

На правах рукописи



Черноволов Руслан Андреевич

**МЕТОДИКА РАЗРАБОТКИ ДРЕНИРОВАННЫХ ДИНАМИЧЕСКИ ПОДОБНЫХ
МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ
НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК И ХАРАКТЕРИСТИК
АЭРОУПРУГОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

05.07.03 – «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Жуковский – 2019

Работа выполнена в Государственном научном центре Федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (г. Жуковский).

Научный руководитель: **Гарифуллин Мансур Фоатович** – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник научно-исследовательского отделения «Нормы прочности, нагрузок и аэроупругости летательных аппаратов» научно-исследовательского комплекса «Прочность летательных аппаратов» Государственного научного центра, Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»

Официальные оппоненты: **Митрофанов Олег Владимирович** – доктор технических наук, заместитель начальника НИО прочности – заместитель Главного конструктора по прочности АО «Гражданские самолеты Сухого».

Фирсов Вячеслав Анатольевич – доктор технических наук, профессор кафедры «Прочность конструкций» федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева».

Ведущая организация: ПАО «Компания Сухой» – ОКБ Сухого

Защита состоится 26 ноября 2019 года в 14:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.10 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, главный административный корпус, зал заседаний ученого совета.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте <https://mai.ru/events/defence/>.

Автореферат разослан «___» _____ 2019 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.10
кандидат технических наук, доцент

Денискина Антонина Робертовна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования и степень ее разработанности

Аэроупругость определяется как наука, изучающая взаимодействие аэродинамических и упругих сил и влияние этого взаимодействия на конструкцию. Современные летательные аппараты (ЛА) могут обладать значительной податливостью, что является причиной различных явлений аэроупругости, когда деформации конструкции, возникающие при воздействии аэродинамических нагрузок, сами возбуждают дополнительные аэродинамические силы. Эти дополнительные аэродинамические силы могут вызвать дополнительные деформации конструкции, которые приведут к еще большим аэродинамическим нагрузкам. В процессе проектирования ЛА значительный объем работ направлен на исследования явлений аэроупругости. Среди представляющих опасность явлений аэроупругости можно выделить: дивергенцию, реверс и потерю эффективности рулевых элементов, флаттер, бафтинг, а также аэроупругую неустойчивость конструкции с системой автоматического управления (САУ).

Определение характеристик аэроупругости в летных испытаниях сопряжено с риском. В связи с этим исследования в аэродинамических трубах (АДТ) с помощью дренированных динамически подобных моделей (ДДПМ) являются актуальными, как на этапах разработки, так и сертификации самолетов. Исследования в АДТ имеют преимущества перед расчётными методами, так как позволяют избежать многих допущений и предположений, как при описании конструкции ЛА, так и при вычислении силовых воздействий на неё.

Бафтинг является одним из ограничений увеличения аэродинамического качества магистрального самолета посредством увеличения удлинения крыла. Сложность моделирования бафтинга связано со сложностью моделирования нестационарных аэродинамических нагрузок и необходимостью обеспечения повышенных запасов прочности испытываемых конструкций. Освоение новых режимов полета, больших углов атаки, применение новых материалов, крыльев большого удлинения, адаптивных систем управления, увеличение ресурса и др. повысили интерес к явлению бафтинга. Поэтому уточнение границ бафтинга является актуальной задачей, имеющей практическое значение.

