

На правах рукописи

Ханхасаева Яна Владиславовна

Влияние вложения энергии в поток на трехмерное обтекание летательных аппаратов

Специальность 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 учреждении «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

Научный руководитель: Луцкий Александр Евгеньевич, д.ф.-м.н.,
главный научный сотрудник ИПМ им. М.В.
Келдыша РАН

Официальные оппоненты: Калугин Владимир Тимофеевич, д.т.н.,
профессор (уч.зв.), профессор
кафедры «Динамика и управление полетом
ракет и космических аппаратов»
Московского государственного технического
университета имени Н.Э. Баумана (г. Москва)

Бочаров Алексей Николаевич, д.ф.-м.н.,
заведующий отделом №21 -
магнитоплазменной аэродинамики,
лаборатория №21.1 - численного
моделирования магнитоплазменной
аэродинамики Объединенного института
высоких температур РАН. (г. Москва)

Ведущая организация: Институт проблем механики им. А.Ю.
Ишлинского РАН (г. Москва)

Защита состоится 29 февраля 2024 г. в 11:00 часов на заседании
диссертационного совета 24.1.237.01, созданного на базе ИПМ
им. М.В. Келдыша РАН, 125047, Москва, Миусская пл., д.4

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМ
им. М.В. Келдыша РАН <http://keldysh.ru/council/3/>

Автореферат разослан « ____ » _____ 20 г.

Учёный секретарь диссертационного совета 24.1.237.01
к.ф.-м.н.

М.А. Корнилина

Общая характеристика работы

Объект исследования и актуальность темы:

Для создания новых образцов аэрокосмической техники весьма важен поиск и разработка новых эффективных средств, позволяющих управлять характеристиками газового потока вблизи поверхности летательного аппарата, контролировать передачу тепла и массоперенос в пограничном слое, снижать поверхностное трение, задерживать ламинарно-турбулентный переход, управлять отрывом потока, уменьшать время воспламенения и управлять процессом горения сверхзвуковых потоков горючего в прямоточном двигателе. Эти задачи традиционно решаются, главным образом, путем совершенствования формы летательного аппарата и элементов его конструкции. Однако, возможности такого подхода, в ряде случаев, фактически, исчерпаны.

Одним из способов улучшения аэродинамических характеристик перспективных летательных аппаратов является управляемое воздействие на набегающий поток, которое может быть осуществлено различными способами, в частности при помощи локализованного в небольшом замкнутом объеме подвода энергии. Возможность дистанционного подвода энергии к сверхзвуковому потоку подтверждена в экспериментах, выполненных в последние десятилетия.

Для любого затупленного тела наряду с решением с отошедшей ударной волной формально возможно бесконечное количество решений с передним конусом, заполненным покоящимся газом, имеющим постоянное давление. Для такого решения сопротивление тела будет существенно ниже. Внесение различных возмущений в набегающий поток перед носовой частью, может приводить к формированию решения такого типа. Одним из хорошо известных способов такой трансформации решения является установка выступающего из носовой части элемента типа иглы. Другим способом является вложение энергии в поток перед носовой частью летательного аппарата. Детальное сравнение достоинств и недостатков этих подходов не является, однако, предметом настоящей диссертационной работы.

За областью энерговклада формируется тепловой след с пониженными значениями чисел Маха, полного давления и скоростного напора, благодаря которому изменяется режим обтекания тела. В зависимости от размеров области энерговклада имеют место различные режимы обтекания ЛА. Наиболее эффективным является энерговложение в малую по сравнению с размерами обтекаемого тела область, поскольку в этом случае ударно-волновая структура перед телом перестраивается таким образом, что его сопротивление существенно снижается. При этом сэкономленная за счет снижения сопротивления мощность двигателя превышает затраты на энерговложение.

Начало данной тематике положили работы¹². К настоящему времени выполнен большой объем как экспериментальных, так и численных исследований по данной тематике. В частности, в экспериментальных работах рассматривалось влияние оптического, дугового и СВЧ разрядов. Численные исследования проводились с помощью как уравнений Эйлера, так и уравнений Навье-Стокса в различных постановках. В ряде работ отмечено существенное снижение (до 50%) волнового сопротивления, выявлено несколько режимов обтекания в зависимости от параметров источника.

Ряд вопросов требует, однако, дальнейших исследований. До сих пор основное внимание уделялось изучению перестройки течения вблизи носовой части летательного аппарата. При этом не вполне ясным остается вопрос о влиянии вложения энергии перед носовой частью на величину донного давления, которое вносит заметный вклад в общее сопротивление летательного аппарата.

В большинстве работ эффект энерговложения рассматривался на примере тел довольно простой формы (сфера, конус, затупленные и заостренные цилиндры, крыловые профили), т.е. отдельных элементов конструкции ЛА. В настоящее время все более актуальным становится исследование комплексного влияния вложения энергии в различных областях потока на обтекание ЛА сложной, близкой к реальной, конфигурации.

Цели диссертационной работы:

Цель диссертационной работы состоит в комплексном исследовании влияния вложения энергии в различные области потока на режимы трехмерного обтекания летательных аппаратов сложной формы. В связи с чем были решены следующие задачи:

- 1) Сформулирована математическая модель трехмерного обтекания летательных аппаратов при наличии источников энергии в потоке. Модель основана на нестационарных осредненных по Фавру и Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) с использованием моделей турбулентности Спаларта-Аллараса (SA) и SST Ментера. Разработан алгоритм расчета сложных течений с учетом вложения энергии.
- 2) Проведены параметрические исследования свойств теплового следа за источником энергии.
- 3) В рамках разработанной модели численно исследовано влияние вложения энергии в области перед телом, на боковой поверхности и в области донного среза на обтекание модели: на структуру течения, величину донного давления, аэродинамические характеристики.

¹ Георгиевский П.Ю., Левин В.А. Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников тепловыделения // Письма в ЖТФ. 1988. Т.14. Вып.8. с.684–687.

² Третьяков П.К., Гаранин А.Ф., Грачев Г.Н., Крайнев В.Л., Пономаренко А.Г., Иванченко А.И., Яковлев В.И. Управление сверхзвуковым обтеканием тел с использованием мощного оптического пульсирующего разряда // ДАН. 1996. Т.351, 3.

4) В трехмерной постановке численно исследовано влияние вложения энергии в различные области потока на трехмерное обтекание летательного аппарата (ЛА) сложной формы и структуру течения. Определено влияние угла атаки, параметров и расположения источника энергии на аэродинамические характеристики ЛА, а также тепловые потоки к его поверхности.

5) В трехмерной постановке численно исследовано влияние источников энергии в потоке на обтекание модели высокоскоростного ЛА (ВЛА), оснащенного прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Определено влияние вложения энергии на аэродинамические характеристики ЛА и режимы течения в воздухозаборнике.

Научная новизна:

Научная новизна определяется рядом результатов численного моделирования:

1) Исследовано влияние энерговложения в область перед телом и в его окрестности на донное течение. Впервые показано, что вложение энергии перед носовой частью объекта не приводит к росту донного сопротивления.

2) Впервые проведено комплексное исследование влияния вложения энергии в различных областях потока на трехмерное обтекание летательного аппарата сложной формы. Проведен анализ результатов моделирования и получены рекомендации о рациональном выборе параметров источников энергии при проектировании ЛА различных компоновок.

3) Впервые показано, что рациональное расположение источника энергии позволяет увеличить расход и полное давление на входе в воздухозаборник прямоточного двигателя.

Научная значимость и практическая ценность:

Традиционным способом улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата является оптимизация его формы. Для некоторых объектов возможности такого подхода в значительной степени исчерпаны. Существуют и альтернативные методы, которые направлены на изменение характеристик газового потока в окрестности поверхности ЛА. Одним из таких способов является вложение энергии в небольшую область перед или в окрестности поверхности ЛА, что за счет перестройки течения позволяет существенно улучшить его аэродинамические характеристики.

Теоретическая значимость работы состоит в исследовании различных явлений существенной перестройки течения в результате относительно малых возмущениях набегающего потока. В практическом плане работа дает рекомендации о рациональном расположении источников энергии при проектировании ЛА различных компоновок. Показано, в частности, что вложение энергии перед носовой частью не приводит к росту донного сопротивления.

Методы исследования и степень достоверности результатов:

В работе используются методы численного моделирования. Используется математическая модель нестационарных осредненных по Фавру и Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS), включающая источник энергии. Модели турбулентности - Спаларта-Аллмараса и SST Ментера. Расчеты проводились на гексагональных блочно-структурированных сетках. Дискретизация по пространственным переменным производится методом конечных объемов. Для аппроксимации невязкого потока на грани счетной ячейки используется обобщенная схема Годунова с интерполяционными схемами TVD и WENO. Аппроксимация по времени производится как явной, так и неявной на основе метода LU-SGS схеме. В качестве языка программирования используется C++. Параллельная реализация осуществляется с помощью протокола MPI.

Достоверность полученных результатов обеспечивается использованием хорошо обоснованных в мировой практике подходов к построению численных алгоритмов, результатами компьютерного моделирования ряда задач, для которых проведено сопоставление полученных решений с экспериментальными и расчетными данными.

Личный вклад автора:

Все результаты, выносимые на защиту, получены соискателем лично. Все численные исследования, представленные в данной работе, были проведены лично автором. Автор подобрал параметры и условия численных экспериментов (выбор и геометрические характеристики обтекаемых моделей, параметры набегающего потока и источников энергии), провел расчеты (тепловой след в сверхзвуковом потоке, сверхзвуковое обтекание различных моделей при наличии источников энергии) и анализ полученных результатов. Соискатель также принимал участие в разработке программного комплекса (PULSAR3D++), с помощью которого проводились численные расчеты.

