

НАЗАРОВА ДИНАРА КАМИЛЕВНА

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ОТДЕЛЯЕМЫХ ОТ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ В
ВИДЕ ОБОЛОЧЕК И РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ ИХ
АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ**

Специальность 05.07.01 — Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2019

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: **Луценко Александр Юрьевич**
кандидат технических наук, доцент,
доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты: **Луцкий Александр Евгеньевич**
доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник, Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, г. Москва

Кудинов Александр Сергеевич
кандидат технических наук, заместитель начальника отдела, ГИЦ ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», г. Москва

Ведущая организация: Акционерное общество «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара

Защита состоится «__» _____ 2019 г. в 14:30 на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный переулок, дом 10, корпус СМ, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте www.bmstu.ru.

Автореферат разослан «__» _____ 2019 г.

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1. МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

Учёный секретарь
диссертационного совета,
к.т.н., доцент



Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В процессе полета ракеты-носителя (РН) происходит сброс отработавших элементов конструкции. Отделившиеся части могут достигать поверхности Земли, где предусматриваются районы отчуждения, на территории которых исключается строительство объектов и нахождение людей. К отделяемым элементам относятся ступени РН, разгонные блоки, створки обтекателей, переходные, хвостовые отсеки, различные крышки люков. Как правило, вопросы сокращения районов падения ступеней РН рассматриваются наиболее подробно, так как отработавшие ступени могут содержать остатки токсичного ракетного топлива. Однако створки обтекателей, представляющие собой оболочки, имеющие форму комбинации цилиндрических, конических и сферических поверхностей, имеют наибольшие районы падения, так как они обладают относительно малой массой и большой площадью поверхности. После отделения обтекателя от РН характер движения створок и их траектория не определены. Считается, что они совершают как поступательное движение, так и вращаются с некоторой угловой скоростью. При движении створок в атмосфере может происходить их стабилизация на балансировочном угле атаки. По этой причине возможно падение створок обтекателей в нежелательном районе, где не исключается нахождение людей, техники, а также расположение зданий и сооружений. Для точного прогнозирования и уменьшения районов падения оболочек необходимо знать аэродинамические характеристики (АДХ) таких тел в широком диапазоне скоростей, а также добиться их стабилизации в полете на конкретном угле атаки, при котором они обладают нулевым аэродинамическим качеством.

Таким образом, комплексные исследования АДХ отделяемых элементов конструкции РН, представляющих собой оболочки, а также разработка предложений по их пассивной аэродинамической стабилизации представляют собой актуальную задачу.

Целью диссертационной работы является повышение достоверности и точности определения АДХ отделяемых элементов конструкции РН, представляющих собой оболочки, и разработка предложений по их пассивной аэродинамической стабилизации для уменьшения размеров районов падения.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Проведение комплекса экспериментальных исследований в дозвуковой и сверхзвуковой аэродинамических трубах с использованием специально созданных моделей оболочек.
2. Выполнение параметрических исследований влияния конструктивных характеристик оболочек на их АДХ с применением численного (математического) моделирования.
3. Анализ и обобщение результатов численных и экспериментальных исследований, выявление физических структур обтекания элементов конструкции РН в виде оболочек, определение влияния их формы на АДХ.
4. Разработка предложений и экспериментальное подтверждение эффективности применения систем пассивной аэродинамической стабилизации

отделяемых элементов РН, представляющих собой оболочки, в автономном полете.

Объектом исследования являются отделяемые элементы конструкции РН, представляющие собой оболочки, содержащие цилиндрические и конические элементы с различными углами раскрытия.

Предметом исследования являются АДХ и структуры обтекания тонких цилиндрических, конических и комбинированных оболочек с различными углами раскрытия.

Методы исследования. В работе использованы методы экспериментальной аэродинамики, предусматривающие проведение весовых экспериментов, визуализацию течений; математическое моделирование обтекания оболочек различных форм на основе решения вязкой задачи пространственного обтекания тел с использованием численного метода контрольных объемов в различных пакетах программ, включая открытый пакет OpenFOAM. Работа выполнена с использованием оборудования Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова.

Научная новизна диссертационной работы. Экспериментально и численно исследованы АДХ и трансформация структур обтекания оболочек в широком диапазоне скоростей набегающего потока. Определено влияние геометрических параметров на АДХ оболочек, выявлены закономерности изменения аэродинамических характеристик и структур обтекания. Экспериментально показана возможность аэродинамической стабилизации створки головного обтекателя (ГО), обеспечивающий полет на балансировочном угле атаки с минимальным аэродинамическим качеством.

Практическая значимость диссертационной работы:

1. Получены АДХ отделяемых элементов конструкции РН, представляющих собой оболочки, необходимые для расчета траекторий после сброса и определения районов падения.
2. Разработан алгоритм расчета АДХ обтекателей РН типовых форм при до- и сверхзвуковых скоростях их автономного движения с использованием свободно распространяемого программного пакета OpenFOAM.
3. Предложен вариант системы пассивной аэродинамической стабилизации, предусматривающий использование разнесенных перфорированных конических стабилизаторов и обеспечивающий движение отделяемых элементов РН после сброса с минимальным аэродинамическим качеством.
4. Результаты исследований, вошедших в диссертацию, использованы в учебном процессе кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н. Э. Баумана при проведении курсового и дипломного проектирования, а также в лекциях по курсам «Математическое моделирование в аэродинамике» и «Управление процессами обтекания летательных аппаратов»; при выполнении гранта УМНИК «Разработка системы аэродинамической стабилизации для отделяемых элементов ракет-носителей в целях сокращения площадей районов падения» (2018–2019 гг., договор № 13092ГУ/2018).

Рекомендации по внедрению. Результаты данной работы могут быть рекомендованы при проектировании обтекателей РН, расчете размеров районов падения отделяемых элементов РН в ПАО «РКК «Энергия», ФГУП «ЦЭНКИ», ФГУП «ЦНИИмаш», АО «РКЦ «Прогресс».

Достоверность и обоснованность научных положений и полученных результатов гарантируется согласованием результатов численных исследований с экспериментальными результатами соискателя и данными, полученными при проведении испытаний в ЦАГИ, ЦНИИМаш, NASA и др. организациях; использованием математических моделей обтекания, базирующихся на основных уравнениях механики сплошных сред, являющихся выражением фундаментальных законов сохранения массы, количества движения и энергии; корректностью выбора допущений и ограничений при проведении численного моделирования; приемлемой точностью измеряемых и вычисляемых величин при проведении физического и численного эксперимента; применением нескольких независимых пакетов для численного моделирования и согласованием результатов, полученных в них.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:

1. Результаты экспериментальных исследований обтекания тонких цилиндрических и конических оболочек в дозвуковом сверхзвуковом потоках.
2. Алгоритм расчета аэродинамических характеристик оболочек методом контрольного объема с использованием открытого пакета OpenFOAM.
3. Результаты численного моделирования обтекания отделяемых элементов РН в форме оболочек и влияние их геометрических параметров на аэродинамические характеристики.
4. Система аэродинамической стабилизации, предусматривающая использование разнесенных перфорированных конических стабилизаторов, которая обеспечивает движение отделяемых элементов РН после сброса с минимальным аэродинамическим качеством.

Личный вклад автора заключается в создании алгоритма расчета АДХ оболочек, проведении численного моделирования, экспериментальных исследований, обработке и анализе полученных результатов.

Апробация работы и публикации. Результаты исследований докладывались и обсуждались на следующих конференциях: Международная молодежная научная конференция «XXII Туполевские чтения» (Казань, 2015); Международная неделя авиакосмических технологий «Aerospace science week» (Москва, 2015); Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королева (Москва, 2016, 2017, 2018, 2019); Всероссийская молодежная научно-практическая конференция «Орбита молодежи и перспективы развития российской космонавтики» (Самара, 2016); Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» (Москва, 2016); Информационные технологии в ракетно-космической отрасли «ИТ РКО – 2017», (Химки, 2017); Международная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики» (Москва, 2017); Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» (Королев,

2017); Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям (Санкт-Петербург, 2018).

