

УДК 533.6
На правах рукописи

КАЛУГИНА МАРИЯ ДЕНИСОВНА

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ И ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРФОРИРОВАННЫХ
ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ
ДОЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ**

Специальность 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2025

Работа выполнена в федеральном государственном автономном 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**
к.т.н., доцент, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», ФГАОУ ВО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Официальные оппоненты: **Петроневи́ч Васи́лий Васи́льевич**
д.т.н., начальник отделения измерительной техники и метрологии (НАО-7), «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ЦАГИ)

Попов Сергей Александрович
к.ф.-м.н., доцент, доцент кафедры «Аэродинамика, динамика и управление летательных аппаратов», ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

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

Защита состоится «__» _____ 2025 г. в __:__ на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 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 «__» _____ 2025 г.

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью, просьба направить по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1. МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

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



Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время при проектировании современных летательных аппаратов (ЛА) авиационно-космической техники постоянно возрастает потребность в разработке новых инженерных решений, направленных на улучшение аэродинамических характеристик конструкций, повышение их устойчивости и надежности. Перфорированные поверхности играют важную роль в управлении сопротивлением воздуха, уменьшении вихревого следа и улучшении общей аэродинамики ЛА. Исследование аэродинамических характеристик таких поверхностей позволяет разрабатывать инновационные конструкции, которые обладают улучшенными эксплуатационными характеристиками и способны адаптироваться к различным условиям полета. Проведенный обзор отечественных и зарубежных литературных источников показал, что в настоящее время существует ряд работ, посвященных экспериментальному и численному исследованию особенностей обтекания тел и их аэродинамических характеристик при наличии перфорации. Однако авторы ограничивались изучением отдельных летательных аппаратов в узких диапазонах условий, без учета изменений геометрии и конструктивных особенностей. В работах отсутствовали комплексный анализ аэродинамических характеристик различных перфорированных тел и систематизация результатов.

Актуальность темы исследования обусловлена необходимостью углублённого понимания аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов при наличии перфорации поверхности. Для этого необходимо проведение исследований обтекания различных конфигураций тел при варьировании угла атаки, скорости набегающего потока и таких геометрических и конструктивных параметров моделей как степень перфорации, удлинение, угол полураствора конуса, вид головной части, наличие или отсутствие внутренней полости.

Целью диссертационной работы является экспериментальное и численное определение аэродинамических характеристик летательных аппаратов при наличии перфорации поверхности отдельных элементов и исследование влияния особенностей ее конструктивного исполнения на параметры их обтекания.

Задачи диссертационной работы:

1. Провести комплекс экспериментальных и расчетных исследований для выяснения особенностей обтекания тел, имеющих перфорированные поверхности.
2. Установить направленное влияние перфорации на параметры обтекания и аэродинамические характеристики летательных аппаратов.
3. Провести экспериментальные исследования обтекания разработанных моделей тел с перфорацией, получить возможные структуры обтекания для исследованных вариантов.
4. Определить влияние перфорации на структуры обтекания и аэродинамические характеристики плоских (пластины) и осесимметричных (конус) тел, а также перфорированных элементов поверхности на телах сложной формы (осесимметричные тела со стабилизирующими «юбками» и переходными отсеками, коническими и плоскими стабилизаторами для контейнера на подвеске и системы аварийного спасения).

5. Создать методику численного расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик тел с различными видами перфорации и ее расположения. Провести сопоставление экспериментальных и расчетных данных.

Объект исследования. Перфорированные конструкции, представляющие собой плоские пластины, тела с внутренней полостью, конусы, осесимметричные тела со стабилизирующими «юбками», модели с переходными и кормовыми отсеками, контейнер со стабилизирующим конусом и плоские стабилизаторы на системе аварийного спасения.

Предмет исследования. Аэродинамические характеристики, структуры течения и конструктивные параметры, реализующие необходимый эффект, полученные в результате экспериментального и численного моделирования.

Методы исследования. В работе использованы методы дозвуковой экспериментальной аэродинамики, предусматривающие проведение весовых экспериментов, визуализационных (дымовых) и динамических. Численное моделирование пространственного обтекания тел и элементов их конструкции проведено с применением отечественного программного комплекса FlowVision.

Научная новизна диссертационной работы состоит в следующем:

1. Выявлены особенности структур обтекания перфорированных тел при дозвуковых скоростях набегающего потока.
2. Установлено направленное влияние перфорации на параметры обтекания и аэродинамические характеристики летательных аппаратов.
3. Получены результаты комплексного анализа аэродинамики различных конфигураций тел при варьировании угла атаки, скорости набегающего потока и таких геометрических и конструктивных параметров моделей, как степень перфорации, удлинение, угол полураствора конуса, вид головной части, наличие или отсутствие внутренней полости.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в том, что:

1. Выполнено большое количество экспериментальных и численных исследований обтекания тел при наличии сквозной перфорации их поверхности.
2. Проведена систематизация результатов экспериментов и численного моделирования.
3. Выработан ряд рекомендаций по применению перфорированных элементов конструкции для снижения вихреобразования, ликвидации отрывных зон и получения требуемых аэродинамических коэффициентов.

Рекомендации по внедрению. Результаты данной работы могут быть рекомендованы при создании летательных аппаратов с перфорированными элементами конструкции в ПАО «РКК «Энергия», «ЦНИИМАШ», а также в учебном процессе МГТУ им. Н.Э. Баумана (проведение семинаров, лабораторных и курсовых работ).

Достоверность и обоснованность научных положений и полученных результатов гарантируется согласованием результатов численного моделирования с экспериментальными данными, полученными в дозвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана, а также корректным использованием математических методов, моделей и алгоритмов при выполнении расчетов.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:

1. Систематизированные результаты экспериментальных исследований (аэродинамические характеристики, структуры обтекания) при дозвуковом обтекании тел и аэродинамических устройств (пластин, конусов, стабилизирующих «юбок», переходных и кормовых отсеков, плоских стабилизаторов) со сквозной перфорацией их поверхности.
2. Последовательность вычислений и результаты численного моделирования дозвукового обтекания перфорированных тел и элементов конструкции, включающие аэродинамические коэффициенты и структуры течения.
3. Особенности совместного влияния перфорации и конструктивного исполнения обтекаемых тел (удлинение, затупление головной части, угол раскрытия «юбки») на их аэродинамические характеристики.

Апробация работы и публикации. Результаты исследований докладывались и обсуждались на следующих конференциях: Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королева (Москва, 2021, 2022, 2022, 2023, 2024, 2025); международная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики» (Москва, 2021, 2022); 19-th International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics (Греция, 2021); XX Всероссийская научно-техническая конференция «Техника XXI века глазами молодых ученых и специалистов» (Тула, 2022); отраслевая конференции «Аэрогазодинамика и теплообмен летательных аппаратов» (Королев, 2022); международная научная конференция «Актуальные проблемы прикладной математики, информатики и механики» (Воронеж, 2022); XXVI Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям (Москва, 2022), международная научная конференция GSEAME2022 (ОАЭ, 2022), 12-th International Conference on Control, Automation and Information Science (Вьетнам, 2023).

Публикации. Наиболее существенные положения и результаты диссертационного исследования нашли отражение в 10 научных работах [1-10], 4 из которых являются статьями, опубликованными в периодических научно-технических изданиях из перечня Высшей аттестационной комиссии [1-4], и 6 в журналах из базы данных Scopus [5-10].

