

Буй Ван Тиен

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПЕРЕНОСА РЕЗУЛЬТАТОВ ВЕСОВЫХ
ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ МАЛЫХ
СКОРОСТЕЙ НА УСЛОВИЯ СВОБОДНОГО ПОТОКА**

**Специальность 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена
летательных аппаратов**

**АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учетной степени
кандидата технических наук**

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Bui Van Tien', with a large circular flourish on the left side.

Москва - 2016

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

Научный руководитель: Кандидат физико-математических наук, доцент
Лапыгин Владимир Иванович

Официальные оппоненты: **Липницкий Юрий Михайлович**
Доктор технических наук, профессор
главный научный сотрудник ФГУП
Центрального научно-исследовательского
института машиностроения (ЦНИИмаш)

Гувернюк Сергей Владимирович
Кандидат физико-математических наук, доцент
заведующий лабораторией, заместитель директора
НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
профессионального образования «Московский
авиационный институт (национальный
исследовательский университет)»

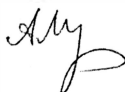
Защита состоится «25» февраля 2016 года в 14 часов 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный переулок, дом 10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, ауд. 407м.

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

Автореферат разослан «___» _____ 201__ г.

Отзывы, заверенные гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д.5, МГТУ им Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

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



Луценко А.Ю.

Актуальность темы исследования. До настоящего времени весовой эксперимент в аэродинамической трубе (АТ) является основным способом получения информации о силах и моментах, действующих на летательный аппарат, и повышение точности результатов эксперимента является актуальной задачей аэродинамики и в настоящее время и в будущем. Даже при выполнении аэродинамического подобия результаты трубного эксперимента, как правило, отличаются от результатов, полученных в условиях свободного потока, что связано с конструктивными особенностями модели, поддерживающего устройства и АТ.

Первые исследования влияния границ рабочей части на значения аэродинамических коэффициентов (АДК) крыльев и осесимметричных тел при малых дозвуковых скоростях относятся к 20-м годам прошлого века. В последующие десятилетия в результате многочисленных теоретических исследований были получены приближенные зависимости для коэффициентов влияния границы рабочей части (отчёты AGARD № 109, 1966г. и № 336, 1998г.). Эти формулы получены при идеализированных граничных условиях, в линейаризованном потенциальном течении, для тонких тел при малых углах атаки и не учитывают конструктивные особенности рабочей части и модели.

Поэтому формулы классической теории нуждаются в уточнении по результатам многочисленных модельных испытаний геометрически подобных моделей различного масштаба. Кроме этого, введение большого числа коэффициентов поправок к результатам измерений в АТ существенно усложняет технологический процесс обработки экспериментальных данных.

Альтернативой аналитическим методам является применение методов математического моделирования. Приоритет в применении этих методов принадлежит коллективу сотрудников ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского под руководством Боснякова С.М., в работах которого основное внимание уделено развитию численных алгоритмов и их применению для детального рассмотрения интерференции моделей и поддерживающих устройств.

Очевидно, что чем меньше размер модели, тем меньше загромождение рабочей части и меньше влияние её границ на значения АДК. Определяя относительный размер модели коэффициентом загромождения $\xi = S/F$ естественно предположить, что существует диапазон изменения $0 < \xi \leq \xi^*$, в котором влияние границ рабочей части отсутствует. Здесь S – площадь проекции модели на плоскость поперечного сечения рабочей части, F – площадь этого сечения. Значение $\xi = \xi^*$ соответствует максимальному размеру модели, при котором её АДК в АТ и в свободном потоке близки. Со ссылкой на опыт экспериментальных исследований в литературе имеются рекомендации о значении ξ^* : $\xi^* = 0,02$ (Евграфов А.Н.); $\xi^* = 0,05 \div 0,06$ (Горлин С.М.); $\xi^* = 0,075$ (Rae W.H.Jr., Pope).

Однако в опубликованной литературе отсутствуют систематизированные данные о влиянии типа рабочей части и формы модели на значения ξ^* , а также о

методах пересчёта результатов трубных испытаний плохообтекаемых моделей на условия свободного потока при $\xi > \xi^*$.

Знание ξ^* и соответствующая корректировка результатов трубных испытаний позволяет повысить точность определения АДК модели в условиях обтекания безграничным потоком. Поэтому, определение значения ξ^* типовых моделей и разработка методов переноса результатов весовых испытаний в АТ малых скоростей на условия свободного потока является актуальной задачей экспериментальной аэродинамики. В диссертации эта задача решается с использованием методов численного моделирования, реализованных в пакете прикладных программ Ansys Fluent (License Costumer # 339001 – Bauman Moscow State Technical University).

Целью работы является повышение точности определения аэродинамических коэффициентов моделей летательных аппаратов в условиях свободного (безграничного) потока по результатам весовых испытаний в аэродинамических трубах при малых дозвуковых скоростях.

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

1. На основе пакета ANSYS Fluent подготовить программно-алгоритмическое обеспечение для моделирования плоского и пространственного обтекания моделей ЛА в рабочей части АТ малых скоростей, провести тестовые расчёты и сравнение с достоверными экспериментальными данными.
2. Определить область рабочей части АТ Т-500, в которой влияние струйной границы рабочей части, сопла и диффузора на значения АДК модели минимально.
3. Выполнить численные параметрические исследования о влиянии коэффициента загромождения рабочей части на значения аэродинамических коэффициентов модели и параметры потока.
4. Разработать методику пересчёта результатов модельных весовых испытаний в рабочей части АТ на условия свободного потока.

Объектом исследования являются: профиль крыла как пример хорошо обтекаемого тела; бесконечный круговой цилиндр, круговой цилиндр конечной длины, сегментально-коническое тело, затупленное осесимметричное тело с конической юбкой в кормовой части как примеры плохо обтекаемых тел; открытая и закрытая рабочие части АТ малых скоростей.