Положения, выносимые на защиту:

- 1) Результаты параметрических исследований свойств теплового следа за источником энергии в сверхзвуковом потоке в зависимости от формы и размеров источника, мощности вложения энергии и числа Маха набегающего потока.
- 2) Результаты численных исследований влияния вложения энергии перед носовой частью модели на течение в донной области и донное давление.
- 3) Рациональные варианты расположения, размеров и мощности источников энергии, обеспечивающие снижение сопротивления и повышение аэродинамического качества при трехмерном обтекании ЛА сложной формы.
- 4) Результаты численных исследований влияния вложения энергии при обтекании модели ВЛА, которые обеспечивают повышение аэродинамических характеристик, увеличение расхода и полного давления в воздухозаборнике прямоточного двигателя.

Апробация:

Результаты работа прошли апробацию на российских и международных конференциях:

- 1) Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е., Ханхасаева Я.В. Численное исследование влияния вложения энергии в поток на течение в донной области // V Международная конференция «Математика, ее приложения и математическое образование», Улан-Удэ, 2014.
- 2) Луцкий А.Е., Ханхасаева Я.В. Влияние энерговложения на течение в донной области модели // “Ломоносовские Чтения 2014”, Механико-математический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва, 2014.
- 3) Ханхасаева Я.В., Луцкий А.Е. Задача 3D обтекания модели летательного аппарата при активном воздействии на поток // Международная конференция “Дифференциальные уравнения и математическое моделирование”, 22 – 27 июня 2015 г., Улан-Удэ, Россия.
- 4) Луцкий А.Е., Ханхасаева Я.В. Исследование влияния подвода энергии в поток на режим обтекания модели летательного аппарата // XI Всероссийский Съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, 20 - 24 августа 2015 г., г. Казань.
- 5) Lutsky A.E., Khankhasaeva Ya.V. The Influence of the Energy Sources on the Flow Around Aircraft Models // 15-е Международное Собрание по Магнитоплазменной Аэродинамике (WSMPA 2016), 19-21 апреля 2016 г., Москва.
- 6) Борисов В.Е., Луцкий А.Е., Ханхасаева Я.В.. Влияние источников энергии в потоке на обтекание ГЛА Х-43 // 10-я Всероссийская школа-семинар "Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем", АФМ-2016, 5-9 декабря 2016 г., Москва.
- 7) Khankhasaeva Ya., Borisov V., Lutsky A. Energy Impact on the Flow Around Hypersonic Flying Vehicles // Japan-Russia workshop on innovative approaches and supercomputer technologies in computational physics, Moscow, March 14-15, 2017.
- 8) Ханхасаева Я.В., Борисов В.Е., Луцкий А.Е. Влияние источников энергии в потоке на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов // 16-ое Международное Собрание по Магнитоплазменной Аэродинамике (WSMPA 2017), 5-7 апреля 2017 г., Москва.
- 9) Ханхасаева Я.В., Борисов В.Е., Луцкий А.Е. Обтекание ГЛА Х-43 при наличии внешних источников энергии // VI Международная конференция “Математика, ее приложения и математическое образование (МПМО17)”. 26 июня - 1 июля 2017 г., Улан-Удэ.
- 10) Луцкий А.Е., Ханхасаева Я.В., Численное моделирование сверхзвукового обтекания затупленного тела при периодическом энерговложении // Аналитические и численные методы решения задач гидродинамики, математической физики и биологии. Международная конференция, посвященная 100-летию К.И. Бабенко. 2019.

11) Khankhasaeva Ya.V., Lutsky A.E., Energy source influence on three-dimensional flow past an aircraft // 20-ое Международное Совещание по Магнитоплазменной Аэродинамике (WSMPA 2021), 25-27 мая 2021 г., Москва.

12) Ханхасаева Я.В., Вложение энергии как средство управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов // Конференция СМУиС ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 24 марта 2023 г., Москва.

13) Ханхасаева Я.В., Луцкий А.Е. Трехмерное обтекание летательного аппарата сложной формы при различных углах атаки и наличии энергоисточника // VIII Международная конференция "МАТЕМАТИКА, ЕЁ ПРИЛОЖЕНИЯ И МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБРАЗОВАНИЕ" (МПИМО'23), Россия, г. Улан-Удэ, оз. Байкал, 26 июня - 1 июля 2023.

Публикации:

Основные результаты по теме диссертации были опубликованы в 9 печатных изданиях, 7 из которых включены в список ВАК или входят в мировые индексы цитирования (SCOPUS, Web of Science). На программный комплекс (PULSAR3D++) получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ.

Объем и структура диссертации:

Диссертация состоит из введения, 5 глав, заключения и списка литературы. Общий объем диссертации составляет 107 страниц, включая 63 рисунка и 12 таблиц. Список литературы содержит 104 наименований.

Содержание работы:

Введение посвящено обзору экспериментальных и численных работ, направленных на исследование влияния вложения энергии на обтекание различных летательных аппаратов. В ходе обзора экспериментальных работ приводятся основные способы дистанционного вложения энергии в сверхзвуковой поток. В рамках обзора численных работ приводится список основных математических моделей, используемых для исследования данной задачи. Также во введении обосновывается актуальность работы, формулируются цели, задачи и положения, выносимые на защиту, обсуждается научная новизна и практическая значимость проведенных исследований.

Первая глава посвящена описанию используемой математической модели для описания течений вязкого теплопроводного газа с учетом вложения энергии в поток.

В **Разделе 1.1** приводится подробное описание подходов, основанных на решении нестационарных осредненных по Фавру и Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) с использованием моделей турбулентности Спаларта-Аллмараса и SST Ментера, включающая источник энергии.

Система уравнений, дополненная источником членом в уравнении сохранения энергии, записывается в следующем виде:

$$\partial U / \partial t + \partial F_j / \partial x_j - \partial G_j / \partial x_j = S, \quad (1)$$

где суммирование ведется по $j = 1, 2, 3$, U – вектор консервативных переменных, F и G – векторы невязких и вязких потоков соответственно, S – вектор правой части:

$$U = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ \rho E^* \end{pmatrix}, \quad F_j = \begin{pmatrix} \rho u_j \\ \rho u_j u_1 + \delta_{1,j} p \\ \rho u_j u_2 + \delta_{2,j} p \\ \rho u_j u_3 + \delta_{3,j} p \\ u_j (\rho E + p) \end{pmatrix}, \quad G_j = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{1j} \\ \tau_{2j} \\ \tau_{3j} \\ \tau_{ij} u_i + h_j \end{pmatrix}, \quad S = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ q(x, y, z, t) \end{pmatrix}.$$

Здесь ρ – плотность, u_j – компоненты вектора скорости, τ_{ij} – компоненты тензора вязких напряжений, $\delta_{i,j}$ – тензор Кронекера, $q(x, y, z, t)$ – мощность источника энергии в расчете на единицу объема, E – полная энергия. Термодинамическое давление p вычисляется по уравнению состояния совершенного газа:

$$p = (\gamma - 1) \rho \left(E - \frac{1}{2} \sum_{j=1}^3 u_j^2 \right).$$

Здесь γ – показатель адиабаты, для воздуха $\gamma = 1.4$. Компоненты тензора вязких напряжений и вектора теплового потока имеют вид

$$\tau_{ij} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \delta_{i,j} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{i,j},$$

$$h_j = \lambda_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_j}.$$

В приведенных выше уравнениях T является температурой газа и определяется из формулы

$$T = p / \rho R,$$

где R – газовая постоянная, для воздуха $R = 287$ Дж/(кг · К).

«Эффективное» значение коэффициентов вязкости и теплопроводности определяется как

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t, \quad \lambda_{eff} = C_p (\mu / Pr + \mu_t / Pr_t).$$

Здесь C_p – коэффициент удельной теплоемкости газа при постоянном давлении. Pr и Pr_t – ламинарное и турбулентное числа Прандтля, для воздуха принимается $Pr = 0.7$, $Pr_t = 0.9$. Молекулярная вязкость определяется следующей степенной зависимостью:

$$\mu / \mu_0 = (T / T_0)^s,$$

в настоящей работе взято $s = 0.76$, μ_0 – молекулярная вязкость при опорной температуре T_0 .

Величина μ_t обозначает добавочную турбулентную вязкость, которая определяется моделью турбулентности.

В **Разделе 1.2** приводится используемый в работе вариант однопараметрической модели турбулентности Спаларта-Аллмарса (SA) для сжимаемых течений³ с модификацией Эдвардса⁴.

В **Разделе 1.3** приводится используемый модифицированный вариант двухпараметрической модели SST (Shear Stress Transport) Ментера, т.н. SST-2003⁵.

В **Разделе 1.4** описывается алгоритм расчета сложных течений с учетом вложения энергии. Рассматриваются используемые численные методы. Дискретизация по пространственным переменным производится методом конечных объемов. Для аппроксимации невязкого потока на грани счетной ячейки используется обобщенная схема Годунова с интерполяционными схемами TVD и WENO. Аппроксимация по времени производится как явной, так и неявной на основе метода LU-SGS схеме.

В **Разделе 1.5** приводятся результаты верификации и валидации модели путем численного решения тестовых задач (сверхзвуковое обтекание моделей ЛА НВ-2 и Х-43, моделирование развития зоны энергоподвода в покоящейся воздушной среде) и сравнения полученных результатов с экспериментальными и численными данными других авторов.

