

На правах рукописи



Алиева Диана Александровна

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ  
ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА В ШИРОКОМ  
ДИАПАЗОНЕ УГЛОВ АТАКИ И ИХ ФЕНОМЕНОЛОГИЧЕСКОЕ  
МОДЕЛИРОВАНИЕ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ  
ДЛЯ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА

Специальность 2.5.12.

Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Жуковский, 2024

Работа выполнена на базе Федерального автономного учреждения «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»).

**Научный руководитель:** **Храбров Александр Николаевич**  
кандидат физико-математических наук,  
ведущий научный сотрудник, ФАУ «ЦАГИ»

**Официальные оппоненты:** **Овчаренко Валерий Николаевич**  
доктор технических наук, профессор,  
Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)  
«МАИ», профессор.

**Назарова Динара Камилевна**  
кандидат технических наук,  
Московский государственный технический  
университет им. Н.Э. Баумана (национальный  
исследовательский университет), доцент.

**Ведущая организация:** **ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им.  
профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А.  
Гагарина»** (394064, г. Воронеж, ул. Старых  
Большевиков, д.54 «А»).

Защита диссертации состоится «25» июня 2024 года в ч. миң. на заседании диссертационного совета 31.1.006.01 Федерального автономного учреждения «Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского» по адресу: 140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д.1

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФАУ «ЦАГИ» по адресу 140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д.1.

Автореферат разослан «    » \_\_\_\_\_ 2024.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 140180, г. Жуковский, ул. Жуковского, д.1, ученый совет ФАУ «ЦАГИ».

Ученый секретарь  
диссертационного совета 31.1.006.01  
доктор физико-математических наук,  
доцент

М.А. Брутян

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

### **Актуальность темы исследования**

Работа посвящена экспериментальному исследованию нестационарных аэродинамических характеристик модели магистрального самолета в широком диапазоне углов атаки на малых дозвуковых скоростях и развитию методов их математического моделирования в продольном движении для задач динамики полета. Актуальность темы обусловлена тем, что потеря устойчивости и управляемости при выходе на большие углы атаки является одной из наиболее распространенных причин авиакатастроф самолетов гражданской авиации. В связи с этим для обеспечения безопасности полета необходимо решать различные динамические задачи, связанные с выходом самолета за пределы эксплуатационных режимов. Экспериментальные исследования в аэродинамических трубах (АДТ) показывают, что на этих режимах возникают нелинейные особенности в аэродинамических характеристиках, требующие адекватного математического моделирования. Большое количество исследований в этой области проведено для маневренных самолетов, тогда как движению магистральных самолетов на больших углах атаки уделяется значительно меньше внимания.

В настоящее время наряду с данными летных испытаний, которые остаются наиболее достоверным источником информации о движении реального самолета, и испытаний в АДТ для определения параметров математических моделей нестационарных аэродинамических характеристик становится актуальным использование данных, полученных методами вычислительной аэродинамики. Разработанные модели могут применяться в исследованиях динамики, направленных на обеспечение безопасности полета, а также для совершенствования программного обеспечения пилотажных стендов и тренажеров.

### **Степень разработанности темы исследования**

Определение аэродинамических сил и моментов при неустановившемся движении самолета является важным вопросом с теоретической и практической точек зрения. С одной стороны, изучение нестационарных аэродинамических характеристик (АДХ) представляет фундаментальный научный интерес. С другой стороны, упрощенное математическое описание аэродинамических характеристик является неотъемлемой частью решения прикладных задач динамики полета. Обеспечение безопасности полета самолетов является приоритетной задачей гражданской авиации. Для ее реализации необходимо исследование аэродинамики и динамики самолета в расширенной области режимов полета, включающей режимы сваливания на больших углах атаки.

Точные классические решения о гармоническом движении профиля крыла, движении при ступенчатом изменении угла атаки и вхождении в порыв ветра были получены в начале двадцатого века. Тогда же была сформулирована традиционная математическая модель аэродинамических характеристик, основанная на концепции аэродинамических производных. В ее основе лежат предположения о малости

возмущений и линейности зависимостей аэродинамических сил и моментов от кинематических параметров движения. Такая модель записывается в виде полинома первой степени от кинематических параметров и отклонений органов управления. Она широко применяется и хорошо себя зарекомендовала при решении широкого ряда задач динамики полета в области безотрывного обтекания. Коэффициенты этой модели могут быть определены путем расчета или экспериментально.

Экспериментальные исследования остаются в настоящее время наиболее достоверным источником данных об аэродинамических характеристиках самолета. Они включают широкий спектр испытаний. Наиболее полный объем информации о нагрузках при неустановившемся движении самолета можно получить в полете самолета в натурных условиях. Однако летные испытания дороги и, очевидно, имеют место, на заключительных этапах разработки летательного аппарата. В связи с этим проводятся испытания в аэродинамических трубах на различных динамических стендах, реализующих свободное и управляемое движение. Статические испытания и испытания с вынужденными гармоническими колебаниями малой амплитуды предоставляют достаточный объем данных для построения упомянутой выше традиционной модели аэродинамики. На больших углах атаки возникают нелинейные эффекты, связанные с развитием отрыва потока, и традиционная модель аэродинамики становится неприменимой. Для их изучения используются установки с вынужденными колебаниями с большими амплитудами. В экспериментах этого типа регистрируются петли динамического гистерезиса аэродинамических характеристик, которые могут проявлять нелинейные свойства при изменении частоты и амплитуды колебаний. Среди установок, допускающих свободное движение, особенно перспективными представляются установки с тремя степенями свободы, так как они позволяют получить ценные результаты без переусложнения методики проведения испытаний и обработки данных. На них можно исследовать также и дистанционно управляемое движение динамически подобных моделей самолета.

С появлением компьютеров стали развиваться численные методы. В настоящее время они переживают период расцвета и позволяют решать в том числе нелинейные нестационарные задачи аэрогидродинамики. Их основное преимущество состоит в возможности проводить расчет для натуральных чисел Рейнольдса. Хотя задачи, связанные с отрывом потока при движении на больших углах атаки, и нестационарные задачи остаются сложными в части выбора рациональных методов решения уравнений и моделей турбулентностей, тем не менее, движение в сторону все большего использования методов вычислительной аэродинамики (CFD) очевидно.

К практическим задачам динамики полета относятся прямое численное моделирование динамики, изучение картины критических режимов, исследование устойчивости и управляемости движения, разработка систем управления. При этом возникает необходимость совместного решения уравнений движения самолета и определения его аэродинамического отклика на изменение параметров движения.

Очевидно, что методы вычислительной аэродинамики для этого неприменимы и требуется создание упрощенного описания аэродинамики. Такие упрощенные описания в данной работе называются феноменологическими математическими моделями аэродинамики. Они должны адекватно описывать физические явления, происходящие в потоке на режимах, для которых они разрабатываются, а также легко интегрироваться в имеющиеся математическое описание самолета и допускать совместное интегрирование с уравнениями движения самолета в реальном времени. Использование данных CFD расчетов для определения параметров таких моделей является перспективной современной задачей. Однако, только летный эксперимент предоставляет информацию о реальном объекте в натуральных условиях, поэтому возможности применения летных данных для определения коэффициентов феноменологических моделей аэродинамики продолжают исследоваться.