Предметом исследования являются поле скоростей в открытой и закрытой рабочей части АТ малых скоростей как без модели, так и в её присутствии, АДК типовых моделей, влияние коэффициента загромождения рабочей части АТ моделью на значения её АДК.

Методы исследования: В работе использованы метод математического моделирования обтекания моделей в рабочих частях АТ малых скоростей и в свободном потоке на основе решения плоского и пространственного течения вязкого несжимаемого газа, а также метод испытания дренированных моделей ЛА в дозвуковой АТ. Расчетный метод представляет собой метод контрольных объемов, реализованный в пакете ANSYS Fluent.

Научная новизна диссертационной работы:

1. На основании систематических расчётов и анализа опубликованных экспериментальных данных установлено, что отношение значений АДК модели в рабочей части и в свободном потоке не зависит от угла атаки и описывается линейной зависимостью от коэффициента загромождения.
2. Определены значения коэффициента загромождения в открытой и в закрытой рабочей части, при которых влияние её границ на значения АДК модели отсутствует.
3. Предложена методика определения значений аэродинамических коэффициентов моделей в свободном (безграничном) потоке.
4. Рассмотрены особенности обтекания модели как в открытой, так и в закрытой рабочей части АТ малых скоростей и их связь с закономерностями изменения аэродинамических коэффициентов.

Степень достоверности полученных научных положений, результатов и выводов, приведенных в диссертации, гарантируется последовательным использованием математических моделей обтекания, базирующихся на основных уравнениях механики сплошных сред, являющихся выражением фундаментальных законов сохранения массы, количества движения и энергии; корректностью выбора расчетной области, краевых условий и численного метода; корректностью построения расчётных сеток; согласованием отдельных результатов математического моделирования с достоверными экспериментальными данными.

Практическая значимость диссертационной работы:

1. Разработана методика пересчёта результатов весовых трубных испытаний на условия свободного потока.
2. Определены размеры модели, при которых её аэродинамические коэффициенты в рабочей части и в свободном потоке близки друг к другу.
3. Определена область рабочей части АТ Т-500, где обеспечивается минимальное влияние сопла и диффузора на значения аэродинамических коэффициентов модели.
4. Подготовлено программно-алгоритмическое обеспечение расчётов, позволяющего проводить математическое моделирование обтекания моделей летательных аппаратов в открытой и в закрытой рабочих частях АТ малых скоростей.

На защиту выносятся:

1. Методика определения значений аэродинамических коэффициентов модели в свободном потоке по результатам экспериментальных исследований в АТ малых скоростей.
2. Рекомендации по выбору размеров модели, при которых значения её аэродинамических коэффициентов в рабочей части и в свободном потоке совпадают.
3. Выбор математической модели течения несжимаемого вязкого газа и её численная реализация на основе использования программного комплекса ANSYS Fluent.

4. Результаты исследования обтекания моделей различного размера в открытой и закрытой рабочих частях АТ малых скоростей и в свободном потоке.
5. Определение области рабочей части АТ Т-500, где обеспечивается минимальное влияние сопла и диффузора на значения аэродинамических коэффициентов модели.

Рекомендации по внедрению: Результаты данной работы могут быть рекомендованы для использования при выборе размера аэродинамической модели и при вторичной обработке результатов аэродинамического эксперимента в АТ малых скоростей, а также в учебном процессе кафедры СМЗ «Динамика и управления полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Личное участие соискателя в получении результатов, изложенных в диссертации: Создание программно-алгоритмического обеспечения расчётов, проведение расчётов обтекания, их анализ и обобщение, разработка методики и её проверка по опубликованным экспериментальным данным.

Апробация основных результатов работы: Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на: Седьмом Международном Аэрокосмическом Конгрессе IAC'12 (Москва, 2012 г.); Международной молодежной научной конференции XXXIX ГАРАРИНСКИЕ ЧТЕНИЯ (Москва, 2013 г.); XV международном симпозиуме «Уникальные феномены и универсальные ценности культуры» (Москва, 2014 г.); XVII Международной конференции по методам аэрофизических исследований (Новосибирск, 2014 г.); XVII школы-семинаре «СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ», посвященной памяти академика Г.Г. Черного (Сочи, 2014 г.); Вьетнамо-российской международной научной конференции 2015 г. (Ханой, Вьетнам, 2015 г.); XI Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань, 2015 г.).

Публикации: По теме диссертации опубликовано 13 научных работ. Основное содержание диссертационного исследования отражено в 5 научных статьях, опубликованных в рецензируемых ВАК Минобрнауки РФ журналах, и в 8 докладах и их аннотациях, опубликованных в сборниках трудов научных конференций.

Структура и объём диссертации: Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения и списка литературы. Общий объем составляет 182 страниц, 168 рисунков и 17 таблиц. Список литературы содержит 104 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертации, определяется объект и предмет исследования, формулируются цель и характеризуются основные методы выполненного исследования, научная новизна и практическая значимость работы, приводятся описание ее структуры и содержания.

В первой главе диссертации изложен численный метод расчета вязкого пространственного течения около модели в открытой и закрытой рабочей части АТ малых скоростей и в свободном потоке. Описана математическая модель вязкого пространственного течения около модели, включая уравнения Рейнольдса, модели турбулентности, численный алгоритм их решения и граничные условия. Численное решение этой системы уравнений осуществлялось с помощью метода контрольного объема, реализованного в пакете ANSYS Fluent (License Costumer # 339001 – Bauman Moscow State Technical University).

Для выбора модели турбулентности были проведены расчёты обтекания профиля NASA0012 в свободном потоке с использованием ($k-\epsilon$) и SST моделей турбулентности при числе $Re=2,88 \times 10^6$, определенном по длине хорды профиля. Расчётная область представляла собой сочетание прямоугольника и полуокружности, в центре которой располагалась модель профиля. Линейные размеры расчётной области составляли в продольном направлении 22,5 хорд профиля, а в поперечном направлении 15 хорд профиля. Количество расчётных ячеек составляло 89000.