В связи с тем, что аэродинамические нагрузки зависят от многочисленных параметров, которые не всегда удается в полной мере воспроизвести в АДТ (например, натурное число Рейнольдса, начальная турбулентность потока, вращательные движения самолета и др.), возникает необходимость проведения параметрических исследований, которые позволяют скорректировать прогнозируемые нагрузки. В отличие от методов экспериментальных исследований классических задач аэроупругости (изгибно-крутильный флаттер и т.п.) методы исследования бафтинга сопряжены с дополнительными трудностями вследствие необходимости более полного учета нелинейных и нестационарных факторов. В частности, возникает необходимость более точного моделирования упругой конструкции с использованием многоканальной измерительной системы для осуществления контроля за изменением напряженно-деформированного состояния (НДС) по времени. Если в задачах флаттера основными параметрами моделирования являются число Маха и скоростной напор, а угол атаки близок к нулю, то при моделировании бафтинга возникает необходимость полноценного учета числа Рейнольдса и больших углов атаки, скольжения и скоростей вращения. Кроме того, рассмотрение режимов с большими углами атаки (и с большими аэродинамическими нагрузками) ужесточает требования к прочностным и жесткостным характеристикам испытываемых моделей.

В работе рассматриваются ДДПМ, обеспечивающие решение поставленных задач. Помимо бафтинга они позволяют исследовать весь спектр явлений аэроупругости, в том числе, флаттер, дивергенцию и др. ДДПМ выполнены с применением новых материалов, технологий и методов проектирования (полимерных композиционных материалов (ПКМ), САД/САЕ-систем, аддитивных технологий и др.). В связи с вышеизложенным тема диссертационной работы является актуальной.

Решению задачи исследованию нестационарных явлений аэроупругости посвящены работы, Г.Г. Абдрашитова, Р.Г. Абдрашитова, Ю.И. Агеева, Ю.А. Азарова, Н.В. Альхимовича, Г.А. Белова, В.Н. Беляева, Р.Л. Бисплингхоффа, М.Ф. Гарифуллина, В.В. Гасюнаса, В.С. Грачева, Е.П. Гроссмана, Н.Н. Дорохина, В.Н. Задонской, М.Ч. Зиченкова, Э.А. Караваева, А.Х. Каримова, П.Г. Карклэ, С.Т. Кашафутдинова, А.М. Каширина, М.В. Келдыша, Б.А. Кириштейна, М.С. Комарова, Б.М. Костякова, А.В. Крапивко, А.А. Крюка, О.А. Кузнецова, С.И. Кузьминой, А.Ф. Кулешова, А.Н. Луговцова, В.В. Лыщинского, О.С. Мамедова, С.Ю. Мензульского, Р. Мельцера, В.В. Назаренко, Т.П. Небезиной, С.Э. Парышева, Я.М. Пархомовского, Л.С. Попова, В.Н. Поповского, Ю.А. Прудникова, А.Н. Радцига, Л.Л. Теперина, В.А. Федотова, Г. Фершинга, Г.М. Фомина, Я.Ц. Фына, Р.Л. Халфмена, Л.Г. Чернова, А.В. Чесалова, В.Д. Чижова и др.

Вопросы исследований статической аэроупругости в аэродинамических трубах рассмотрены в работах Г.А. Амирьянца, В.А. Малютина, О.С. Мамедова.

Вопросы проектирования, изготовления, прочности и испытаний динамически подобных моделей в аэродинамических трубах больших скоростей рассмотрены в работах Ю.А. Азарова, Н.В. Альхимовича, Г.А. Амирьянца, В.Н. Беляева, В.В. Гасюнаса, Н.Н. Дорохина, М.Ч. Зиченкова, П.Г. Карклэ, А.М. Каширина, Б.А. Кириштейна, О.А. Кузнецова, В.В. Лыщинского, О.С. Мамедова, Р. Мельцера, С.Ю. Мензульского, Я.М. Пархомовского, С.Э. Парышева, Л.С. Попова, А.Н. Радцига, Г. Фершинга, В.Д. Чижова и других авторов.

Разработаны «жесткие» аэродинамические модели (А.О. Шардин, В.Д. Вермель и др.) с датчиками динамического давления, которые позволяют предоставлять данные о распределенных нестационарных аэродинамических нагрузках.

