

ЕПИХИН АНДРЕЙ СЕРГЕЕВИЧ

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ДОЗВУКОВОМ ОБТЕКАНИИ
С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ ЛОКАЛЬНЫХ ВИХРЕВЫХ
ТЕЧЕНИЙ НА ЭЛЕМЕНТЫ ЕГО КОНСТРУКЦИИ**

Специальность 05.07.01 — Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва 2017

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

Научный руководитель:

Калугин Владимир Тимофеевич

доктор технических наук, профессор, декан
факультета «Специальное машиностроение»
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты:

Крицкий Борис Сергеевич

доктор технических наук, профессор, главный
научный сотрудник ЦАГИ имени профессора
Жуковского, г. Жуковский

Шевяков Владимир Иванович

кандидат технических наук, начальник
департамента аэродинамических характеристик
АО «Гражданские самолёты Сухого», г. Москва

Ведущая организация:

Открытое Акционерное Общество «ОКБ имени
А.С. Яковлева», г. Москва

Защита состоится «__» _____ 2018 г. в ____ часов на заседании
диссертационного совета Д 212.141.22 при Московском государственном
техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва,
Госпитальный переулок, дом 10, корпус СМ, ауд. 407м.

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

Автореферат разослан «__» _____ 201__ г.

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

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



Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Движение летательных аппаратов (ЛА) в атмосфере, как правило, сопровождается отрывом потока и образованием вихревых течений, которые приводят к перераспределению давления на поверхности аппарата и изменению его аэродинамических характеристик (АДХ). При дозвуковом обтекании элементов конструкции ЛА за ними возникают зоны отрывного течения, параметры потока в которых носят вихревой пульсационный характер. Исследование вихревых течений и их взаимодействия с несущими поверхностями стало одной из актуальных задач в области авиации и ракетостроения. Дозвуковое обтекание элементов механизации крыльев, различных вариантов внешних управляющих устройств, а также осуществление полетов на предельных углах атаки приводят к образованию вихревых структур, а следовательно, к нестационарному изменению их аэродинамических характеристик. С другой стороны, вихревые течения, генерируемые различными элементами конструкции ЛА, такими как дефлекторы или тормозной щиток, могут воздействовать на управляющие и стабилизирующие поверхности, расположенные в спутном следе, что вызывает их тряску (бафтинг) вследствие периодических ударных нагрузок. В настоящее время большинство исследований сосредоточено на изучении процессов возникновения бафтинга килевого оперения, при которых периодический вихревой след от расположенного выше тормозного щитка может привести к нестационарным пульсационным нагрузкам на киле. Наиболее опасным является случай, когда частота нестационарного вихревого течения, возбуждающего колебания, оказывается близкой или равной частоте собственных колебаний конструкции ЛА или его элементов. При этом возникают резонансные эффекты, которые характеризуются резким увеличением амплитуды силового воздействия, что может привести к разрушению конструкции. С данной проблемой столкнулись в авиационных конструкторских бюро при проектировании и создании маневренных самолетов.

В настоящее время, несмотря на стремительный прогресс в области экспериментальных методов исследования, определение структур обтекания маневренных летательных аппаратов остается сложной задачей и требует использования дорогостоящего оборудования. При этом математическое моделирование процессов обтекания современных самолетов является важным этапом исследования и во многих случаях служит подтверждением или опровержением гипотез, описывающих то или иное физическое явление. В области численного моделирования нестационарных турбулентных течений можно выделить ряд актуальных задач, связанных с расчетом вихревых течений и их взаимодействием с несущими поверхностями для определения аэродинамических характеристик.

Исследования вихревых течений и процессов возникновения бафтинга нашли отражения в работах С.В. Алексеенко, М.А. Головкина, В.А. Головкина, Е.С. Вождаева, М.Ф. Гарифуллина, J.M. Brandon, R.W. Moses, C. Breitsamter и др., однако в них не учитываются процессы взаимодействия вихрей с другими телами, расположенными в спутном следе, отсутствует методика расчёта АДХ ЛА с учётом воздействия вихревых течений на элементы конструкции, не рассматриваются методы для снижения бафтинговых нагрузок.

Таким образом, создание методики по определению аэродинамических характеристик при обтекании манёвренного летательного аппарата и элементов его конструкции с учётом влияния локальных вихревых течений и исследование различных методов по управлению отрывным течением для снижения бафтинговых эффектов является актуальной задачей.

Цели диссертационной работы:

1. Повышение точности и достоверности определения аэродинамических характеристик летательного аппарата при дозвуковом обтекании с учетом воздействия вихревых течений на элементы его конструкции.

2. Рекомендации по снижению пульсационных нагрузок, действующих на элементы конструкции летательного аппарата при вихревом обтекании.

Задачи диссертационной работы:

1. Создание методики расчёта аэродинамических характеристик манёвренного летательного аппарата и элементов его конструкции с учётом влияния отрывных вихревых течений на основе использования открытого пакета OpenFOAM и её апробация.

2. Экспериментальное определение пульсаций давления в области повышенных нагрузок на киле при обтекании различных вариантов тормозных щитков турбулентным несжимаемым потоком.

3. Проведение численных параметрических расчетов аэродинамических характеристик комбинированной системы «тормозной щиток – киль», а также манёвренного аппарата в целом для апробации предложенной методики и исследование трансформации структур вихревого обтекания для различных видов тормозных щитков.

4. Анализ экспериментальных и численных результатов обтекания различных вариантов тормозных щитков и выбор наилучшего метода управления вихревыми течениями для снижения пульсационных нагрузок, действующих на киль, выработка соответствующих рекомендаций.

Объект исследования. В качестве объекта исследования в диссертации рассматривается модель маневренного летательного аппарата типа ЯК-130, включающая комбинированную систему «тормозной щиток – киль».

Предметом исследования являются аэродинамические характеристики и их пульсации, результаты численного моделирования.

Методы исследования:

1. Методы экспериментальной аэродинамики, предусматривающие измерения пульсаций давления, визуализацию течения.

2. Математическое моделирование обтекания летательного аппарата и различных вариантов тормозных щитков с использованием доработанного свободно-распространяемого открытого пакета OpenFOAM.

Научная новизна диссертационной работы:

1. Реализованы алгоритм расчёта и численные схемы в открытом пакете OpenFOAM, которые позволяют проводить математическое моделирование дозвукового обтекания летательного аппарата и элементов его конструкции с учетом влияния вихревых течений.

2. Выявлены основные структуры и особенности их трансформации при обтекании манёвренного летательного аппарата с установленным тормозным щитком.

3. Предложены различные методы управления отрывно-вихревой структурой для снижения пульсационных нагрузок, действующих на киль ЛА.

Практическая значимость диссертационной работы:

1. Получен большой объем экспериментальных данных по пульсациям давления в области повышенных нагрузок на киле ЛА в зависимости от геометрических параметров тормозного щитка и даны рекомендации для снижения динамических нагрузок, действующих на киль.

2. Предложена методика определения аэродинамических характеристик манёвренного самолёта с учётом влияния локальных вихревых течений на элементы его конструкции.

3. Результаты исследований, вошедших в диссертацию, использованы в:

– НИР «Реализация потенциала суперкомпьютеров для масштабируемого численного моделирования задач газо- и гидродинамики в промышленных приложениях с использованием свободного программного обеспечения» (Министерство образования РФ - ГК 14.514.11.4059);

– НИР «Методы суперкомпьютерного моделирования вихревых нестационарных турбулентных течений газа и генерируемых ими акустических полей на основе открытого кода в расчетах промышленно-ориентированных задач для авиационных приложений» (Министерство образования РФ - ГК 14.514.12.0001);

– учебном процессе кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н. Э. Баумана при проведении курсового и дипломного проектирования, а также в учебной курсе «Математическое моделирование в аэродинамике».

Рекомендации по внедрению. Результаты данной работы могут быть рекомендованы при проектировании манёвренных ЛА, выборе формы его органов управления в ПАО «Компания «Сухой», ПАО «Корпорация «Иркут», АО РСК «МиГ», ОАО «ОКБ им. А.С. Яковлева», а также в учебном процессе авиационных ВУЗов.

Достоверность и обоснованность научных положений и полученных результатов гарантируется корректным использованием математических методов, моделей и алгоритмов при проведении расчетов, а также достаточным объемом численного моделирования исследуемых процессов и их совпадением с экспериментальными данными.

Основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту:

1. Методика расчёта аэродинамических характеристик манёвренного ЛА и элементов его конструкции при дозвуковом обтекании с учётом влияния вихревых турбулентных течений с применением открытого пакета OpenFOAM.

2. Алгоритм совмещения различных подходов моделирования турбулентных течений (RANS – LES) посредством зонирования расчётной области и его реализация в открытом пакете OpenFOAM.

3. Результаты экспериментальных исследований обтекания тормозных щитков с различными вариантами боковых кромок и перфорации его поверхности дозвуковым несжимаемым потоком.

4. Результаты численного моделирования обтекания летального аппарата и элементов его конструкции дозвуковым несжимаемым потоком.

Личный вклад автора заключается в: реализации численных схем и алгоритма совмещения различных подходов моделирования турбулентных течений посредством зонирования расчётной области; создании методики расчёта аэродинамических характеристик ЛА с учётом влияния вихревых течений на элементы его конструкции с применением открытого пакета OpenFOAM; проведении численных расчётов для апробации предложенной методики и параметрических исследований обтекания ЛА (системы «тормозной щиток – киль»); экспериментальном определении пульсаций давления в области повышенных нагрузок на киле.

Апробация работы и публикации. Результаты исследований докладывались и обсуждались на следующих конференциях: Международная конференция «Облачные вычисления. Образование. Исследования. Разработка». Москва 2012 - 2015; «Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти С.П. Королева». Москва 2013 - 2016; Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России». Москва 2015 - 2016; Международный семинар «Экстремальные и рекордные полеты БПЛА и ЛА электрическим двигателем». Жуковский 2014; Международная молодежная научная конференция «XXII Туполевские чтения». Казань 2015; Шестая всероссийская конференция «Вычислительный эксперимент в аэроакустике». Светлогорск 2016; Открытая конференция ИСП РАН. Москва 2016; Международная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики». Москва 2017.

Наиболее существенные положения и результаты диссертационного исследования опубликованы в 9 статьях в журналах перечня изданий, рекомендованных ВАК Минобрнауки РФ. Объёмом 4,8 п.л.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, общих выводов и заключения, списка литературы, включающего 107 наименований. Текст диссертации изложен на 155 машинописных страницах, содержит 140 рисунков и 5 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертации, определены объект и предмет исследования, сформулированы цель и основные методы выполненного исследования, научная и практическая значимость работы, приведено описание её структуры и содержания.

Первая глава носит обзорно-аналитический характер. В ней проведён анализ исследований влияния отрывных вихревых течений на обтекание элементов конструкций летательных аппаратов и процессов возникновения бафтинговых явлений.

Описаны структура пограничного слоя и каскадный перенос энергии при распространении вихрей (закон $5/3$ Колмогорова). Рассмотрено влияние вихрей на элементы конструкции летательного аппарата, которое приводит к возникновению бафтинговых явлений. Установлено, что в настоящее время многочисленные исследования сконцентрированы на изучении бафтинга килевого оперения, при котором периодический вихревой след от тормозного щитка служит причиной появления динамических нагрузок на киле. При этом наиболее опасным является случай, когда собственная частота конструкции ЛА или его элементов оказывается

близкой или равной частоте вихревого течения, что приводит к возникновению резонансных явлений. Выполнен обзор известных методов и подходов управления вихревой структурой для снижения динамических нагрузок, действующих на элементы конструкции ЛА.

Проведен анализ различных подходов и методов численного моделирования турбулентных течений. Описана математическая модель вязкого течения, включающая систему уравнений движения Навье-Стокса. Для численного решения этой системы выбран метод конечного объема. Рассмотрена общая методика дискретизации основных уравнений. Установлено, что для определения аэродинамических характеристик летательного аппарата с учётом воздействия вихревых течений на элементы его конструкции необходимо использовать вихреразрешающие подходы. Например, метод крупных вихрей LES (Large Eddy Simulation) или различные гибридные подходы, совмещающие решение осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) и LES модели, например метод отсоединённых вихрей DES (Detached Eddy Simulation) и его модификации, а также зонный RANS-LES подход.

В качестве вычислительного комплекса выбран свободно-распространяемый пакет с открытым исходным кодом OpenFOAM и проведён обзор его возможностей.

Вторая глава посвящена расчётно-теоретическим подходам для определения аэродинамических характеристик ЛА и элементов его конструкции с учётом влияния локальных отрывных течений.

Рассмотрены особенности расчёта процессов распространения и распада вихрей, приводящих к появлению бафтинговых явлений при обтекании ЛА несжимаемым дозвуковым потоком. Установлено, что для того чтобы корректно смоделировать эти явления и определить пульсационные нагрузки, необходимо уметь правильно рассчитать процесс распространения и диссипации вихрей в пространстве. Критерием правильности описания поведения вихрей являются энергетический спектр Колмогорова и использование вихреразрешающих подходов. Отмечается, что важной особенностью их применения является то, что точность расчета вихревых течений зависит от численных схем дискретизации конвективных слагаемых. При этом необходимым и достаточным условием для численной схемы являются ее устойчивость и возможность правильно описывать диссипацию вихря в пространстве, т.е. выполнять закон Колмогорова. Проведён анализ устойчивости и диссипативности численных схем, реализованных в пакете OpenFOAM. Это необходимо, так как их программная реализация в каждом вычислительном пакете различна и требует особого рассмотрения. Для этого решены две задачи:

1. Задача конвективного переноса скаляра ϕ с резким фронтом изменения, которая даёт возможность проанализировать численные схемы на устойчивость.
2. Задача вырождения однородной изотропной турбулентности, которая позволяет оценить диссипативность численных схем.

Проведённый анализ численных схем, реализованных в пакете OpenFOAM, показал, что алгоритмы на основе центрально-разностных схем являются неустойчивыми, а использующие противопоточные схемы – диссипативны. На основе полученных результатов выбраны численные схемы (filteredLinear и Gamma) и проведена их модификация. Доработка заключалась в добавлении дополнительных свободных параметров и изменении ограничивающих коэффициентов в численных схемах, а также в определении их оптимальных

значений. Это позволило изменить поведение исходных численных схем в интервале, где они были диссипативны или неустойчивы. На Рис. 1 представлено сравнение модифицированных численных схем (GammaM и filteredLinearM) с их исходной реализацией в пакете OpenFOAM.

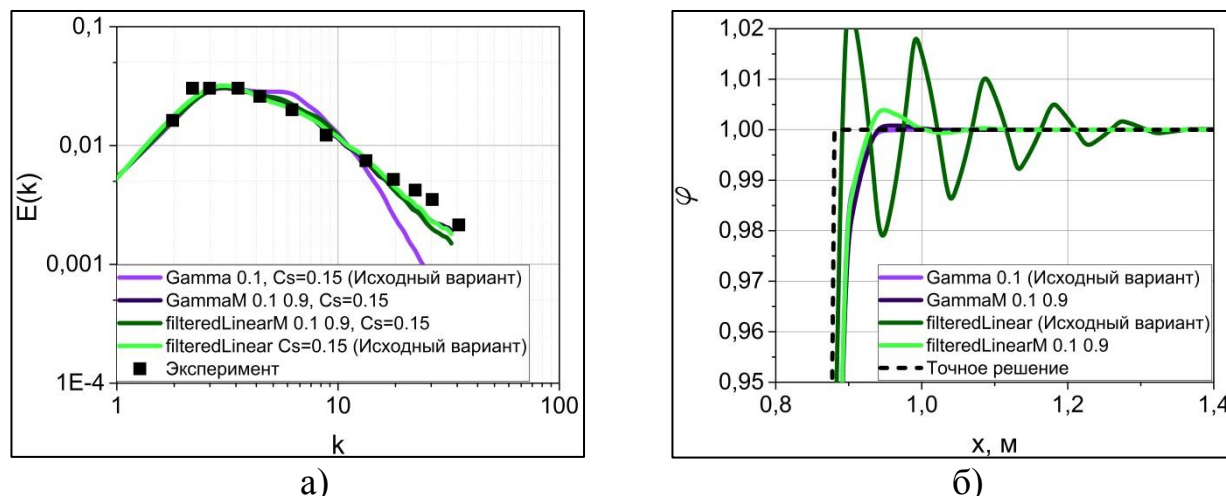


Рис. 1. Сравнение доработанных численных схем с их исходной реализацией в пакете OpenFOAM: а) зависимость энергетического спектра; б) зависимость ϕ вдоль диагональной линии

Особое внимание уделено выбору подхода для моделирования турбулентных течений. Отмечено, что в случае расчёта обтекания манёвренных самолётов методы DDES и IDDES демонстрируют хорошую точность. Однако данные подходы накладывают определённые условия на качество расчётной сетки, построение которой для сложных трёхмерных моделей представляет значительные трудности и требует большого количества времени. Альтернативой является применение зонного RANS-LES подхода, идея которого состоит в использовании ресурсоёмкого LES подхода в областях, где необходимо увеличить точность численного моделирования, и RANS в остальных областях расчётной области. Анализ исходных файлов пакета OpenFOAM показал, что готового решения использования зонного метода для расчёта аэродинамических характеристик не существует, поэтому в диссертации предложен алгоритм совмещения различных подходов моделирования турбулентных течений (RANS-LES) посредством зонирования расчётной области и выполнена его реализация в открытом пакете OpenFOAM (Рис. 2).