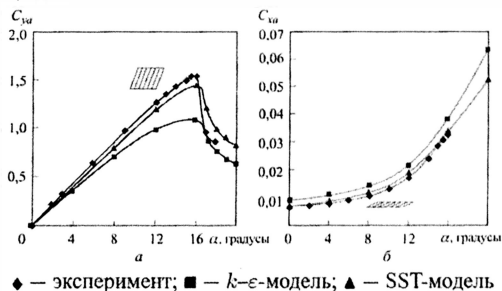


Рис.1. Коэффициенты подъёмной силы (а) и силы лобового сопротивления (б) в зависимости от угла атаки и моделей турбулентности при $Re=2,88 \times 10^6$

На основе сравнения экспериментальных и расчетных данных о значениях АДК профиля при использовании SST и $k-\epsilon$ моделей турбулентности (Рис.1) выбрана SST модель.

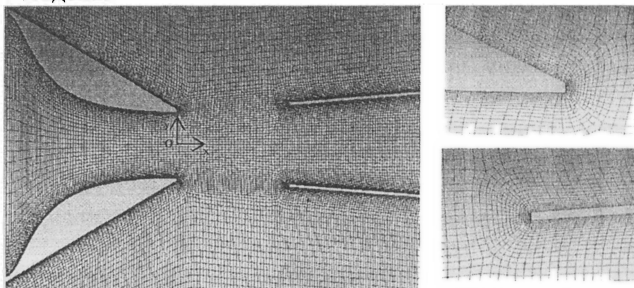


Рис.2. Расчётная сетка в АТ Т-500

В расчетах использовалась структурированная сетка, часть которой при расчете в АТ Т-500 представлена на Рис.2. Сравнение результатов физических измерений и расчета поля скоростей и скоростного напора в рабочих частях АТ Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана и АТ Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН показало их хорошее согласование (Рис.3).

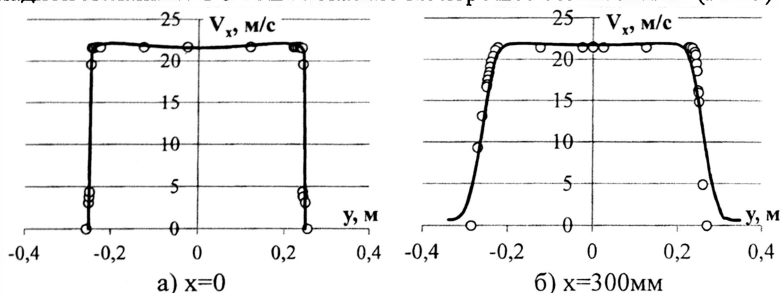


Рис.3. Расчётные и измеренные профили скорости в рабочей части АТ Т-500. Скорость на срезе сопла $V=21,6$ м/с. (о) – эксперимент; (—) – расчёт

Результаты проведенных расчетов обтекания модели космического аппарата «ORION» (США) также показали хорошую сходимость с экспериментальными данными (Рис.4), полученными в дозвуковой АТ академии военно-воздушных сил США (US Air Force Academy).

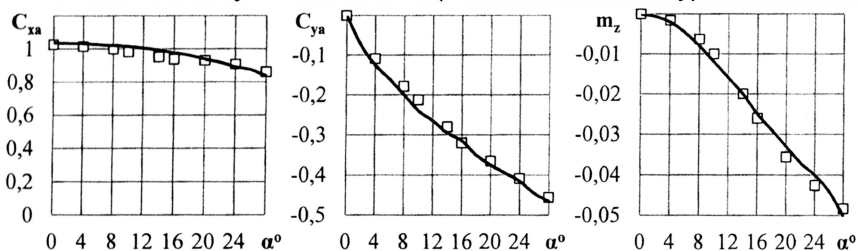


Рис.4. Зависимости аэродинамических коэффициентов модели ORION от угла атаки при $Re_D=10^6$. (□) - расчётные; (—) - экспериментальные

Верификация численного метода проведена также на примере расчета распределения давления на поверхности кругового цилиндра и коэффициента его лобового сопротивления при числах Рейнольдса $Re_D=10^4 \div 3 \times 10^5$.

Во второй главе рассматривается обтекание профиля NASA0012 и кругового цилиндра в открытой (АТ Т-500) и в закрытой (АТ Т-324) рабочих частях. Решается плоская задача и за контуры АТ Т-500 и АТ Т-324 приняты их контуры в плоскости симметрии. Расчетная область включает форкамеру, сопло, рабочую часть и диффузор. При расчете обтекания модели в рабочей части АТ на границе расчётной области задаются следующие условия:

- на входе в форкамеру задаётся равномерный профиль скорости;
- на правой границе расчётной области, где выход из диффузора, задаётся условие постоянного массового расхода;

- на поверхностях сопла, диффузора и модели задаётся условие прилипания;
- в случае открытой рабочей части на остальных границах расчётной области задаётся атмосферное давление.

Результаты расчётов обтекания профиля с длиной хорды $b=200\text{мм}$ ($\xi=b/l=0,4$) при $Re=6,3 \times 10^5$ в АТ Т-500, приведенные на Рис.5, показывают, что для условий течения в рабочей части и в свободном потоке, наблюдается существенное отличие значений $C_{ya}(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$.

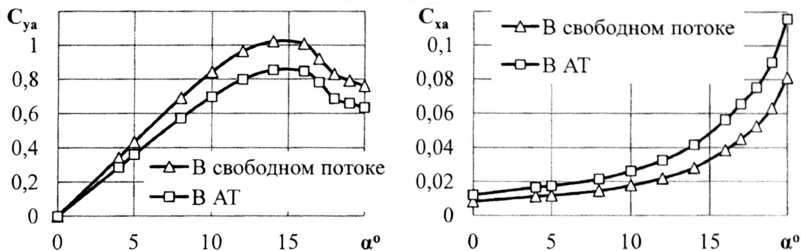


Рис.5. Зависимости $C_{ya}(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$ при обтекании профиля NASA0012 в свободном потоке и в АТ Т-500 при $b=200\text{мм}$ и $Re=6,3 \times 10^5$

Это связано с возникновением угла индуцированного скоса потока $\Delta\alpha$ в рабочей части АТ. Наличие угла скоса приводит к уменьшению угла атаки и подъемной силы, к возникновению дополнительного индуктивного сопротивления. В закрытой рабочей части угол скоса меньше, также как и различие значений $C_{ya}(\alpha)$ и $C_{xa}(\alpha)$ в АТ и в свободном потоке. Продольная составляющая вектора скорости вверх по потоку от модели на её оси не отличается от скорости V_0 на выходе из сопла.