Классическим подходом для описания изменения аэродинамических сил и моментов при произвольном изменении параметров его движения от времени является метод переходных функций. Он имеет наиболее строгое математическое обоснование, однако его применение в задачах динамики полета осложняется трудностью определения пространства переходных функций для воспроизведения аэродинамической реакции при произвольном изменении параметров движения. Альтернативный феноменологический подход с введением дополнительных обыкновенных дифференциальных уравнений для внутренних переменных состояния лишен этого недостатка. Изменение внутренних переменных описывает динамические свойства отрывного или вихревого обтекания самолета. Он разрабатывался в ряде работ, в том числе при наличии гистерезиса в статических характеристиках. В последнем случае, однако, существующие в настоящий момент модели имеют ряд недостатков, поэтому этот вопрос требует дальнейшего изучения. В линейном случае оба упомянутых подхода эквивалентны.

Также остается открытым вопрос о том, как влияет применение математических моделей разного типа на результаты решения прикладных задач динамики. Имеются некоторые данные о том, что учет нелинейных нестационарных эффектов повышает точность моделирования динамики маневренных аппаратов, для гражданских самолетов этот вопрос исследуется в настоящее время, но все еще мало изучен.

В ЦАГИ нестационарные аэродинамические характеристики изучаются на протяжении многих лет, как экспериментально, так и с точки зрения математического моделирования и развития вычислительных методов. Большой вклад в развитие этого направления внесли Столяров Г.И., Святодух В.К., Гоман М.Г., Храбров А.Н., Шелюхин Ю.Ф. и другие. Среди зарубежных исследователей следует отметить V. Klein, P. Murphy, J. Morelli (США), D. Greenwell, M. Lowenberg (Великобритания).

### **Цель и задачи исследования**

**Целью работы** развитие методов феноменологического описания нестационарных аэродинамических характеристик магистрального самолета в продольном движении в широком диапазоне углов атаки на основе их экспериментального исследования в АДТ малых дозвуковых скоростей.

В соответствии с целью работы были поставлены следующие **задачи**:

1. Экспериментальное исследование нестационарных аэродинамических характеристик модели магистрального самолета в АДТ при малой дозвуковой скорости при вынужденных гармонических колебаниях в широком диапазоне углов атаки.

2. Экспериментальное исследование нестационарных аэродинамических характеристик модели магистрального самолета в АДТ при малой дозвуковой скорости при управляемом движении в результате дистанционного отклонения рулей высоты.

3. Разработка феноменологической квазистационарной модели продольных АДХ модели магистрального самолета, учитывающей затягивание развития отрывного обтекания при движении на больших углах атаки.

4. Развитие феноменологического подхода с введением дополнительных дифференциальных уравнений для описания статического гистерезиса продольных АДХ модели магистрального самолета для задач динамики полета.

5. Применение данных численного расчета обтекания (CFD) профиля и летных данных для магистрального самолета для определения аэродинамических коэффициентов в продольном движении.

**Объектом** исследования является гражданский магистральный самолет. **Предметом** – его нестационарные аэродинамические характеристики при движении на больших углах атаки с дозвуковыми скоростями и способы их феноменологического моделирования.

### **Методология и методы исследования**

Для решения поставленных задач использовались следующие методы. Метод дискретных вихрей для расчета аэродинамических производных; нелинейный метод несущей линии Прандтля; феноменологический способ моделирования нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик с введением дополнительных обыкновенных дифференциальных уравнений; методы регрессионного анализа и оптимизации для определения параметров математических моделей; методы проведения аэродинамического эксперимента в АДТ, сбора и обработки данных.

### **Научная новизна**

1. Получены новые экспериментальные данные для модели типичного пассажирского самолета с открытой геометрией при вынужденных и свободных управляемых движениях в АДТ при малой дозвуковой скорости. Полученные данные могут служить основой для тестирования разрабатываемого программного обеспечения, реализующего различные численные методы, а также для разработки феноменологических математических моделей АДХ и их валидации.

2. Предложен новый способ описания продольных аэродинамических характеристик, учитывающий нелинейную зависимость силы и момента от угловой скорости. Он учитывает динамические эффекты затягивания развития отрывного

обтекания, и имеет простую, заранее заданную табличную структуру, которая удобна в построении и может быть легко интегрирована в имеющееся программное обеспечение моделирования динамики.

3. Предложена модификация феноменологического подхода с введением дополнительных обыкновенных дифференциальных уравнений с целью учета гистерезиса статических характеристик при моделировании динамики. В отличие от существующих подходов, прохождение точек бифуркации с учетом влияния предыстории движения учитывается самой структурой модели.

**Теоретическая значимость** работы состоит в развитии методов феноменологического математического моделирования продольных нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик магистральных самолетов.

**Практическая ценность** диссертационной работы заключается в том, что предложены новые подходы к математическому моделированию продольных нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик для задач динамики полета, которые имеют общий характер и позволяют разрабатывать феноменологические математические модели аэродинамики на больших углах атаки для широкого класса гражданских самолетов для обеспечения безопасности полетов в летных испытаниях и эксплуатации.

Полученные в разных типах динамических экспериментов данные могут использоваться для валидации численных методов и определения параметров математических моделей аэродинамики, а также для изучения нелинейных нестационарных эффектов при вынужденном и свободном управляемом движении.

Разработанная автором «Программа VLM для расчета аэродинамических производных летательных аппаратов» применяется для построения линейных математических моделей нестационарной аэродинамики летательных аппаратов различных конфигураций на предварительных этапах проектирования.

#### **Положения, выносимые на защиту.**

1. Экспериментальные данные для нестационарных аэродинамических характеристик модели магистрального самолета при вынужденных гармонических колебаниях и свободных движениях с дистанционно отклоняемыми органами управления в АДТ малых дозвуковых скоростей и результаты их анализа.

2. Новая структура феноменологической модели продольных нестационарных аэродинамических характеристик для учета динамического затягивания начала развития отрыва потока.

3. Модификация феноменологического подхода посредством введения дополнительных обыкновенных дифференциальных уравнений для внутренних переменных, позволяющая учитывать гистерезис в статических характеристиках.

4. Феноменологические модели продольных АДХ модели типичного пассажирского самолета с разной точностью учета влияния отрыва потока и результаты сравнительного анализа результатов моделирования.

**Апробация результатов работы.** Результаты исследовательских работ по теме диссертации были обсуждены и получили положительную оценку на 10 конференциях:

- 13, 15, 16 и 20-ая международные конференции «Авиация и космонавтика», 2014, 2016, 2017, 2021 гг., г. Москва,
- 29-й конгресс международного совета авиационной науки ICAS-2014, г. Санкт-Петербург,
- XXVIII и XXX научно-технические конференции по аэродинамике, 2017, 2019 пос. Володарского,
- 16-ая и 17-ая Российско-китайские конференции по фундаментальным проблемам аэродинамики летательных аппаратов, динамики полета, прочности и безопасности полета, 2019, г. Пекин, 2021, г. Жуковский.
- Научно-техническая конференция «Управление аэрокосмическими системами (УАКС-2021)», г. Геленджик, 2021.

**Публикации по работе.** Основное содержание диссертации опубликовано в 12 печатных работах. Из них 6 работ (1, 6, 10–13) опубликованы в периодических изданиях, рекомендуемых ВАК.