Личный вклад автора заключается в проведении экспериментальных исследований, численного моделирования, обработке, систематизации и анализе полученных результатов. Весь заимствованный материал отмечен в диссертационной работе ссылками. Все представленные в диссертации результаты получены автором лично. Среди которых:

1. Аэродинамические коэффициенты различных конфигураций тел при наличии сквозной перфорации их поверхности по результатам экспериментального и численного моделирования.
2. Структуры обтекания перфорированных тел.
3. Рекомендации по использованию результатов экспериментальных и численных исследований.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, общих выводов и заключения, списка литературы, включающего 109 наименований. Текст диссертации изложен на 189 машинописных страницах, содержит 130 рисунков и 14 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, определены объект и предмет исследования, указаны цель и основные методы выполненного исследования, научная и практическая значимость работы, приведено описание ее структуры.

Первая глава носит обзорно-аналитический характер. В ней проведен обзор отечественной и зарубежной литературы, посвященный различным



Рисунок 1.

экспериментальным и численным исследованиям аэродинамических характеристик тел с перфорацией. Показаны реальные летательные аппараты, в конструкции которых применены перфорированные элементы (Рисунок 1). Известны примеры применения двойных раскрывающихся закрылков, имеющих перфорацию, позволяющую уменьшить бафтинг самолета и флаттер его хвостового оперения. Рассмотрены варианты использования сквозных отверстий на органах управления в виде плоских пластин для устранения вихреобразования. Изучено влияние сквозной перфорации на интерцепторы (эффект увеличения подъемной силы и момента тангажа), закрылки Герни (увеличение аэродинамического качества и минимизация сопротивления) и обшивку крыла (увеличение подъемной силы). Выявлено снижение аэродинамического шума за счет наличия сквозной перфорации закрылков и тормозных щитков. Показано использование перфорации для обеспечения стабилизирующих и тормозных эффектов на кормовых частях и стабилизирующих конусах, а также снижения динамических ударных нагрузок в случае обтекания тормозных щитков. Рассмотрена модернизация аэродинамических труб до- и трансзвуковых скоростей, таких как Т-106, Т-112 и Т-128 (ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского) в виде рабочей части с перфорированными стенкам.

Однако статьи посвящены изучению конкретных летательных аппаратов и их составных элементов в узком диапазоне углов атаки и скоростей набегающего потока без изменения геометрии и конструктивных особенностей тел. В связи с этим, выявлена необходимость проведения комплексного экспериментального и численного моделирования обтекания и последующего анализа дозвуковой аэродинамики различных конфигураций тел при варьировании угла атаки, скорости набегающего потока и таких геометрических и конструктивных параметров моделей, как удлинение, угол полураствора конуса, вид головной части, наличие или отсутствие внутренней полости и степень перфорации.

По результатам литературного обзора были сформулированы задачи исследования.

Во второй главе описаны основные этапы проведения экспериментального исследования в аэродинамической трубе. В рамках научного исследования для решения задачи определения влияния параметров набегающего потока на аэродинамические характеристики изучаемых моделей эксперименты были проведены в лаборатории кафедры «Динамика и управление полетом ракет и

космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана на дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-500. На основании проведенного обзора литературных источников выбран широкий ряд экспериментальных моделей (Рисунок 2).

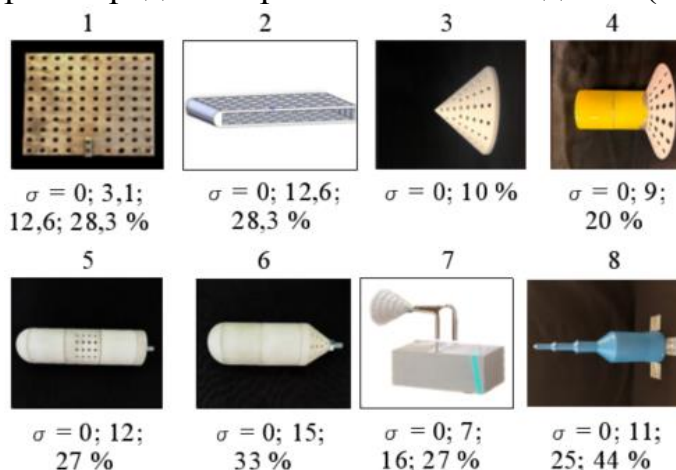


Рисунок 2.

Исследуемые модели перфорированных тел: 1 – пластина; 2 тело с внутренней полостью; 3 – конус; 4 – тело с перфорированной стабилизирующей «юбкой»; 5 – тело с перфорированным переходным отсеком; 6 – тело с перфорированным донным отсеком; 7 – контейнер с коническим стабилизатором; 8 – система аварийного спасения со стабилизаторами

Степень перфорации определялась в % по формуле $\sigma = \frac{\pi r^2 n}{S}$, где r – радиус отверстия; n – количество отверстий; S – площадь сплошной поверхности тела.

Для определения аэродинамических характеристик и особенностей обтекания исследуемых тел проведено три типа экспериментальных исследований: весовые с использованием тензометрических весов (Рисунок 3, а), визуализационные с применением генератора дыма (Рисунок 3, б) и динамические (Рисунок 3, в).

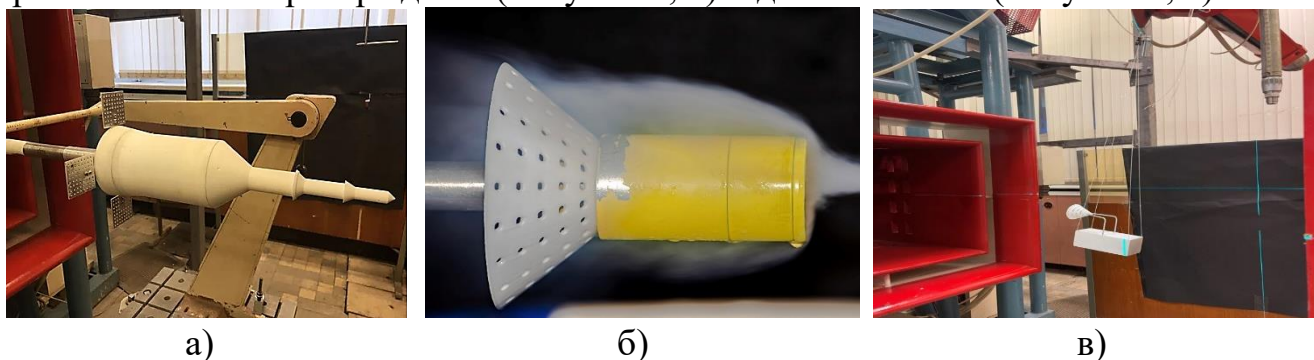


Рисунок 3.

Виды проведенных экспериментов: а) весовой; б) визуализационный; в) динамический

Проведен анализ точности экспериментальных данных, позволяющий исключить систематические ошибки. Достоверность этих исследований подтверждена сравнением результатов тестового эксперимента со сплошной (неперфорированной) пластиной с данными ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского.

В третьей главе представлена последовательность проведения численного моделирования процесса обтекания перфорированных тел дозвуковым потоком воздуха в программном комплексе FlowVision.

Рассмотрен конечно-объемный подход к аппроксимации основных уравнений движения газа в форме Навье-Стокса и представлена система уравнений, описывающих законы сохранения массы, количества движения и энергии, дополняемая уравнением состояния. Описаны использованные в расчетах модели турбулентности $k-\omega$ SST и Смагоринского Sm. Проведены тестовые расчеты, в рамках которых выбраны размеры расчетной области для моделей пластины ($15l \times 10l \times 10l$, где l – длина модели) и цилиндрического тела с полусферической головной частью ($12l \times 8l \times 8l$), число Куранта-Фридрихса-Леви ($CFL = 10$), заданы граничные условия. Выполнено исследование сходимости по сетке, в результате которого выбраны сетки с количеством ячеек 2,6 млн. для пластины, 2,8 млн. – для цилиндрического тела. Результаты тестовых расчетов сравнивались с экспериментальными данными других авторов (Рисунок 4).