Отмеченные отличия исчезают при уменьшении длины хорды в два раза. Значения АДК профиля с хордой $b=100\text{мм}$ не отличаются от соответствующих значений в невозмущенном потоке (Рис. 6).

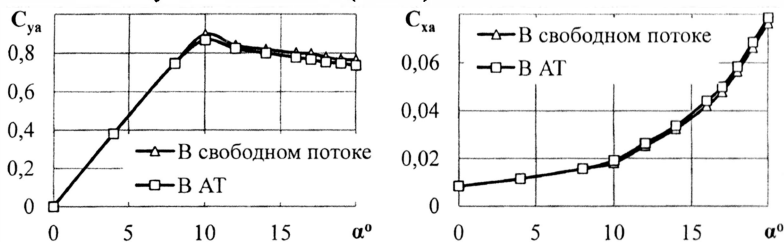


Рис.6. Зависимости $C_{ya}(\alpha)$, $C_{xa}(\alpha)$ при обтекании профиля ($b=100\text{мм}$) в свободном потоке и в АТ Т-500 при числе $Re=3,15 \times 10^5$

Имея в виду, выбор размера модели и определение влияния её размера на изменение АДК были проведены расчёты обтекания профиля при $Re_b=6,3 \times 10^5$, $0,2 \leq \xi \leq 0,6$ и $\alpha=5^\circ, 10^\circ, 20^\circ$, а также обтекания цилиндра при $0,05 \leq \xi \leq 0,2$. Коэффициент загромождения для профиля определяется в соответствии с классической теорией как $\xi=b/h$, где b – хорда профиля, h – высота сопла.

Коэффициент загромождения для цилиндра определяется как отношение его диаметра D к высоте сопла $\xi = D/h$.

Значения относительного приращения $\Delta x = (C_{xa} - C_{xaf})/C_{xaf}$ и $\Delta y = (C_{ya} - C_{yaf})/C_{yaf}$ в открытой и в закрытой рабочей части приведены на Рис.7,8 и могут быть аппроксимированы линейными зависимостями от параметра $(\xi - \xi^*)$, которые не зависят от угла атаки, где значение с индексом «f» соответствуют значению в свободном потоке.

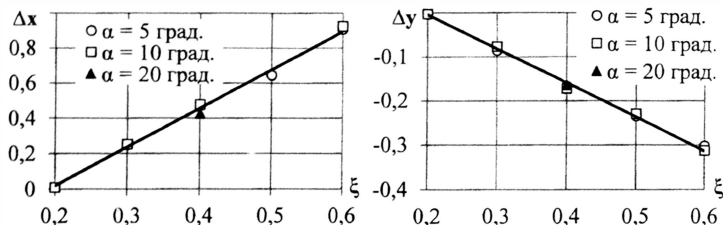


Рис.7. Значения относительного приращения $\Delta x(\xi)$ и $\Delta y(\xi)$ профиля при $Re_b = 6,3 \times 10^5$ в АТ Т-500

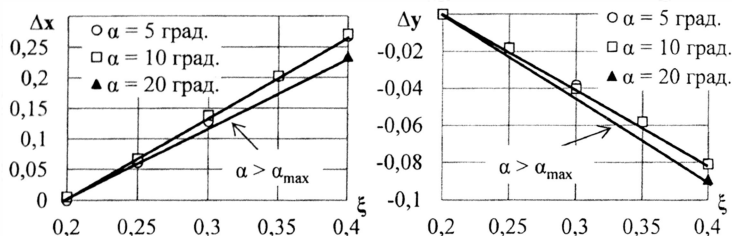


Рис.8. Значения относительного приращения $\Delta x(\xi)$ и $\Delta y(\xi)$ профиля при $Re_b = 6,3 \times 10^5$ в АТ Т-324

Значения Δx и Δy не зависят от угла атаки при $\alpha < \alpha_{max}$ и при $\alpha > \alpha_{max}$. При $\alpha > \alpha_{max}$ происходит отрыв потока с передней кромки профиля и вся его подветренная сторона оказывается в отрывной донной области, за которой формируется протяженная область заторможенного течения. Изменение картины течения приводит к незначительному изменению наклона линий $\Delta x(\xi)$ и $\Delta y(\xi)$ при $\alpha > \alpha_{max}$ (Рис.8). Независимость от угла атаки $\Delta x(\xi)$ и $\Delta y(\xi)$ следует и из анализа опубликованных результатов экспериментальных исследований (Shindo S., 1994г.).

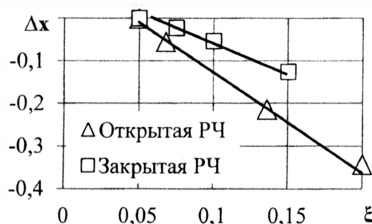


Рис.9. Значения $\Delta x(\xi)$ кругового цилиндра при $Re_D = 10^5$

Зависимости $\Delta x(\xi)$ при обтекании кругового цилиндра в открытой и в закрытой рабочей части приведены на Рис.9, графики которого также линейны относительно ξ и позволяют определить значение ξ^* . При обтекании цилиндра и профиля в открытой рабочей части $\xi^*=0,05$ и $\xi^*=0,2$ соответственно, а в закрытой рабочей части $\xi^*=0,057$ и $\xi^*=0,2$.

Графики Рис.7-9 показывают, что по абсолютной величине значения Δx , Δy в закрытой рабочей части примерно в 2 раза меньше чем в открытой.