Наиболее существенные положения и результаты диссертационного исследования опубликованы в 1 статье из списка Scopus и в 7 статьях в журналах перечня изданий, рекомендованных ВАК при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации, объемом 2,65 п.л.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, общих выводов и заключения, списка литературы, включающего 141 наименование. Текст диссертации изложен на 176 машинописных страницах, содержит 95 рисунков и 9 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи, определены объект и предмет исследования, выбраны методы исследования, отмечена научная новизна и практическая значимость работы, приведено описание её структуры и краткое содержание.

Первая глава носит обзорно-аналитический характер. В ней проведена классификация видов отделяемых элементов конструкции РН (Рисунок 1), описаны основные этапы их движения. Отмечено, что в настоящее время в связи с интенсивным хозяйственным и промышленным использованием территорий, а также для сохранения экологической обстановки очень актуальна задача уменьшения размеров районов падения отделяемых от РН элементов конструкции. Наибольшие размеры районов падения имеют отделяемые элементы конструкции РН, обладающие высокими несущими свойствами и представляющие собой оболочки сложной пространственной формы.

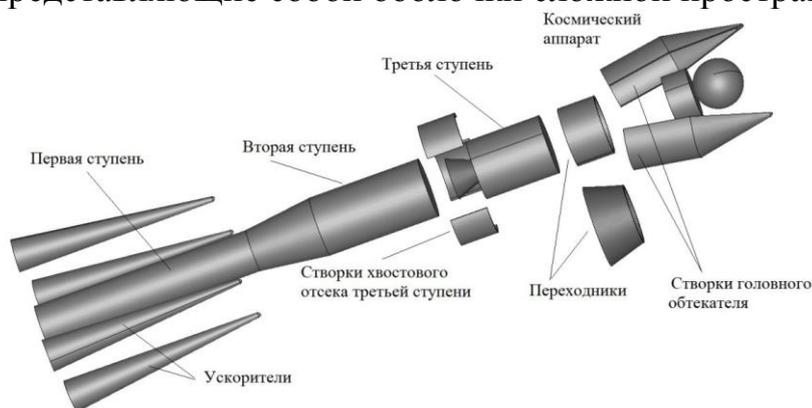


Рисунок 1 – Виды отделяемых элементов

Проведен краткий анализ отечественных и зарубежных работ, посвященных изучению вопросов сброса, движения, аэродинамики отделяемых элементов на различных этапах полета, поиску способов сокращения размеров районов падения.

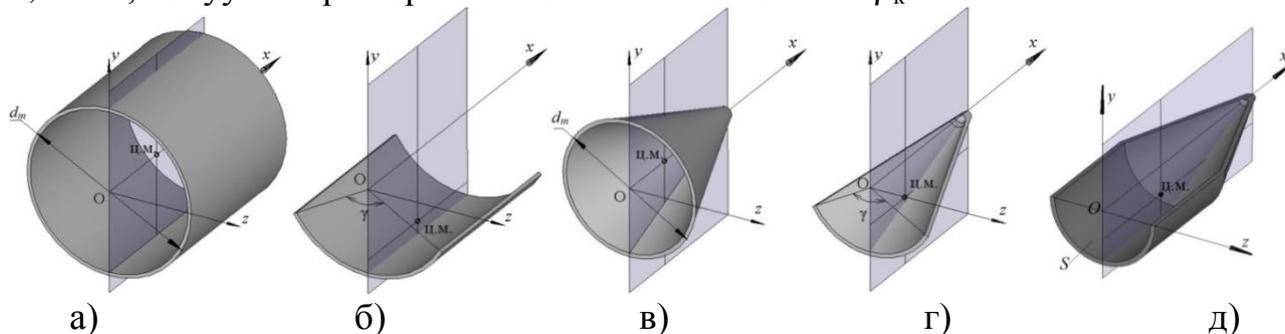
Отмечено, что такими исследованиями занимались многие ведущие организации: ЦАГИ (Петров К.П., Голиков А.А., Леутин А.П. и др.), РКК «Энергия» (Борзых С.В., Дядькин А.А., Никитин Н.Д., Кокушкин В.В. и др.), ЦНИИМаш (Липницкий Ю.М., Шманенков В. Н., Лапыгин В.И., Еремин В.В., Шатров Я.Т. и др.), ЦЭНКИ (Полуаршинов А.М., Елисейкин С.А., Подрезов В.А. и др.), Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского (Аверкиев Н.Ф., Булекбаев Д.А. и др.), ГКНПЦ им. Хруничева (Каракотин И.Н., Юрченко И.И., Кудинов А.С.), АО РКЦ «Прогресс» (Лагно О.Г., Баранов Д.А., Харитонов А.Н., Костарев А.А.), а также другие исследователи, в том числе Луцкий А.Е., Чижухин В.Н., Трушляков В.И. и др. Подробно изучены вопросы

динамики отделения элементов конструкции РН, расчета траектории дальнейшего движения отделяемых элементов, учета влияния атмосферных явлений на разброс точек падения. Показано, что в настоящий момент оценку размеров районов падения отделяемых элементов РН, представляющих собой оболочки, проводят с использованием осредненных аэродинамических характеристик, считая, что элемент в автономном полете вращается с большой угловой скоростью. Такой подход приводит к неточному определению размеров районов падения. Однако анализ исследований показал, что отсутствуют данные об АДХ оболочек в широком диапазоне кинематических и геометрических параметров, структуры обтекания тел такого типа мало изучены. Большое количество работ посвящено поиску эффективного способа сокращения размеров районов падения отделяемых элементов РН. Установлено, что одним из способов уменьшения размеров районов падения отделяемых оболочек является их управляемый спуск с минимальным аэродинамическим качеством, который можно осуществить с применением системы пассивной аэродинамической стабилизации. Однако на настоящий момент не подобран приемлемый вариант такой системы. На основании вышесказанного были сформулированы задачи исследования.

Во второй главе рассмотрены способы определения АДХ оболочек: описан комплекс проведенных экспериментальных исследований и приведен алгоритм численного моделирования обтекания. Проведена оценка точности измеряемых и вычисляемых величин.

Экспериментальные исследования обтекания оболочек проводились в дозвуковой и сверхзвуковой аэродинамических трубах МГТУ им. Н.Э. Баумана. Размеры моделей выбирались из расчета допустимой степени загромождения рабочей части аэродинамической трубы, которая составила 4%. В экспериментах при помощи тензометрических весов были замерены аэродинамические продольная, нормальная силы и момент тангажа, действующие на модель оболочки.

В несжимаемом потоке исследовались АДХ шести моделей оболочек: трех цилиндрических и трех конических с углами раскрытия $\gamma = 360^\circ$ (Рисунок 2 а, в), 180° и 120° (Рисунок 2 б, г). Длина L всех моделей составляла 0,1 м, толщина $\delta = 0,002$ м, d_m цилиндрических моделей равнялся 0,1 м, конических моделей – 0,079 м, полуугол при вершине конических оболочек $\beta_k = 20^\circ$.



а) б) в) г) д)
Рисунок 2 – Исследуемые модели: а) полого цилиндра, б) цилиндрической оболочки с углом раскрытия γ , в) полого конуса, г) конической оболочки с углом раскрытия γ , д) цилиндро-конической створки ГО

В сверхзвуковом диапазоне скоростей исследовалось обтекание разрезных цилиндрических оболочек с углами раскрытия $\gamma = 120^\circ$ и 180° (Рисунок 2, б). Внешний диаметр d_m и длина моделей L составляли 0,076 м, толщина оболочки – 0,003 м. Визуализация структуры сверхзвукового обтекания проводилась шлирен-методом при помощи теневого прибора Теплера ТЕ-23.