Получено свидетельство о государственной регистрации программы ЭВМ (13).

Опубликовано учебное пособие (14) для студентов ВУЗов авиационного направления.

**Личный вклад.** Автор лично разработал «Программу VLM для расчета аэродинамических производных летательных аппаратов» и провел соответствующие расчеты; предложил новый метод феноменологического математического моделирования нелинейных квазистатических продольных аэродинамических характеристик для учета динамического затягивания отрыва потока и модификацию подхода с введением дополнительных обыкновенных дифференциальных уравнений для учета гистерезиса статических характеристик при моделировании динамики; разработала математические модели продольных АДХ модели магистрального самолета с разной точностью учета влияния отрыва потока и провела сравнительный анализ результатов моделирования; провел идентификацию нелинейной нестационарной модели продольных АДХ с дополнительными уравнениями по результатам численных расчетов обтекания и по результатам летных испытаний; принимал личное участие в подготовке и проведении динамических экспериментов, провел обработку и анализ данных эксперимента с вынужденными колебаниями, выполнила сравнение с аналогичными данными других авторов; принимал личное участие в разработке методики проведения эксперимента со свободным управляемым движением и обработки экспериментальных данных; провел моделирование динамики самолета с использованием разработанных моделей аэродинамики.

**Объем и структура работы.** Работа состоит из введения, четырех глав и заключения. Общий объем работы составляет 130 страниц, включая 99 рисунков и 3 таблицы. Список литературы содержит 107 наименований.



## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертации, приведен обзор работ по тематике диссертации, сформулированы цели и задачи работы, кратко изложены содержание и основные результаты, определены положения, выносимые на защиту, представлены практическое применение и апробация результатов.

В **главе 1** представлены результаты экспериментальных исследований нестационарных аэродинамических характеристик модели типичного пассажирского самолета в АДТ малых дозвуковых скоростей. Были проведены статические и три вида динамических испытаний: эксперимент с вынужденными колебаниями с малой амплитудой, испытания с вынужденными колебаниями с большими амплитудами и эксперимент нового типа с динамически подобной моделью, совершающей свободное движение на шарнире в результате дистанционного отклонения рулей высоты. Проведено сравнение экспериментальных результатов, полученных для аэродинамических производных, с аналогичными данными других авторов, а также с численными оценками, полученными при помощи метода дискретных вихрей.



Рисунок 1 – Модель CRM в АДТ Т-103

Модель Common research model (CRM) типичного пассажирского самолета (рисунок 1) предназначена для тестирования разрабатываемого программного обеспечения, ее трехмерная модель имеется в открытом доступе. Автором был проведен анализ полученных экспериментальных данных для полной модели (ПМ) и других конфигураций, выявивший различные нелинейные эффекты обтекания. Показано, что отрыв потока на крыле и горизонтальном оперении (ГО) приводит к нелинейному уменьшению демпфирования тангажа (рисунок 2) модели в диапазоне  $\alpha=12-20^\circ$  (для частоты  $f=0.25$  Гц в 2.4 раза). Влияние проточных мотогондол (МГ) заключается в нелинейном увеличении демпфирования тангажа в диапазоне  $\alpha=24-30^\circ$  (для частоты  $f=0.25$  Гц в 2.8 раза), а также возникновении антидемпфирования по рысканию.

При вынужденных колебаниях с большими амплитудами были обнаружены динамические эффекты, связанные с запаздыванием развития отрывного обтекания, как в продольном, так и в боковом движении. В продольном канале оно заключается в том, что при частотах вынужденных колебаний модели по тангажу  $f=1.0, 1.25$  Гц в динамических зависимостях  $m_z(\alpha)$  исчезают области самопересечений, обусловленные антидемпфированием тангажа, а в боковом – в том, что при установочном угле  $10 < \alpha_0 < 30^\circ$  зависимости  $m_x(\beta)$  и  $m_y(\beta)$  теряют эллиптическую форму, а запаздывание в них увеличивается с ростом частоты колебаний. В работе математическое моделирование этих явлений выполнялось для продольного движения.

Далее представлены результаты нового типа динамического эксперимента. Управляемое движение динамически подобной модели обеспечивалось дистанционным отклонением рулей высоты по квазистатическому и гармоническому законам. В первом случае получена балансировочная зависимость (рисунок 3), которая включает две гистерезисные петли, обусловленные наличием областей углов атаки с положительными значениями статической производной  $m_z^\alpha$ , а также протяженный диапазон продольной неустойчивости модели, где возникают автоколебания по тангажу. Наличие второй балансировки на больших углах атаки  $\alpha \approx 13-14^\circ$  может провоцировать развитие критических режимов полета и является потенциальной угрозой для безопасности полета.

При гармоническом отклонении рулей высоты были получены результаты, свидетельствующие о нелинейной зависимости коэффициента момента тангажа от

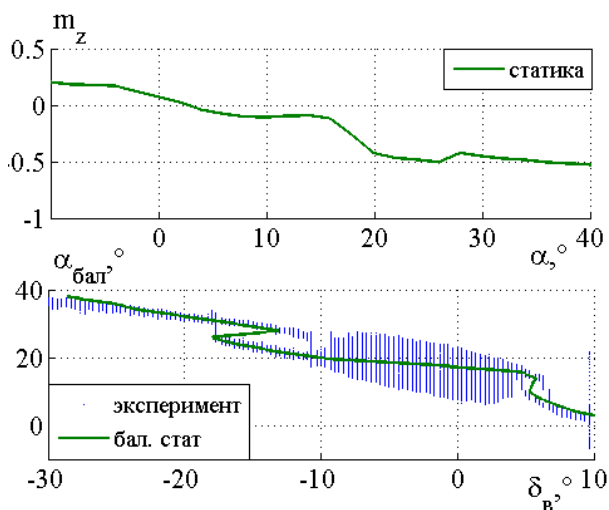


Рисунок 3 – Балансировочная зависимость модели CRM

проявляются в том, что амплитуда колебаний модели на шарнире имеет максимум при частоте  $f=0.75$  Гц и уменьшается при дальнейшем росте частоты колебаний руля высоты. Полученные экспериментальные данные используются для апробации математических моделей аэродинамики в качестве независимых, то есть отличных от тех, по которым проводилась их идентификация.