Третья глава посвящена исследованию пространственного обтекания трёх моделей плохо обтекаемых тел (Рис.10) в открытой рабочей части АТ Т-500 (Рис.11). Расчётная область представляла собой параллелепипед, внутри которого расположены: часть форкамеры, сопло, рабочая часть с моделью и диффузор (Рис.11). Граничные условия при расчёте течения в рабочей части приведены в предыдущем разделе. Модель располагалась на расстоянии 500мм от среза сопла вдоль оси рабочей части.

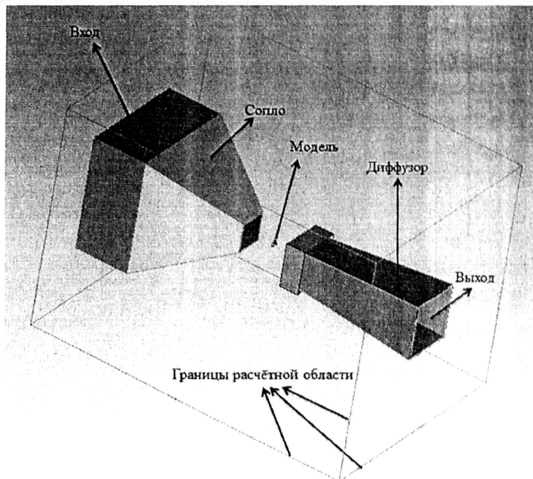
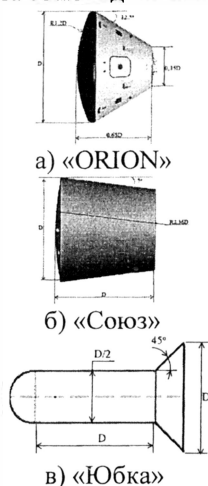


Рис.10. Исследуемые модели

Рис.11. АТ Т-500 и расчётная область

При расчёте обтекания модели свободным потоком расчётная область представляла собой круговой цилиндр, в центре которого располагается модель. Диаметр цилиндра равен $15D$, а длина равна $25D$, где D – максимальный диаметр модели. На левой границе задаётся значение скорости, равное скорости на выходе из сопла, на остальных поверхностях расчётной области задаётся атмосферное давление, а на поверхности модели задаётся условие прилипания. При расчёте течения в рабочей части генерировалась неструктурированная сетка, а при расчёте обтекания модели свободным потоком – структурированная.

Для анализа влияния размера модели на значения АДК модели проведены расчёты её обтекания в рабочей части АТ Т-500 при $Re=4 \times 10^5$, ξ от 0,05 до 0,2 и $\alpha=0 \div 20^\circ$. Количество расчётных ячеек в присутствии модели составляло

1400000. В случае свободного обтекания количество расчётных ячеек составляло 800000.

Зависимости АДК от коэффициента ξ для всех рассмотренных моделей описываются кусочно-линейной зависимостью. В качестве примера на Рис.12 представлены результаты расчета коэффициентов $C_{xa}(\xi)$, $C_{ya}(\xi)$ модели «Союз».

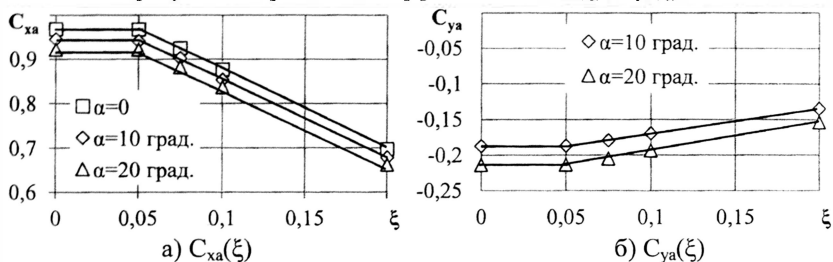


Рис.12. Зависимости АДК модели «Союз» от ξ в открытой рабочей части при $Re_D=4 \times 10^5$

Картины линий тока и поле коэффициента давления около модели «Союз» при $\xi=0,2$ и $\alpha=0$; 10° представлены на Рис.13. За донным срезом модели формируется тороидальный вихрь, размеры которого увеличиваются с увеличением диаметра модели. Вихревое течение распространяется и на поверхность обратного конуса, которая при всех углах атаки находится в зоне отрывного течения. Это обстоятельство способствует выравниванию давления на конической поверхности. Непосредственно за донным срезом скорость потока направлена ко дну модели. На расстоянии около двух диаметров от донного среза скорость потока на оси симметрии становится равной нулю и при увеличении расстояния от модели течение направлено в сторону диффузора

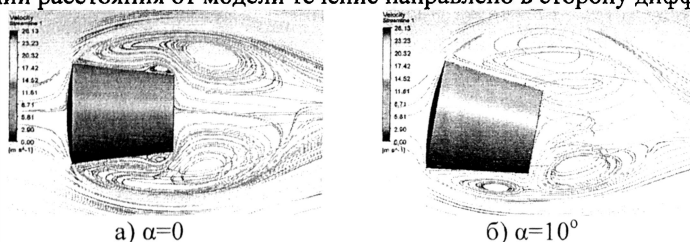


Рис.13. Картины линий тока около модели при $\xi=0,2$ и $Re_D=4 \times 10^5$

Наличие угла атаки приводит к незначительному изменению давления на конической части модели, к неравномерному распределению донного давления и к смещению максимума давления на лобовом экране. Коническая и донная поверхности модели находятся в зоне разрежения.

Картины течения в донной области других моделей подобны приведенным на Рис.13. Давление на поверхности моделей мало меняется при изменении ξ за исключением малой окрестности точки излома образующей и на донном срезе.

Влияние рабочей части на АДК представлено на Рис.14, графики которого иллюстрируют линейную зависимость Δx , Δy , Δm от ξ и её отсутствие при $\xi \leq 0,05$. Зависимости Δx , Δy , Δm от ξ всех трех моделей практически совпадают.