Проведена оценка точности измеряемых и вычисляемых физических величин.

Представлен алгоритм расчёта аэродинамических характеристик оболочек, приведена система уравнений сохранения для вязкого сжимаемого газа, описан метод контрольного объема, при помощи которого осуществлялось решение системы уравнений сохранения в свободно распространяемом пакете OpenFOAM. Сформулированы требования к граничным условиям, размеру расчётной области и расчётной сетке в зависимости от скорости набегающего потока.

В качестве тестового расчета в несжимаемом потоке проведен расчет обтекания плоской пластины удлинением $\lambda = 1$. Расчётная область представляла собой параллелепипед размером $30L \times 30L \times 30L$, где L – длина пластины, неструктурированная расчётная сетка содержала пристеночные слои и локальную область сгущения около пластины. Результаты расчета АДХ пластины сравнивались с экспериментальными данными ЦАГИ (Рисунок 3).

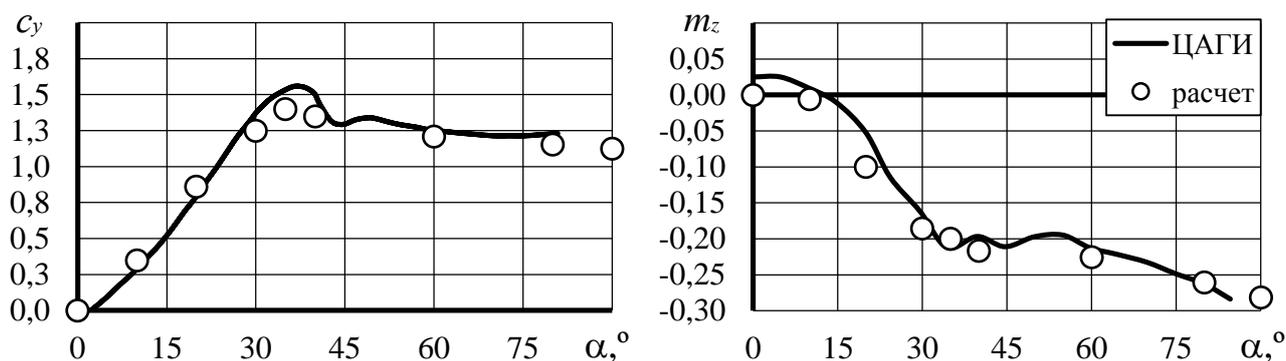


Рисунок 3 – Аэродинамические коэффициенты плоской пластины

По графикам видно, что результаты расчета и эксперимента совпадают с достаточно хорошей точностью. Максимальное расхождение экспериментальных и расчетных коэффициентов C_y составило 12% и наблюдается в диапазоне $30^\circ < \alpha < 40^\circ$. Данный эффект можно объяснить тем, что при указанных углах атаки реализуется нестационарный процесс перехода от обтекания с локальными отрывными областями к полностью отрывному, могут наблюдаться гистерезисные явления. В расчетах же определялись стационарные характеристики пластины.

В качестве тестового расчета в сжимаемом потоке проведен расчет АДХ и распределения давления по боковой поверхности затупленного конуса в диапазоне чисел Маха от 0,88 до 4. Проанализированы результаты, полученные с применением численных схем HLLC, Роу, Русанова, Beta и Курганова-Тадмора. Расчетные АДХ и распределение давления по боковой поверхности конуса сравнивались с экспериментальными данными ЦАГИ (Рисунок 4).

Трансзвуковой режим сложен как для проведения экспериментальных исследований, так и для численного моделирования, поэтому при $M_\infty=0,88$ расхождение экспериментальных и расчетных данных наиболее сильное, также проявляется влияние различных численных схем (Рисунок 4). Результаты моделирования сверхзвукового обтекания, полученные с использованием различных численных схем, совпали как между собой, так и с экспериментальными данными (Рисунок 4). Численно полученные коэффициенты c_x конуса при $\alpha = 0^\circ$ и различных M_∞ совпадают с экспериментальными результатами.

Проведенные исследования показали, что результаты, полученные при численном моделировании в пакете OpenFOAM, соответствуют физической природе течения и совпадают с экспериментальными данными ЦАГИ. Установлено, что наиболее быстрый и устойчивый счет реализуется при применении схемы HLLC. В дальнейших расчетах обтекания цилиндрических и конических оболочек потоком воздуха с $0,8 \leq M_\infty \leq 2,0$ применялась схема HLLC, при $M_\infty > 2,0$ – схема Курганова-Тадмора.

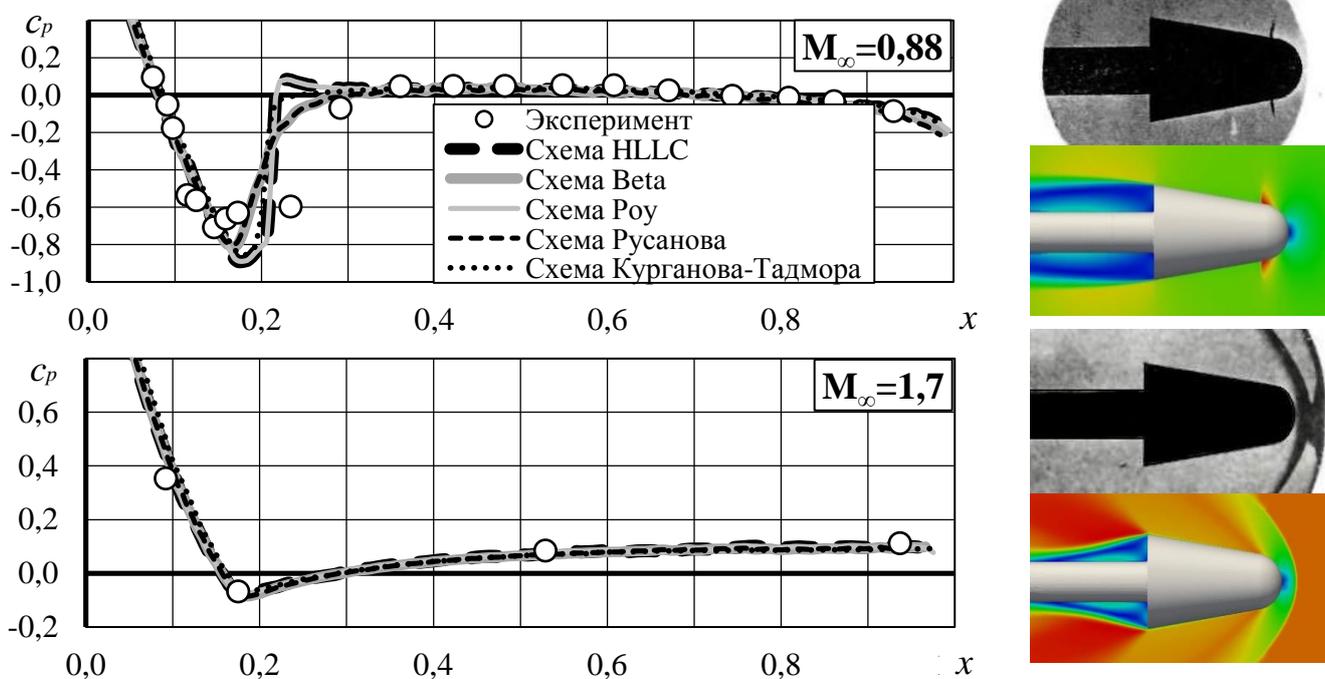


Рисунок 4 – Результаты моделирования обтекания затупленного конуса

В третьей главе проведен анализ результатов численных и экспериментальных исследований в широком диапазоне M_∞ от 0,1 до 4. Рассмотрена трансформация структур обтекания тонких цилиндрических и конических оболочек (Рисунок 5), и выявлены особенности в аэродинамических характеристиках оболочек (Рисунки 6, 7) по сравнению с соответствующими сплошными и плоскими телами при до-, транс- и сверхзвуковых скоростях набегающего потока.