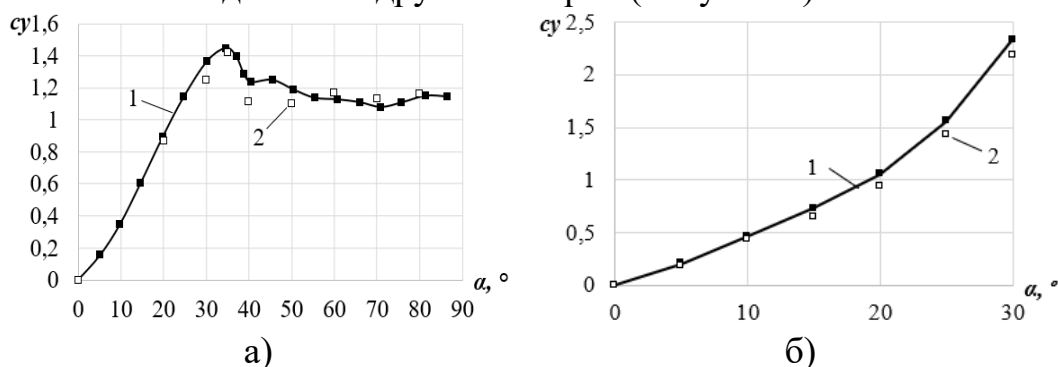


Рисунок 4.

Коэффициент нормальной силы в зависимости от угла атаки при $V_\infty = 25$ м/с: а) сплошной пластины; б) цилиндрического тела

(1 – экспериментальные данные; 2 – численное моделирование во FlowVision)

Видно хорошее соответствие между значениями коэффициента c_y , полученными при помощи численного моделирования во FlowVision, и экспериментально. Максимальная величина относительной погрешности составила не более 10%.

В четвертой главе представлены результаты экспериментального и численного моделирования обтекания перфорированных тел.

Пластины. В первую очередь рассмотрены простейшие тела – плоские пластины единичного и двойного удлинения.

Обтекание подветренной стороны сплошной пластины ($\sigma = 0\%$) характеризуется образованием вихревой структуры, распространяющейся по всей подветренной поверхности тела (Рисунок 5, а). Наличие высокой степени перфорации приводит к ликвидации вихреобразования (Рисунок 5, б). По графику (Рисунок 5, в) видно, что наличие перфорации оказывает существенное влияние на коэффициент нормальной силы. Характер изменения c_y от α для сплошной и перфорированных пластин различен: при увеличении угла атаки в случае отсутствия перфорации наблюдается наличие пика c_y при $\alpha \approx 35^\circ$, а затем спад и выход на «полку» со значением $c_y \approx 1,0$, при наличии перфорации зависимость $c_y(\alpha)$ равномерно, практически линейно возрастает до $\alpha = 70^\circ$, а затем выходит на «полку» аналогично сплошной пластине. При $\alpha > 60^\circ$ коэффициент нормальной силы для пластин с $\sigma = 3,1\%$ и $12,6\%$ принимает большее значение, нежели для сплошной пластины. Увеличение диаметра перфорационных отверстий обеспечивает

уменьшение коэффициента нормальной силы. Удлинение пластины не влияет на структуры течения, однако при $\alpha < 50^\circ$ приводит к уменьшению значения коэффициента нормальной силы и отсутствию максимума c_y вблизи 35° .

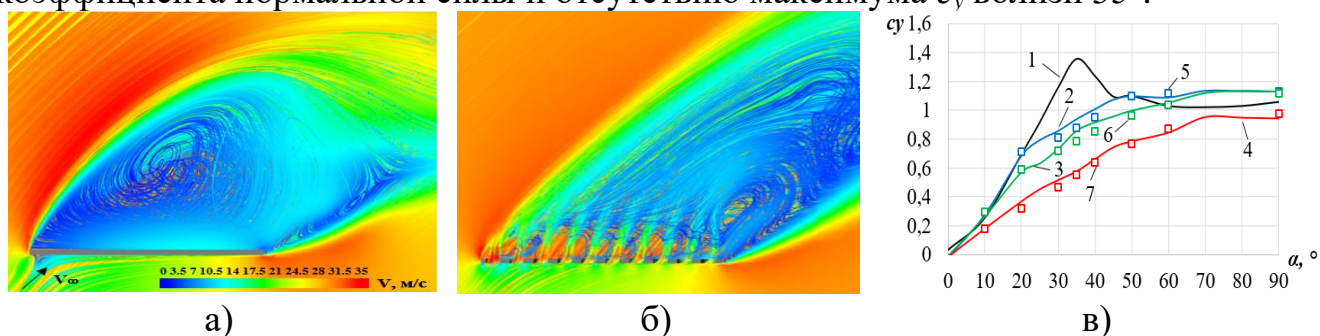


Рисунок 5.

Результаты экспериментального и численного исследования обтекания плоской пластины при $V_\infty = 25$ м/с: а) структура течения сплошной пластины; б) структура течения пластины с $\sigma = 28,3\%$; в) коэффициент нормальной силы (эксперимент: 1 – $\sigma = 0\%$; 2 – $\sigma = 3,1\%$; 3 – $\sigma = 12,6\%$; 4 – $\sigma = 28,3\%$ и численное моделирование: 5 – $\sigma = 3,1\%$; 6 – $\sigma = 12,6\%$; 7 – $\sigma = 28,3\%$)

Тела с внутренней полостью. Одним из вариантов исследуемых моделей являлась комбинация двух пластин со сквозной перфорацией (верхняя и нижняя) и внутренней полости между ними (высотой $h = 6$ и 12 мм). Прототипом данных моделей стали сдвоенные перфорированные тормозные щитки на самолетах типа AERO L-29 DELFIN (Рисунок 6, а).

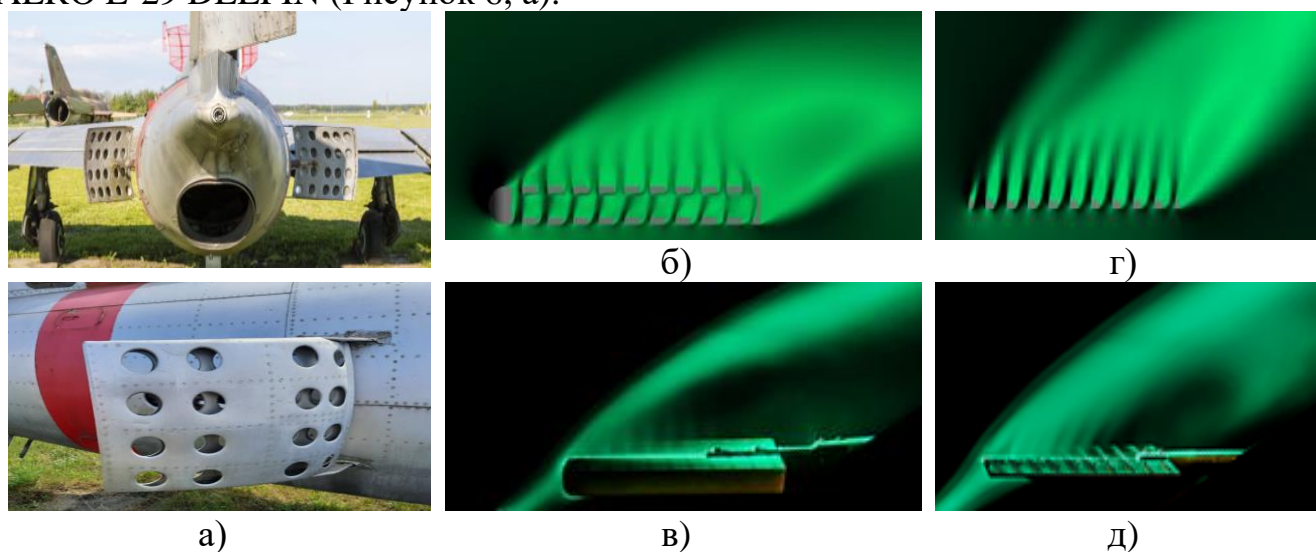


Рисунок 6.