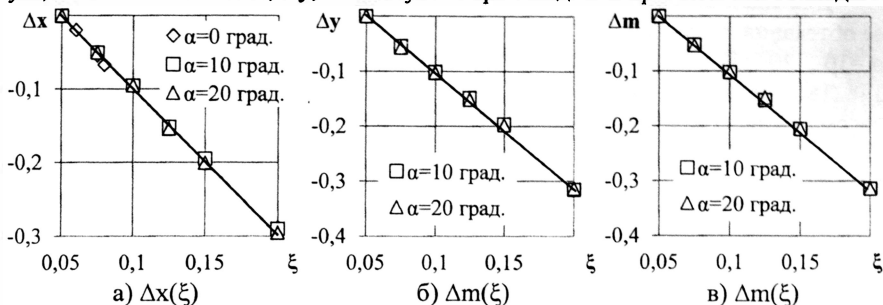


Рис.14. Зависимости Δx , Δy , Δm модели «ORION» от ξ в открытой рабочей части

Влияние угла атаки на значения Δx , Δy , Δm при $\xi=0,2$ приведено на Рис.15, графики которого показывают их независимость от α .

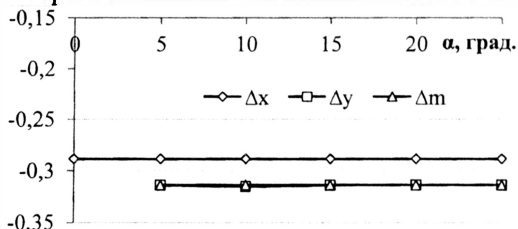


Рис.15. Изменение Δx , Δy , Δm при $\xi=0,2$ от угла атаки

В четвертой главе рассмотрено пространственное обтекание упомянутых трех моделей в закрытой рабочей части на примере АТ Т-324 (ИТПМ СО РАН). Размер рабочей части 1х1х4м (Рис.16).

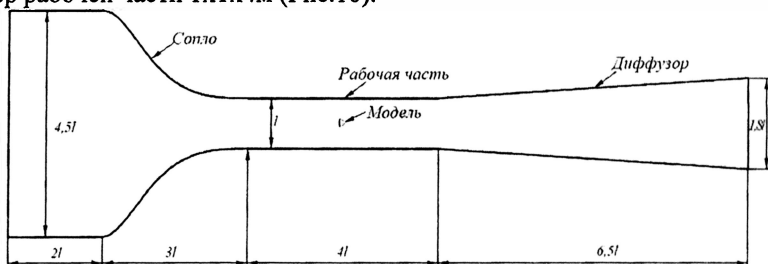


Рис.16. Расчётная область при расчёте обтекания модели в закрытой рабочей части

Модель располагалась в центре рабочей части и её ось совпадала с осью симметрии модели. Передняя точка торможения модели совпадает с началом правой декартовой системы координат, ось Ox которой совпадает с осью рабочей части и направлена в сторону диффузора. Граничные условия при

расчёте течения в рабочей части и расчёт обтекания модели свободным потоком приведены в предыдущем разделе.

Для анализа влияния размера модели на значения АДК проведены расчёты её обтекания в рабочей части АТ Т-324 при $Re=4 \times 10^5$ и ξ от 0,025 до 0,2 и $\alpha=0$ и $\alpha=10^\circ, 20^\circ$. Количество расчётных ячеек в присутствии модели составляло 1482186. Также как и в предыдущих главах зависимости АДК от ξ для всех рассмотренных моделей описываются кусочно-линейной зависимостью.

В качестве примера на Рис.17 представлены результаты расчета коэффициентов $C_{xa}(\xi)$, $C_{ya}(\xi)$ модели «Союз». В отличие от открытой рабочей части (Рис.12) значения $C_{xa}(\xi)$ увеличиваются, а $C_{ya}(\xi)$ уменьшаются с ростом ξ .

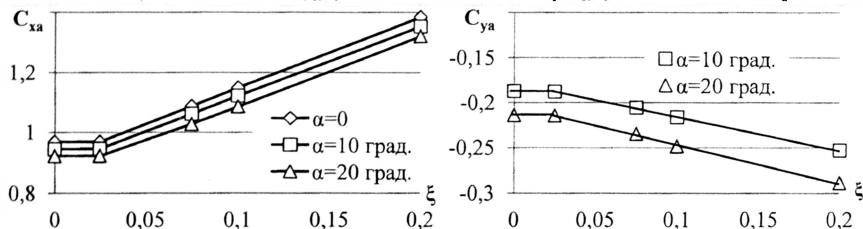


Рис.17. Зависимости АДК модели «Союз» от ξ в закрытой рабочей части при $Re_D=4 \times 10^5$

В отличие от открытой рабочей части увеличение угла атаки приводит к заметным изменениям в распределении давления. Изменение размера модели влечет изменение давления даже на лобовом экране. Если при $\xi \leq 0,1$ давление на наветренной и подветренной образующих конической поверхности остаётся близким к значению $C_p = -0,5$ (для модели «ORION»), как и при $\alpha=0$, то при $\xi=0,2$ коэффициент давления становится близким к $C_p = -1,5$. При этом коэффициент давления остается постоянным вдоль образующей конической поверхности и разница между значением C_p на наветренной и подветренной образующей (ΔC_p) практически не изменяется с увеличением ξ .

В качестве примера на Рис.18 представлено влияние рабочей части на аэродинамические коэффициенты модели «Юбка» в форме зависимостей $\Delta x(\xi)$, $\Delta y(\xi)$, $\Delta m(\xi)$. Также как и выше эти зависимости линейны по ξ и практически совпадают для моделей «Орион» и «Союз». Графики Рис.18 показывают, что при $\xi \leq 0,025$ влияние рабочей части пренебрежимо мало.

