики Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН за плодотворные обсуждения и полезные замечания, сделанные при подготовке диссертации.

Автор признателен В.И. Лапыгину за большую помощь в работе и формировании взглядов автора на выбранную тему диссертационной работы.

СПИСОК РАБОТ ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в рецензируемых научных журналах, входящих в Перечень ВАК РФ и/или индексируемых в Web of Science, Scopus:

1. Фофонов Д.М. О построении оптимальной аэродинамической компоновки высокоскоростного летательного аппарата с заданной геометрией полезной нагрузки. Физ.-хим. кинетика в газовой динамике. 2021. том 22. № 6

2. Фофонов Д.М. О построении оптимальной аэродинамической компоновки высокоскоростного летательного аппарата с интегрированной силовой установкой. Физ.-хим. кинетика в газовой динамике. 2021. том 22. № 6

3. Фофонов Д.М. Оптимизация аэродинамической формы волнолета с затупленной передней кромкой. Ученые записки ЦАГИ. том 52. № 6. с. 26-29

4. Горшков А.Б., Лапыгин В.И., Михалин В.А., Сазонова Т.В., Фофонов Д.М. Обтекание треугольного крыла при минимальном тепловом

потоке к его поверхности. Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 4 (83). С. 36-42.

5. Горшков А.Б., Лапыгин В.И., Михалин В.А., Сазонова Т.В., Фофонов Д.М. Использование модели идеального газа при решении задачи оптимизации формы тела в сверхзвуковом потоке. Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 3 (72). С. 33.

6. Фофонов Д.М. Оптимизация аэродинамической компоновки гиперзвуковых летательных аппаратов. Космонавтика и ракетостроение. 2010. № 1 (58). С. 17-26.

7. Лапыгин В.И., Фофонов Д.М. Интеграция планера и силовой установки гиперзвукового летательного аппарата. Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 4 (45). С. 39-47.

8. Лапыгин В.И., Фофонов Д.М. Определение предельных значений максимального аэродинамического качества несущих тел в гиперзвуковом потоке. Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 3 (44). С. 21-27.

Фоонов Даниил Михайлович

**Разработка расчетно-оптимизационных методов механики жидкости,
газа и плазмы для аэродинамического проектирования
высокоскоростных летательных аппаратов**

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Подписано в печать 06.07.2023 г. Заказ № 4 – 2023. Тираж 75 экз.

Отпечатано на ризографе Института проблем механики
им. А.Ю. Ишлинского РАН
119526, Москва, проспект Вернадского, д. 101, корп. 1