Исследование обтекания тела с полостью при $V_\infty = 25$ м/с: а) тормозные щитки на самолете AERO L-29 DELFIN; б) структура течения тела с полостью $h = 12$ мм (FlowVision); в) структура течения тела с полостью $h = 12$ мм (дымовая визуализация); г) структура течения пластины с $\sigma = 28,3\%$ (FlowVision); д) структура течения пластины с $\sigma = 28,3\%$ (дымовая визуализация)

При помощи численного моделирования получено, что у тела с полостью струйки воздуха, протекая сквозь нижний ряд отверстий, наталкиваются на сплошные участки верхней пластины, происходит раздвоение – струйки огибают сплошной участок с разных сторон, выходя наружу, оказывая таким образом дополнительное давление на внутреннюю часть подветренной поверхности

(Рисунок 6, б). Для тела с полостью характерно менее интенсивное протекание воздуха сквозь отверстия в отличие от перфорированной пластины (Рисунок 6, г, д), за счет чего поток на подветренной стороне пластины прижимается ближе к ее поверхности (Рисунок 6, б, в).

Полученные численно (Рисунок 6, б, г) и экспериментально (Рисунок 6, в, д) структуры течения для всех рассмотренных пластин имеют схожий характер. Так

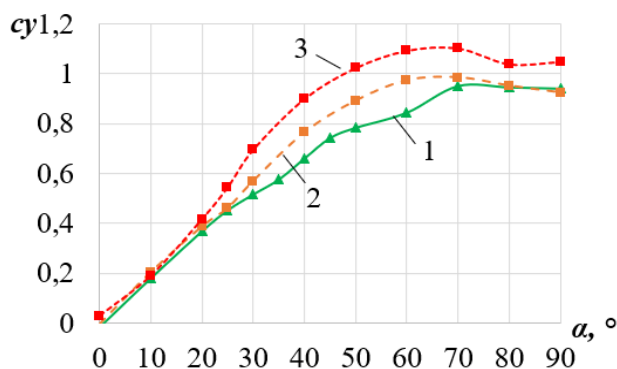


Рисунок 7.

Зависимость коэффициента нормальной силы от угла атаки (1 – пластина; 2 – тело с $h = 6$ мм; 3 – тело с $h = 12$ мм)

же выявлено, что максимальная степень перфорации ($\sigma = 28,3\%$) обеспечивает устранение как локальных вихрей вблизи пластины, так и крупных вихревых структур. Сравнительный анализ коэффициента нормальной силы для тела с полостью при $\sigma = 28,3\%$ и перфорированной пластины с аналогичной степенью перфорации показал, что наличие полости высотой 6 и 12 мм приводит к увеличению c_y в диапазоне угла атаки от 25° до 70° , при этом для пластины с полостью высотой 6 мм c_y меньше (Рисунок 7).

Конусы. В результате численного моделирования обтекания конусов получено, что при обтекании сплошного конуса за ним образуется развитая вихревая структура (Рисунок 8, а). Наличие сквозных отверстий приводит к уменьшению интенсивности вихреобразования, не разрушая их полностью (Рисунок 8, б). Увеличение диаметра отверстий сопровождается более интенсивным протеканием газа в донную область конуса, соответствующему увеличению скорости и полной ликвидации вихрей при всех углах атаки (Рисунок 8, в).

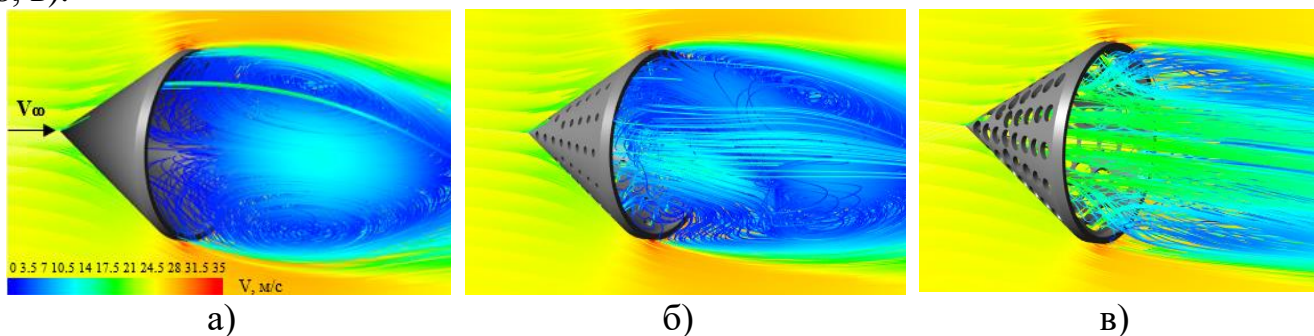


Рисунок 8.

Результаты численного исследования обтекания конусов при угле атаки 0° и $V_\infty = 25$ м/с: а) $\sigma = 0\%$; б) $\sigma = 10\%$; в) $\sigma = 38\%$

Получено, что для всех конусов характерно снижение коэффициента продольной силы и увеличение коэффициента нормальной силы при изменении угла атаки (Рисунок 9, а). Экспериментально определено, что при $\beta_k = 30^\circ$ c_x обладает большим значением, нежели при $\beta_k = 10^\circ$ ввиду наличия зоны повышенного давления перед конусом. При $\alpha < 15^\circ$ c_y больше для конуса с $\beta_k = 30^\circ$, однако дальнейшее увеличение угла атаки приводит к увеличению c_y для конуса с меньшим углом полураствора (Рисунок 9, б). Значения аэродинамических

коэффициентов, полученных для конуса с $\beta_k = 30^\circ$ и $\sigma = 10\%$ во FlowVision имеют хорошее согласование с результатами эксперимента. Увеличение диаметра сквозных отверстий приводит к значительному возрастанию c_x во всем диапазоне α . Коэффициент нормальной силы так же увеличивается, однако не сильно. Получено, что наличие перфорации приводит к увеличению коэффициента продольной силы ввиду действия дополнительного давления на внутреннюю поверхность отверстий. Сравнивая конусы с одинаковым диаметром отверстий, но разной толщиной стенки можно сказать о том, что и коэффициент продольной силы, и коэффициент нормальной силы с увеличением толщины становится меньше.