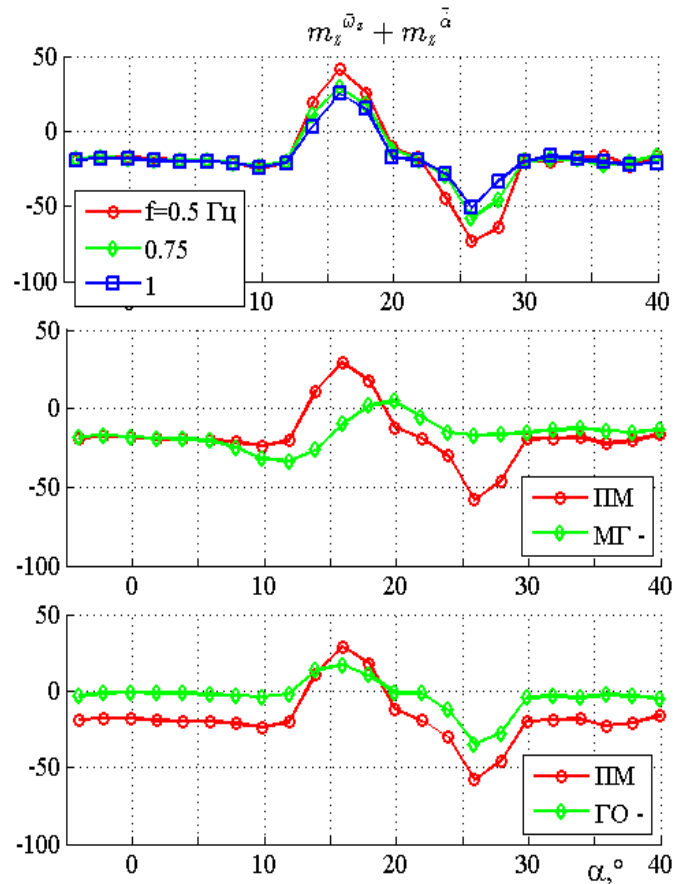


Рисунок 2 – Изменение комплекса демпфирования от  $\alpha$

угловой скорости (рисунок 4). При гармонических колебаниях руля высоты с малой частотой ( $f=0.25$  Гц) в колебаниях модели наблюдаются субгармоники. При этом развиваются сложные колебания модели, когда за один период движения руля модель совершает несколько сложных взаимосвязанных колебаний.

По мере увеличения частоты колебаний субгармоники исчезают и фазовая зависимость  $\omega_z(\alpha)$  приближается к эллиптической, какой она должна быть для линейной системы второго порядка. Имеют значение также инерционные свойства модели. Они

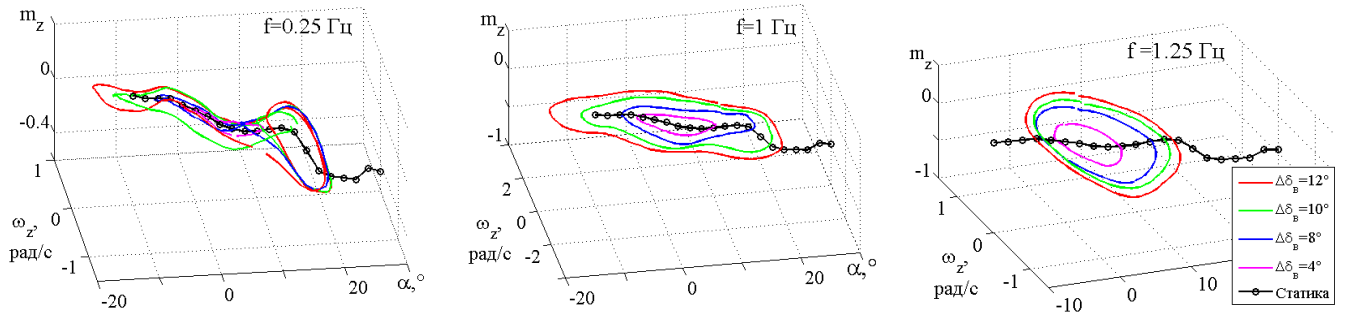


Рисунок 4 – Зависимости  $m_z(\alpha, \bar{\omega}_z)$  для различных частот гармонических колебаний рулей высоты

**Глава 2** посвящена феноменологическому математическому моделированию продольных нестационарных аэродинамических характеристик. Сначала дан обзор подходов к описанию нестационарных АДХ. Затем на основе анализа экспериментальных данных предлагается новый квазистационарный подход описания продольных силы и момента, включающий нелинейную зависимость по скорости тангажа, а также формулируется нелинейная нестационарная модель в рамках феноменологического подхода с дополнительными обыкновенными дифференциальными уравнениями для внутренних переменных. Далее он модифицирован с целью учета гистерезиса статических характеристик. Применение модифицированного подхода демонстрируется на примере квазистатического и вынужденного гармонического движений профиля NASA0018.

Известно, что традиционная математическая модель (модель 1), основанная на концепции аэродинамических производных

$$\begin{aligned} c_y &= c_y^{ст}(\alpha) + (c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}})\bar{\omega}_z + \Delta c_y(\alpha, \delta_B), \\ m_z &= m_z^{ст}(\alpha) + (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}})\bar{\omega}_z + \Delta m_z(\alpha, \delta_B). \end{aligned} \quad (1)$$

не позволяет описать наблюдаемую в экспериментах зависимость производных демпфирования от частоты  $f$  и амплитуды вынужденных колебаний  $\Delta\alpha$ , что затрудняет ее применение для моделирования произвольного движения на больших  $\alpha$ , где такая зависимость наблюдается в экспериментах.

В работе предлагается угловая скорость  $\omega_z$  в качестве параметра, изменение которого коррелирует с изменением частоты и амплитуды вынужденного движения и является общим при произвольном неустановившемся и вынужденном колебательном движении. Коэффициенты нормальной силы и момента тангажа зависят нелинейно от  $\omega_z$  в некотором диапазоне углов атаки (рисунок 5), где имеет место нелинейное увеличение демпфирования, область антидемпфирования и расщепление результатов испытаний по частоте вынужденных колебаний  $f$ . Поэтому предлагается модификация традиционной модели в виде (модель 2):

$$\begin{aligned} c_y &= c_y^{ст}(\alpha) + \Delta c_y(\alpha, \bar{\omega}_z) + \Delta c_y(\alpha, \delta_B), \\ m_z &= m_z^{ст}(\alpha) + \Delta m_z(\alpha, \bar{\omega}_z) + \Delta m_z(\alpha, \delta_B). \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь  $\Delta c_y(\alpha, \bar{\omega}_z)$ ,  $\Delta m_z(\alpha, \bar{\omega}_z)$  – нелинейные функции двух переменных, представляющие собой приращение к статическому значению при том же угле атаки.

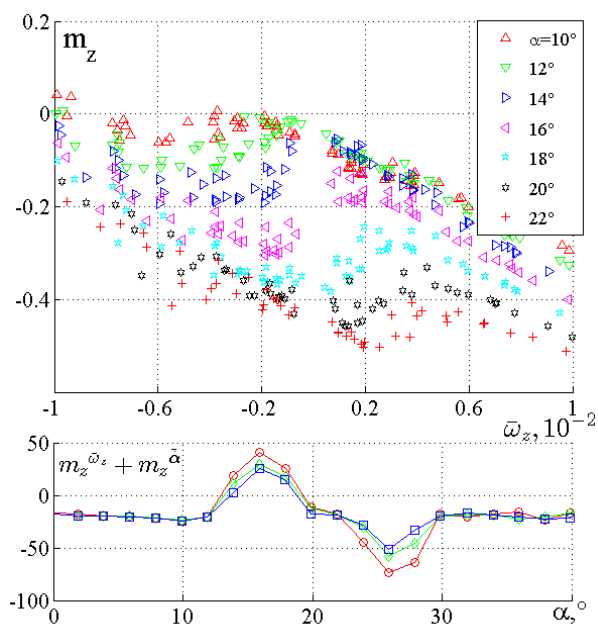


Рисунок 5 – Нелинейная зависимость  $m_z$  и  $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$  от  $\bar{\omega}_z$