Представлена методика расчёта аэродинамических характеристик летательных аппаратов и элементов конструкций с учётом влияния вихревых течений при обтекании дозвуковым несжимаемым потоком с применением пакета OpenFOAM. В которой сформулированы необходимые требования к постановке задачи, начальным и граничным условиям, размеру расчётной области, сетке, шагу по времени и численным схемам.

В третьей главе проведено численное моделирование обтекания ряда простых тел, имитирующих различные стабилизирующие и управляющие поверхности, а также манёвренного аппарата в целом для апробации предложенной методики. Все расчёты выполнялись с использованием оборудования Центра коллективного пользования сверхвысокопроизводительными вычислительными ресурсами МГУ имени М.В. Ломоносова и вычислительного сервиса Web-лаборатории UniHUB ИСП РАН.

Представлены результаты решения задач по обтеканию цилиндра, тел с изломом образующей и плоской пластины без и с перфорацией. Дополнительно выполнено исследование обтекания цилиндра с расположенной в спутном следе пластиной. Отражены особенности обтекания тел с перфорированной поверхностью. Показано, что полученные аэродинамические и амплитудно-частотные характеристики, а также структуры обтекания согласуются с экспериментальными данными других авторов.

Проведена серия расчётов пространственного обтекания манёвренного самолёта типа Як130 с использованием описанных выше методики и алгоритма. Исследовано влияния выпуска тормозного щитка на динамические нагрузки, действующие на киль самолёта. Расчёт проводился со скоростью набегающего потока $V_\infty = 50$ м/с. Расчетный шаг по времени выбирался из условия $CFL \leq 0.2$. Область использования RANS и LES моделей задаётся начальными условиями. В данном случае необходимо точно моделировать отрыв потока с фонаря и тормозного щитка ЛА при различных углах атаки. При этом течение в остальной области может быть получено при помощи RANS подхода. В качестве RANS модели турбулентности использовалась $k-\omega$ SST, для LES – модель Смагоринского с константой $C_s = 0.15$. Для анализа сеточной сходимости выполнено сравнение АДХ ЛА с экспериментальными данными при его обтекании под углом атаки $\alpha = 30^\circ$. На Рис. 3 показаны компоновка ЛА и фрагмент расчётной сетки с количеством ячеек равным 15 млн. Расчёты проведены с использованием 384-504 ядер, максимальное машинное время для одной задачи составляло 144 часа (6 дней).

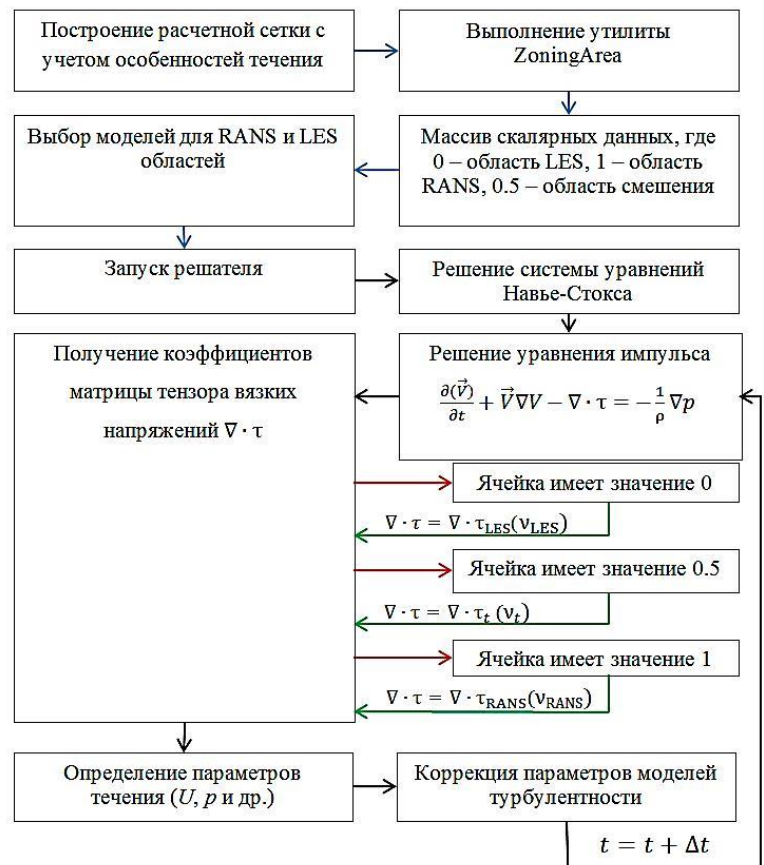


Рис. 2. Алгоритм совмещения различных подходов моделирования турбулентных течений

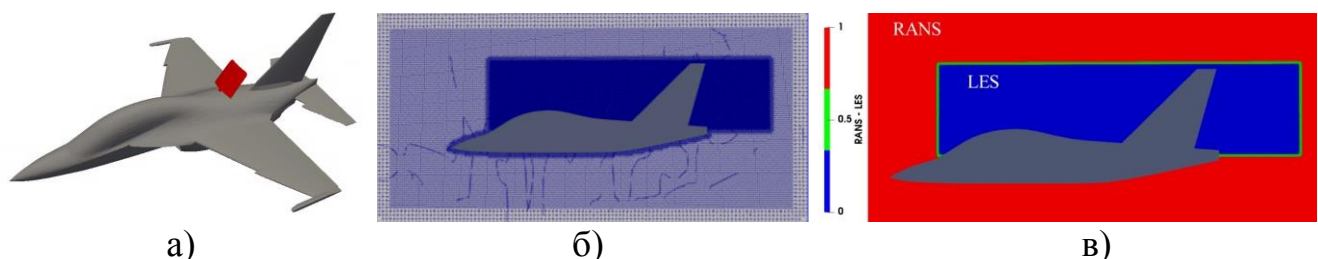


Рис. 3. Постановка задачи обтекания ЛА с тормозным щитком: а) компоновка ЛА; б) фрагмент расчетной сетки; в) область применения RANS и LES подходов

На Рис. 4 и Рис. 5 представлены АДХ ЛА без тормозного щитка и с его наличием в сравнении с экспериментальными данными.