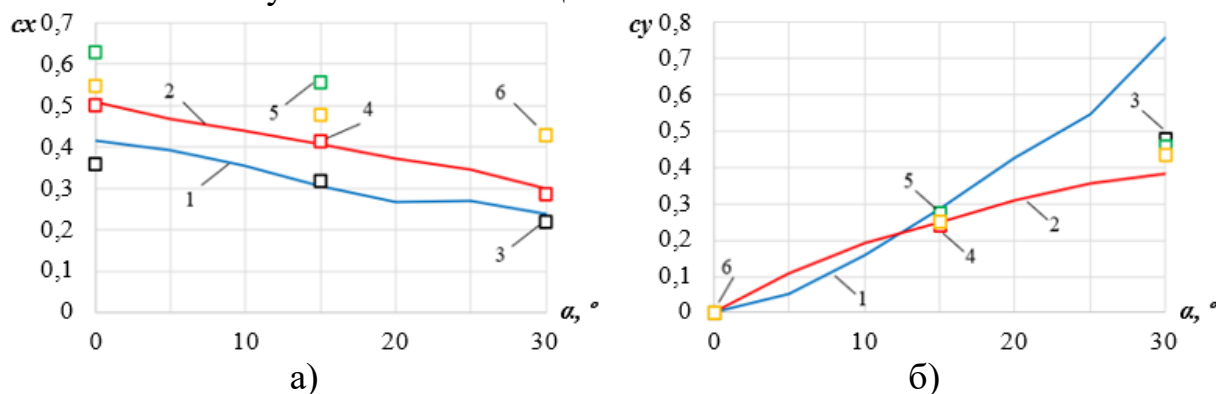


Рисунок 9.

Аэродинамические коэффициенты перфорированных конусов:

а) коэффициент продольной силы; б) коэффициент нормальной силы

Эксперимент: 1— $\beta_k = 10^\circ$, $\sigma = 10\%$; 2— $\beta_k = 30^\circ$, $\sigma = 10\%$; численное моделирование: 3— $\beta_k = 30^\circ$, $\sigma = 0\%$; 4— $\beta_k = 30^\circ$, $\sigma = 10\%$; 5— $\beta_k = 30^\circ$, $\sigma = 38\%$; 6— $\beta_k = 30^\circ$, $\sigma = 38\%$ и толстая стенка

Осесимметричные тела со стабилизирующими «юбками». В результате численного моделирования обтекания осесимметричных тел со стабилизирующими устройствами с различным углом полураствора «юбки» β (45° , 60° и 90°) получено, что для обтекания тела с полусферической головной частью и со сплошной стабилизирующей «юбкой» (Рисунок 10, а) характерно наличие отрыва потока вблизи «юбки», распространяющегося на большую часть поверхности. За «юбкой» образуется вихревая структура. Наличие сквозной перфорации приводит к практически полному устранению отрывной области возле «юбки» за счет перетекания газа в донную часть (Рисунок 10, б). Меняется обтекание и за стабилизирующей «юбкой» — выдуваемый из отверстий воздух немного сносит возникающие вихри.

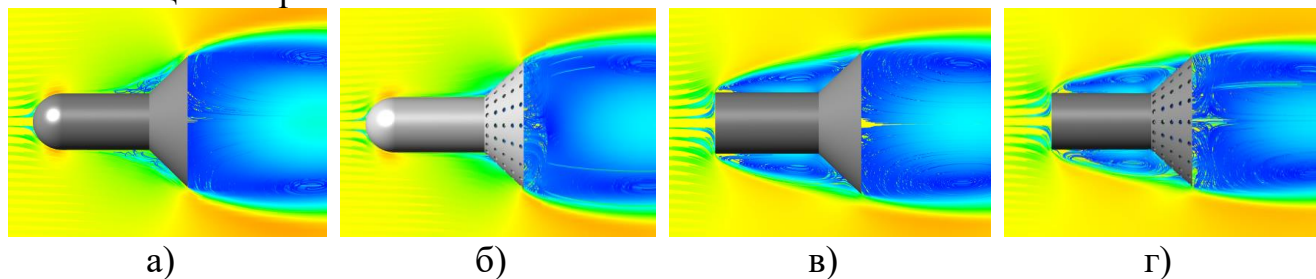


Рисунок 10.

Структуры обтекания тел с «юбкой» $\beta = 45^\circ$ при $\alpha = 0^\circ$, $V_\infty = 25$ м/с:

а), в) $\sigma = 0\%$; б), г) $\sigma = 9\%$

Торцевая головная часть вызывает отрыв потока с излома образующей и сильное торможению набегающего потока. Для тела со сплошной «юбкой» область возвратного течения занимает всю боковую поверхность и большую часть «юбки» (Рисунок 10, в). Ввиду возникновения массообмена с донной областью отрывная зона перед перфорированным стабилизатором становится меньше, однако полностью не устраняется (Рисунок 10, г).

Получено, что увеличение степени перфорации для тел с полусферическим затуплением и $\beta = 45^\circ$ обеспечивает больший массообмен с донной областью и устраняет отрывную зону перед стабилизатором. При $\sigma = 20\%$ вихревое течение сносится дальше от донного среза (Рисунок 11, б). Дальнейшее увеличение степени перфорации приводит к полной ликвидации вихрей и увеличению скорости за стабилизирующей «юбкой» (Рисунок 11, в). Для тела с торцевым затуплением увеличение степени перфорации трансформирует зону отрывного течения, которая становится замкнутой и автономной на центральном теле аппарата, не распространяясь на стабилизирующее устройство. При $\sigma = 35\%$ вихревое течение за стабилизирующей «юбкой» полностью ликвидируется за исключением локальных вихревых дорожек, связанных с концевыми эффектами. При других β получаются аналогичные зависимости.

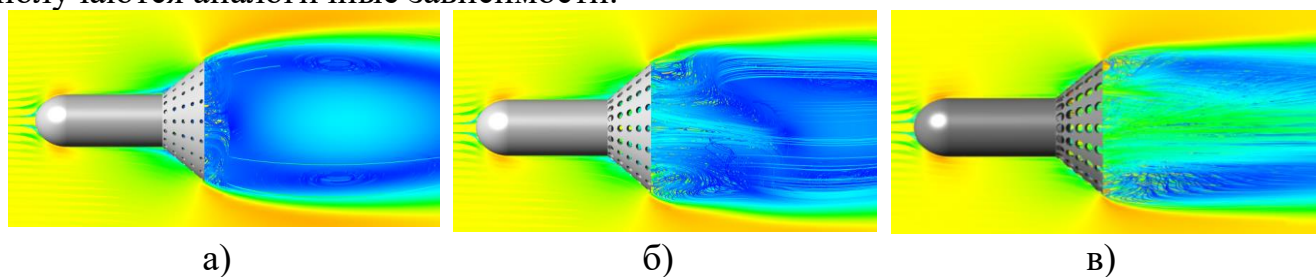


Рисунок 11.

Структуры обтекания тел с полусферическим затуплением, «юбкой» $\beta = 45^\circ$ при $\alpha = 0^\circ$, $V_\infty = 25$ м/с: а) $\sigma = 9\%$; в) $\sigma = 20\%$ д) $\sigma = 35\%$

В результате экспериментального исследования были получены аэродинамические коэффициенты для тел со стабилизирующими «юбками» при различных углах атаки. Определено, что коэффициент продольной силы для тела с $\beta = 45^\circ$ имеет максимальное значение при нулевом угле атаки и уменьшается с ростом α (Рисунок 12, а). Для тела с торцевым затуплением при малых углах атаки c_x возрастает с увеличением α в связи с ликвидацией отрыва вблизи носовой части на наветренной поверхности аппарата и влиянием набегающего потока на стабилизатор. При дальнейшем увеличении α наблюдается снижение коэффициента продольной силы, поскольку имеется интенсивный срыв потока с подветренной части тела, приводящий к уменьшению влияния набегающего потока на «юбку» (Рисунок 12, б). Значения c_x для тел с перфорированной «юбкой» больше, чем для сплошной, во всем диапазоне α (Рисунок 12, а, б). При прохождении газа сквозь перфорацию возникает дополнительное сопротивление, обусловленное воздействием газа на внутреннюю стенку отверстия. Затем происходит интенсивный выдув газа (инжекция), который понижает давление на сплошной стенке, расположенной между отверстиями с внутренней стороны «юбки». Так же уменьшается интенсивность отрывного течения перед стабилизатором, что вызывает увеличение давления на обтекаемую лобовую часть поверхности.