Выявлено, что оболочки обладают несколькими общими для любых скоростей набегающего потока закономерностями обтекания. Для круговой цилиндрической оболочки характерно сквозное протекание потока через внутреннюю полость. При таком обтекании аэродинамическая сила и момент создаются как внешней, так и внутренней поверхностью оболочки, поэтому коэффициент нормальной силы

оболочки превышает коэффициент c_y сплошного цилиндра. До $\alpha = 45^\circ \dots 60^\circ$ зависимость $c_y(\alpha)$ возрастает, при достижении этих углов атаки большая часть внутренней полости оказывается в зоне отрывного течения (Рисунок 5, а), возникающий при сверхзвуковых скоростях головной скачок уплотнения изменяет конфигурацию (Рисунок 5, г), происходит снижение нормальной силы. При увеличении α до 90° влияние внутренней полости снижается, обтекание цилиндрической оболочки становится аналогичным поперечному обтеканию цилиндра, а значения c_y оболочки совпадают со значениями c_y сплошного цилиндра.

Отличительной чертой круговой конической оболочки является наличие внутренней полости, которая оказывает влияние на структуру обтекания и АДХ оболочки. Обтекание кругового полого конуса под любым углом атаки сопровождается образованием застойной области в полости оболочки (Рисунок 5, б).

Разрезные оболочки представляют собой тонкие изогнутые пластины цилиндрической или конической форм с углом раскрытия γ , но аэродинамика таких тел отличается как от аэродинамики плоских прямоугольных пластин и треугольных крыльев, так и от аэродинамики сплошных цилиндрических и конических тел, так как большое влияние на обтекание оказывает внутренняя полость оболочек. При обтекании со стороны полости аэродинамические коэффициенты разрезных оболочек сравнимы с аэродинамическими коэффициентами плоских пластин соответствующих форм и принимают большие по модулю значения, чем при обтекании с выпуклой стороны (Рисунок 5, в, д), когда АДХ оболочек сравнимы с АДХ сплошных цилиндрических и конических тел.

Структуры обтекания оболочек сложны как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях набегающего потока, и содержат отрывные области, области взаимодействия скачков уплотнения при сверхзвуковом обтекании. С изменением угла атаки структура обтекания оболочек существенно изменяется, что отражается на их АДХ (Рисунок 5).

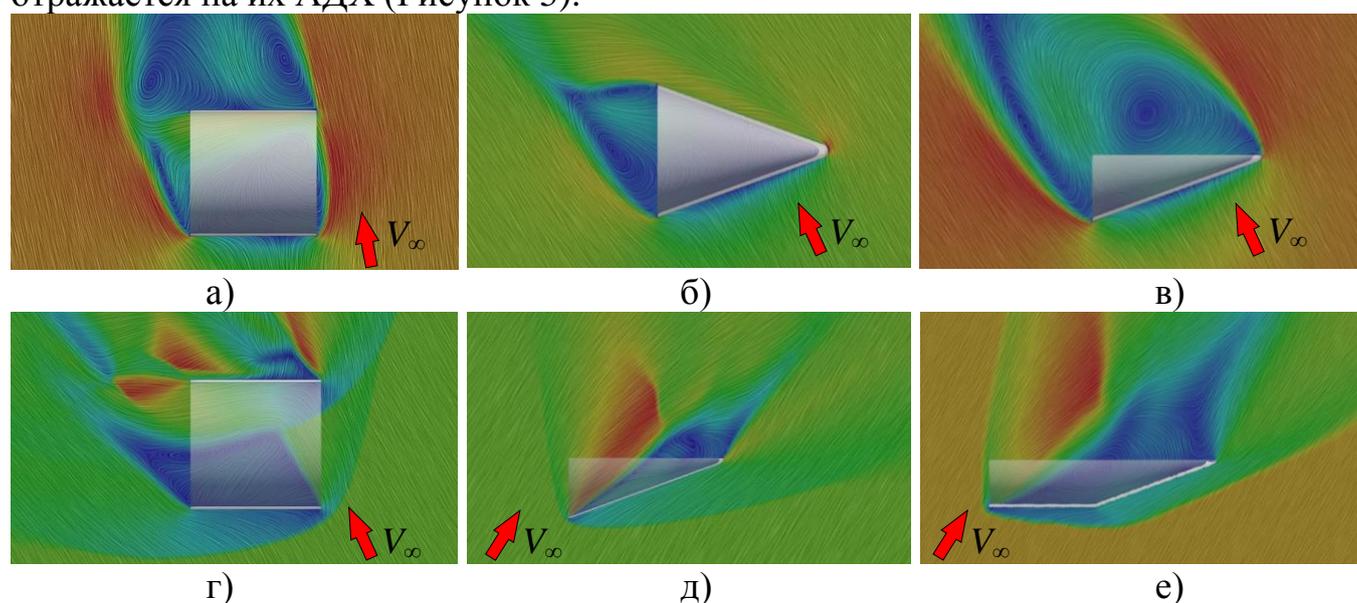


Рисунок 5. Структуры обтекания оболочек: а) – в) дозвуковым потоком $V_\infty = 25$ м/с, г) – е) сверхзвуковым потоком $M_\infty = 2,0$ при α : а) 80° , б) – г) 60° , д) – е) 120°

В зависимости от скорости набегающего потока АДХ оболочек имеют некоторые особенности. При $V_\infty = 25$ м/с выявлено, что угол атаки $\alpha = 0^\circ$ для полого цилиндра является положением неустойчивого равновесия, в то время как для

сплошного цилиндра это положение устойчивого равновесия. Различия объясняются действием сил от распределения давления во внутренней полости. Углы атаки $\alpha = \pm 90^\circ$ являются положениями устойчивого равновесия оболочки.