При безотрывном обтекании значения этих функций будут совпадать с линейными слагаемыми пропорциональными комплексам вращательной и нестационарной производных  $(c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\bar{\alpha}})\bar{\omega}_z$  и  $(m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}})\bar{\omega}_z$ . Особенность такой структуры математической модели заключается в том, что значения коэффициентов силы и момента зависят только от кинематических параметров в данный момент времени  $\alpha(t)$  и  $\omega_z(t)$ , то есть предыстория движения не учитывается и модель по сути своей является квазистатической. Она описывает динамическое затягивание начала отрыва потока, связанное с ускорением и направлением движения, но не включает запаздывание, связанное с перестройкой структуры отрывного течения. При отсутствии

угловой скорости  $\bar{\omega}_z = 0$ , то есть в точках смены направления движения при вынужденных гармонических колебаниях, слагаемые  $\Delta c_y(\alpha, \bar{\omega}_z)$ ,  $\Delta m_z(\alpha, \bar{\omega}_z)$  обнуляются и сила и момент принимают свои статические значения при данном  $\alpha$ . Таким образом, область применения предлагаемой математической модели ограничена относительно медленными движениями, характерными для магистральных самолетов.

Для построения математической модели с учетом предыстории движения (модель 3) в работе используется подход с введением дополнительных обыкновенных дифференциальных уравнений для обобщенных внутренних переменных  $x_Y$ ,  $x_m$ , которые отражают влияние степени развития отрывного обтекания на коэффициенты  $c_y$  и  $m_z$ :

$$c_y = c_{y_1}(\alpha)x_Y + c_{y_2}(\alpha)(1-x_Y) + c_{y_0}^{\bar{\omega}_z}\bar{\omega}_z + \Delta c_y(\alpha, \delta_B), \quad (3)$$

$$m_z = m_{z_1}(\alpha)x_m + m_{z_2}(\alpha)(1-x_m) + m_{z_0}^{\bar{\omega}_z}\bar{\omega}_z + \Delta m_z(\alpha, \delta_B),$$

$$\tau_1 \dot{x}_Y + x_Y = x_{Y_0}(\alpha - \tau_2 \bar{\alpha}), \quad (4)$$

$$\tau_3 \dot{x}_m + x_m = x_{m_0}(\alpha - \tau_4 \bar{\alpha}).$$

Вспомогательные функции с индексом 1 определяют величины нормальной силы и момента тангажа при безотрывном обтекании, с индексом 2 – при полностью отрывном.

В работе были построены три феноменологические математические модели для продольных аэродинамических характеристик модели магистрального самолета CRM

с целью проведения сравнительного анализа результатов моделирования аэродинамики и динамики.

Важное явление, которое связано с предысторией движения, это статический гистерезис аэродинамических характеристик. В работе предложена модификация подхода с введением дополнительных уравнений с целью учета гистерезиса статических характеристик при моделировании динамики. Предложенный способ демонстрируется на примере моделирования вынужденных гармонических колебаний профиля NASA 0018 при  $Re = 0.65 \cdot 10^6$ . При наличии статического гистерезиса АДХ функции статических зависимостей внутренних переменных от угла атаки  $x_{y_0}(\alpha)$ ,  $x_{m_0}(\alpha)$  в правых частях уравнений (4) являются неоднозначными и уравнения не могут быть решены. Поэтому в этом случае предлагается записывать эти уравнения в виде:

$$\tau \dot{x}_s = f_0^{-1}(x_s) - \alpha(t), \quad (5)$$

где  $f_0^{-1}$  – однозначная функция, обратная к  $x_{s0}(\alpha)$ , так что  $\alpha_{s0} = f_0^{-1}(x_{s0})$ , где  $x_{s0}$  это  $x_{y0}$  или  $x_{m0}$ ;  $\tau$  – характерное время развития отрыва потока;  $\alpha(t)$  – текущий угол атаки. Выбор структуры уравнения (5) обусловлен тем соображением, что при малых значениях  $\tau$  оно принимает вид  $f_0^{-1}(x_s) - \alpha(t) \approx 0$ , откуда следует, что в квазистатике  $x_s = f_0(\alpha)$ . То есть, при медленном движении модели вдали от точек бифуркации гистерезиса точка отрыва будет двигаться вдоль соответствующей квазистатической зависимости. При гармонических движениях с охватом петли гистерезиса ( $f=0.25$  Гц) результаты моделирования (пунктирные линии) также согласуются с экспериментальными данными (сплошная линия с маркерами) (рисунок 6, а)). При колебаниях с большей частотой ( $f=2$  Гц) необходимо учитывать линейную по угловой скорости добавку  $(\bar{c}_{y_z}^{\bar{\omega}_z} + \bar{c}_y^{\bar{\omega}_z})\bar{\omega}_z$ , влияние которой достигает 16% (рисунок 6 б)), сплошные линии без маркеров).

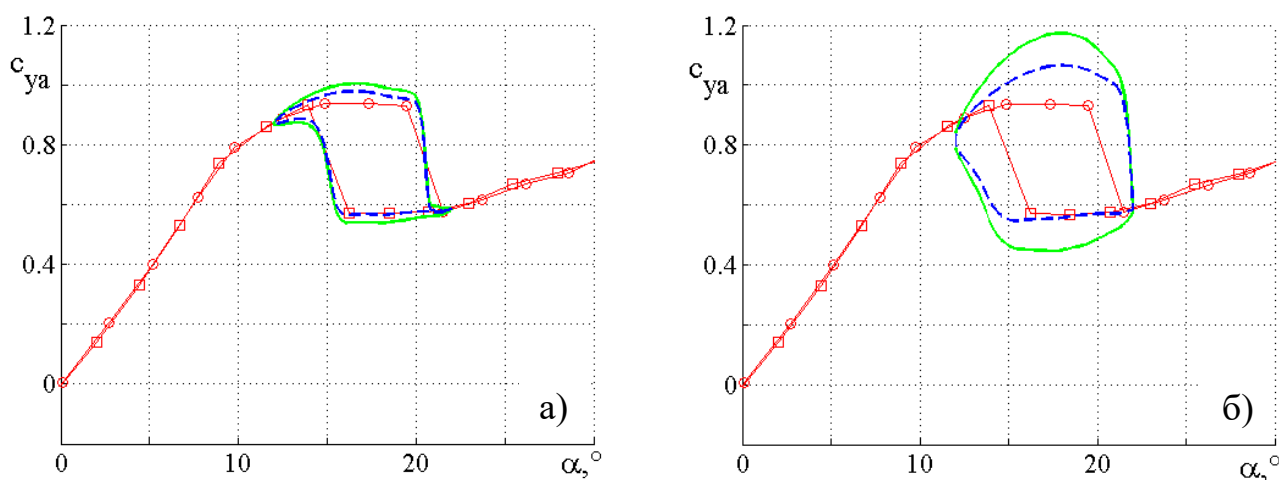


Рисунок 6 – Результаты математического моделирования при гармонических движениях профиля NASA 0018 с частотой а)  $f=0.25$  Гц и б)  $f=2$  Гц

В главе 3 определены параметры и проведена валидация трех разработанных феноменологических математических моделей аэродинамики (модели 1, 2, 3) с разной степенью учитывающих запаздывание развития отрывного обтекания по данным динамических экспериментов в АДТ и сравнительный анализ результатов