Во второй главе проводится параметрическое исследование свойств теплового следа за источником энергии. В **Разделе 2.1** выполнено исследование численной сходимости.

В **Разделе 2.2** выявлены основные закономерности зависимости параметров следа за энергоисточником от его формы и размеров, мощности вложения энергии, числа Маха набегающего потока (Рис. 1).

1) Чем выше мощность источника (при фиксированных размерах источника) и чем выше скорость набегающего потока (при фиксированных размере и мощности источника), тем ниже плотность, число Маха и полное давление в следе, однако данная зависимость не линейна (т.е. например, двукратное увеличение мощности источника не ведет к уменьшению уровня полного давления в следе в два раза).

³ Allmaras S.R., Johnson F.T., Spalart P.R. Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model // Seventh International Conference on CFD (ICCFD7), Big Island, Hawaii, 9-13 July 2012.

⁴ Edwards J.R., Chandra S. Comparison of Eddy Viscosity-Transport Turbulence Models for Three-Dimensional, Shock-Separated Flowfields // AIAA Journal, 1996, v.34, №4, p.756-763.

⁵ Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4, ed: K. Hanjalic, Y. Nagano and M. Tummers, Begell House, Inc., 2003, pp. 625-632.

2) Чем меньше поперечная потоку площадь источника (при фиксированной мощности источника), тем ниже плотность, число Маха и полное давление в ближнем следе.

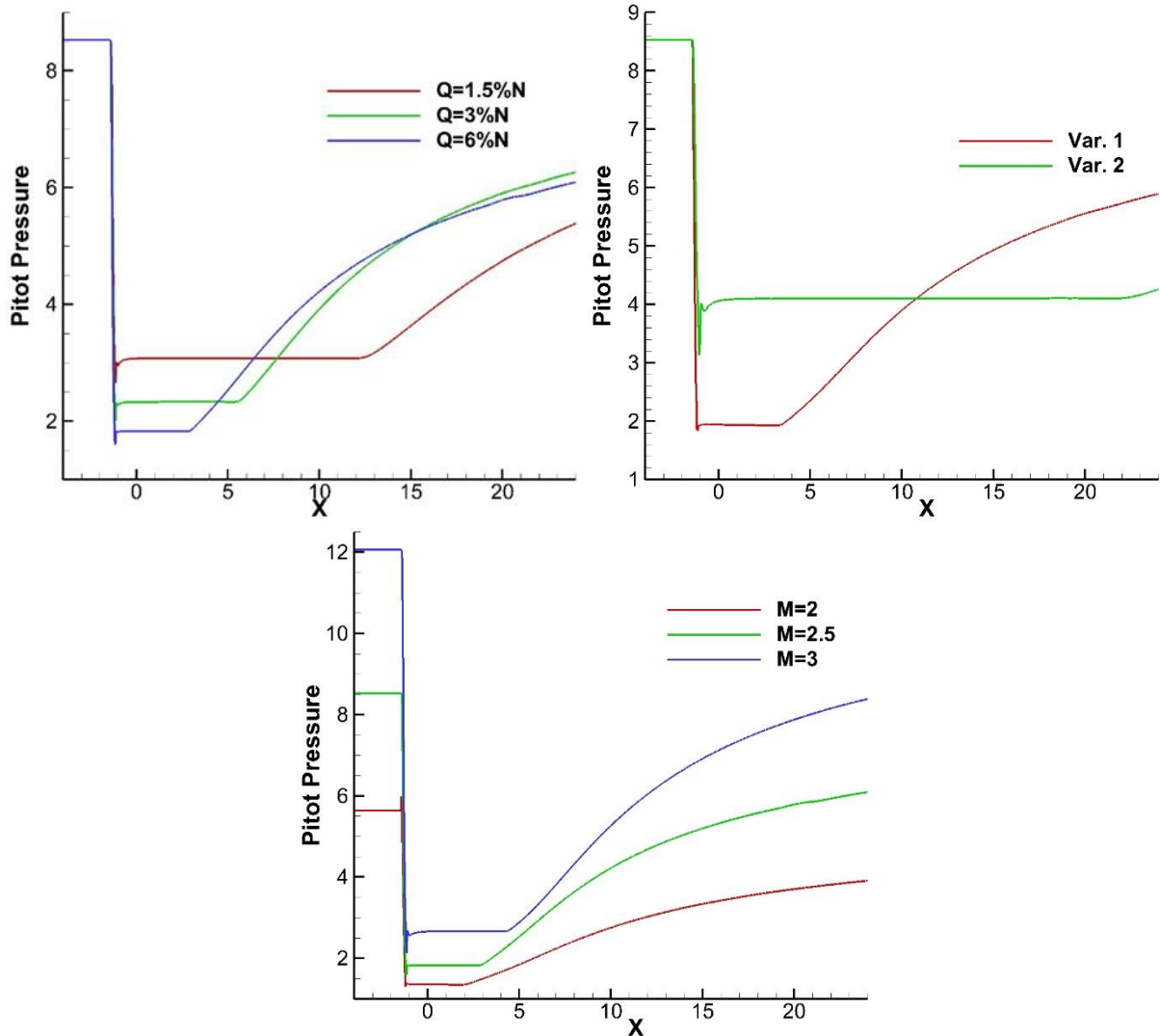


Рис. 1. Распределение полного давления Пито в следе для различных вариантов мощности (слева), формы источника (справа) и скоростей набегающего потока (снизу).

В **третьей главе** проводится численное исследование влияние энерговклада на обтекание модели ЛА в области перед телом, на боковой поверхности и в области донного среза на структуру течения, аэродинамические характеристики и донное давление.

В **Разделе 3.1** приводится постановка задачи. Модель представляет собой затупленный конус, переходящий в цилиндр. Задача решалась в осесимметричной постановке. Большая часть расчетов была выполнена для числа Маха набегающего потока $M=2$.

В Разделе 3.2 исследуются свойства течения при вложении энергии перед носовой частью модели (Рис. 2). Выявлено, что вложение энергии перед телом приводит к существенному снижению сопротивления, но на величину донного сопротивления влияет незначительно (Табл. 1).

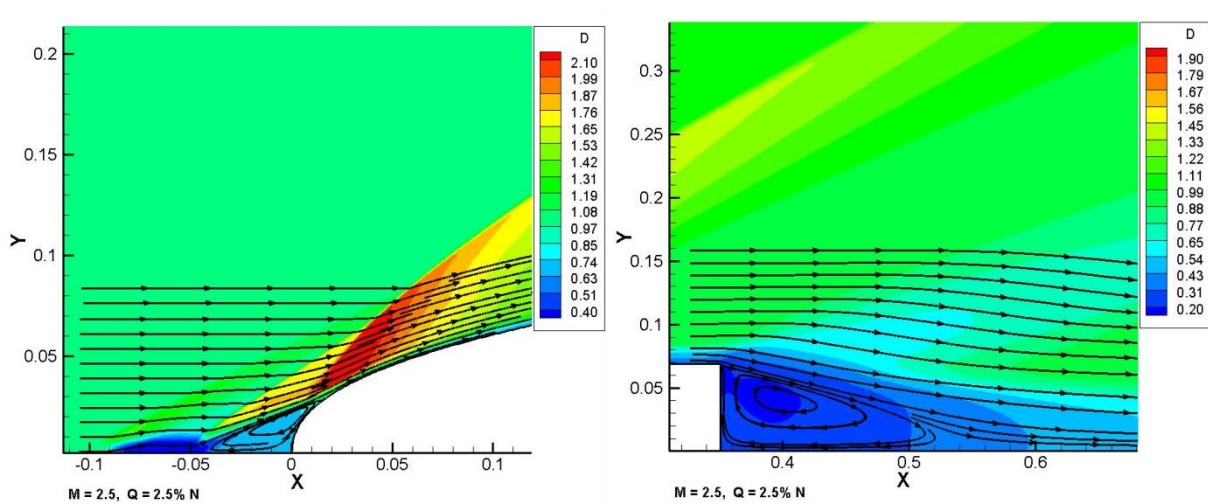


Рис. 2. Распределение давления и линии тока с энерговложением спереди, носовая часть (слева) и донная область (справа).

Таблица 1

Среднее донное давление P_B . Зависимость от числа Маха, количество вкладываемой в источник энергии $Q \sim 2.7\% N$, $N = F_x V_\infty$ - мощность, необходимая для преодоления сопротивления при обтекании невозмущенным потоком.

Число Маха М набегающего потока	P_B без вложения энергии	P_B вложение энергии спереди
1.5	0.6565	0.6582
2.0	0.5249	0.5172
2.5	0.4219	0.4183

В Разделе 3.3 исследуются свойства течения при вложении энергии в область на боковой поверхности модели. Энерговложение на боковой поверхности ведет к уменьшению коэффициента трения, утолщению пограничного слоя вниз по потоку и увеличению донного давления (Табл. 2).

В Разделе 3.4 рассматривается вложение энергии в области донного среза. Для всех вариантов расположения энергоисточника наблюдается снижение сопротивления и повышение донного давления (Табл. 3).

Таблица 2

Среднее донное давление P_B . Количество вкладываемой в источник энергии $Q \sim 2.7\% N$, источник на боковой поверхности. Снижение сопротивления.

Вариант	P_B	$\Delta C_x/C_{x0}$
1	0.5364	-0.78%
2	0.5377	-0.84%
3	0.5405	-1.02%

Таблица 3

Среднее донное давление P_B . Количество вкладываемой в источник энергии $Q \sim 2.7\% N$, источник в области донного течения. Снижение сопротивления.