За рубежом задачи исследования нестационарных аэродинамических нагрузок на моделях в АДТ решались Atlee M., Cunningham Jr., Moses R.W., Pototzky A.S., Henderson D.A., Galea S.C., Manokaran D.S., Zimcik D.G., Wickramasinghe V., Pitt D.M., Gamble M.A., Flynn G.A., Morrison J.F. Задачи исследования явлений аэроупругости на моделях в АДТ решались Ulf Ringertz, David Eller, Donald F. Keller, Wflter A. Silva, Alexander M. Pankonien, James O. Hardin, Nitin Bhagat, Gregory W. Reich, John D. Berrigan, A. Geeraert, A. Lepage, P. Stephani и др.

Вопросы оценки эффективности применения ПКМ при создании ДПМ рассматривались П.Г. Карклэ, С.В. Смотровой, С.В. Шалаевым и другими исследователями. Экономическое обоснование выбора конструкционных материалов приведено в книге Томашевича Д.Л. «Конструкция и экономика самолета».

Использованию современных аддитивных технологий и ПКМ в аэрокосмической сфере посвящены работы В.Ю. Астапова, Б.В. Бойцова, А.И. Ендогура, Е.Н. Каблова, М.Ю. Куприкова, Ю.В. Маслова, Д.М. Чумакова и др.

Современные аддитивные технологии, ПКМ и миниатюрные датчики позволяют создавать более совершенные конструкции ДПМ. Однако в анализируемой литературе недостаточно информации о способах достижения преимуществ, связанных с применением ДДПМ. Разработанная автором методика позволяет восполнить этот пробел.

Цель и задачи диссертационной работы

Создание методики разработки дренированных динамически подобных моделей для исследования в аэродинамических трубах нестационарных аэродинамических нагрузок и характеристик аэроупругости летательных аппаратов.

Для достижения цели поставлены и решены следующие задачи:

- 1) Создана методика разработки ДДПМ для исследования в АДТ нестационарных нагрузок и аэроупругости летательных аппаратов.
- 2) Разработаны рекомендации для обеспечения критериев подобия модели и натурной конструкции, выполнение которых обеспечивает возможность получения достоверных результатов моделирования аэроупругих явлений в трансзвуковых АДТ.
- 3) Проведен анализ удельных характеристик и выбор конструкционных материалов, обеспечивающих требуемые массовые, жесткостные и прочностные характеристики проектируемых ДДПМ различных конструктивно-силовых схем и уточнение на этой основе характеристик рациональных материалов.
- 4) Определены упруго-массовые характеристики и оценки запасов прочности ДДПМ.
- 5) Разработаны конструкции ДДПМ, обеспечивающие возможность размещения на несущих и управляющих поверхностях силовозбудителей, датчиков нестационарного давления, трубок опорного давления, электрических кабелей с целью обеспечения быстрого доступа, удобства монтажа, диагностики и ремонта установленного оборудования.
- 6) Изготовлены ДПМ и ДДПМ, проведены контрольные испытания, выполнена их настройка.
- 7) Спроектированы и изготовлены универсальные ДДПМ с целью отработки технологии применения инновационных конструктивных решений и технологии изготовления. Проведена валидация предлагаемых методов на примере ДПМ лонжерона.
- 8) Разработан внутримодельный вибровозбудитель колебаний (Патент №2594462).

Научная новизна:

- 1) Создана методика разработки дренированных динамически подобных моделей для исследования в аэродинамических трубах нестационарных нагрузок и аэроупругости летательных аппаратов, в которой выделены основные критерии подобия, сформулированы критерии выбора материалов, проведен анализ характеристик конструкционных материалов, применяемых в ДДПМ, дана оценка нагруженности ДДПМ при исследовании в АДТ.
- 2) Предложен новый тип моделей – ДДПМ для исследований нестационарных аэродинамических нагрузок с учетом отклика упругой конструкции с обеспечением высокой информативности эксперимента. Разработаны конструкции ДДПМ и способ установки датчиков динамического давления, заключающийся в создании специальных дренированных блоков для типовых элементов (крыло, ГО, закрылок) (Патент №2578915).
- 3) На основе разработанной методики спроектированы и изготовлены: контрольная ДПМ лонжерона, ДДПМ консоли крыла большого удлинения, ДДПМ горизонтального оперения, ДДПМ внутренней секции закрылка.
- 4) Разработана конструкция внутримодельного вибровозбудителя колебаний (Патент №2594462).