моделирования. Далее рассматривается вопрос о применении данных численных расчетов (на примере профиля NASA 0015) и летных данных (для современного магистрального самолета) для идентификации модели нестационарной аэродинамики

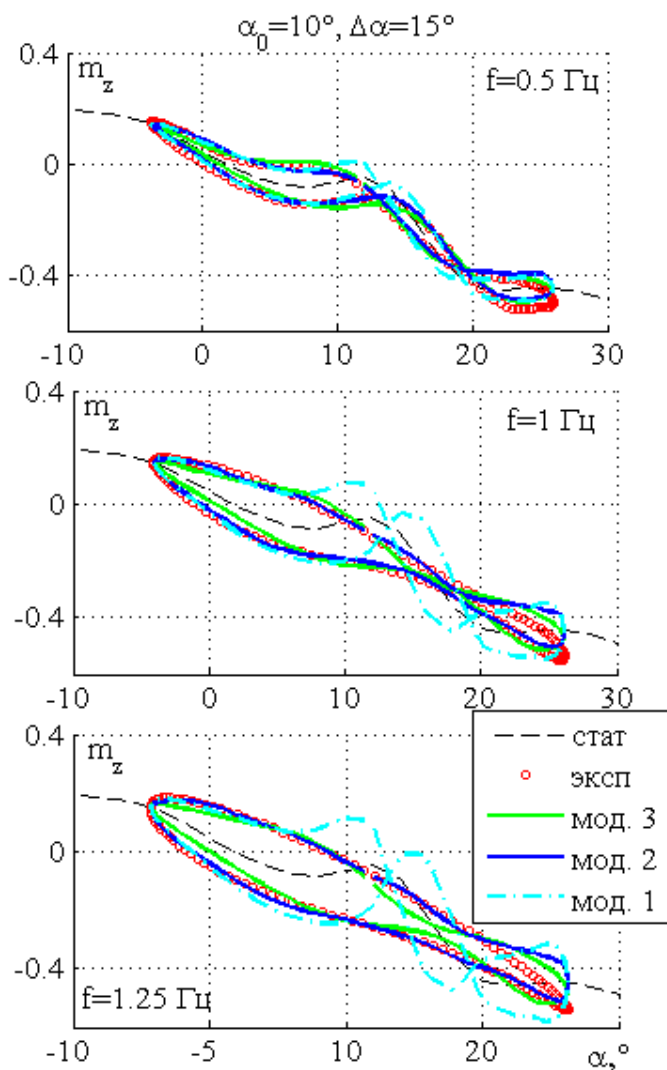


Рисунок 7 – Пример сравнения результатов моделирования и экспериментальных данных

экспериментальной программы была построена диаграмма применимости традиционной модели на фазовой плоскости (рисунок 8). Показано, что в продольном движении для модели магистрального самолета традиционный способ моделирования аэродинамики с использованием аэродинамических производных применим во всем диапазоне углов атаки при движении с безразмерной скоростью тангажа  $\bar{\omega}_z$ , не превышающей 0.002. А в диапазоне,

с дополнительными обыкновенными дифференциальными уравнениями (модель 3).

Валидация разработанных для CRM математических моделей аэродинамических характеристик проводилась путем сравнения результатов моделирования и экспериментальных данных, полученных при вынужденных гармонических колебаниях по углу атаки с большими амплитудами и различными частотами (рисунок 7). Моделирование с учетом запаздывания, как при квазистационарном, так и нестационарном подходе, позволяет описать наблюдаемые в эксперименте нелинейные эффекты для всех рассматриваемых параметров. Погрешность моделирования  $c_y$  составляет 3 и 7%, а  $m_z$  5 и 8%, соответственно. Традиционная линейная модель при колебаниях с частотой больше 1 Гц дает завышенные значения  $c_y$  при увеличении  $\alpha$  и заниженные при его уменьшении в диапазоне углов атаки 10 – 20°. Путем визуального сравнения результатов моделирования с данными всех пунктов

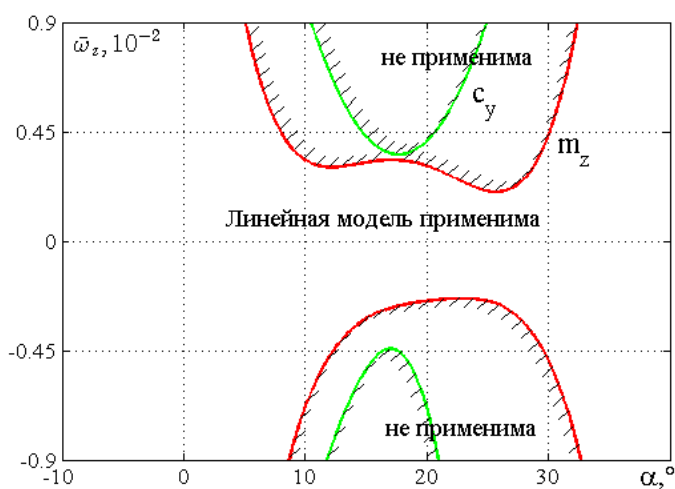


Рисунок 8 – Области неприменимости линейной по возмущениям модели аэродинамики

включающем изменение  $\alpha$  от 10 до 30° и  $|\bar{\omega}_z| > 0.002$ , требуется учет нелинейной зависимости аэродинамических коэффициентов от угловой скорости движения.

Данные CFD расчета имелись для вынужденных колебаний профиля NASA 0015 с большими амплитудами в диапазоне углов атаки  $\alpha = 0-20^\circ$ . Расчет проводился для числа Маха  $M=0.29$  и числа Рейнольдса  $Re=1.94 \cdot 10^6$  с использованием модели турбулентности  $k-\omega$  SST. В качестве внутренних переменных для нормальной силы и момента тангажа, для которых записываются дополнительные дифференциальные уравнения, описывающие их динамическое изменение, были выбраны положение точки отрыва  $x_s$  и динамическое смещение аэродинамического фокуса  $\Delta x$ , соответственно. Для  $\Delta x$  потребовалось записать дополнительное дифференциальное уравнение в нелинейной форме. Неизвестные параметры и статические функции  $x_{s0}$ ,  $\Delta x_0$  идентифицировались по результатам численного расчета путем минимизации функционалов рассогласования. Результаты моделирования показали удовлетворительное согласование с численными данными для  $c_y$  (рассогласование не превышает 3%) для всех частот колебаний во всем рассматриваемом диапазоне углов атаки, а для  $m_z$  для частот меньше 1 Гц (рассогласование составляет 7–14%). Таким образом, данные численного расчета могут использоваться для определения параметров нелинейных математических моделей аэродинамики.