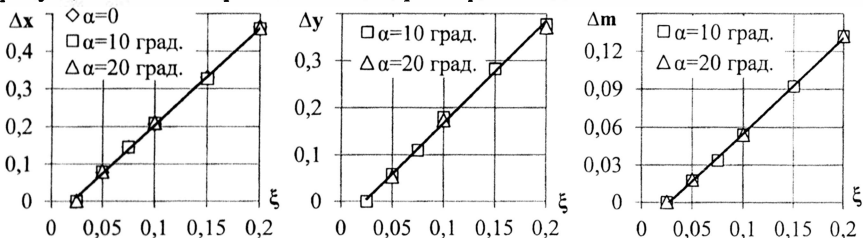


Рис.18. Зависимости Δx , Δy , Δm модели «Юбка» от ξ в закрытой рабочей части

Отметим, что скорость и скоростной напор вверх по потоку от модели практически не отличается от условий свободного обтекания. Профиль скорости на выходе из сопла при всех рассмотренных ξ и α оставался равномерным.

Изменение коэффициента давления по осевой линии панели рабочей части может служить индикатором уровня влияния стенки рабочей части. Малое изменение давления в районе расположения модели при $\xi=0,025$ свидетельствует о малой индукции и о равенстве значений АДК модели в условиях рабочей части и в свободном потоке (Рис.19).

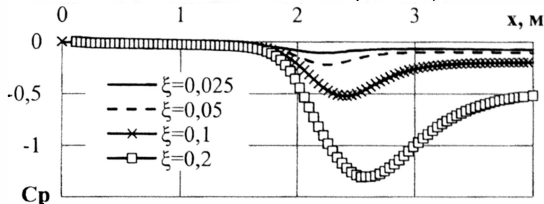


Рис.19. Изменение коэффициента давления по осевой линии панели рабочей части при обтекании модели «Орион» в АТ Т-324 при $\alpha=0$

В качестве примера обтекания модели со свободным отрывом в донную область рассмотрено обтекание кругового цилиндра конечной длины, установленного на нижней панели закрытой рабочей части АТ.

Изменение значений коэффициента лобового сопротивления цилиндра по времени имеет нестационарный характер с малой амплитудой и приращения его значений при изменении ξ лежат в пределах узкой полосы разброса. Вследствие нестационарности обтекания на цилиндре наблюдается знакопеременная боковая сила, амплитуда которой достигает 7% от значения силы лобового сопротивления.

В пятой главе представлена методика переноса результатов весовых испытаний в АТ малых скоростей на условия свободного потока.

Определение области рабочей части АТ Т-500, в которой влияние струйной границы рабочей части, сопла и диффузора на значения АДК модели минимально, проведено путем численного моделирования и дренажного эксперимента. Минимальное различие значений C_x , C_y , m_z профиля в свободном потоке и в рабочей части АТ Т-500 наблюдается в середине рабочей части при $400\text{ мм} \leq x \leq 600\text{ мм}$ и $-100\text{ мм} < y < 0$. Начало координат соответствует средней точки на выходе из сопла (Рис.2).

Проведенный в Главах 2-4 анализ позволил установить значения коэффициента загромождения ξ^* , которые, за малым исключением, равны: $\xi^* \leq 0,05$ - в открытой рабочей части; $\xi^* \leq 0,025$ - в закрытой для плохо обтекаемых моделей и $\xi^* \leq 0,2$ для профиля.

Если размер модели с поддерживающим устройством соответствует условию $\xi \leq \xi^*$, то влиянием границ рабочей части можно пренебречь и значения аэродинамических коэффициентов в свободном потоке и в рабочей части одинаковы.

Если размер модели с поддерживающим устройством превышает допустимый ($\xi_m > \xi^*$), то выполняются следующие действия:

1. Определение значений АДК модели с поддерживающим устройством.
- 1.1. Проводится расчет обтекания модели с поддерживающим устройством при $\alpha = \alpha_1$ (например $\alpha_1 = 10^\circ$) в свободном потоке и в рабочей части при $\xi = \xi_m$.
- 1.2. Определяются значения Δx , Δy , Δm при заданном α_1 .
- 1.3. Зная экспериментальные значения АДК модели с поддерживающим устройством $C_{xa}(\alpha)$, $C_{ya}(\alpha)$, $m_z(\alpha)$, определяются их значения в свободном потоке:

$$C_{xaf}(\alpha) = C_{xa}(\alpha)/(1 + \Delta x), C_{yaf}(\alpha) = C_{ya}(\alpha)/(1 + \Delta y), m_{zf}(\alpha) = m_z(\alpha)/(1 + \Delta m).$$

Значения Δx , Δy , Δm рассчитываются только при одном угле атаки, в то время как $C_{xaf}(\alpha)$, $C_{yaf}(\alpha)$, $m_{zf}(\alpha)$ определяются во всем экспериментальном диапазоне углов атаки. Здесь использовано то обстоятельство, что значения Δx , Δy , Δm не зависят от угла атаки.

2. Значения C_{xaf} , C_{yaf} , m_{zf} могут быть определены и по результатам испытаний двух геометрически подобных моделей, используя линейность зависимостей Δx , Δy , Δm от ξ , без проведения численных расчетов.
3. Определив значения АДК модели с поддерживающим устройством в свободном потоке, рассчитывается влияние этого устройства с использованием подготовленного программно-алгоритмического обеспечения. Расчет влияния поддерживающего устройства удобнее проводить в условиях свободного потока, так как здесь проще строить качественные расчетные сетки.

Отличительными особенностями предложенной процедуры являются:

- отсутствие необходимости определения отдельных коэффициентов влияния (модели, донного следа, подъемной силы, градиента давления и др.) на значения АДК;
- ограничение числа расчетных вариантов по п.1 одним углом атаки;
- возможность определения АДК модели в свободном потоке по результатам испытаний двух геометрически подобных моделей.