Теоретическая значимость исследования заключается в общей постановке и решении задач выбора материалов, конструктивно-силовых схем, технологий проектирования и изготовления ДДПМ ЛА, размещения внутримодельного оборудования для исследования нестационарных аэродинамических нагрузок и динамической реакции.

Практическая значимость

- 1) Сформулированы требования к характеристикам конструкционных материалов для создания ДДПМ.
- 2) Создана методика расчета, проектирования, изготовления и настройки ДДПМ.
- 3) Методика реализована в виде типовых схем ДДПМ. Освоены процедуры их изготовления и настройки для проведения исследований нестационарных аэродинамических нагрузок и характеристик аэроупругости в АДТ.

Объектом исследования являются дренированные динамически подобные модели, выполненные с применением полимерных композитных материалов и аддитивных технологий, включая оборудование для проведения экспериментальных исследований, которое в них устанавливается.

Область исследования – проектирование и изготовление динамически подобных моделей и внутримодельного оборудования (вибровозбудитель колебаний) для исследований аэроупругости и нестационарных аэродинамических нагрузок.

Методы исследования основаны на использовании промышленного пакета прочностного анализа МКЭ (ANSYS), использовании конструкторского пакета программ T-Flex.

На защиту выносятся:

- 1) Методика разработки ДДПМ для исследования в АДТ нестационарных аэродинамических нагрузок и характеристик аэроупругости ЛА.
- 2) Процедуры выбора характеристик модельных материалов и их сочетаний, использование которых позволяет спроектировать и изготовить ДПМ без излишнего перетяжеления.
- 3) Конструкции ДДПМ, предназначенные для проведения исследования нестационарных аэродинамических нагрузок в АДТ при больших углах атаки и больших скоростных напорах с учетом упругого отклика конструкции.

Личный вклад автора:

- 1) Разработана методика оценки нагруженности и выбора параметров модели ЛА для исследования нестационарных нагрузок и аэроупругости.
- 2) Проведено сравнение параметров полимерных, металлических и композитных конструкционных материалов для создания рациональной ДДПМ.
- 3) Выполнены расчеты прочностных характеристик ДДПМ с применением ПКМ.
- 4) Спроектированы и изготовлены ДДПМ с применением современных технологий.
- 5) Спроектирован и изготовлен внутримодельный вибровозбудитель колебаний.
- 6) Осуществлено сопровождение исследований нестационарных аэродинамических нагрузок и характеристик аэроупругости в АДТ с использованием разработанных ДДПМ.

Достоверность результатов обеспечивается применением сертифицированных расчетных программ и средств САПР, сопоставлением расчетных данных с результатами эксперимента.

Внедрение результатов работы:

Результаты работы используются в ФГУП «ЦАГИ» при проектировании и изготовлении ДПМ и ДДПМ.

Соответствие паспорту специальности: Выполненная научно-квалификационная работа соответствует областям исследований паспорта специальности 05.07.03, в частности: п.2 - разработка расчетно-экспериментальных методов обеспечения статической прочности; п.3 - решение задач аэро- и аэроавтоупругости.

Апробация работы

Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на научно-технических конференциях и семинарах: XXVI научно-технической конференции по аэродинамике (2015 г.); XXVII научно-технической конференции по аэродинамике (2016 г.); II отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов; всероссийской конференции «Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения» (ВИАМ 2017г.); 15-й российско-китайской конференции по фундаментальным проблемам аэродинамики летательных аппаратов, динамики полета, прочности и безопасности полетов (2016 г.); всероссийских конференциях «Прочность конструкций летательных аппаратов» (2016 г., 2018 г.); конкурсе «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (конкурс 2016 г.).