Вариант	P_B	$\Delta C_x/C_{x0}$
4	0.5563	-1.62%
5	0.5447	-0.91%
6	0.5488	-1.14%

В четвертой главе проводится численное исследование влияния энергозложения на обтекание летательного аппарата сложной формы (Рис. 3) потоком вязкого теплопроводного газа. Определено влияние угла атаки, параметров и расположения источника энергии на аэродинамические характеристики ЛА, а также тепловые потоки к его поверхности. Выявлены рациональные варианты параметров энергоисточника, с точки зрения энергоэффективности, снижения сопротивления и аэродинамического качества.

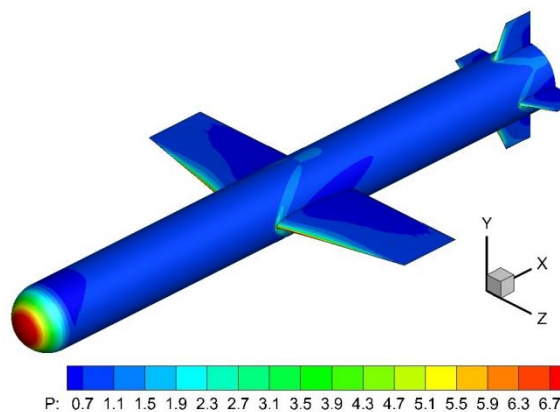


Рис. 3. Модель ЛА. Распределение давления при обтекании невозмущенным потоком с числом Маха $M = 2.5$.

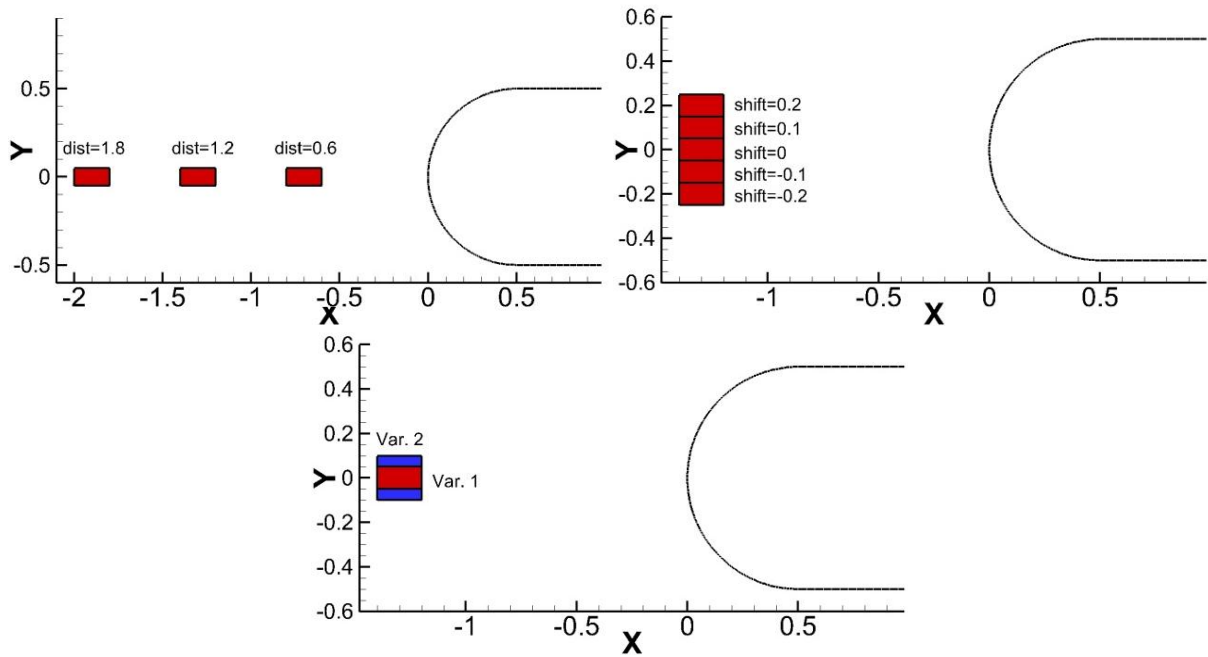


Рис. 4. Рассмотренные варианты расположения источников.

В Разделе 4.1 приводится постановка задачи. Скорость набегающего потока $M = 2.5$, число Рейнольдса $Re_{\infty} = 3 \cdot 10^7$, рассмотренные углы атаки $\alpha = 0^\circ, 3^\circ, 5^\circ$. При исследовании теплового потока на поверхности модели задавалось условие охлаждаемой стенки $T_w = 1.125$ (температурный фактор $T_w/T_0 = 0.5$).

В Разделе 4.2 рассматривается структура течения при вложении энергии перед носом модели. При взаимодействии следа с головной ударной волной перед носовой частью образуется область возвратного течения (Рис. 5). Давление в этой области, практически, соответствует обтеканию заостренного конуса и существенно ниже давления за ударной волной при обтекании однородным потоком. За счет этого уменьшается волновое сопротивление модели, в данном рассматриваемом случае на 33.45%. Если при нулевом угле атаки течение и рециркуляционная область имеют симметричную структуру, то при появлении ненулевого угла атаки симметричность теряется (Рис. 6). Течение все еще схоже с обтеканием конуса, только теперь он сдвинут относительно тела. След в данном случае не концентрируется на передней части модели, а уходит на подветренную сторону. Это приводит к исчезновению ударной волны на подветренной части носа, но также и к не столь сильному ослаблению ударной волны на наветренной стороне (по сравнению с нулевым углом атаки). Из-за этого сопротивление снижается не столь сильно, как для $\alpha = 0^\circ$ – на 17.78%, но при этом возникает эффект повышения подъемной силы, на 3.38%.

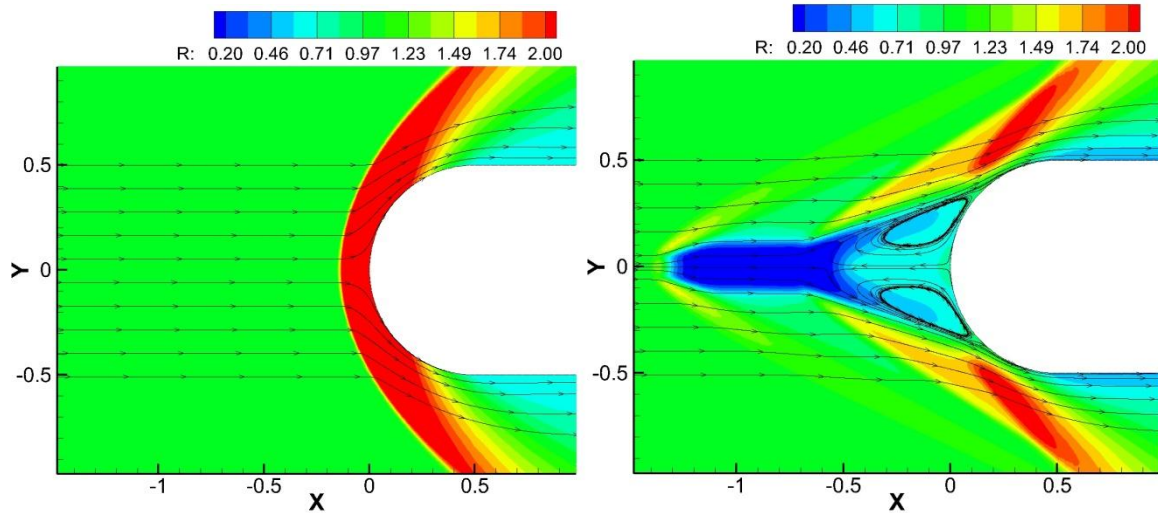


Рис. 5. Распределение плотности и линии тока, $\alpha = 0^\circ$, сечение $z = 0$, невозмущенный поток (слева), с вложением энергии $Q = 6\% N$, $\text{dist} = 1.2$ (справа).

В работе⁶ показывается, что при обтекании тела неравномерным потоком, содержащим узкую область с пониженным давлением Пито (полным давлением за ударной волной) PP_{wake} , перед телом может устанавливаться течение с конической изобарической областью застоя. Давление в этой области будет равно PP_{wake} .

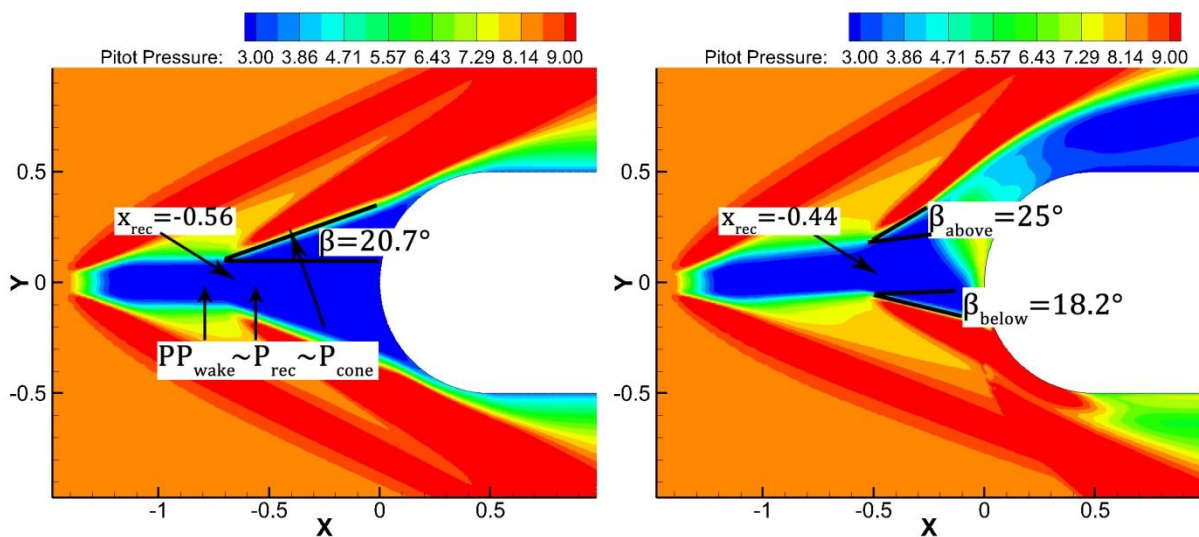


Рис. 6. Распределение давления Пито, $\alpha = 0^\circ$ (слева) и $\alpha = 5^\circ$ (справа).