Систематическая погрешность определения АДК модели в свободном потоке сохраняет своё экспериментальное значение. Случайная погрешность определяется формулой $\sigma = \sqrt{a^2 + b^2}$, где a - случайная погрешность экспериментального определения; b - случайная погрешность численного расчета. Как свидетельствует опыт компьютерного и физического моделирования ОАО РКК «Энергия», разбросы значений АДК, получаемых при использовании различных программных комплексов, сопоставимы с разбросами, получаемыми на моделях разного масштаба и в разных АТ. В этой связи случайная погрешность определения значений АДК модели в свободном потоке оценивается формулой $\sigma = a\sqrt{2}$.

Приведены примеры применения методики для определения АДК прямоугольного крыла с отклоненным закрылком и учета влияния донной державки на значения АДК модели «ORION».

В заключении сформулированы основные полученные в работе результаты.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ

1. Разработаны методики переноса результатов трубных весовых испытаний модели на условия свободного потока:
 - с применением численного моделирования обтекания модели в рабочей части и в свободном потоке;
 - путём обработки результатов испытаний двух геометрически подобных моделей с использованием свойства линейной зависимости от коэффициента загромождения отношений значений аэродинамических коэффициентов в рабочей части и в свободном потоке.
2. Определены значения коэффициента загромождения ξ^* , при которых отсутствует влияние границ рабочей части на значения аэродинамических коэффициентов моделей.
3. Определена область рабочей части АТ Т-500, в которой влияние сопла и диффузора на значения аэродинамических коэффициентов модели минимально.
4. В открытой рабочей части АТ Т-500 и в закрытой рабочей части АТ Т-324 проведены параметрические расчёты параметров течения около профиля и плохо обтекаемых тел. Изучено влияние размера модели на значения её аэродинамических коэффициентов.
5. Установлено, что отношение значений аэродинамических коэффициентов модели в рабочей части и в свободном потоке не зависит от угла атаки и линейно по параметру $(\xi - \xi^*)$, где ξ^* есть максимальное значение коэффициента загромождения, при котором отсутствует влияние границ рабочей части.
6. На основе пакета ANSYS Fluent подготовлено программно-алгоритмическое обеспечение для моделирования плоского и пространственного обтекания моделей летательных аппаратов в рабочей части АТ малых скоростей.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Буй В.Т. Анализ обтекания профиля в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей // ВЕСТНИК МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия "Машиностроение". 2013. № 4. С. 109-119. (0,9 п.л.).
2. Буй В.Т., Лапыгин В.И. О влиянии размера модели на её аэродинамические характеристики в аэродинамической трубе малых скоростей // Матем. моделирование. 2015. Т. 27, №5. С. 28-38. (1,2 п.л./0,8 п.л.).
3. Буй В.Т., Лапыгин В.И. Моделирование обтекания модели в закрытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей и в свободном потоке//Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, №3. С. 365-372. (0,8 п.л./0,4 п.л.).
4. Буй В.Т., Хлупнов А.И. Моделирование силового нагружения модели при изменении её положения в рабочей части аэродинамической трубы // <http://technomag.edu.ru>: Наука и образование. МГТУ им. Баумана. № 04. 2015. DOI: 10.7463/0415.0765177. С. 73-88. (0,8 п.л./0,7 п.л.).

5. Буй В.Т. Методика переноса результатов модельных испытаний в аэродинамической трубе малых скоростей с открытой рабочей частью на условия свободного потока // <http://aerospjjournal.ru>: Сетевое издание «Аэрокосмический научный журнал». № 04. 2015. DOI: 10.7463/aersp.0415.0801630. 15 с. (1 п.л.).
6. Буй В.Т. Моделирование течения в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей в двумерном приближении // Труды Седьмого Международного Аэрокосмического Конгресса IAC'12. 26-31 августа 2012. Москва. С. 109. (0,1 п.л.).
7. Буй В.Т. Математическое моделирование обтекания профиля в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей при различных числах Рейнольдса // XXXIX Гагаринские чтения. Научные Труды Международной молодежной научной конференции. Москва, 9-13 апрель 2013. М.: МАТИ. Т. 2. С. 79-81. (0,15 п.л.).
8. Буй В.Т. Определение коэффициента загрузки трубы при обтекании профиля в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей // Общество-язык-культура: проблемы взаимодействия в XXI веке: Сборник научных докладов XV международного симпозиума «Уникальные феномены и универсальные ценности культуры». М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана 2014. С. 264-265. (0,1 п.л.).
9. Bui V.T., Lapygin V.I. Numerical simulation of a flow around a model in test section of low-speed wind tunnel // International Conference on Methods of Aerophysical Research: Proc. Novosibirsk. Russia. June 30–July 6 2014. ISBN 978-5-9905592-8-8. 9 p. (0,2 п.л./0,1 п.л.).
10. Буй В.Т., Лапыгин В.И. Влияние размера модели на её аэродинамические характеристики при испытаниях в аэродинамической трубе малых скоростей // Современные проблемы аэрогидродинамики: Тезисы докладов XVII школы-семинара, посвященной памяти академика Г.Г. Черного. 20-30 августа 2014г. Сочи, «Буревестник» МГУ. М.: Изд-во Московского университета. 2014. С. 30. (0,13 п.л./0,06 п.л.).
11. Буй В.Т., Лапыгин В.И., Хлупнов А.И. Математическое моделирование обтекания модели в рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей // Вьетнамо-российская международная научная конференция 2015г. Тезис докладов. 02-03 апреля 2015 г. Ханой, Вьетнам: ЛКД изд-во. 2015. С. 83-85. (0,4 п.л./0,2 п.л.).
12. Bui V.T., Lapygin V.I. On flow pattern around a finite-length circular cylinder in low-speed wind tunnel // The 13th Asian Symposium on Visualization: Abstracts. 2015. Novosibirsk, Russia. ISBN 978-5-98901-163-6. P.32. (0,1 п.л./0,05 п.л.).
13. Буй В.Т., Хлупнов А.И. Моделирование обтекания кругового цилиндра конечной длины в закрытой рабочей части аэродинамической трубы малых скоростей и влияние загромождения её рабочей части // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сборник докладов. Казань, 20–24 августа 2015 г. С. 610-612: (0,01 п.л./0,008 п.л.).