Публикации

По результатам диссертационной работы опубликовано 14 печатных работ, из них 7 – в изданиях, рекомендуемых ВАК РФ. Получено 2 патента на изобретение №2594462 от 22.07.2016 г. и №2578915 от 01.03.2016 г.

Структура и объем диссертационной работы

Диссертация объемом 162 стр. состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы, включающего 146 наименований. В работе содержится 137 рисунков и 31 таблица.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность диссертационной работы, дан краткий обзор известных исследований по теме диссертации, сформулированы цели и задачи, научная новизна исследований, показана практическая значимость полученных результатов.

В **главе 1** рассматриваются особенности моделирования нестационарных явлений аэроупругости – флаттера и бафтинга на динамически подобных моделях в аэродинамических трубах в трансзвуковом диапазоне чисел Маха.

Даны рекомендации для выбора критериев подобия, выполнение которых необходимо при проектировании, изготовлении и испытаниях динамически подобных моделей в трансзвуковых АДТ для получения достоверных результатов эксперимента и переноса их на натурную конструкцию.

Рассмотрены конструктивные особенности основных типовых силовых схем трансзвуковых ДПМ и влияние на их весовую эффективность, формы поперечных сечений основных несущих силовых элементов динамически подобных моделей. Выполнен сравнительный анализ удельных жесткостных и прочностных характеристик материалов (металлов, термопластиков) и композиционных материалов для оценки их весовой эффективности при применении в конструкциях ДПМ.

В **параграфе 1.1** рассмотрены особенности моделирования флаттера и бафтинга в трансзвуковом диапазоне чисел Маха. Перечислены критерии подобия.

При моделировании динамических явлений аэроупругости основными критериями подобия являются следующие:

1. Полное геометрическое подобие модели натурной конструкции по внешней обтекаемой потоком воздуха поверхности. В строгой постановке модель самолёта должна быть его точной геометрической копией.

2. Число Маха: $M = \frac{V}{a} = idem$, где V - скорость потока (полёта), a - скорость звука.

3. Число Рейнольдса: $Re = \rho \cdot V \cdot L / \mu$, где ρ - плотность потока, V – скорость потока, L – характерный размер, μ – коэффициент кинематической вязкости воздуха.

4. Критерий Коши: $Ca = \frac{f}{\rho \cdot V^2 \cdot \ell} = idem$, где f – характерная жёсткость

конструкции, ρ – плотность потока, ℓ – характерная длина.

5. Критерий Ньютона: $Nw = m / \rho \cdot \ell^2 = idem$, где m – погонная масса конструкции.

6. Число Струхала $Sh = \omega \cdot \ell / V = idem$, где ω – частота колебаний, является важнейшим критерием подобия при моделировании флаттера и бафтинга.

7. Дополнительно к перечисленным требованиям при исследованиях бафтинга в ряде случаев следует обеспечивать подобие относительных статических прогибов и амплитуд колебаний.

Критерии подобия Ca , Nw и Sh не являются независимыми друг от друга. Они связаны соотношением $Sh = \sqrt{Ca / Nw}$, и поэтому подобие по Sh выполняется автоматически, если имеет место подобие по числам Ca и Nw .

Равенство перечисленных критериев подобия для модели и натурности позволяет получить связь между масштабными коэффициентами, необходимыми для проектирования модели, и для пересчета результатов испытания модели на натурную конструкцию.