Указанные факторы приводят к повышению сопротивления при наличии сквозных отверстий. Коэффициент нормальной силы возрастает для тел со сплошной и перфорированной стабилизирующей «юбкой» при увеличении угла атаки. Однако влияние перфорации различно для тел, имеющих различные затупления. Перфорация стабилизатора для тела с полусферическим затуплением приводит к большему увеличению c_y по сравнению со случаем сплошной «юбки» (Рисунок 12, в). Для тела с торцевым затуплением степень влияния перфорации меньше, чем для тела со сплошной «юбкой» в зависимости от угла атаки (Рисунок 12, г).

Характер графиков аэродинамических коэффициентов для тела с $\beta = 60^\circ$ аналогичен полученным для тела с $\beta = 45^\circ$. Значения коэффициента продольной силы для тел с перфорированной «юбкой» и различными головными частями больше, чем для сплошной, во всем диапазоне α (Рисунок 12, д, е).

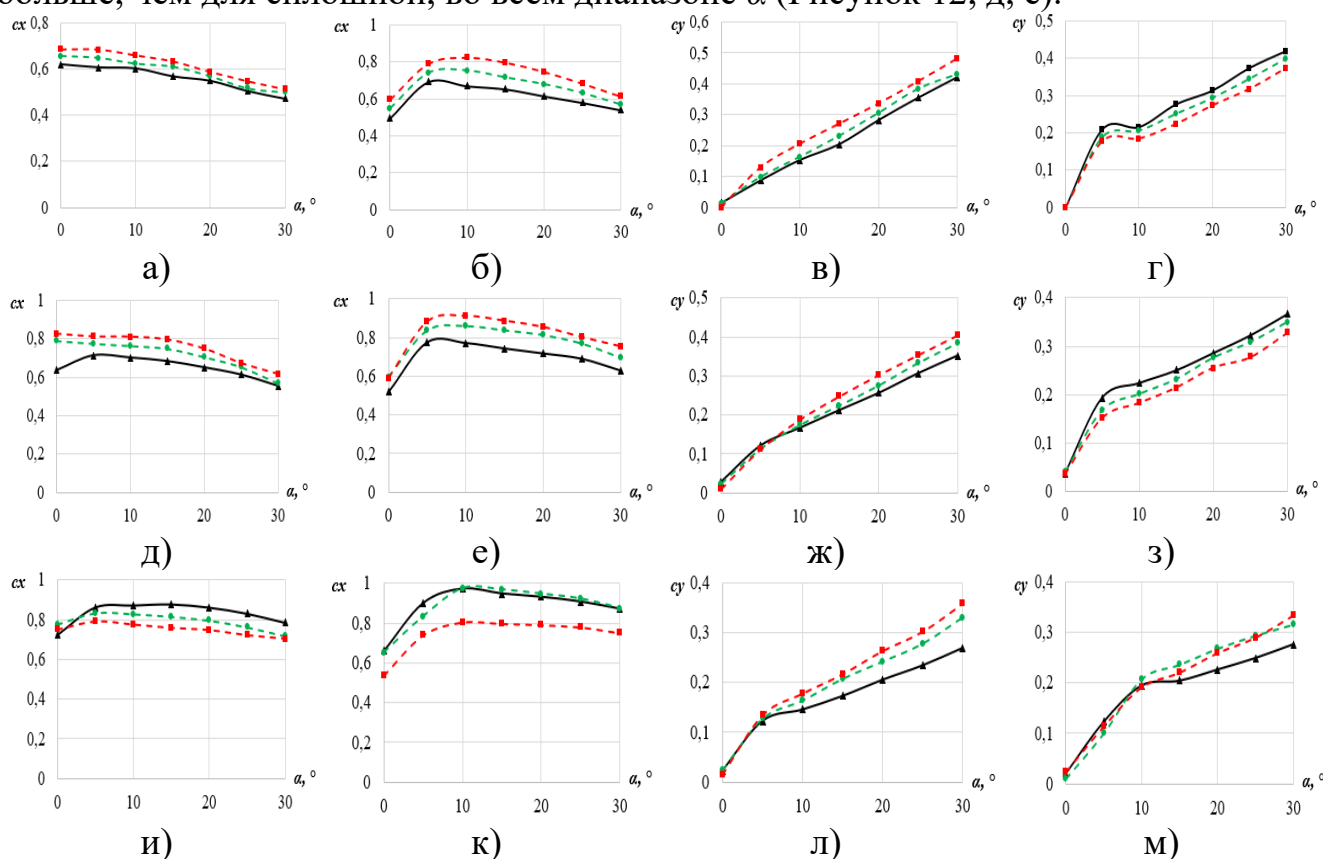


Рисунок 12.

Аэродинамические коэффициенты для осесимметричных тел со стабилизирующими «юбками» ($\lambda = 1,5$) и сферической головной частью:
а), в) – $\beta = 45^\circ$; д), ж) – $\beta = 60^\circ$; и), л) – $\beta = 90^\circ$ и торцевой головной частью:
б), г) – $\beta = 45^\circ$; е), з) – $\beta = 60^\circ$; к), м) – $\beta = 90^\circ$

(—▲— $\sigma = 0\%$; -●- $\sigma = 9\%$; -■- $\sigma = 20\%$)

Для тела со сферической головной частью и дисковым стабилизатором характерно возрастание коэффициента c_x при $\alpha < 5^\circ$ с дальнейшим убыванием, как при наличии перфорации, так и без нее. Наименьшее значение коэффициента продольной силы получено для тела с $\sigma = 20\%$ ($d = 6$ мм) (Рисунок 12, и). Коэффициент нормальной силы во всем диапазоне угла атаки возрастает. При $\alpha > 10^\circ$ значение c_y для тел с перфорированной «юбкой» становится больше, нежели со сплошной (Рисунок 12, л). Для тела с торцевой головной частью и дисковым стабилизатором характерно возрастание коэффициента c_x при $\alpha < 10^\circ$ с дальнейшим

убыванием (Рисунок 12, к). Коэффициент нормальной силы для тел с перфорированной «юбкой» становится больше, нежели со сплошной при $\alpha > 10^\circ$ (Рисунок 12, м). Характер графиков аэродинамических коэффициентов для тел с различными стабилизирующими «юбками» схож. Наибольшим коэффициентом продольной силы во всем диапазоне угла атаки обладает тело с дисковым стабилизатором, наименьшим – с «юбкой» при $\beta = 45^\circ$. Для коэффициента нормальной силы наблюдается обратная ситуация, наибольшее значение характерно для тела с $\beta = 45^\circ$, наименьшее – для тела с $\beta = 90^\circ$. Значение коэффициента продольной силы для тела с торцевым затуплением больше по сравнению со сферическим во всем диапазоне угла атаки за исключением $\alpha = 0^\circ$. Коэффициент нормальной силы выше при $\alpha > 20^\circ$. При увеличении удлинения центрального тела характер графиков практически не меняется. Коэффициент нормальной силы для тела с $\beta = 45^\circ$ и 60° принимает большие значения в случае большой степени перфорации ($\sigma = 20\%$), нежели без нее. Дальнейшее увеличение удлинения центрального тела не меняет характер графиков. При этом коэффициент нормальной силы для тела с $\beta = 45^\circ$ и 60° принимает большие значения при любой степени перфорации.

Переходные и кормовые отсеки цилиндрической и усечено-конической формы. Далее рассмотрены простейшие тела, такие как перфорированные цилиндры и усеченные конусы, зачастую являющиеся составными частями различных летательных аппаратов. Широкое применение они нашли в качестве переходных и кормовых отсеков, элементов конструкции для выхода пороховых газов и тд (Рисунок 13, а, б).