Приближенно, можно считать, что обтекание области возвратного течения аналогично обтеканию твердого конуса с таким же углом полураствора. Аналитическое решение для задачи обтекания конуса с углом полураствора $\beta = 20.7^\circ$ (именно этот угол имеет конус зоны рециркуляции в случае $\alpha = 0^\circ$)

⁶ Гувнерюк С.В., Савинов К.Г. Отрывные изобарические структуры в сверхзвуковых потоках с локализованной неоднородностью // Доклады Российской академии наук. 2007, т.413, №2. с.188-192.

сверхзвуковым потоком с $M = 2.5$ дает давление на его поверхности P_{cone} , близкое к значению давления Пито PP_{wake} , в точке торможения следа (и переднего края зона рециркуляции) x_{rec} и давлению P_{rec} в зоне рециркуляции в тот момент, когда течение уже приобрело стационарный характер (Рис. 6). В случае ненулевого угла атаки наблюдаемые углы конуса отличаются для наветренной и подветренной сторон, также меняется расположение переднего края рециркуляционной зоны. Можно предположить, что данный эффект обусловлен сдвигом следа относительно головной ударной волны и результирующей разницей давлений на подветренной и наветренной линий взаимодействия краев следа с головной ударной волной.

В Разделе 4.2.1 исследуется влияние варьирования мощности источника на аэродинамические характеристики модели (Рис. 7). С увеличением мощности источника сила сопротивления падает, как при $\alpha = 0^\circ$, так и при $\alpha = 5^\circ$. При этом, данный эффект слабее в случае $\alpha = 5^\circ$, что связано с наличием области повышенного давления на носовой части модели, образовавшейся из-за сдвига следа относительно оси симметрии. Подъемная сила увеличивается при вложении энергии перед носом, однако при увеличении мощности источника прирост подъемной силы падает. Энергоэффективность источника $Eff = (N(0) - N(Q))/Q$ для $\alpha = 0^\circ$ выше, чем при $\alpha = 5^\circ$. При этом с увеличением мощности она падает для обоих рассмотренных углов атаки, что связано с нелинейностью зависимости мощности источника и падения уровня полного давления в следе. Падение силы сопротивления не компенсирует затраченной энергии. Аэродинамическое качество с увеличением мощности источника увеличивается, что обусловлено эффектом снижения силы сопротивления, превышающим эффект снижения подъемной силы.

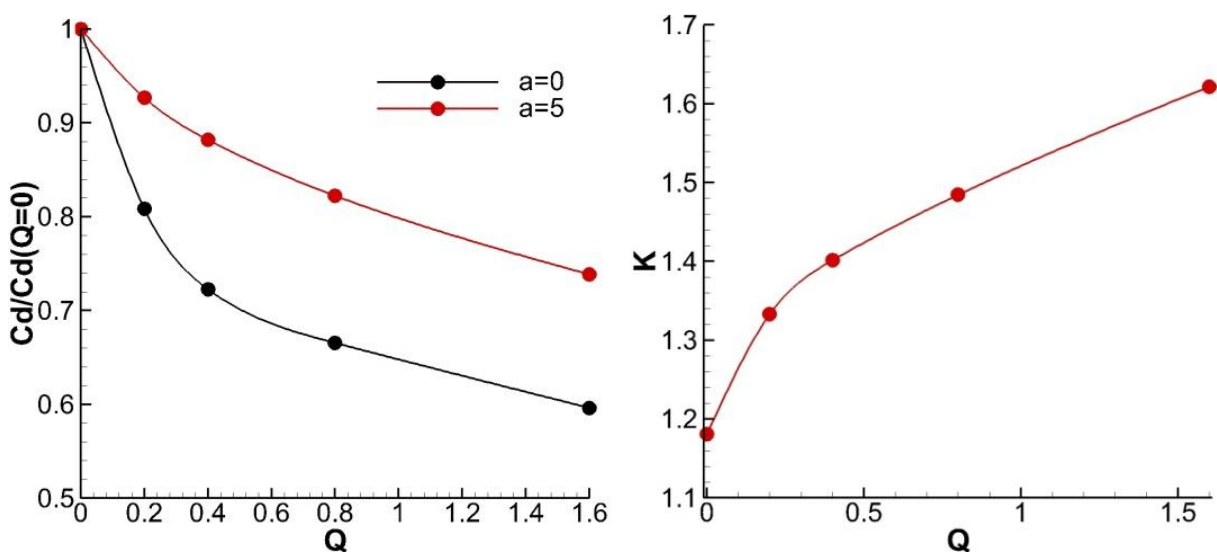


Рис. 7. Зависимость коэффициентов сопротивления C_D и аэродинамического качества K от мощности источника.

Таким образом, с точки зрения энергоэффективности лучше вкладывать меньшее количество энергии. Большое количество вложенной энергии дает существенное снижение сопротивления и увеличение аэродинамического качества, но также приведет к более сильным тепловым нагрузкам на поверхность модели.

В Разделе 4.2.2 исследуется влияние расстояния от источника до тела на аэродинамические характеристики модели (Рис. 8).

В случае нулевого угла атаки эффект от изменения расстояния от источника до тела мал, в связи с тем, что на всех рассматриваемых расстояниях след от энергоисточника уже сформировался и значения давления Пито в следе перед зоной рециркуляции изменяются незначительно.

В случае же ненулевого угла атаки ситуация обстоит иначе. Центр следа теперь не приходит в точку торможения, соответственно, зона рециркуляции (а также и область пониженного давления) сдвигается и занимает меньше площади носа модели. Это ведет к увеличению силы сопротивления. С увеличением расстояния подъемная сила увеличивается, благодаря увеличению интенсивности ударной волны на наветренной стороне носа.

В итоге, расстояние до источника имеет различные эффекты, и оценку того, какое расстояние лучше, необходимо производить из желаемого результата и конкретных особенностей геометрии модели. Более близкое расположение дает более значимое снижение сопротивления, но также приведет к высоким тепловым нагрузкам на тело.

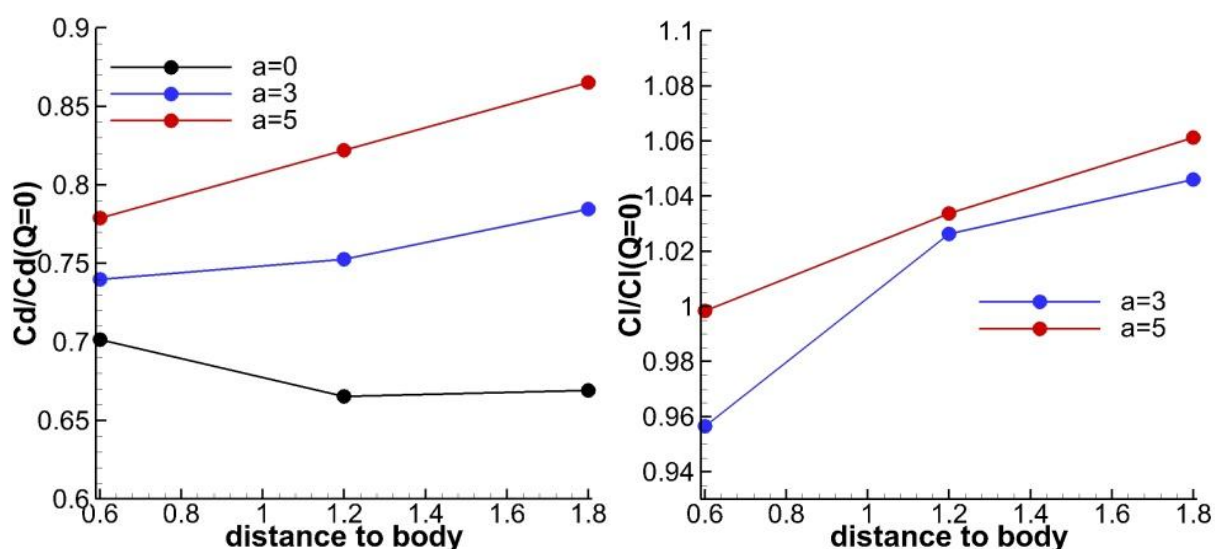


Рис. 8. Зависимость коэффициентов сопротивления C_D и подъемной силы C_L , от расстояния от центра источника до носа модели.

В Разделе 4.2.3 исследуется влияние сдвига источника в вертикальной плоскости на аэродинамические характеристики модели (Рис. 9).