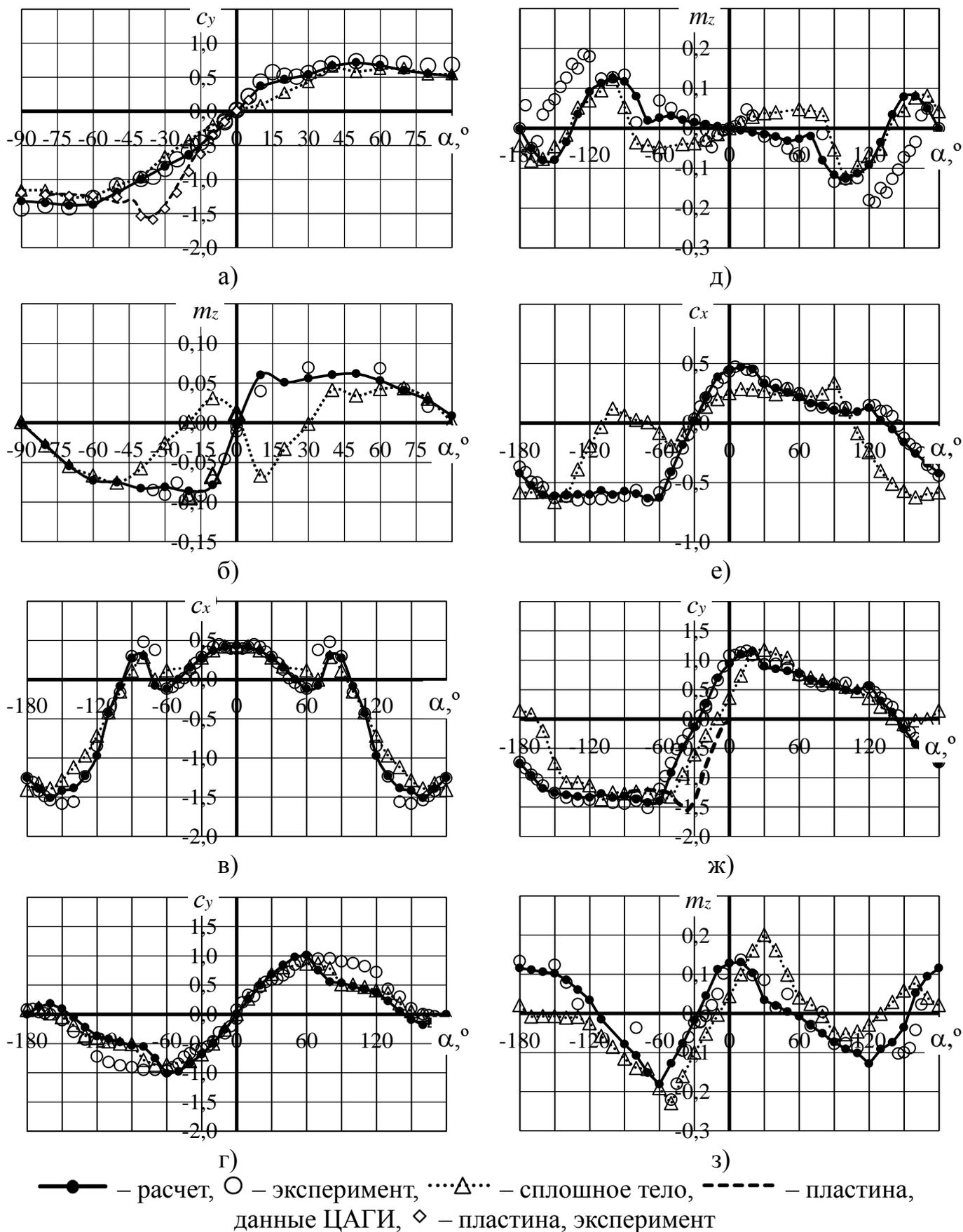


Рисунок 6 – Аэродинамические коэффициенты оболочек в несжимаемом потоке: а), б) половины полого цилиндра, в) – д) полого конуса, е) – з) половины полого конуса

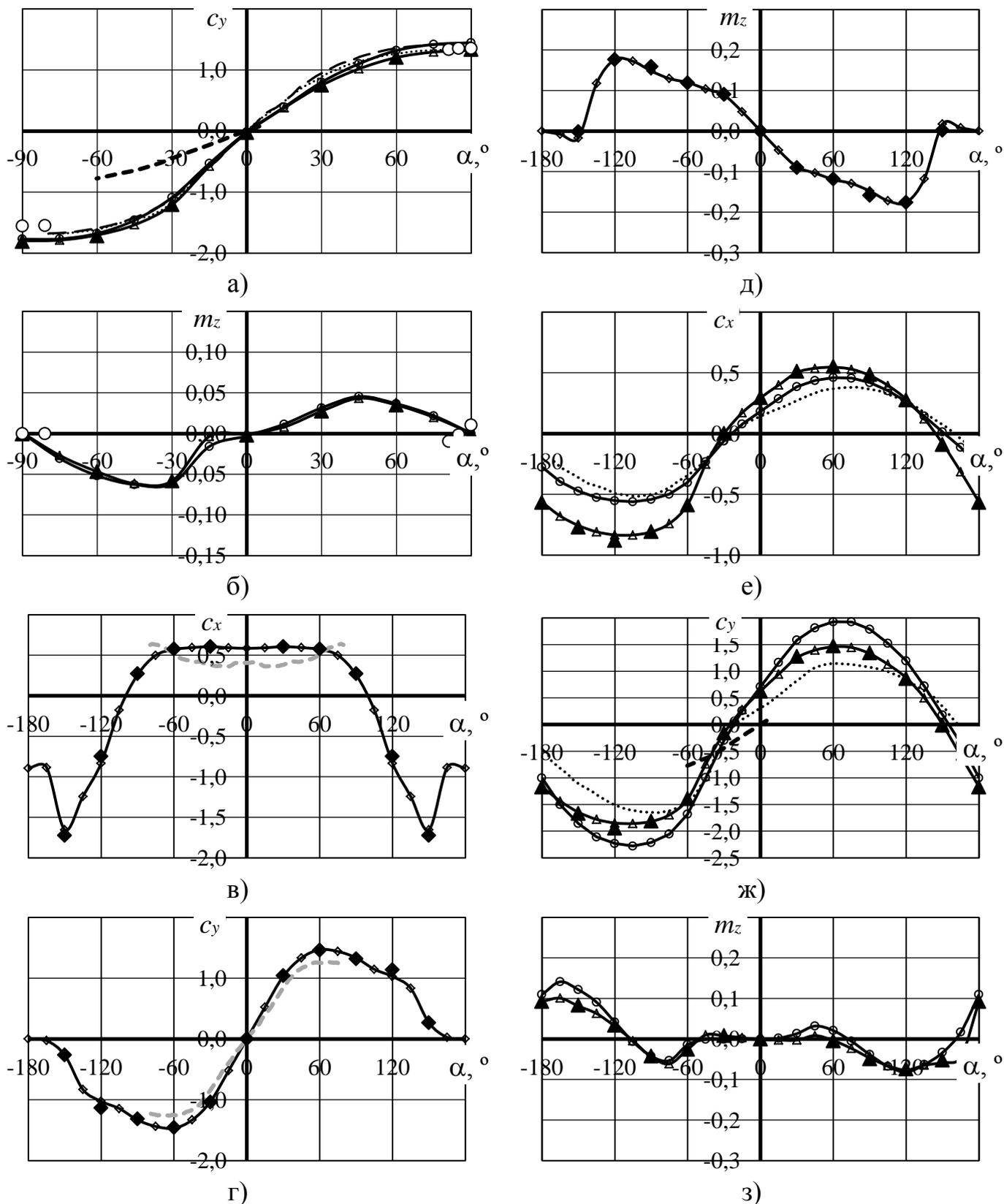
Зависимости $m_z(\alpha)$ полого и сплошного конусов различаются по характеру, положение $\alpha = 0^\circ$ является положением неустойчивого равновесия для сплошного конуса, в то время как для оболочки – это положение устойчивого равновесия (Рисунок 6, д). При обтекании полого конуса со стороны внутренней полости возникает сложная нестационарная структура, при этом при $150^\circ < \alpha < 180^\circ$ m_z оболочки значительно меняется, а при $\alpha = 180^\circ$ – принимает нулевое значение. По графикам (Рисунок 6, д) видны отличия экспериментальных и расчетных коэффициентов m_z оболочки, что можно объяснить влиянием поддерживающих устройств при проведении экспериментальных исследований.

Выявлено, что в несжимаемом потоке зависимости $c_y(\alpha)$ половины полого цилиндра и половины сплошного цилиндра схожи как по характеру, так и по числовым значениям коэффициентов (Рисунок 6, а), а зависимости $m_z(\alpha)$ носят различный характер (Рисунок 6, б). При сравнении АДХ половины полого конуса и половины сплошного конуса получено, что зависимость $c_x(\alpha)$ оболочки существенно отличается от зависимости $c_x(\alpha)$ сплошного полуконуса (Рисунок 6, е), а зависимости $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ обоих тел имеют схожий характер (Рисунок 6, ж, з). Наиболее существенные отличия коэффициентов c_x сплошного тела и оболочки наблюдаются при углах атаки, когда имеет место затекание потока в полость оболочки, что объясняется особенностями распределения давления по внутренней поверхности оболочки и влиянием донной области сплошного тела. Установлено, что положениями устойчивого равновесия для разрезных цилиндрических оболочек являются углы атаки $\alpha = \pm 90^\circ$ (Рисунок 6, б). Разрезные конические оболочки имеют по два положения устойчивого равновесия: $\alpha_{\text{бал1}} \approx -110^\circ \dots -100^\circ$ и $\alpha_{\text{бал2}} \approx 50^\circ \dots 70^\circ$ (Рисунок 6, з).