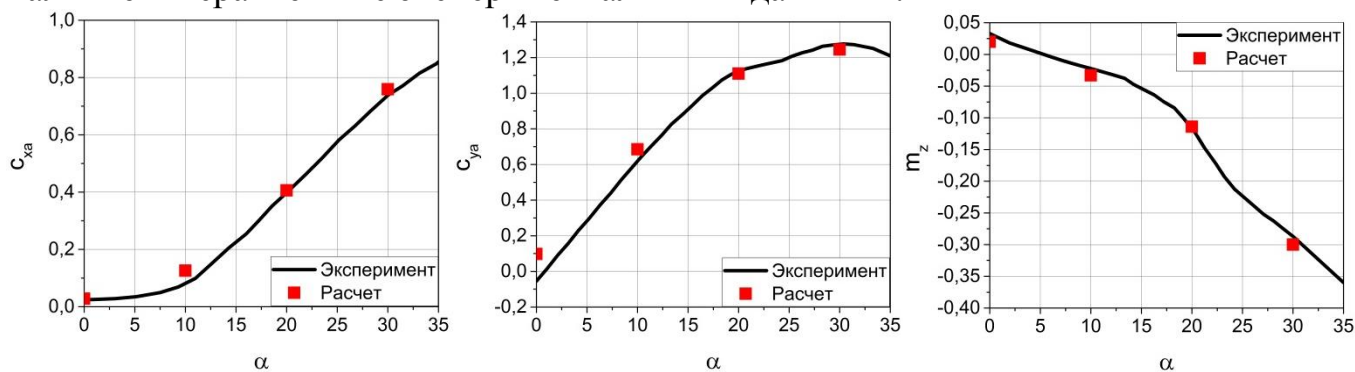


Рис. 4. Зависимость АДХ ЛА от угла атаки

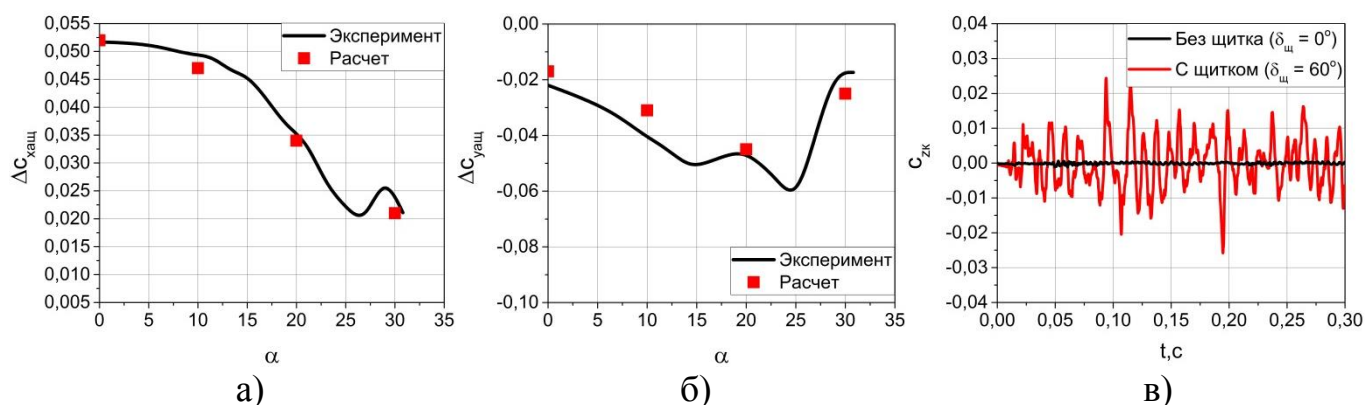


Рис. 5. Влияние выпуска тормозного щитка на изменение коэффициентов: а) лобого сопротивления ЛА; б) подъемной силы ЛА; в) поперечной силы кия

Видно, что результаты численного моделирования с применением предложенной методики согласуются с экспериментальными данными, а также подтверждено возникновение бафтинговых явлений при отклонении тормозного щитка на угол $\delta_{щ} = 60^\circ$. На Рис. 6 показаны мгновенные вихревые структуры (изоповерхности Q - критерия) обтекания ЛА без и с тормозным щитком при углах атаки $\alpha = 0^\circ$ и 20° . Градация цвета на изоповерхностях показывает изменение скорости, на поверхности ЛА – изменение давления.

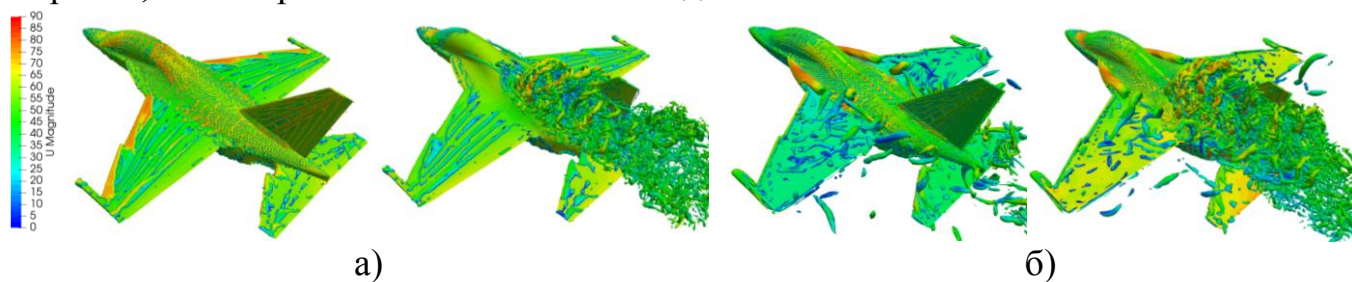


Рис. 6. Структуры обтекания ЛА без и с тормозным щитком при углах атаки: а) $\alpha = 0^\circ$ б) $\alpha = 20^\circ$

Для анализа пульсационных нагрузок, действующих на поверхность кия, рассчитывалась осреднённая величина пульсаций его коэффициента поперечной силы C'_{zk} , определяемая как стандартное среднеквадратичное отклонение.

Отдельно выделена комбинированная система «тормозной щиток - киль» и проведены исследования влияния угла отклонения тормозного щитка и его местоположения на пульсации поперечной силы на киле. Исследуемыми моделями

являлись тормозной щиток (1) с длиной $l_{щ} = 0.075\text{м}$, шириной $b_{щ} = 0.08\text{м}$, установленный под углом $\delta_{щ}$, и киль ЛА (2) высотой $H = 0.2\text{м}$, расположенный в следе на расстоянии $L_i = L/l_{щ}$ ($i=1;2;3$) (Рис. 7, а). Рассмотрены конфигурации:

- тормозной щиток удалён от киля на расстояние $L_1 = 1.3$, а угол его отклонения изменялся в диапазоне $\delta_{щ} = 0^\circ \dots 60^\circ$;
- тормозной щиток установлен под углом $\delta_{щ} = 60^\circ$ и удалён от киля ЛА на расстояния $L_1 = 1.3$, $L_2 = 2.6$, $L_3 = 3.9$.

Построена расчётная сетка с количеством ячеек равным 5 млн. Дополнительно выполнялось сгущение сетки к поверхности киля и тормозного щитка, а также в промежуточной зоне между ними. Фрагмент расчетной сетки для угла отклонения тормозного щитка $\delta_{щ} = 60^\circ$ представлен на Рис. 7, б.

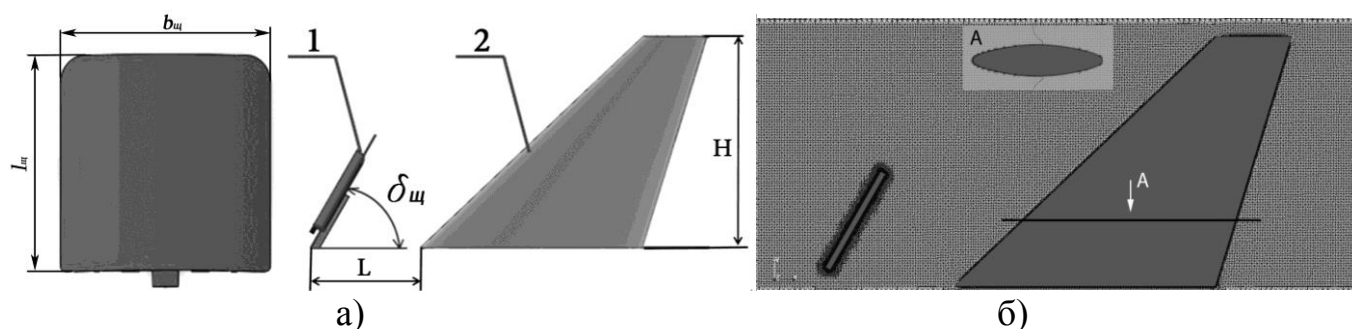


Рис. 7. Постановка задачи обтекания системы «тормозной щиток - киль»:
а) компоновка моделей; б) фрагмент расчетной сетки

Численное моделирование обтекания комбинированной системы «тормозной щиток – киль» выполнено при скорости набегающего потока $V_\infty = 25 \text{ м/с}$ с использованием 384-432 ядер, максимальное машинное время расчёта одной задачи составляло 144 часа (6 дней).

На Рис. 8 представлен типовой график изменения коэффициента поперечной силы на киле. Для оценки качества тормозных щитков предложен коэффициент эффективности $\varepsilon = c_{xщ}/c'_{зк}$, который позволяет сравнить снижение осреднённых пульсационных нагрузок $c'_{зк}$, действующих на киль, и создаваемый при этом тормозной эффект $c_{xщ}$. На Рис. 9 представлены зависимости коэффициента ε от угла отклонения и местоположения тормозного щитка.