Сдвиг энергоисточника в вертикальной плоскости, также как и в случае с варьированием расстояния при ненулевом угле атаки, приводит к тому, что

центр следа попадает в различные точки на носовой поверхности модели. Наилучший с точки зрения энергоэффективности, снижения сопротивления и аэродинамического качества вариант реализуется, когда центр следа попадает на тело наиболее близко к точке торможения.

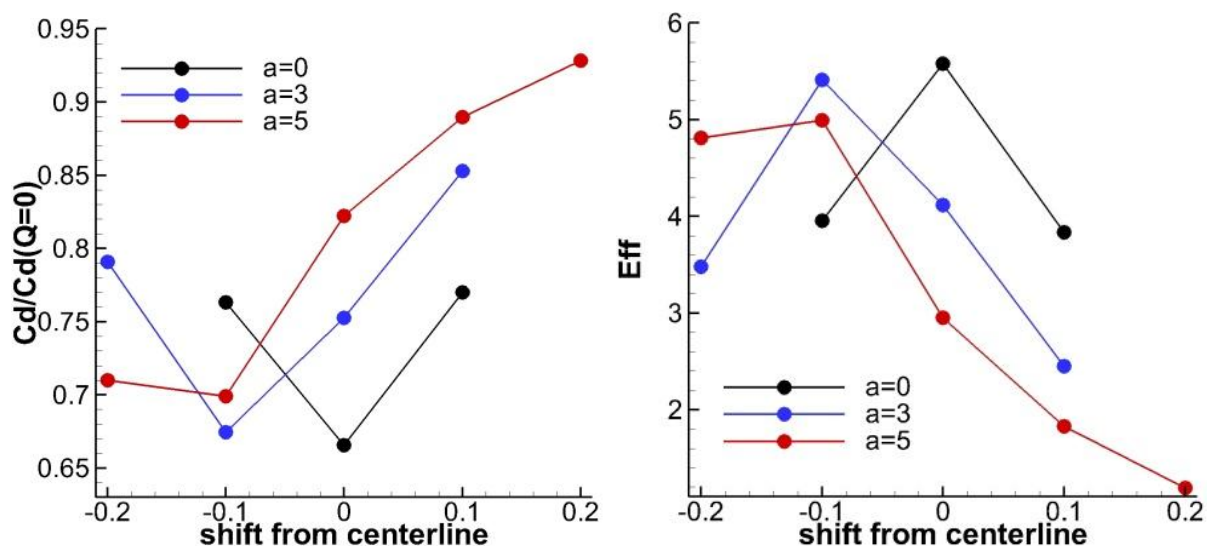


Рис. 9. Зависимость коэффициентов сопротивления C_D и коэффициента энергоэффективности Eff от сдвига источника относительно центральной линии в плоскости симметрии.

В Разделе 4.2.4 исследуется влияние формы источника на аэродинамические характеристики модели. Выявлено, что энергию эффективнее вкладывать в область с наименьшей поперечной площадью (Табл. 4,5, Вар. 1 имел меньшую поперечную площадь).

В Разделе 4.2.5 исследуется влияние вложения энергии перед носом модели на тепловые потоки.

Таблица 4

Изменение формы. Аэродинамические характеристики в случае $\alpha = 0^\circ$.

$\alpha = 5^\circ$	C_D отн. $C_D(Q=0)$	Eff
Вар. 1	-33.45%	5.57838
Вар. 2	-17.63%	2.94037

Таблица 5

Изменение формы. Аэродинамические характеристики в случае $\alpha = 5^\circ$.

$\alpha = 5^\circ$	C_D отн. $C_D(Q=0)$	C_L отн. $C_L(Q=0)$	K отн. $K(Q=0)$	Eff
Вар. 1	-33.45%	+3.38%	+25.73%	2.94854
Вар. 2	-17.63%	+1.47%	+17.86%	2.30653

След после обтекания носа концентрируется у боковой поверхности тела, что из-за более высоких градиентов температуры приводит к существенному росту теплового потока на всей поверхности модели, за исключением областей крыльев, отдаленных от цилиндрической части (Рис. 10). След с отдалением от источника постепенно охлаждается, в связи с чем, эффект увеличения теплового потока ослабляется с отдалением от носа, где он вырос в среднем в 3 раза. В следе за крыльями тепловой поток вырос в среднем в 2 раза.

При ненулевом угле атаки (Рис. 11) тепловой поток увеличивается только на носовой части и части подветренной поверхности, близкой к носу, поскольку высокотемпературный след от энергоисточника сносится с фюзеляжа.

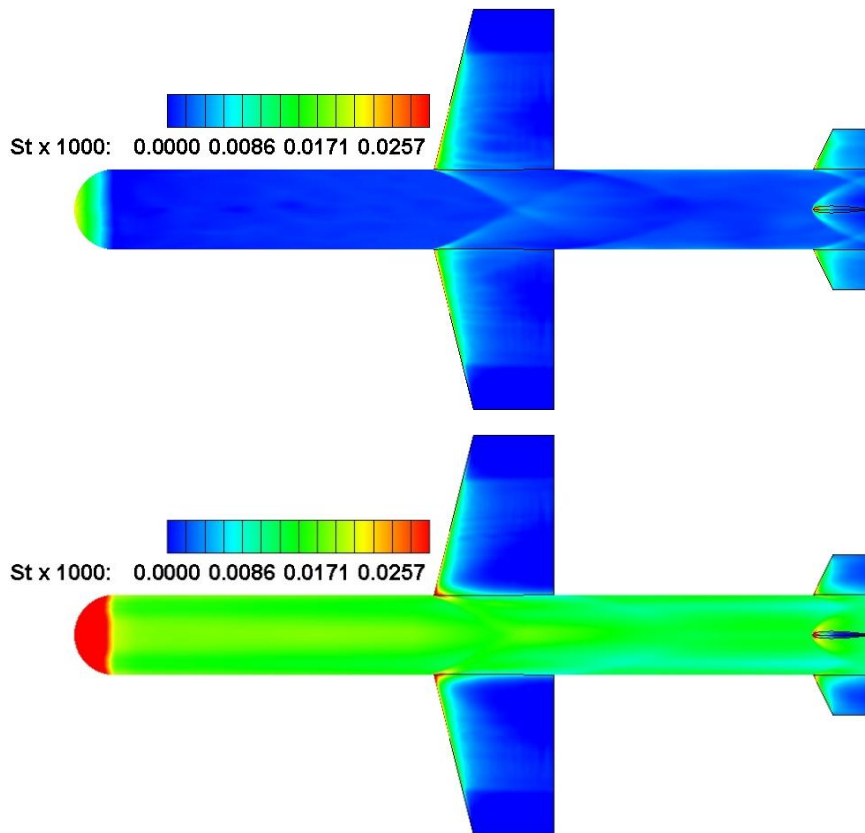
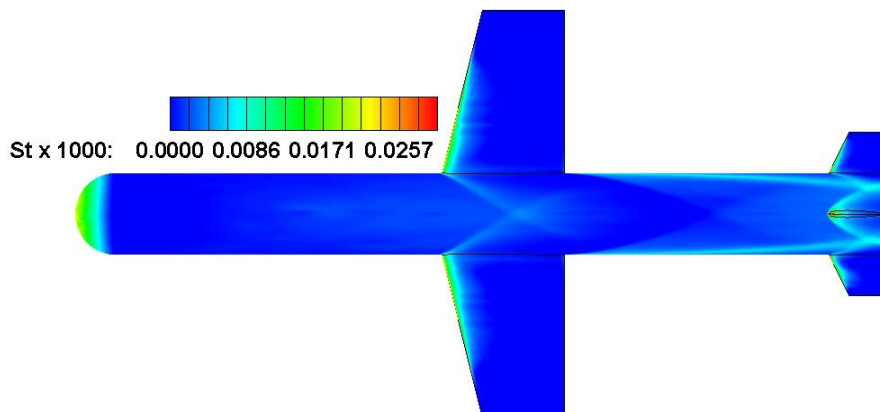


Рис. 10. Распределение числа Стэнтона, $\alpha = 0^\circ$, сверху – невозмущенный поток, снизу – с вложением энергии.



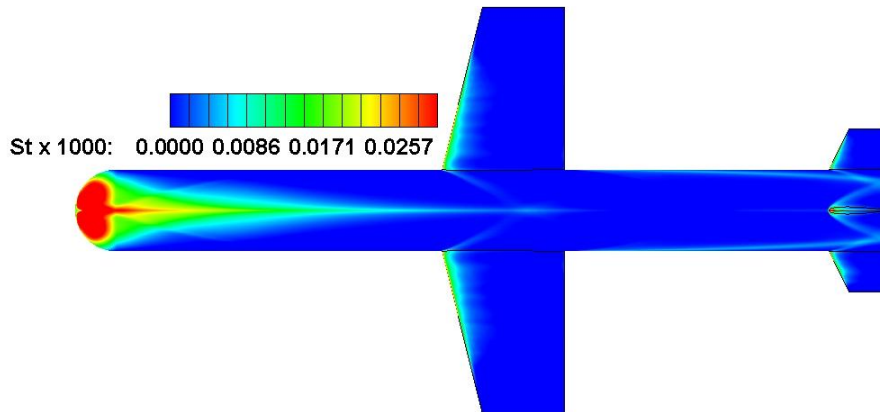


Рис. 11. Распределение числа Стэнтона на подветренной стороне модели ($\alpha=5^\circ$), сверху – невозмущенный поток, снизу – с вложением энергии.