С увеличением скорости набегающего потока до трансзвуковой характер зависимостей аэродинамических коэффициентов c_y и m_z от α оболочек остается неизменным, но коэффициенты изменяются по модулю, наибольшие значения получены при $M_\infty = 1,2$. Характер зависимостей $c_x(\alpha)$ полого конуса при трансзвуковом обтекании напоминает характер зависимостей $c_x(\alpha)$ при дозвуковом обтекании, график $c_x(\alpha)$ имеет прогиб. При малых углах атаки давление на наветренной внешней поверхности оболочки повышенное, а на внутренней – пониженное, при увеличении α на боковых сторонах полого конуса дозвуковой поток поджимается и ускоряется, образуются области разрежения, давление в которых меньше донного давления, c_x оболочки снижается. При дальнейшем увеличении α возникает отрывная структура течения, давление на подветренной поверхности конуса возрастает, c_x увеличивается.

При сверхзвуковом обтекании характер зависимостей аэродинамических коэффициентов c_y и m_z от α круговой конической оболочки (Рисунок 7, в, г) соответствует характеру зависимостей при дозвуковом обтекании, а характер зависимостей $c_x(\alpha)$ различен (Рисунок 7, д). При $-60^\circ < \alpha < 60^\circ$ коэффициенты c_x и c_y оболочки совпадают с аэродинамическими коэффициентами сплошного конуса (Рисунок 7, в, г). Сверхзвуковое обтекание кругового полого конуса под любым углом атаки сопровождается образованием застойной области в полости оболочки. При углах атаки $\alpha \approx 160^\circ \dots 180^\circ$ реализуется режим обтекания со стороны полости, при этом аэродинамические коэффициенты оболочки остаются примерно

постоянными. При $\alpha < 80^\circ$ коэффициент c_y определяются в основном формой внешней поверхности круговой конической оболочки, поэтому он с удовлетворительной точностью согласуется с c_y сплошного конуса (Рисунок 7, г).



—○—, —△—, —◇— – расчет AeroShape $\gamma = 120^\circ, 180^\circ, 360^\circ$, ▲, ◆ – расчет OpenFOAM $\gamma = 180^\circ, 360^\circ$, ○ – эксперимент, — —, – эксперимент ЦАГИ $\gamma = 120^\circ, 180^\circ$,
 - - - - - – сплошное тело ЦАГИ

Рисунок 7 – Аэродинамические коэффициенты оболочек при $M_\infty=2,0$: а), б) половины полого цилиндра, в) – д) полого конуса, е) – з) половины полого конуса

Положениями устойчивого равновесия полого цилиндра при сверхзвуковой скорости набегающего потока являются углы атаки $\alpha = \pm 90^\circ$, а полого конуса – угол $\alpha = 0^\circ$ при всех рассмотренных сверхзвуковых M_∞ (Рисунок 7, д).

Полученные при транс- и сверхзвуковых скоростях набегающего потока расчетные зависимости АДХ разрезных оболочек от α согласуются с экспериментальными зависимостями ЦАГИ (Рисунок 7).

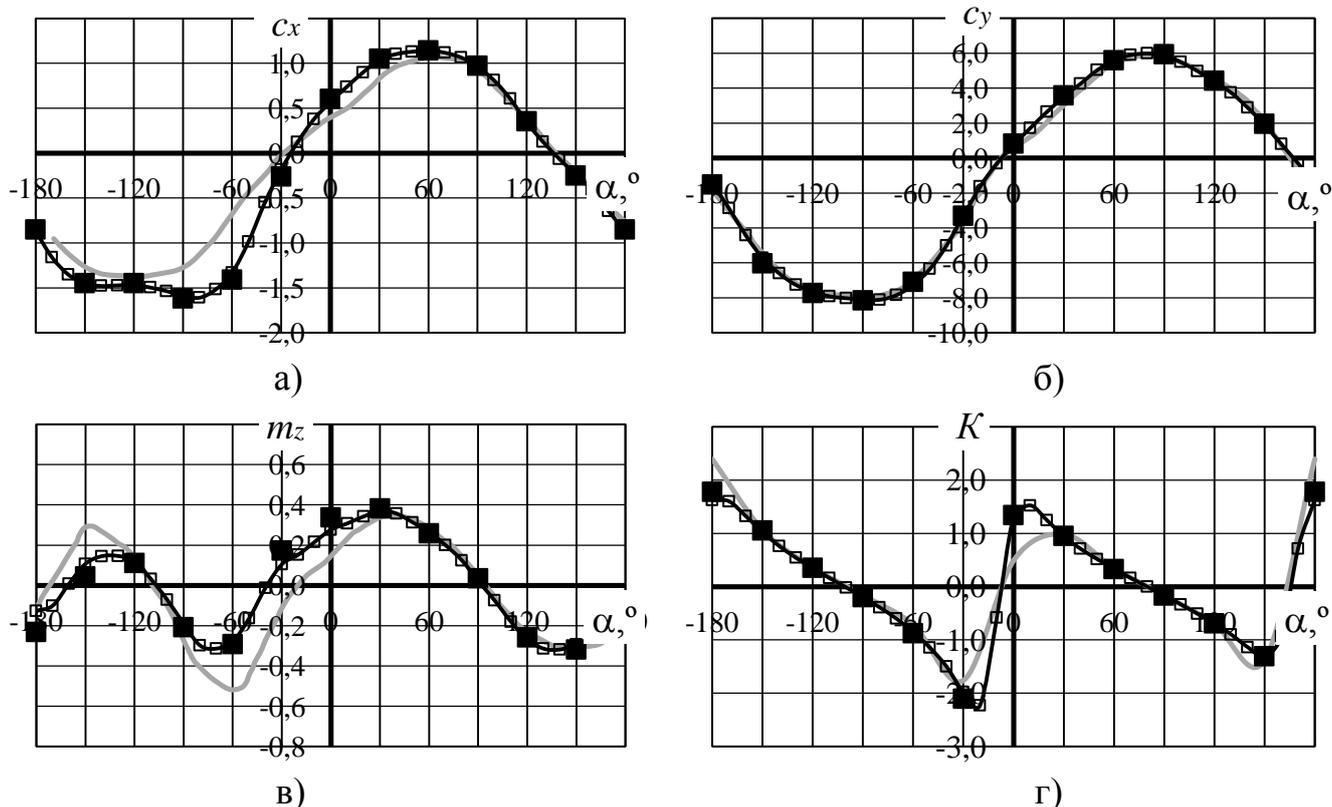
Зависимости $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ разрезных цилиндрических оболочек и $c_x(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ разрезных конических оболочек (Рисунок 7, е, з) отличаются от соответствующих зависимостей полых цилиндра и конуса (Рисунок 7, в, д), в то время как зависимости $c_y(\alpha)$ всех рассматриваемых конических оболочек схожи (Рисунок 7, г, ж).

Характер зависимостей $m_z(\alpha)$ разрезных цилиндрических оболочек в сжимаемом потоке отличается от характера зависимостей в несжимаемом потоке, что обусловлено перераспределением давления по оболочке из-за образования сложной пространственной структуры обтекания с взаимодействующими интенсивными скачками уплотнения. Но при всех рассмотренных M_∞ положениями устойчивого равновесия разрезных цилиндрических оболочек являются углы $\alpha = \pm 90^\circ$, а m_z разрезных конических оболочек принимает близкие к нулю значения при $M_\infty = 2,0$ и $4,0$ в диапазоне углов атаки $\alpha \approx -60^\circ \dots 60^\circ$ (Рисунок 7, з).