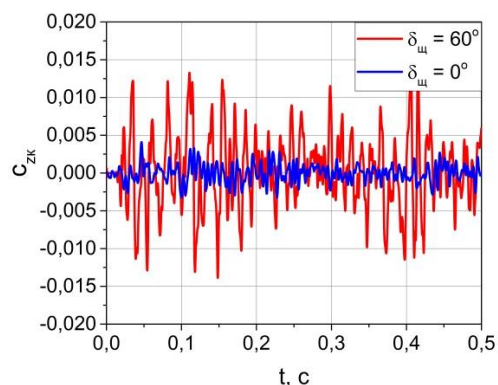


Рис. 8. Изменение коэффициента поперечной силы на киле

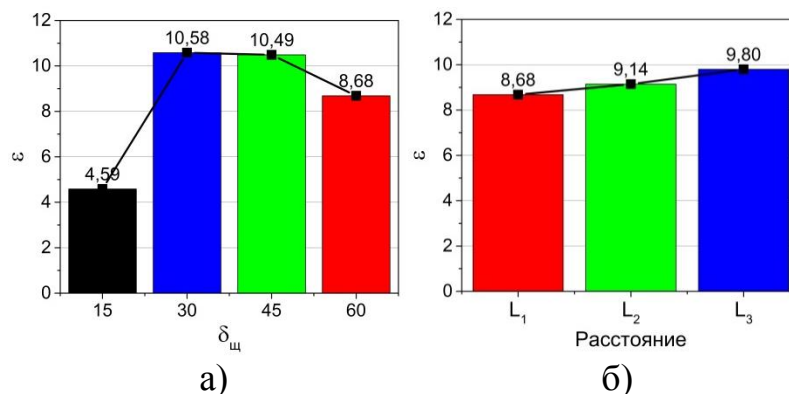


Рис. 9. Зависимости коэффициента эффективности ε от: а) угла отклонения; б) местоположения тормозного щитка

Проведённые исследования показывают, что в диапазоне углов отклонения $\delta_{щ} < 30^\circ$ величина пульсаций коэффициента поперечной силы на киле изменяется

незначительно и сопоставима со случаем, когда щиток отсутствует. С увеличением отклонения щитка возрастают его коэффициент продольной силы и динамические нагрузки, действующие на киль, поэтому наиболее эффективными являются варианты отклонения тормозного щитка на углы 30° и 45° . Увеличение расстояния между тормозным щитком и килем в 3 раза приводит к снижению пульсационных нагрузок на 15%. В свою очередь, аэродинамические характеристики тормозного щитка не изменяются, что приводит к небольшому увеличению эффективности ε .

В четверной главе даны результаты аэродинамических экспериментов по определению пульсаций давления в области повышенных нагрузок и амплитуды колебания кия ЛА при исследовании методов управления отрывно-вихревой структурой (различных вариантов тормозных щитков). Рассмотрены тормозные щитки с видоизменной боковой кромкой, различной степенью и видом перфорации, исследовалось влияние их расположения относительно кия и скорости набегающего потока. Для проведения физического моделирования и определения пульсаций давления в точке создана специальная экспериментальная установка, которая представляет собой киль (1) и тормозной щиток (2), которые расположены в открытой части аэродинамической трубы (3) и крепятся к монтажному столу (4) с помощью оснастки для крепления (5-6). Для определения пульсаций давления в точке на киле использовался высокочастотный дифференциальный датчик (7), который позволил проводить измерения давления в диапазоне ± 500 Па и частотой $f = 1000$ Гц (Рис. 10). Расположение датчика выбрано исходя из местоположения области повышенных нагрузок на киле, полученной при численном моделировании.

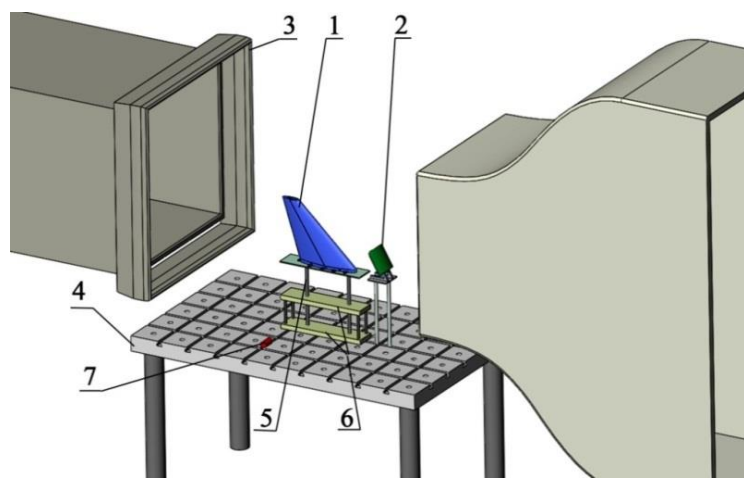


Рис. 10. Схема экспериментальной установки

Для определения амплитуды колебания кия модель устанавливалась на упругие элементы. Амплитуда его колебаний определялась перемещением отметки лазерного луча, направленного на мишень. Во время эксперимента проводилась съёмка мишени на видеокамеру. Для определения положения точки лазера проводилось разбиение полученного видео эксперимента на отдельные кадры. Для их дальнейшей

Рассмотрены следующие варианты тормозных щитков: сплошной (А1); с видоизмененными боковыми кромками, прямой пилообразной (Б1) и закругленной (Б2); с различными вариантами и степенью перфорации всей поверхности $\sigma = (S_{\text{отв}}/S_{\text{щ}}) \cdot 100\%$ ($S_{\text{отв}}$ – суммарная площадь отверстий; $S_{\text{щ}}$ – площадь тормозного щитка) 15% (В1) и 30% (Г1) (количество отверстий $N = 26$, диаметр отверстий $d_{\text{В1}} = 0.0068$ м и $d_{\text{Г1}} = 0.0096$ м соответственно); с перфорацией одним рядом отверстий вдоль кромок со степенью $\sigma = 6\%$ (В2) и $\sigma = 11\%$ (Г2) (количество отверстий $N = 10$); с перфорацией двумя рядами отверстий вдоль кромок со степенью $\sigma = 10\%$ (В3) и $\sigma = 20\%$ (Г3) (количество отверстий $N = 18$); с несквозной перфорацией лобовой (Д) и кормовой (Е) поверхностей щитка (Рис. 11).

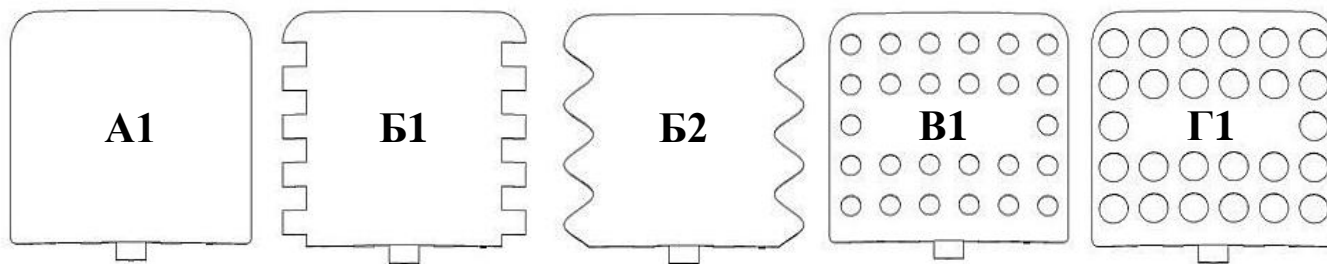


Рис. 11. Некоторые из предложенных вариантов тормозных щитков

Для анализа воздействия вихрей на поверхность киля рассчитывалось осреднённое пульсационное давление p' , определяемое как стандартное среднеквадратичное выборочное отклонение: $p' = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (p_i - p_{cp})^2}{N-1}}$, где p_i – мгновенная величина отклонения давления; p_{cp} – осредненное давление; T – период осреднения; N – объем выборки в периоде T . А также амплитудно-частотная характеристика. Для повышения достоверности определения экспериментальных данных для каждого исследуемого случая проводилось от 3 и более экспериментов, для вычисления давления использовалось среднееарифметическое между их значениями.