В Разделе 4.3 исследуется влияние вложения энергии перед крыльями модели на тепловые потоки (Рис. 12). Получено незначительное увеличение подъемной силы при небольшом уменьшении суммарного сопротивления модели (Табл. 6).

В пятой главе проводится численное исследование влияние источников энергии в потоке на обтекание модели высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА), оснащенного прямоточным двигателем (Рис.13).

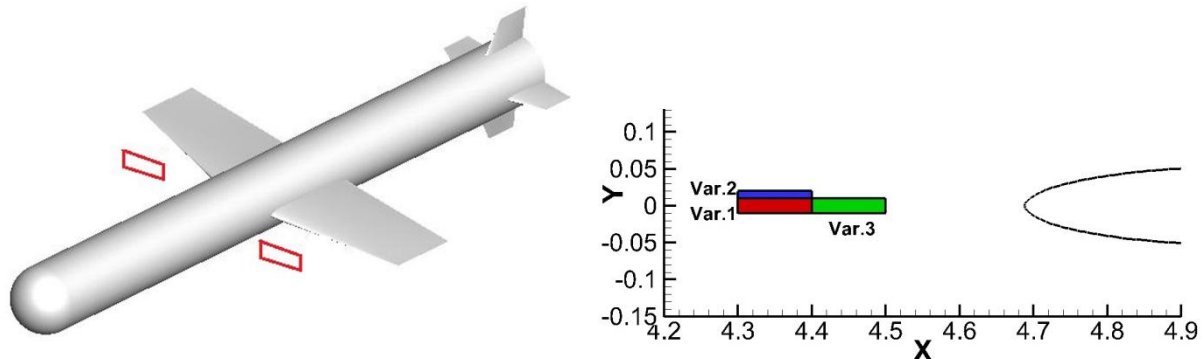


Рис. 12. Схема расположения источников энергии перед крыльями.

Таблица 6

Аэродинамические характеристики при вложении энергии перед крыльями.

	1	2	3
$\Delta C_x/C_{x0}$	-1.81%	-1.17%	-2.32%
$\Delta C_y/C_{y0}$	+1.22%	+1.03%	+0.8%
Eff	0.38	0.24	0.48
K	+2.81%	+2.03%	+2.89%

В Разделе 5.1 приводится постановка задачи. В качестве исследуемой задачи рассматривалось обтекание модели ВЛА Х-43 (Рис. 13). Расчеты проводились для числа Маха $M = 6$ и углов атаки $\alpha = 0^\circ$ и 4° . Число Рейнольдса составляло $Re = 2.0 \times 10^6 [m^{-1}]$. Аэродинамические коэффициенты рассчитывались с учетом вязкого трения. Сопротивление вязкого трения составляло в среднем 20% от суммарного. Рассматривалось как вложение энергии перед носом модели, так и в воздухозаборник (с целью моделирования процесса горения топлива в двигателе).

В Разделе 5.2 рассматривается структура течения при обтекании невозмущенным потоком (Рис. 13). Наблюдается головная ударная волна, за счет формы нижней части фюзеляжа формируется скачок уплотнения перед воздухозаборником. Торможение потока на входе происходит лишь частично, так что на протяжении всего остального тракта движение рабочего тела остается сверхзвуковым.

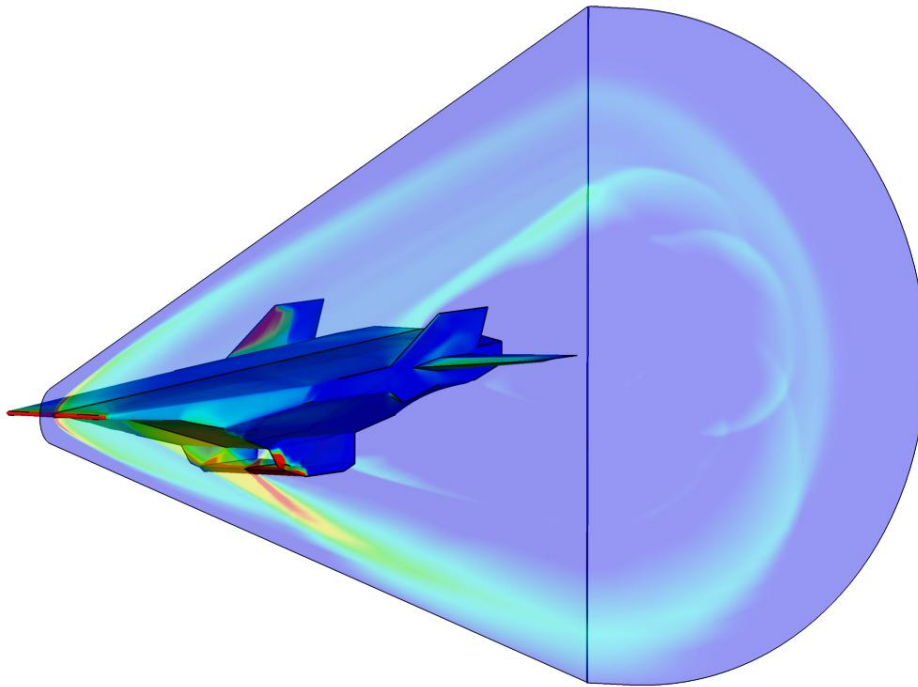


Рис. 13. Распределение давления на поверхности модели, в сечении $z = 0.01$ и $x = 1.65$, $\alpha = 0^\circ$

В Разделе 5.3 исследуется влияние вложения энергии перед носом модели на аэродинамические характеристики модели и параметры воздухозаборника. Схема расположения источников представлена на Рис. 14. Вложение энергии перед носовой частью модели ВЛА ведет к снижению лобового сопротивления (Табл. 7). Помимо влияния на аэродинамические характеристики, вложение энергии перед телом за счет изменения структуры течения (отклонения ударной волны перед воздухозаборником) существенно увеличивает расход и полное давление на всем протяжении тракта ПВРД.

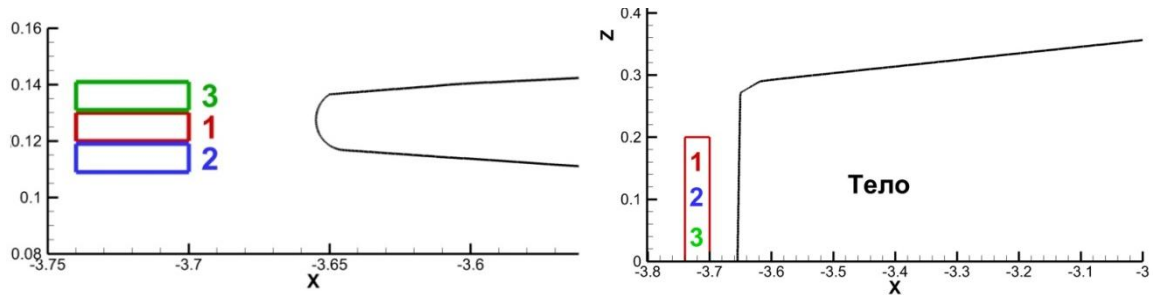


Рис. 14. Схема расположения областей энерговложения перед носовой частью модели, вид сбоку слева, вид сверху справа.

Таблица 7

Параметры течения в воздухозаборнике с энерговложением перед моделью ($M = 6$, $P_{0\infty} = 1578.88$). Коэффициенты сопротивления и подъемной силы C_D и C_L , аэродинамическое качество K ВЛА.

Вар. Расп.	Расход (ρu)	$P_{o\ in}$	$P_{o\ out}$	C_D	C_L	K
0	0.239	422.11	317.88	0.02007	0.00406	0.202
1 (center)	0.294	627.95	421.25	0.01838	0.00387	0.211
2 (down)	0.258	563.07	406.38	0.01873	0.00318	0.17
3 (up)	0.300	624.74	430.77	0.01865	0.00428	0.229

В **Разделе 5.3** исследуется влияние вложения энергии в воздухозаборник на параметры его работы и аэродинамические характеристики модели (Табл. 8). Схема расположения источников представлена на Рис. 15. Давление на всем протяжении тракта двигателя увеличивается. Ударно-волновая структура за счет созданного энерговложением противодействия смещается к входному сечению, при этом увеличивается интенсивность падающего скачка от нижней стенки носовой части воздухозаборника. Область отрыва, расположенная на верхней стенке воздухозаборника, значительно увеличивается в размерах и под действием противодействия сдвигается к входному сечению (Рис. 16). Однако, несмотря на это, расход двигателя практически не изменяется. Приведенные в Табл. 8 интегральные характеристики течения в двигателе показывают уменьшение давления торможения на входе в двигатель, снижение сопротивления и значительное увеличение подъемной силы. Изменение аэродинамических характеристик связано с увеличением давления на верхней части воздухозаборника и задней поверхности корпуса модели.