Сравнение зависимостей $c_y(\alpha)$ разрезных оболочек и $c_y(\alpha)$ изолированных прямоугольных и треугольных крыльев, схожих с проекцией оболочек на плоскость xOz (NASA), показало, что в случае сверхзвукового обтекания зависимости $c_y(\alpha)$ и оболочек, и пластины в диапазоне $-60^\circ < \alpha < 0^\circ$ близки к линейным, но c_y^α пластины меньше c_y^α разрезных оболочек, соответственно, вогнутость наветренной стороны способствует более интенсивному увеличению c_y с возрастанием α (Рисунок 7, а, ж).

В главе также приведены результаты расчетов цилиндро-конической створки ГО (Рисунок 2, д) АДХ в транс- и сверхзвуковом потоке, которые сравнивались с данными экспериментальных исследований, проведенных в ЦНИИМаш (Рисунок 8).

Коэффициент c_x створки создается в основном ее конической поверхностью и при приведении к аналогичной характерной площади по значению близок к c_x половины полого конуса (Рисунок 8, а). Нормальная сила створки создается как конической, так и цилиндрической поверхностями. Коэффициент c_y половины полого конуса принимает нулевое значение при $\alpha \approx -30^\circ$ и 150° , а c_y половины полого цилиндра равен нулю при $\alpha = 0^\circ$ и $\pm 180^\circ$, соответственно, график зависимости $c_y(\alpha)$ цилиндрической створки пересекает ось абсцисс при $-30^\circ < \alpha < 0^\circ$ и $150^\circ < \alpha < 180^\circ$ в зависимости от скорости набегающего потока (Рисунок 8, б). При обтекании створки со стороны вогнутой поверхности давление на ней повышенное и остается примерно постоянным при $-150^\circ < \alpha < -60^\circ$, поэтому коэффициенты c_x и c_y изменяются мало (Рисунок 8, а, б). Створка имеет два положения устойчивого равновесия, например, при $M_\infty = 2,0$ это углы атаки $\alpha_{\text{бал1}} \approx -115^\circ$ и $\alpha_{\text{бал2}} \approx 92^\circ$ (Рисунок 8, в). На балансировочном угле $\alpha_{\text{бал1}}$ створка статически неустойчива по крену, а при $\alpha_{\text{бал2}}$ – статически устойчива как в плоскости тангажа, так и по крену, в силу чего она может достаточно продолжительное время лететь с небольшим аэродинамическим качеством.



■ – расчет OF, □ – расчет AS-3D, — – эксперимент ЦНИИМаш

Рисунок 8 – Аэродинамические коэффициенты цилиндро-конической оболочки при $M_\infty = 2,0$

В четвертой главе рассмотрены результаты исследований эффективности применения пассивной аэродинамической стабилизации в целях уменьшения размеров районов падения отделяемых элементов конструкции РН на примере цилиндро-конической створки ГО. Перед выбором вариантов системы стабилизации экспериментально определены балансирующие углы атаки уменьшенной модели створки ГО в потоке со скоростью $V_\infty = 25$ м/с. Проведены эксперименты двух типов: визуальный с применением видеокамеры и измерительный с применением датчика углового положения. Результаты экспериментальных исследований совпадают с результатами численных исследований. Установлено, что створка ГО при $V_\infty = 25$ м/с имеет два положения устойчивого равновесия: $\alpha_{\text{бал1}} = -99^\circ$ и $\alpha_{\text{бал2}} = 83^\circ$. Экспериментально выявлено, что при этих $\alpha_{\text{бал}}$ створка обладает малым запасом статической устойчивости и при незначительном возмущающем воздействии начинает вращаться в плоскости xOy вокруг оси, проходящей через центр масс с большой угловой скоростью.

Рассмотрены различные варианты стабилизации: изменение формы ГО (вскрытие технологических отверстий, раскрытие органов управления) и применение дополнительных стабилизаторов, которые могут быть связаны со створкой гибкой или жесткой связью.

Установлено, что при раскрытии щитков и вскрытии отверстий створка по-прежнему имеет два балансирующих угла атаки, при которых ее положение равновесия устойчивое. При положительном $\alpha_{\text{бал}}$, когда обтекание створки происходит с выпуклой стороны и она устойчива по крену, наиболее значительного снижения аэродинамического качества (на 41 %) удалось достичь при раскрытии

щитков с протоками. Но такой способ уменьшения аэродинамического качества на $\alpha_{\text{бал}}$ требует наличия специальных сложных механизмов внутри конструкции головного обтекателя.

Выявлено, что наличие в потоке стабилизирующего конуса на гибкой связи исключает непредсказуемое быстрое вращение створки при внешних воздействиях. Но практически все исследованные комбинации имели два балансировочных угла атаки, при которых аэродинамическое качество увеличилось по сравнению с аэродинамическим качеством изолированной модели. Кроме того, при применении гибкой связи между стабилизирующим устройством и отделяемым элементом РН могут возникнуть сложности с выведением стабилизатора в поток, а также с раскачкой стабилизатора в донном следе.

По результатам исследований выявлено, что наиболее эффективным вариантом пассивной стабилизации является применение двух стабилизирующих полых конусов, жестко закрепленных в носовой и кормовой частях модели (Рисунок 9). Проведена серия экспериментов: в трех исследовалась эффективность применения конусов с различной степенью перфорации $\sigma = (S_{\text{отв}}/S_{\text{бок}}) \cdot 100\% = 0 \dots 18,8\%$ (где $S_{\text{отв}}$ – суммарная площадь отверстий; $S_{\text{бок}}$ – площадь боковой поверхности конуса), расположенных по нормали к поверхности створки, в четвертом – перфорированных конусов с $\sigma = 18,8\%$, расположенных под углом $\delta = 70^\circ \dots 80^\circ$.

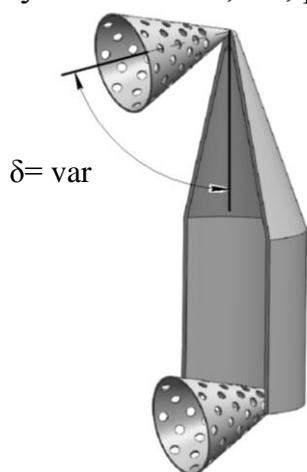


Рисунок 9 – Створка ГО со стабилизаторами

Экспериментально установлено, что створка с двумя стабилизаторами имеет только один положительный угол $\alpha_{\text{бал}}$, при котором ее положение устойчивое. При выведении из данного положения модель со стабилизаторами возвращается в него, то есть обладает большим запасом статической устойчивости. Экспериментальные результаты дополнены расчетными. Получено, что при $V_\infty = 25$ м/с при применении отклоненных на $\delta = 80^\circ$ перфорированных конусов ($\sigma = 18,8\%$) балансировочный угол атаки створки смещается на $\Delta\alpha_{\text{бал}} = -3^\circ$, при этом ее аэродинамическое качество близко к нулевому. В связи с этим проведены расчеты АДХ створки со стабилизаторами данной конфигурации при сверхзвуковой скорости набегающего потока $M_\infty = 2$, рассмотрены углы отклонения стабилизаторов $\delta = 80^\circ$ и 70° . По результатам (Рисунок 10) выявлено, что применение двух стабилизирующих перфорированных конусов с $\delta = 70^\circ$ уменьшает балансировочный угол атаки цилиндро-конической модели створки ГО, что приводит к снижению ее аэродинамического качества K до значения $-0,007$. Перфорация конусов облегчает конструкцию, а также стабилизирует течение в донной области, что способствует устойчивому обтеканию створки со стабилизаторами и исключает раскачку (11).