Исходные летные данные для идентификации модели с дополнительными уравнениями для внутренних переменных аэродинамики представляли собой записи маневров по перегрузке крейсерской конфигурации самолета. Коэффициент момента тангажа восстанавливался из исходных данных по уравнениям движения. Статическая часть коэффициентов сил и моментов определялась одновременно с динамической в виде полиномов, коэффициенты и степень которых заранее неизвестны и находятся в процессе идентификации. Функции изменения внутренних переменных в статических условиях представлялись в форме гиперболического тангенса с двумя неизвестными параметрами  $a_1$  и  $\alpha^*$ , определяющими его форму. Предложена совместная процедура определения коэффициентов полиномов методом линейной регрессии с одновременным нахождением оптимальных параметров  $a_1$  и  $\alpha^*$  и постоянных времени запаздывания  $\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_4$ . Для идентификации модели проводилась предварительная обработка летных данных, включавшая выбор участков с активным управлением на больших углах атаки, проверку рассогласования

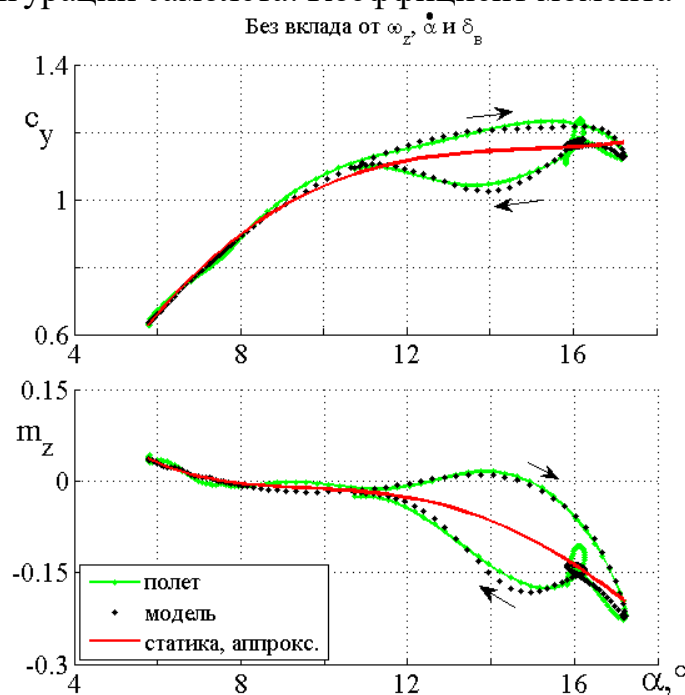


Рисунок 9 – Идентифицированные значения  $c_y$  и  $m_z$  в сравнении с летными данными

данных по уравнениям движения, цифровую фильтрацию данных и численное дифференцирование некоторых сигналов. Вклад в аэродинамические силы и моменты от органов управления вычитался в соответствии с их эффективностями, взятыми из банка данных. Показано, что предлагаемая модель позволяет получить хорошее согласование (рисунок 9) результатов моделирования с летными данными ( $\sigma=1-4\%$  для  $c_y$  и  $5-7\%$  для  $m_z$ ). Следовательно, она может использоваться на пилотажных стендах для оценки динамики самолета и его летных характеристик на режимах сваливания. Структура модели позволяет легко объединять ее с линейными моделями аэродинамических характеристик для малых углов атаки.

В главе 4 проводится апробация разработанных феноменологических моделей (1), (2), (3-4) продольных нестационарных АДХ на примере моделирования управляемого движения модели самолета в АДТ и продольных автоколебаний магистрального самолета.

Все три модели 1, 2, 3, идентифицированные по результатам вынужденных колебаний, качественно описывают результаты эксперимента с управляемыми движениями для всех частот и амплитуд. Учет релаксационных процессов перестройки отрывного течения (модель 3) позволяет получить количественное согласование ( $\sigma=2-13\%$ ) с экспериментальными данными при моделировании управляемого движения при больших частотах отклонения руля высоты  $f=0.75, 1$  Гц. При этом для рассматриваемой модели самолета развивающиеся автоколебания могут быть успешно подавлены демпфером тангажа вне зависимости от способа моделирования аэродинамики.

Для полноразмерного самолета использовались математические модели

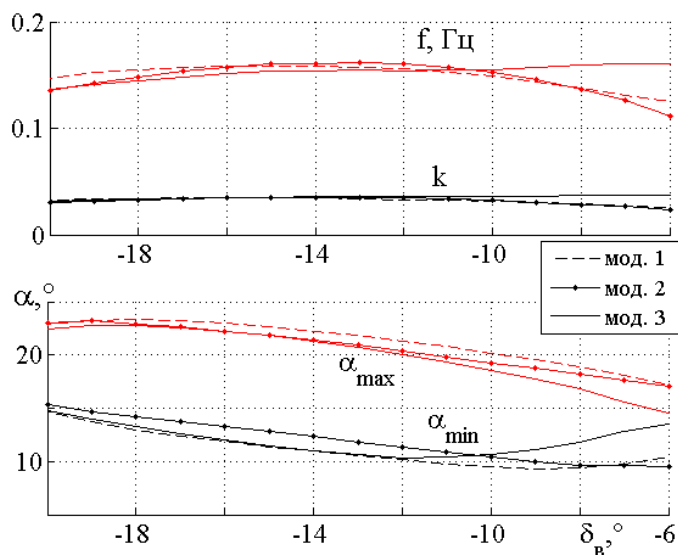


Рисунок 10 – Частоты, максимальные и минимальные значения угла атаки при моделировании свободного движения самолета

Показано, что частоты развивающихся автоколебаний  $f$  (или безразмерная частота  $k$ ), а также максимальные и минимальные значения угла атаки, которых достигает

аэродинамики CRM, идентифицированные по данным из АДТ без изменений, а геометрические и инерционные характеристики взяты аналогичными магистральному самолету. Анализ автоколебаний такого самолета проводился со следующими начальными условиями. Скорость  $V=100$  м/с, угол атаки  $\alpha_0=10.5^\circ$ , угловая скорость нулевая, угол тангажа также равнялся нулю. Высота полета  $H=3000$  м считалась неизменной в течении всего полета. Стабилизатор был не отклонен, рули высоты отклонялись на фиксированное значение  $\delta_v=0, -4, -8, -12, -16, -20^\circ$ , остававшееся постоянным в течение всего времени моделирования.



самолет при таких движениях, для трех математических моделей аэродинамики близки и составляют  $f=0.15$  Гц и около  $8^\circ$  (рисунок 10).

### Заключение

Проведены комплексные экспериментальные исследования нестационарных аэродинамических характеристик модели типичного пассажирского самолета (Common Research model).

1. Показано, что отрыв потока на крыле и горизонтальном оперении приводит к уменьшению продольного демпфирования  $m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}$  модели типичного пассажирского самолета при  $\alpha \geq 10^\circ$  (для частоты  $f=0.25$  Гц в 2.4 раза) с образованием области антидемпфирования, а при дальнейшем увеличении  $\alpha \geq 20^\circ$  влияние мотогондол приводит к нелинейному увеличению продольного демпфирования (для частоты  $f=0.25$  Гц в 2.8 раза) с одновременным резким уменьшением в 2.5 – 6 раз демпфирования рыскания  $m_y^{\bar{\omega}_y} + m_y^{\bar{\beta}} \cos \alpha$ . Это создает условия потенциально опасные для движения самолета. Полученные данные для аэродинамических производных согласуются с результатами других авторов для аналогичной модели. Рассогласование данных в линейном диапазоне не превышает 6%.