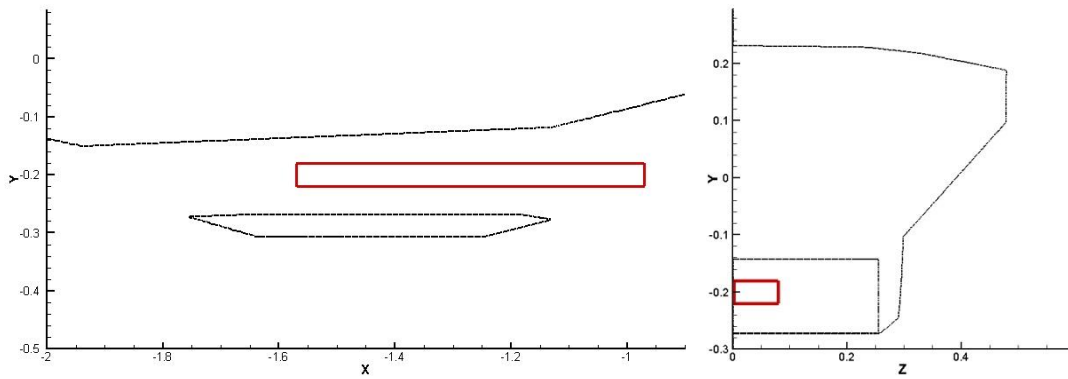


Рис. 15. Схема расположения области энерговложения в двигательной установке

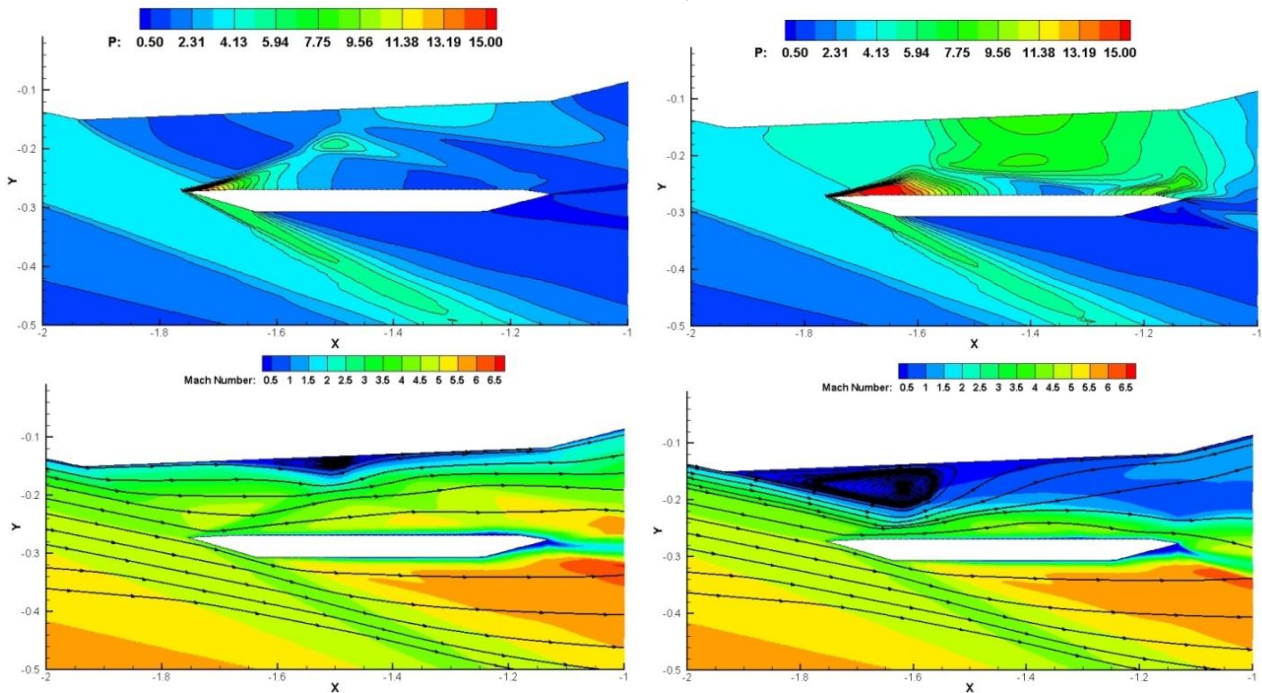


Рис. 16. Течение в двигательной установке, распределение давления (сверху) и чисел Маха (снизу), слева - при обтекании невозмущенным потоком, справа – с вложением энергии в двигатель, сечение $z = 0.01$, $\alpha = 0^\circ$

Таблица 8

Параметры течения в воздухозаборнике с вложением в нем энергии ($M = 6$, $P_{0\infty} = 1578.88$), коэффициенты сопротивления и подъемной силы C_D и C_L .

Вар. Расп.	Расход (ρu)	$P_{0\text{ in}}$	$P_{0\text{ out}}$	$(P_{0\text{ in}} - P_{0\text{ out}}) / P_{0\text{ in}}$	C_D	C_L
0	0.2395	422.11	317.88	24.69%	0.02007	0.00406
1 (center)	0.2396	330.84	130.18	60.65%	0.01841	0.01067
2 (up)	0.2397	297.54	139.39	53.15%	0.01876	0.01160

В **заключении** представлены основные результаты, достигнутые в процессе выполнения работы:

- 1) Сформулирована математическая модель для расчета сверхзвуковых течений вязкого газа с учетом вложения энергии в поток. Модель основана на нестационарных осредненных по Фавру и Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (URANS) с использованием моделей турбулентности Спаларта-Аллмараса и SST Ментера. Разработан алгоритм расчета сложных течений вязкого теплопроводного газа с учетом вложения энергии.
- 2) Разработанная модель была реализована в виде программного комплекса (PULSAR3D++). Проведена верификация и валидация алгоритма путем численного решения тестовых задач и сравнения полученных результатов с экспериментальными и численными данными других авторов.
- 3) Проведены параметрические исследования свойств теплового следа за источником энергии в сверхзвуковом потоке в зависимости от формы и размеров источника, мощности вложения энергии и числа Маха набегающего потока. Результаты использованы при последующих исследованиях обтекания объектов.
- 4) В рамках разработанной модели численно исследовано влияние вложения энергии на обтекание модели ЛА в области перед телом, на боковой поверхности и в области донного среза на структуру течения, включая донную область, и аэродинамические характеристики. Выявлено, что вложение энергии перед телом приводит к существенному снижению лобового сопротивления, и при этом не приводит к росту донного сопротивления. Вложение энергии в области вблизи боковой поверхности и в области донного среза несколько повышают донное давление.
- 5) Исследовано влияние энерговложения в области перед носом и перед крыльями на обтекание ЛА сложной формы потоком вязкого теплопроводного газа. Определено влияние угла атаки, параметров и расположения источника энергии на аэродинамические характеристики ЛА, а также тепловые потоки к его поверхности. Выявлены рациональные варианты параметров энергоисточника, с точки зрения энергоэффективности, снижения сопротивления и аэродинамического качества.
- 6) Исследовано влияние источников энергии в потоке на обтекание модели ВЛА, оснащенного ПВРД. Вложение энергии перед носовой частью модели ВЛА ведет к снижению лобового сопротивления. Помимо влияния на аэродинамические характеристики, вложение энергии перед телом за счет изменения структуры течения существенно увеличивает расход и полное давление на всем протяжении тракта ПВРД.

Публикации автора по теме диссертации:

Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК:

1. Борисов В.Е., Луцкий А.Е., Северин А.В., Ханхасаева Я.В. Активное воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов // Москва, Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 137. С. 1-14.
2. Балашов В.А., Борисов В.Е., Ханхасаева Я.В. Неявная схема для уравнений URANS с моделью турбулентности SST на основе метода LU-SGS // Москва, Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2018. № 31. С. 1-20.
3. Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е., Ханхасаева Я.В. Численное исследование влияния вложения энергии в поток на течение в донной области // Матем. моделирование, 2015, т. 27, №9, с. 33-48.
4. Луцкий А.Е., Меньшов И.С., Ханхасаева Я.В. Влияние неоднородности набегающего потока на сверхзвуковое обтекание затупленного тела // Матем. моделирование, 2016, т.28, №7, с. 45–55.
5. Khankhasaeva Y.V., Borisov V.E., Lutsky A.E. Influence of energy input on the flow past hypersonic aircraft x-43 // J. Phys.: Conf. Ser., 2017, vol. 815, 012018.
6. Khankhasaeva Ya.V., Afendikov A.L., Lutsky A.E., Menshov I.S., Znamenskaya I.A. Simulation and visualisation of supersonic underexpanded jet interaction with a blunt body and periodic energy input // Scientific Visualization, 2021, vol. 13, n. 1, p. 15 – 26.
7. Ханхасаева Я. В. Влияние вложения энергии на аэродинамические характеристики и тепловые потоки при трёхмерном обтекании модели летательного аппарата сложной формы // Матем. моделирование, 2023, т. 35, №2, с. 105–125.

Публикации в прочих изданиях:

1. Луцкий А. Е., Ханхасаева Я. В.. Трёхмерная задача обтекания модели летательного аппарата при активном воздействии на поток // Математические заметки СВФУ, 2015, Том 22, № 2, с.83-91.
2. Ханхасаева Я.В., Борисов В.Е., Луцкий А.Е. Энергетическое воздействие на обтекание гиперзвуковых летательных аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике, 2016, Т. 17, № 4, с. 8.
3. Борисов В.Е., Давыдов А.А., Константиновская Т.В., Луцкий А.Е., Ханхасаева Я.В. Программный модуль PULSAR3D++ на основе WENO-реконструкции для математического моделирования аэротермодинамики конструкций высокоскоростных летательных аппаратов. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ № 2022610600, 13.01.2022. Заявка № 2021682139 от 28.12.2021.

Ханхасаева Яна Владиславовна

Влияние вложения энергии в поток на трехмерное обтекание летательных аппаратов

Автореф. дис. на соискание ученой степени канд. физ.-мат. наук

Подписано в печать 27.12.2023. Заказ № А-9.

Формат 60x90/16. Усл. печ. л. 1. Тираж 90 экз.

ИПМ им.М.В.Келдыша РАН. 125047, Москва, Миусская пл., 4