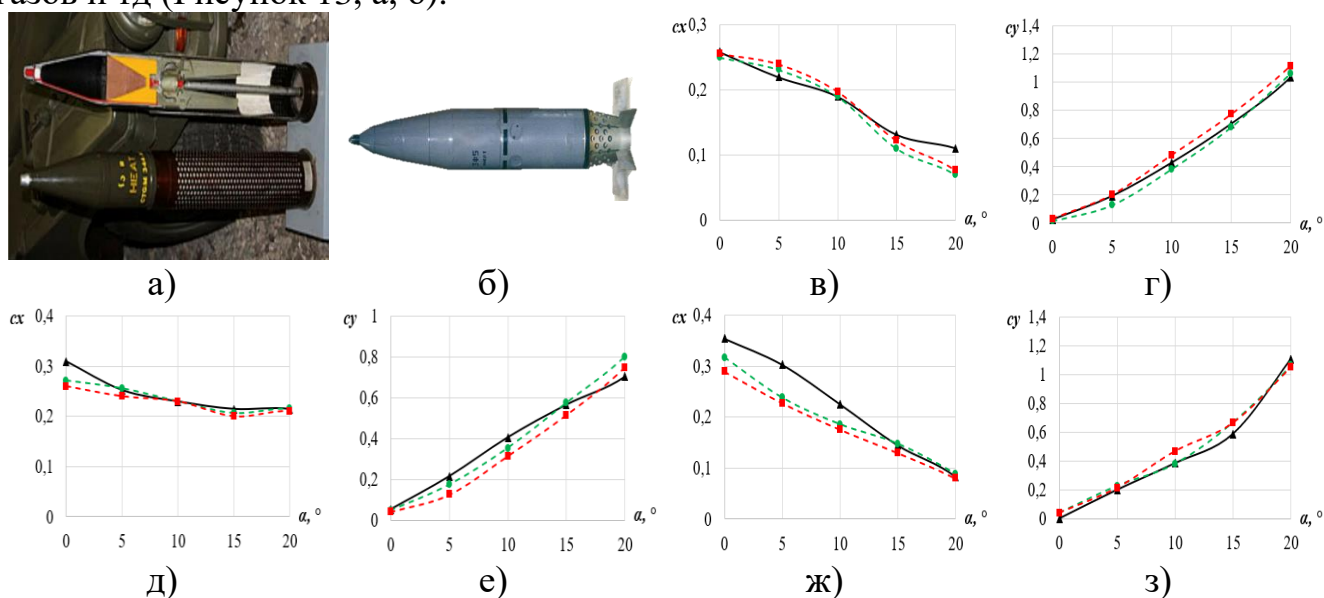


Рисунок 13.

Исследование обтекания тел с переходными отсеками: а), б) реальные отсеки; в), г) аэродинамические коэффициенты цилиндрических отсеков; аэродинамические коэффициенты усечено-конических кормовых отсеков:

д), е) $\lambda_1 = 1,2$; ж), з) $\lambda_2 = 2,2$

(\blacktriangle — $\sigma = 0\%$; $\text{---}\bullet\text{---}$ — $\sigma = 12\%$ (15% для усечено-конического); $\text{---}\blacksquare\text{---}$ — $\sigma = 27\%$ (33% для усечено-конического))

Помимо этого, численно было определено, что наличие перфорации приводит к проникновению большей массы воздуха во внутреннее пространство рассмотренных аппаратов, течение становится менее завихренным.

Контейнер со стабилизирующим конусом. В качестве варианта стабилизации плохообтекаемых контейнеров (Рисунок 14, а) на внешней подвеске вертолета (используемой для доставки грузов в труднодоступные зоны, такие как горные районы и леса, где посадка невозможна) в работе рассмотрены перфорированные конусы (Рисунок 14, б). В результате численного моделирования методом крупных вихрей LES показано наличие постепенного срыва асимметричных вихрей с боковых поверхностей контейнера с течением времени (Рисунок 14, в), способного привести к неконтролируемой раскачке контейнера на внешней подвеске вертолета.

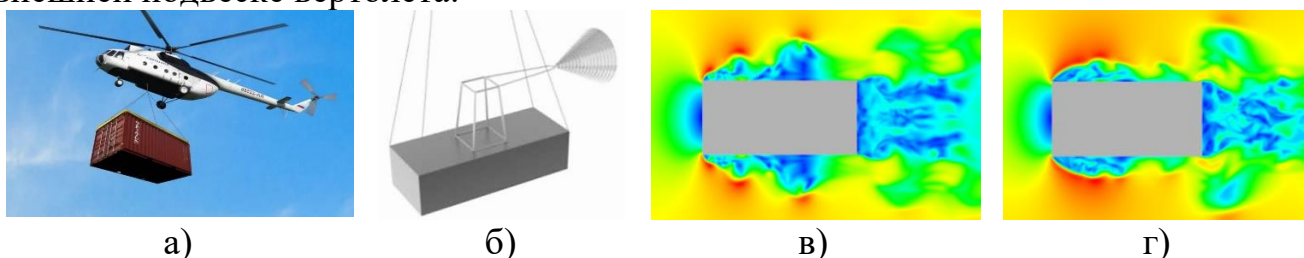


Рисунок 14.

Исследование обтекания контейнера: а) груз на подвеске вертолета; б) стабилизирующий перфорированный конус; в), г) численное моделирование обтекания груза методом LES

На основании ранее полученных структур обтекания конусов с различной степенью перфорации (Рисунок 8), был сделан вывод о том, что наличие максимальной степени перфорации приводит к полной ликвидации вихрей (Рисунок 8, в) и повышает устойчивость конуса в потоке, что при установке аналогичного конического стабилизатора на плохообтекаемый грузовой контейнер позволит устранить раскачку груза. Требуемый эффект стабилизации груза был получен экспериментально после установки стабилизирующего конуса со степенью перфорации порядка 27%.

Система аварийного спасения с плоскими стабилизаторами. В качестве альтернативы решетчатым стабилизаторам для использовавшейся системы аварийного спасения (Рисунок 15, а) были рассмотрены перфорированные плоские стабилизаторы (Рисунок 15, б).

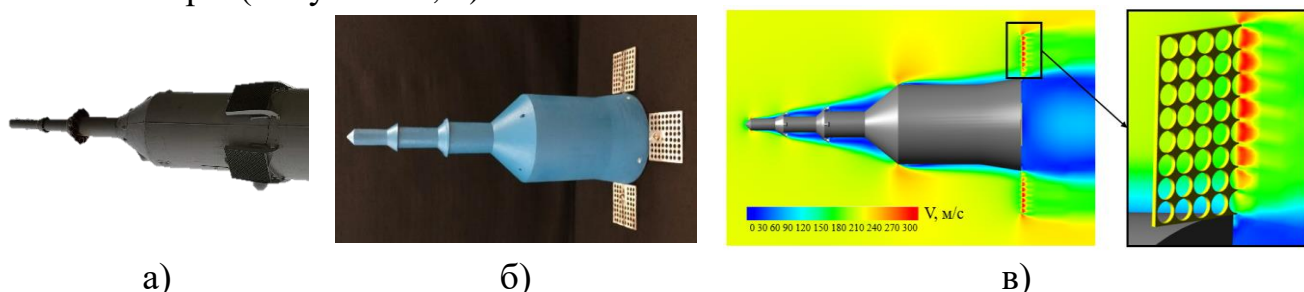


Рисунок 15.