Таким образом, применение двух перфорированных конических стабилизаторов обеспечит полет створки ГО после ее отделения от РН под конкретным углом атаки с минимальным аэродинамическим качеством и известными АДХ, исключит неуправляемое вращение створки, что приведет к сокращению площади района падения.

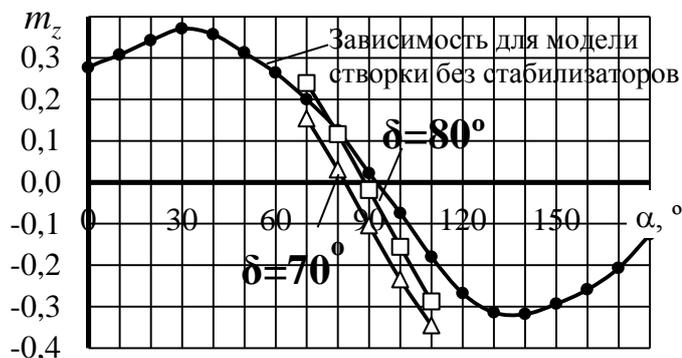


Рисунок 10 – Зависимость $m_z(\alpha)$ при $M_\infty=2$

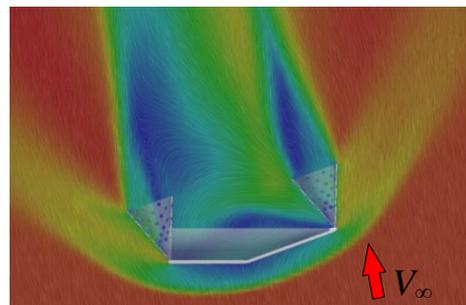


Рисунок 11 – Структура обтекания створки со стабилизаторами с $\delta = 70^\circ$ при $M_\infty = 2, \alpha = 80^\circ$

В общих выводах и заключении сформулированы основные результаты работы и даны рекомендации по применению пассивной аэродинамической стабилизации отделяемых от РН элементов, представляющих собой оболочки, в целях сокращения размеров районов их падения.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

1. Проведен комплекс экспериментальных исследований в дозвуковой и сверхзвуковой аэродинамических трубах, включающий весовые испытания моделей обтекателей цилиндрической и конической форм, визуализацию структур их обтекания. Получены аэродинамические коэффициенты и картины обтекания различных видов оболочек.
2. Выполнены параметрические исследования влияния геометрических характеристик оболочек на их АДХ с применением математического моделирования. Численно определены АДХ цилиндрических, конических и комбинированных оболочек в диапазоне чисел Маха $M_\infty=0,1\dots4$. Результаты расчетов сравнивались с экспериментальными данными, в том числе и с аналогичными данными других авторов, установлено соответствие экспериментальных и расчетных данных.
3. Анализ результатов численных и экспериментальных исследований показал, что из исследованных оболочек отдельно можно выделить полый конус, при обтекании которого образуется сложная структура течения с затеканием во внутреннюю полость и образованием застойной области, что приводит к отличию АДХ полого и сплошного конусов. Коэффициенты продольной и нормальной сил полого и сплошного конусов при углах атаки $\alpha < 60^\circ$ близки. Все остальные исследованные оболочки (полый цилиндр, разрезные цилиндрические и конические оболочки с углами раскрытия $\gamma=120^\circ$ и 180°) характеризуются обтеканием со сквозным протеканием потока. Нормальная сила полого цилиндра создается как внешней, так и внутренней поверхностями, поэтому c_y оболочки превышает c_y сплошного цилиндра. При $\alpha = 90^\circ$ обтекание оболочки становится аналогичным поперечному обтеканию цилиндра, коэффициенты c_y принимают одинаковые значения.

АДХ разрезных оболочек ($\gamma \leq 180^\circ$) отличаются как от АДХ плоских прямоугольных пластин и треугольных крыльев, равных по площади в плане, так и от аэродинамики сплошных цилиндрических и конических тел, так как большое влияние на обтекание оказывает внутренняя полость оболочек. При дозвуковой скорости набегающего потока наиболее существенные отличия (до 50%) между

коэффициентами c_y разрезных цилиндрических оболочек и прямоугольных пластин наблюдаются в диапазоне $20^\circ < \alpha < 40^\circ$. При сверхзвуковой скорости набегающего потока коэффициент c_y разрезных цилиндрических оболочек превышает c_y пластины при $-60^\circ < \alpha < 0^\circ$ на 50%. Для разрезных конических оболочек характерен сдвиг графиков $c_x(\alpha)$ и $c_y(\alpha)$ на 30° в сторону отрицательных углов атаки. При дозвуковой скорости набегающего потока зависимость $c_y(\alpha)$ оболочек при $-120^\circ < \alpha < -30^\circ$ аналогична зависимости $c_y(\alpha)$ плоской треугольной пластины при $-90^\circ < \alpha < 0^\circ$. При сверхзвуковых скоростях набегающего потока производная c_y^α оболочек превышает аналогичную величину треугольного крыла на 65%. Коэффициенты c_x и c_y разрезных цилиндрических оболочек на 40–60%, конических оболочек на 30–40 % меньше при обтекании с выпуклой стороны, чем при обтекании со стороны вогнутой поверхности.

4. Проведенный комплекс экспериментальных и численных исследований позволил установить, что цилиндро-коническая модель створки ГО имеет два балансировочных угла атаки, при которых ее положение устойчивое с малым статической устойчивости, и два положения неустойчивого равновесия.

5. Наиболее эффективной из всех исследованных систем стабилизации является система с двумя стабилизирующими полыми перфорированными конусами, закрепленными в носовой и кормовой частях модели. Выявлено, что при применении перфорированных конусов со степенью перфорации $\sigma = 18,8\%$ створка имеет только один положительный угол устойчивого положения равновесия, при котором ее аэродинамическое качество равно нулю и увеличивается запас статической устойчивости.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Дядькин Н.А., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Математическое моделирование обтекания тонкостенных конструкций в до- и трансзвуковом диапазоне скоростей // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. № 223 (1). С. 45-50. (0,75 п.л./0,25 п.л.).
2. Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Фомин М.А. Аэродинамические характеристики тонких конических оболочек при сверхзвуковых скоростях набегающего потока // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 4 (64). URL: engjournal.ru/articles/1610/1610.pdf. (дата обращения: 20.12.2018). (1,4 п.л./0,5 п.л.).
3. Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Расчет аэродинамических характеристик створок головных обтекателей транспортных систем // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2018. Т. 21. № 1. С. 22-29. (1,0 п.л./0,3 п.л.).
4. Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик тонких конических и цилиндрических оболочек в дозвуковом потоке // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 3 (75). URL: engjournal.ru/articles/1736/1736.pdf. (дата обращения: 20.12.2018). (1,4 п.л./0,7 п.л.).
5. Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Расчет аэродинамических характеристик и параметров обтекания створки головного обтекателя ракеты-носителя в пакете ANSYS CFX // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 5 (77). URL: engjournal.ru/articles/1766/1766.pdf. (дата обращения: 20.12.2018). (2,0 п.л./0,6 п.л.).

6. Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Аэродинамические характеристики тонких цилиндрических и конических оболочек в несжимаемом потоке // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 3. С. 81-87. (0,9 п.л./0,3 п.л.).
 7. Особенности аэродинамики тонкостенных конструкций / Назарова Д.К. [и др.] // Космическая техника и технологии. 2016. № 3(14). С. 15-25. (1,4 п.л./0,3 п.л.).
 8. Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. Aerodynamic Characteristics of Thin Cylindrical and Conical Shells in the Incompressible Flow // Russian Aeronautics. 2018. Vol. 61, No. 3. P. 404-411. DOI: 10.3103/S1068799818030133. (1 п.л./0,3 п.л.).
- .