На Рис. 12 представлены результаты исследования влияния скорости набегающего потока при обтекании различных тормозных щитков на осредненное пульсационное давление p' при $L_1 = 1.3$ (вариант А0 соответствует случаю, когда щиток отсутствует). Проведено сравнение абсолютных и относительных ($\langle p \rangle = p / \frac{\rho V^2}{2}$) значений давления.

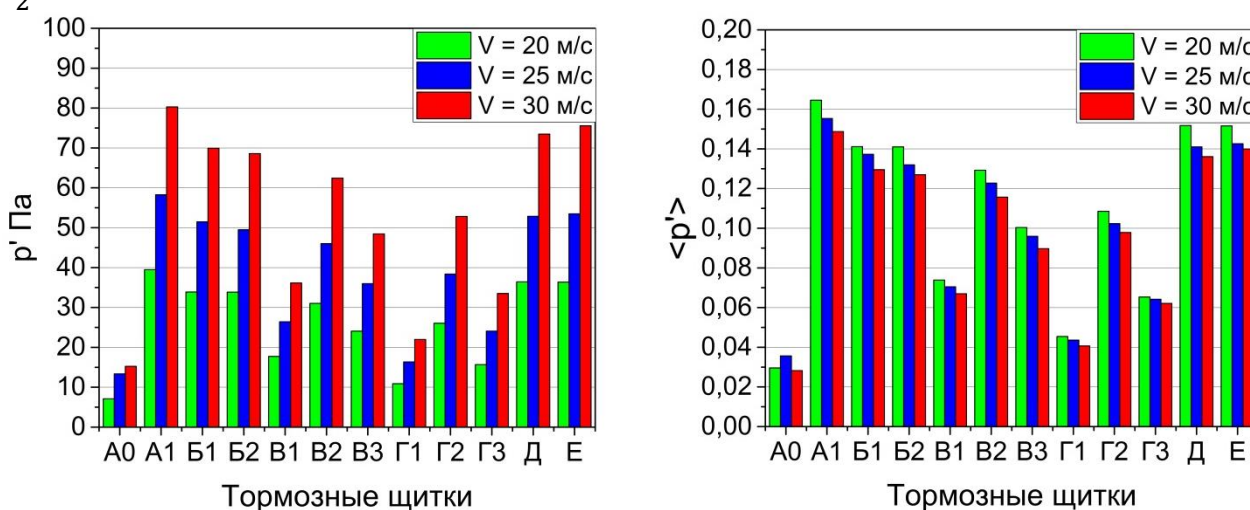


Рис. 12. Влияние скорости набегающего потока на осреднённое пульсационное давление для различных тормозных щитков

Видно, что при увеличении скорости набегающего потока абсолютные значения пульсационного давления p' возрастают, однако относительные – изменяются незначительно.

Для анализа амплитуды и частоты воздействия вихрей выбран одинаковый временной интервал и для каждого исследуемого варианта применялось преобразование Фурье. Проведен анализ влияния количества точек сглаживания графика на получаемую зависимость амплитуды от частоты. На Рис. 13 представлено влияние различных методов управления на амплитудно-частотные характеристики изменения давления в характерной точке при скорости набегающего потока 25 м/с.

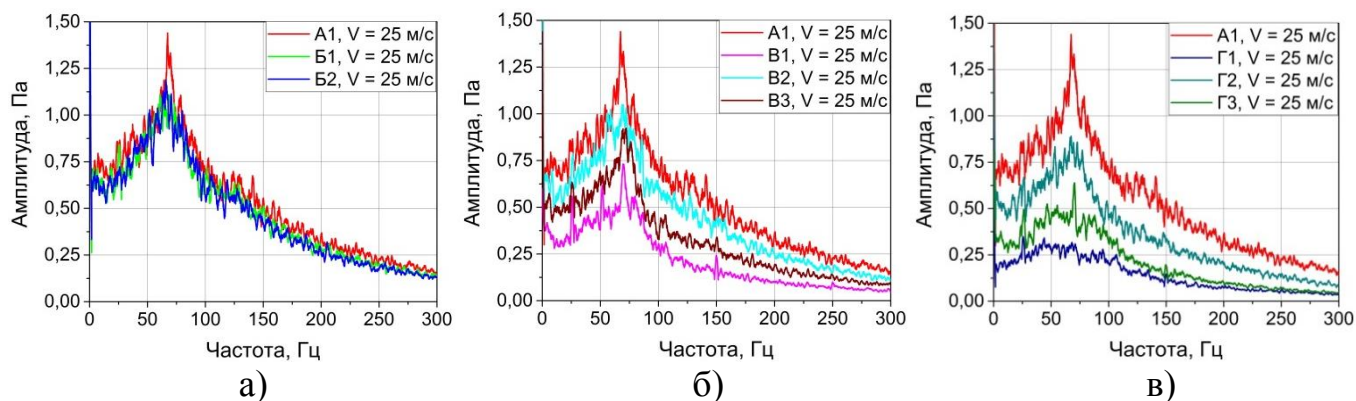


Рис. 13. Сравнение различных методов управления при скорости набегающего потока 25 м/с: а) видоизменение кромок; б) перфорация отверстиями $d_{B1} = 0.0068\text{м}$; в) перфорация отверстиями $d_{Г1} = 0.0096\text{м}$

Видно, что при обтекании исходного варианта тормозного щитка (А1) частота воздействия вихрей на киль лежит в диапазоне 50 – 100Гц, это соответствует диапазону числа Струхаля $Sh = 0.15 – 0.22$, что близко к собственным частотам ЛА и может привести к возникновению резонансных явлений. Видоизменение кромок и несквозная перфорация тормозных щитков не приводят к значительному снижению амплитуды. При этом сквозная перфорация с различной степенью позволяет снизить амплитуду и изменить частоту срыва вихрей.

На Рис. 14 представлено сравнение эффективности $K = (A_{A1} - A) \cdot 100\% / A_{A1}$ (A – осреднённая по времени амплитуда колебания киле) для различных вариантов тормозных щитков.

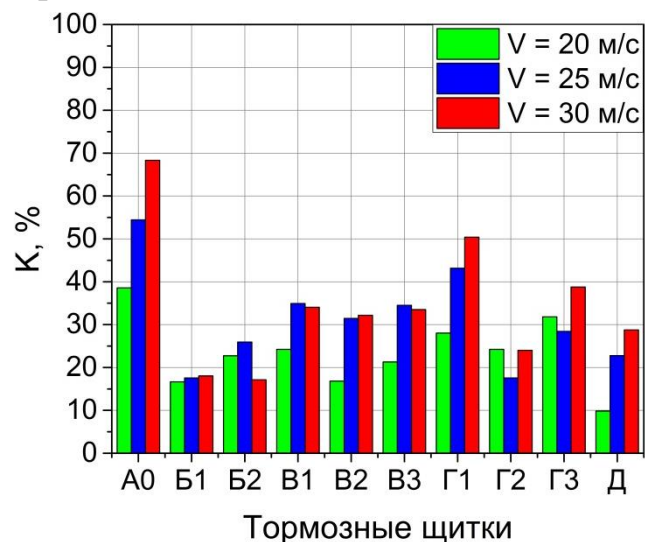


Рис. 14. Сравнение эффективности тормозных щитков

Полученные результаты показывают, что наличие тормозного щитка увеличивает величину пульсаций давления в выделенной точке на киле на 40% – 80% в зависимости от скорости обтекания, при этом частота их колебаний лежит в пределах 50 – 100Гц. Видоизменение кромок щитка (Б1, Б2) приводит к снижению пульсационных нагрузок на 10% – 15%. Равномерная сквозная перфорация тормозного щитка со степенью $\sigma = 15\%$ (В1) и $\sigma = 30\%$ (Г1) позволяет снизить колебания давления на 55% и 70% соответственно, а также уменьшить амплитуду и изменить частоту воздействия вихрей.