Исследование обтекания системы аварийного спасения: а) решетчатые стабилизаторы; б) модель с перфорированными стабилизаторами; в) численное моделирование обтекания САС с перфорированными стабилизаторами при числе Маха 0,6

Перфорация приводит к ликвидации отрывной области на стабилизирующих устройствах (Рисунок 15, в). Экспериментально и численно (при дозвуковых скоростях обтекания) получено, что она обеспечивает статическую устойчивость аппарата, сопоставимую с той, что реализуется за счет решетчатых стабилизаторов, обладая при этом меньшим весом. Помимо этого, перфорированные стабилизирующие устройства, за счет меньшей толщины в сложенном состоянии, чем решетчатые, обладают меньшим коэффициентом сопротивления.

В общих выводах и заключении сформулированы основные результаты работы и установлено направленное влияние сквозной перфорации на особенности обтекания и аэродинамические характеристики многочисленных моделей.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

1. Проведен комплекс экспериментальных исследований на дозвуковой аэродинамической трубе Т-500 кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана и численных расчетов с использованием программного комплекса FlowVision. По результатам которого установлено направленное влияние сквозной перфорации на особенности обтекания и аэродинамические характеристики многочисленных моделей пластин, конусов, осесимметричных тел со стабилизирующими «юбками», переходными и кормовыми отсеками, контейнеров с коническими стабилизаторами, систем аварийного спасения с перфорированными стабилизаторами.

2. Для плоских пластин с увеличением диаметра отверстий характерно смещение вихрей от подветренной поверхности. Увеличение степени перфорации с $\sigma = 3,1 \%$ до $28,3 \%$ уменьшает коэффициент нормальной силы c_y на 15% , а увеличение удлинения пластины снижает его. Для перфорированного тела с внутренней полостью получено, что максимальная степень перфорации обеспечивает устранение как локальных вихрей вблизи пластины, так и крупных вихревых структур. Сравнение c_y для перфорированной пластины и тела с внутренней полостью ($h = 6$ и 12 мм) при $\sigma = 28,3\%$ показало, что наличие полости высотой 6 мм увеличивает c_y в диапазоне угла атаки от 25° до 70° примерно на $5 - 20\%$, а при $h = 12$ мм на $5 - 37\%$.

3. При обтекании конусов за счет проникновения газа через отверстия перфорации в донную область уменьшается интенсивность вихреобразования в следе, максимальная степень перфорации ($\sigma = 38\%$) вызывает полную ликвидацию вихрей. Это способствует росту коэффициентов продольной (на $80 - 84\%$) и нормальной (при $\alpha > 10^\circ$ на $5 - 12\%$) сил.

4. Наличие перфорации на аэродинамической тормозной «юбке» с углом полураствора $\beta = 45^\circ$ и 60° приводит к устранению отрывной зоны перед ней в случае полусферической головной части. Перфорация ($\sigma = 20 \%$) обеспечивает увеличение коэффициента c_x (при $\beta = 45^\circ$ и 60°) приблизительно на $10 - 45 \%$ (в зависимости от удлинения ЛА), а при $\beta = 90^\circ$ – к снижению. Коэффициент нормальной силы для тел с полусферическим затуплением ($\alpha = 5...30^\circ$) и перфорацией поверхности «юбки» увеличивается на $25 - 65 \%$. Для ЛА с торцевой головной частью и $\beta = 90^\circ$ ($\alpha = 10 - 30^\circ$) наличие сквозных отверстий приводит к увеличению c_y примерно на $15 - 35\%$. Коэффициенты нормальной силы c_y (при $\alpha =$

5..30°) тела с «юбкой» ($\beta = 45^\circ$ и 60°) при его удлинении $\lambda = 1,5$ для перфорированной «юбки» меньше, чем для сплошной, при $\lambda = 2,5$ они практически равны, а при $\lambda = 3,5$ c_y перфорированной «юбки» становится больше на 20 – 30%.

5. Получено, что коэффициент нормальной силы для тела с цилиндрическим перфорированным переходным отсеком ($\sigma = 27\%$) при $\alpha = 5 - 20^\circ$ примерно на 10% больше, чем c_y сплошного тела. Для тела с донным отсеком усечено-конической формы наличие перфорации приводит к образованию обширной низкоскоростной зоны в донной области тела и к снижению вихреобразования во внутреннем пространстве аппарата. При $\lambda = 2,2$ перфорация снижает c_x примерно на 10 – 15% и увеличивает c_y при $\alpha < 15^\circ$.

6. Выявлено, что стабилизирующий конус с максимальной степенью перфорации ($\sigma = 27\%$), установленный на модели груза, ликвидирует его раскачку, стабилизируя контейнер.

7. Наличие перфорации на стабилизаторах системы аварийного спасения вызывает активный массообмен с застойной областью аппарата. Увеличение σ до 44 % обеспечивает снижение коэффициента продольной силы примерно на 30%, а при $\alpha > 25^\circ$ – к возрастанию коэффициента нормальной силы на 15 – 30%.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Голубев А.Г., Столярова Е.Г., Калугина М.Д. Особенности обтекания перфорированных пластин дозвуковым потоком воздуха // Инженерный журнал: наука и инновации. 2020. № 5 (101). С. 1-13 (0.75 п.л./0,3 п.л.).
2. Использование перфорированных стабилизаторов отделяемого головного блока системы аварийного спасения космических кораблей для обеспечения статической устойчивости при дозвуковых скоростях полета / М.Д. Калугина [и др.] // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 26-31 (0.3 п.л./0.15 п.л.).
3. Аэродинамические характеристики перфорированных органов управления летательных аппаратов при дозвуковых скоростях обтекания / М.Д. Калугина [и др.] // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. №8 (128). С. 1-13 (0.75 п.л./0.35 п.л.).
4. Использование перфорации стабилизирующих расширяющихся «юбок» для улучшения аэродинамических характеристик летательных аппаратов обтекания / М.Д. Калугина [и др.] // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2023. Т. 19, № 3. С. 43-51 (0.5 п.л./0.3 п.л.).
5. Golubev A.G., Stolyarova E.G., Kalugina M.D. Control of separated and vortex flow using perforated aircraft surface // AIP Conference Proceedings. XLIII academic space conference: dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other outstanding Russian scientists – Pioneers of space exploration. 2019. P. 1-7 (0.4 п.л./0.2 п.л.).
6. The effect of perforation on aerodynamic characteristics and the vortex flow field around a flat plate / M.D. Kalugina [etc.] // IOP Conference Series. Materials Science and Engineering. 2021. Vol 1191. P.1-7 (0.4 п.л./0.1 п.л.).
7. Golubev A.G., Stolyarova E.G., Kalugina M.D. Research of the airflow process around a perforated plate when changing the value of its thickness // AIP Conference Proceedings. 44. Сер. XLIV Academic Space Conference: Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists – Pioneers of Space Exploration. 2021. P. 1-7 (0.4 п.л./0.2 п.л.).
8. Application of perforated stabilizers for static stability at subsonic flight speeds of the separation unit of a spacecraft emergency escape system / M.D. Kalugina [etc.] // Russian Aeronautics. 2022. Vol. 65(4). P. 655-661. (0.35 п.л./0.15 п.л.).
9. Numerical Modeling Practice for Aircraft Flow Control Problems / M.D. Kalugina [etc.] // AIP Conference Proceedings. 2023.Vol. 2849, Issue 1. P. 1-4 (0.2 п.л./0.1 п.л.).
10. Influence of surface perforation on aerodynamic characteristics and stability of subsonic flow around a flat plate / M.D. Kalugina [etc.] // AIP Conference Proceedings. 2023.Vol. 2549, Issue 1. P. 1-9 (0.5 п.л./0.3 п.л.).