Установлено влияние запаздывания развития отрывного и восстановления безотрывного обтекания на аэродинамические силы и моменты при движениях с большими амплитудами по тангажу, рысканию и крену. При частотах вынужденных колебаний модели по тангажу  $f > 1$  Гц в динамических зависимостях  $m_z(\alpha)$  исчезают самопересечения кривых, обусловленные антидемпфированием тангажа. В боковом движении при установочных углах атаки в диапазоне  $10 < \alpha_0 < 30^\circ$  зависимости  $m_x(\beta)$  и  $m_y(\beta)$  теряют эллиптическую форму, а запаздывание в них увеличивается с ростом частоты колебаний.

Впервые проведены экспериментальные исследования аэродинамики модели пассажирского самолета CRM при продольном движении с дистанционно отклоняемыми органами управления. Показано наличие второй балансировки на угле атаки  $\alpha \approx 13-14^\circ$  и протяженной области неустойчивости при  $\delta_v$  от  $-23^\circ$  до  $-5^\circ$ , где имеют место автоколебания. При попадании в эти области могут развиваться критические режимы полета. В динамических испытаниях с управляемыми движениями продемонстрирована нелинейная зависимость момента тангажа от угловой скорости  $m_z(\alpha, \bar{\omega}_z)$ .

2. Показано, что традиционная модель аэродинамики, основанная на концепции аэродинамических производных, для модели магистрального самолета CRM применима во всем диапазоне углов атаки при продольном движении со скоростью тангажа  $\bar{\omega}_z < 0.002$ . При больших угловых скоростях существуют области фазовой плоскости, где нелинейные эффекты становятся существенными и не могут быть описаны в рамках традиционного подхода. Протяженность этих областей увеличивается с ростом  $\bar{\omega}_z$ . Предложен феноменологический квазистатический

подход для описания продольных аэродинамических характеристик модели магистрального самолета с учетом нелинейной зависимости от угловой скорости движения  $\bar{\omega}_z$ . Он включает динамическое затягивание развития отрывного обтекания без учета предыстории движения и позволяет удовлетворительно моделировать продольные аэродинамические силу и момент при колебаниях с малой (рассогласование  $\approx 9-12\%$ ) и большими амплитудами ( $\approx 3-5\%$ ). Простая структура предложенной модели аэродинамики делает ее удобной для применения в задачах динамики полета.

3. Предложен способ моделирования статического гистерезиса путем модификации подхода с дополнительными уравнениями для внутренних переменных. Показано, что для вынужденного движения профиля НАСА0018 предложенный подход позволяет качественно верно описать гистерезис подъемной силы при квазистационарном изменении угла атаки профиля при движении как по каждой из ветвей гистерезиса, так и с охватом петли гистерезиса. Показано, что при гармонических колебаниях профиля с большими частотами кроме нелинейного вклада в подъемную силу, обусловленного статическим гистерезисом, необходимо учитывать линейную добавку, пропорциональную скорости тангажа  $(c_y^{\bar{\omega}_z} + c_y^{\dot{\alpha}})\bar{\omega}_z$ , величина которой составляет до 16% при колебаниях профиля с частотой  $f=2$  Гц.

4. Апробация разработанных феноменологических моделей аэродинамики в продольном канале с разной степенью учитывающих процесс развития отрыва потока показала, что способ моделирования аэродинамики практически не влияет на частоту и амплитуду развивающихся автоколебаний, они составляют  $f=0.15$  Гц и  $8^\circ$ , а также на возможность их подавления при помощи демпфера тангажа.

5. Показана возможность построения феноменологической модели аэродинамики с дополнительными уравнениями для внутренних переменных в продольном канале по данным численного расчета (CFD), а также данным летных испытаний. Это требует модификации структуры модели и процедуры ее идентификации, однако позволяет получить хорошее согласование для  $c_y$  и  $m_z$  (рассогласование составляет  $\approx 10\%$ ). Структура модели позволяет легко объединять ее с линейными моделями аэродинамических характеристик для малых углов атаки.

### Список работ, опубликованных по теме диссертации

1. Khrabrov A.N., Kravchenko (Alieva) D.A. Computational investigation of unsteady aerodynamic characteristics of a modern airliner. Proceedings of 29th ICAS. St. Petersburg, Russia. Paper No. ICAS2014\_0442, 2014.
2. Кравченко (Алиева) Д.А. Математическое моделирование нестационарных аэродинамических характеристик модели магистрального самолета на основе экспериментальных данных. Материалы 13-ой международной конференции «Авиация и космонавтика – 2014», с. 637.

3. Кравченко (Алиева) Д.А. Расчетные методы вычисления аэродинамических производных демпфирования магистрального самолета. Техника воздушного флота, том LXXXIX, №2, 2015, с.33.
4. Алиева Д.А., Гришин И.И., Колинько К.А., Храбров А.Н. Экспериментальное исследование нестационарных аэродинамических характеристик модели CRM. Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике, 2019, с. 29.
5. Алиева Д.А., Гришин И.И., Колинько К.А., Свергун С.В., Сидорюк М.Е., Храбров А.Н. Исследования в АДТ нестационарных аэродинамических характеристик и алгоритмов управления на больших углах атаки с использованием динамически подобных управляемых моделей на шарнире свободных колебаний по тангажу. Труды ЦАГИ, выпуск № 2785, 2019, с.92.
6. Алиева Д.А., Гришин И.И., Колинько К.А., Храбров А.Н. Комплексные экспериментальные исследования продольных аэродинамических характеристик модели CRM в Т-103 ЦАГИ. Ученые записки ЦАГИ, том L, № 5, 2019, с. 47–60.
7. Алиева Д.А. Математическое моделирование аэродинамического гистерезиса. Материалы международной конференции «Математическое моделирование – 2021», с. 89.
8. Алиева Д.А., Гришин И.И., Колинько К.А., Храбров А.Н., Шуховцов Д.В. Гистерезис и асимметрия аэродинамических характеристик при развитии отрыва потока на модели самолета с прямым крылом большого удлинения. Механика жидкости и газа, 2022, №6, с.36–42.
9. Алиева Д.А., Колинько К.А., Храбров А.Н. Гистерезис аэродинамических характеристик профиля НАСА 0018 при малых дозвуковых скоростях. Теплофизика и аэромеханика, 2022, том 29, №1, с.1–15.
10. Алиева Д.А., Гришин И.И., Колинько К.А., Храбров А.Н. Экспериментальные исследования динамических производных модели CRM при малых дозвуковых скоростях. Ученые записки ЦАГИ, Том LIV, №2, 2023, с .67–82.
11. Алиева Д.А., Гришин И.И., Колинько К.А., Храбров А.Н. Аэродинамические характеристики модели CRM при вынужденных колебаниях большой амплитуды и их математическое моделирование. Ученые записки ЦАГИ, Том LIV, №5, 2023, с. 30–43.
12. Алиева Д.А., Абрамова К.А., Судаков В.Г., Храбров А.Н. Моделирование нестационарных аэродинамических характеристик профиля НАСА0015 по данным численного расчета обтекания. Механика жидкости и газа, №2, 2024.
13. Д.А. Алиева, А.Н. Храбров. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021662381. Программа VLM для расчета аэродинамических производных летательных аппаратов, 27.07.2021.
14. Алиева Д.А., Храбров А.Н. Нестационарная аэродинамика самолетов. Москва: МФТИ, 2020, 182 с.