В свою очередь, перфорация вдоль кромок щитка приводит к снижению нагрузок на 20% при степени перфорации $\sigma = 6\%$ (В2) и на 30% при $\sigma = 11\%$ (Г2). В этом случае не происходит сильного дробления кромочного вихря, и структура течения аналогична обтеканию щитков с видоизменной кромкой. Увеличение количества отверстий (щитки В3, Г3) позволяет уменьшить пульсации давления на 40% и 60% соответственно. При обтекании тормозного щитка с несквозной перфорацией лобовой поверхности (Е) существенного изменения пульсационных нагрузок не выявлено, а такая перфорация в кормовой части (Д) приводит к снижению пульсаций давления в точке

до 10%. При этом полученные результаты амплитуды колебания кия показывают качественное совпадение с экспериментом по определению давления в области повышенных нагрузок.

Пятая глава посвящена численным параметрическим расчётам аэродинамических характеристик комбинированной системы «тормозной щиток - киль» и исследованию трансформации структур вихревого обтекания для различных видов тормозных щитков, а также в ней выполнено сравнение пульсаций давления в характерной точке с экспериментальными данными. Геометрические параметры моделей тормозных щитков и кия соответствуют экспериментальным. Проведены расчёты обтекания ЛА с выпущенным тормозным щитком, имеющим различную степень перфорации.

На Рис. 15 показаны мгновенные вихревые структуры обтекания кия ЛА в зависимости от вида боковых кромок тормозного щитка и степени его перфорации.

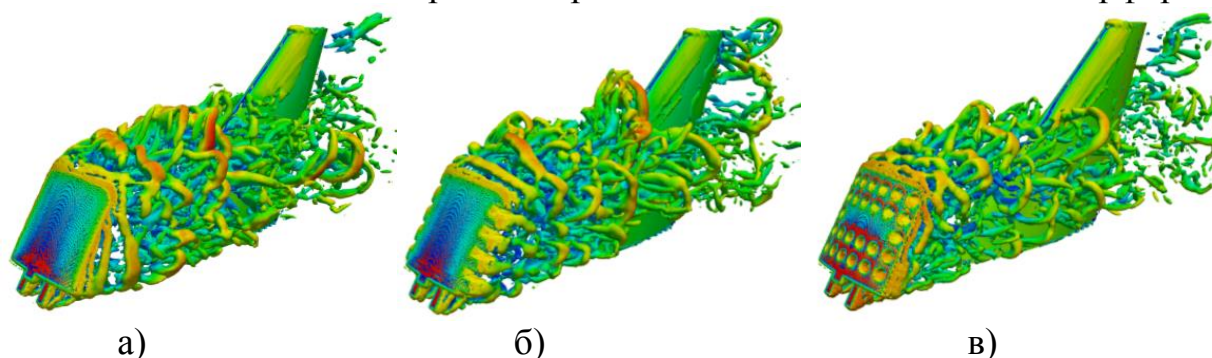


Рис. 15. Мгновенные вихревые структуры (изоповерхности Q - критерия) обтекания тормозного щитка: а) А1; б) Б1; в) Г1

Видоизменение кромок тормозного щитка приводит к уменьшению его коэффициентов продольной и нормальной сил, что связано с аналогичным уменьшением площади несущей поверхности. При их обтекании происходит небольшая трансформация структур течения, однако дробления вихрей и существенного снижения пульсационных нагрузок не происходит, поэтому эффективность их применения отсутствует. Перфорация тормозного щитка также приводит к уменьшению его коэффициентов продольной и нормальной сил. Однако коэффициент продольной силы изменяется непропорционально степени перфорации. Так, для степеней перфорации 15% и 30% он уменьшается на 8% и 20% соответственно. Это связано с особенностью обтекания отверстий перфорированных поверхностей. При обтекании перфорированного щитка происходит дробление кромочного вихря, что приводит к уменьшению амплитуды пульсационных нагрузок и увеличению коэффициента эффективности ε (Рис. 16).

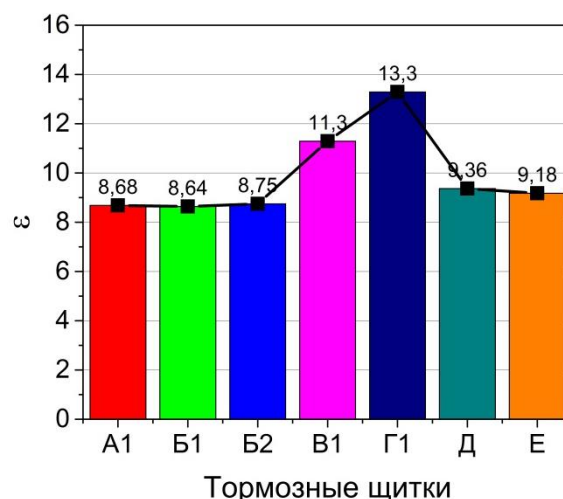


Рис. 16. Сравнение коэффициента эффективности ε для различных щитков

Проведены сравнения численного и физического моделирования амплитудно-частотной характеристики пульсаций давления в точке и осреднённой величины p' для различных тормозных щитков (Рис. 17).

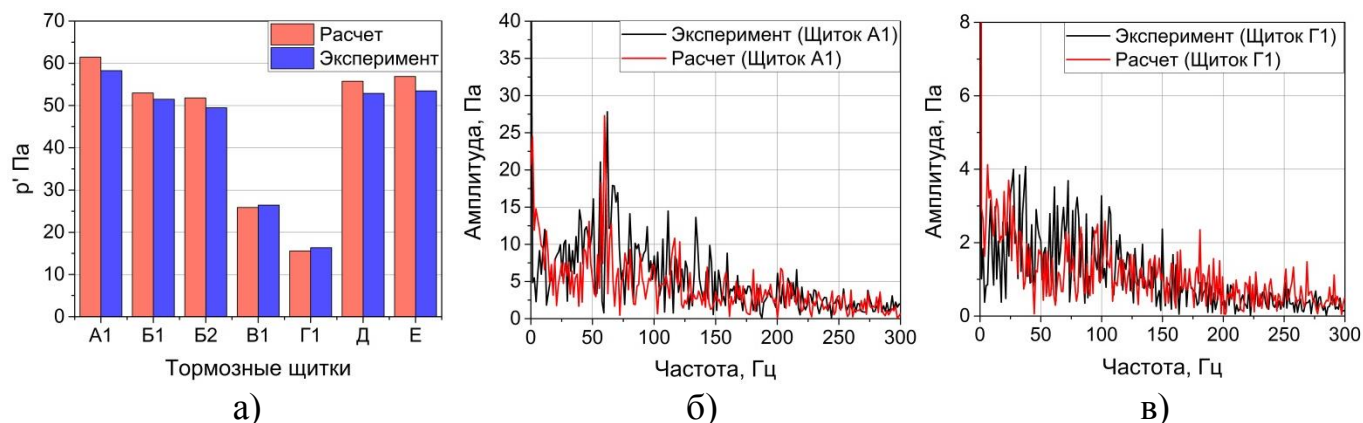


Рис. 17. Сравнения расчётов с экспериментальными данными: а) пульсаций давления в точке; б) амплитудно-частотной характеристики для щитка А1; в) амплитудно-частотной характеристики для щитка Г1 ($\sigma = 30\%$)

Видно, что осреднённая величина пульсаций давления в точке p' , их амплитуда и частота, полученные при численном и физическом моделировании, совпадают с хорошей точностью.

Рассмотрено обтекание маневренного самолета типа ЯК130 с выпущенным под углом $\delta_{щ} = 60^\circ$ тормозным щитком с перфорацией со степенью $\sigma_1 = 15\%$ и $\sigma_2 = 30\%$ (Рис. 18).

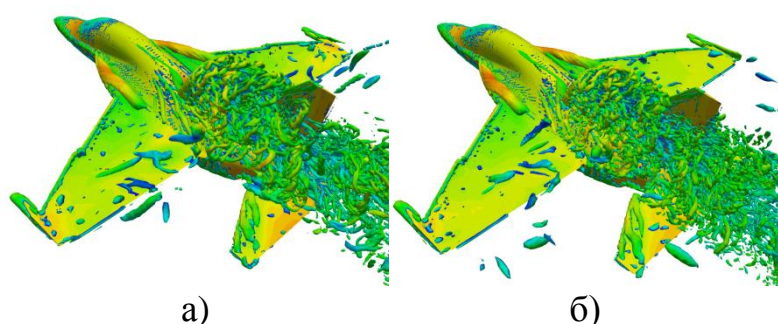


Рис. 18. Мгновенные вихревые структуры (изоповерхности Q - критерия) обтекания ЛА с перфорированным тормозным щитком при угле атаки $\alpha = 20^\circ$: а) $\sigma_1 = 15\%$; б) $\sigma_2 = 30\%$

Однако при углах атаки ЛА $\alpha > 20^\circ$ эффективность применения перфорации снижается из-за потери устойчивости вихрей, которые срываются с наплывов крыла, и от уменьшения тормозного эффекта от щитка (Рис. 20).

Перфорация тормозного щитка приводит к уменьшению коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы (Рис. 19) при всех углах атаки ЛА и позволяет снизить осреднённую величину пульсаций поперечной силы на киле, что повышает коэффициент эффективности ε .

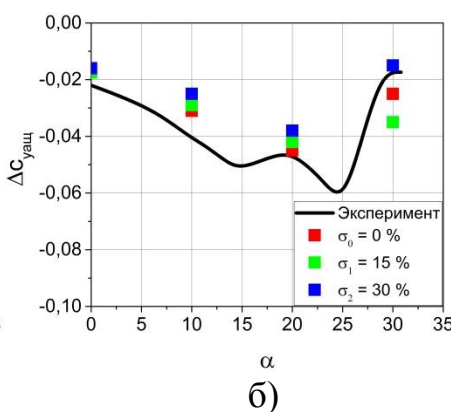
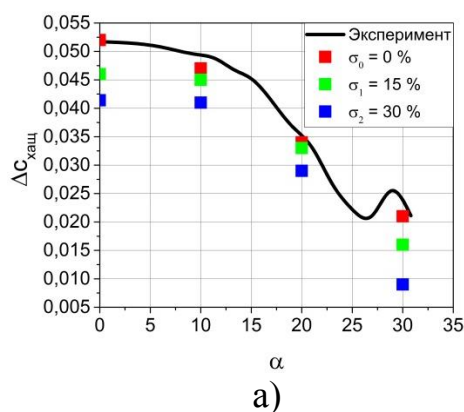


Рис. 19. Влияние степени перфорации тормозного щитка на изменение аэродинамических коэффициентов ЛА: а) лобового сопротивления; б) подъемной силы

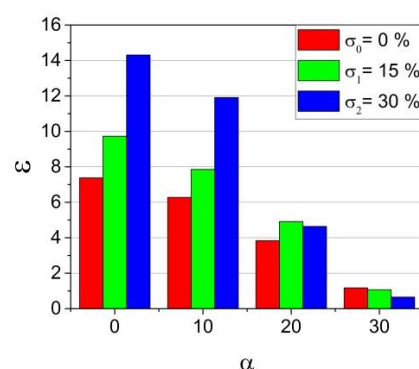


Рис. 20. Влияние степени перфорации тормозного щитка на коэффициент эффективности ε

В общих выводах и заключении сформулированы основные результаты работы и даны рекомендации по использованию различных методов управления вихревыми течениями для снижения пульсационных нагрузок, действующих на киль ЛА.

ОБЩИЕ ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Создана методика расчета аэродинамических характеристик маневренного летательного аппарата и элементов его конструкции с применением доработанного открытого пакета OpenFOAM, которая позволяет с достаточной точностью моделировать вихревое обтекание его управляющих и стабилизирующих поверхностей дозвуковым несжимаемым потоком, что дает возможность проводить детальный анализ процессов возникновения бафтинговых явлений на этапе проектирования самолёта. Реализация алгоритма совмещения RANS и LES подходов и численных схем позволили повысить достоверность определения аэродинамических характеристик ЛА с учётом воздействия вихревых течений. Работоспособность методики подтверждена при сравнении с экспериментальными данными.

2. На основе анализа экспериментального и математического моделирования выявлено влияние формы тормозного щитка на аэродинамические нагрузки, действующие на киль маневренного самолёта. Это позволяет дать рекомендации по методам управления отрывно-вихревой структурой для снижения пульсационных нагрузок, действующих на элементы конструкции ЛА. Установлено, что:

- с увеличением угла отклонения тормозного щитка амплитуда пульсаций его аэродинамических сил существенно возрастает;
- в диапазоне углов отклонения тормозного щитка $\delta_{щ} < 30^\circ$ величина пульсаций коэффициента поперечной силы на киле изменяется незначительно, а при $\delta_{щ} \sim 60^\circ$ возрастает в 5-8 раз. При этом наиболее эффективными являются варианты отклонения тормозного щитка на углы $30^\circ - 45^\circ$;
- увеличение расстояния между щитком и килем в 3 раза снижает динамические нагрузки на киле на 15% и увеличивает коэффициент эффективности ϵ на 15%;
- видоизменение боковых кромок тормозного щитка приводит к уменьшению пульсационных нагрузок на киле на 10-15%, однако коэффициент эффективности ϵ не изменяется;
- сквозная перфорация лобовой поверхности щитка со степенью $\sigma = 15\%$ и 30% снижает нагрузки на 30% и 50% и повышает эффективность ϵ на 23% и 45% соответственно;
- частичная перфорация различными отверстиями вдоль кромок тормозного щитка приводит к уменьшению величины пульсаций давления в области повышенных нагрузок на 20% ($\sigma = 6\%$) и 30% ($\sigma = 11\%$). Увеличение количества отверстий позволяет снизить пульсации на 40% ($\sigma = 10\%$) и 60% ($\sigma = 20\%$);
- несквозная перфорация лобовой поверхности тормозного щитка практически не изменяет пульсационные нагрузки на киле, но при этом увеличивает коэффициент продольной силы щитка на 5% ;
- несквозная перфорация в кормовой части снижает нагрузки на $5-10\%$;

– наиболее целесообразно применять тормозные щитки с перфорацией со степенью $\sigma_1 = 15\%$ и $\sigma_2 = 30\%$. При этом эффективность применения перфорации снижается при углах атаки ЛА $\alpha > 20^\circ$.

3. Проведена модификация и доработка открытого свободно-распространяемого пакета OpenFOAM, которая даёт возможность применять его для исследований и расчётов параметров нестационарных вихревых течений, а также для вычисления силовых нагрузок на элементы конструкции ЛА при решении широкого круга научных задач в авиационной промышленности.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Епихин А.С., Калугин В.Т. Методы снижения и расчет нестационарных аэродинамических нагрузок при килевом бафтинге маневренного самолета // Математическое моделирование. 2017. Т. 29, №10. С. 35-44. (1,1 п.л./0,9 п.л.).

2. Епихин А.С., Калугин В.Т., Чернуха П.А. Исследование влияния перфорации для снижения пульсационных нагрузок, действующих на аэродинамические управляющие поверхности // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. №223(1). С. 51-56. (0,6 п.л./0,4 п.л.).

3. Епихин А.С., Калугин В.Т. Реализация гибридной методики расчета обтекания маневренного летательного аппарата с использованием открытого пакета OpenFOAM // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. №226(4). С. 131-138. (0,9 п.л./0,8 п.л.).

4. Епихин А.С., Калугин В.Т. Численное моделирование нестационарных вихревых течений с использованием открытого пакета OpenFOAM // Автоматизация. Современные технологии. 2015. №6. С. 21-24. (0,5 п.л./0,4 п.л.).

5. Епихин А.С., Калугин В.Т., Цыкунова Е.А. Моделирование процессов управления нестационарным отрывным течением в ближнем следе // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2015. № 212(2). С. 26-31. (0,6 п.л./0,3 п.л.).

6. Епихин А.С., Калугин В.Т. Особенности расчета бафтинговых явлений при моделировании обтекания летательного аппарата с использованием открытого пакета OpenFOAM // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2015. №212(2). С. 32-37. (0,7 п.л./0,5 п.л.).

7. Возможности применения открытого пакета OpenFOAM для численного моделирования отрывных течений при до- и сверхзвуковых скоростях обтекания летательных аппаратов / А.С. Епихин [и др.] // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2014. №199. С. 23-30. (0,9 п.л./0,5 п.л.).

8. Численное моделирование вихревого нестационарного течения вязкого газа и акустических характеристик на основе открытого кода в расчетах обтекания летательных аппаратов / А.С. Епихин [и др.] // Наука и образование: научное издание. 2013. №8. С. 199-214. (1,2 п.л./0,7 п.л.).

9. Епихин А.С., Калугин В.Т., Чернуха П.А. Аэродинамические характеристики стабилизирующих поверхностей при дозвуковом вихревом обтекании // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2013. №188. С. 19-23. (0,6 п.л./0,3 п.л.).