В таблице 1 приведены величины масштабов линейных размеров K_L и теоретические массы ДПМ (без перетяжеления), предназначенных для проведения испытаний в трансзвуковой

АДТ и большой дозвуковой АДТ. Изготовление трансзвуковых ДДПМ из традиционных материалов (дюралюминия, фанеры, целлулоида, металлов) приводило к перетяжелению моделей по сравнению с требованиями подобия в 5÷8 раз в сравнении с данными, приведенными в таблице 1. Соответственно перетяжеление моделей приводило к существенному нарушению условия массового подобия (числа Ньютона) и, как следствие, условия кинематического подобия (числа Струхала), выполнение которого важно при исследованиях флаттера и бафтинга в нестационарном потоке в трансзвуковом диапазоне чисел Маха.

Алгоритм разработки ДДПМ приведен на рисунке 1.

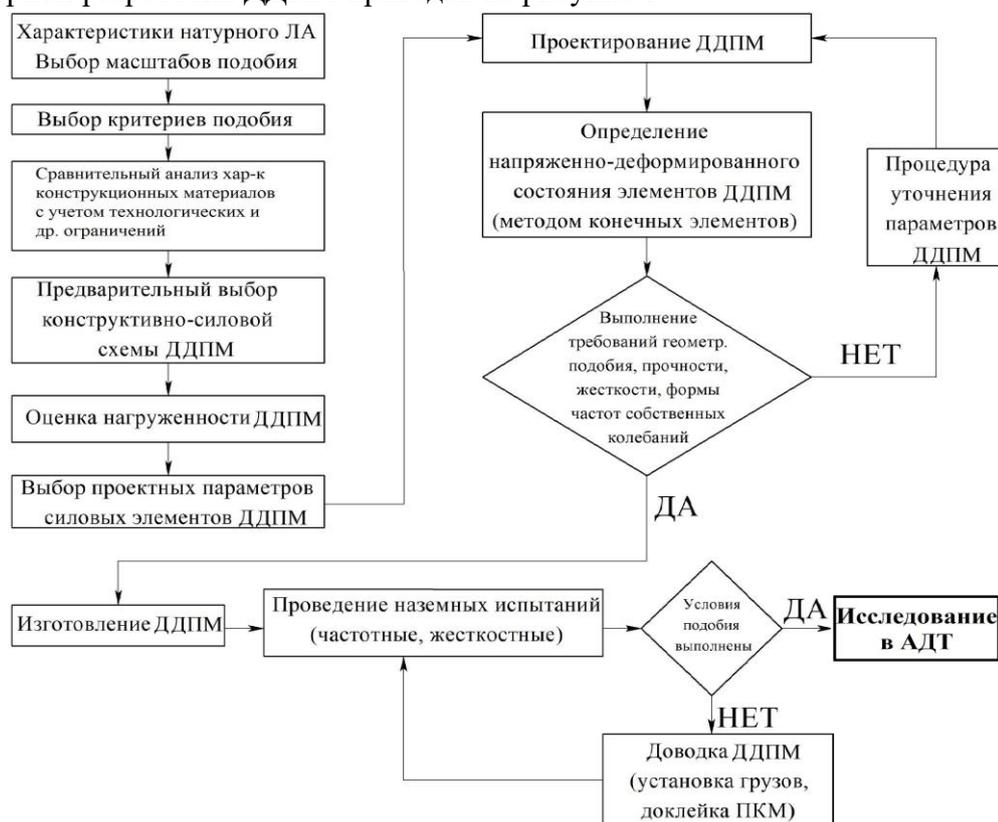


Рисунок 1 – Алгоритм разработки ДДПМ

Таблица 1 – Максимальные величины масштабов линейных размеров K_L

Группа* ЛА	Размах крыла самолёта [м]	Масса пустого самолёта [кг 10^{-3}]	Дозвуковая АДТ		Трансзвуковая АДТ		
			K_L	Масса [кг]	K_L	Масса (требуемая) [кг]	Масса (реальная) [кг]
I	7 ÷ 15	5,5 ÷ 22	$\frac{1}{1.4} \div \frac{1}{3.0}$	1900 ÷ 500	$\frac{1}{3.7} \div \frac{1}{7.7}$	50 ÷ 110	50 ÷ 110
II	29 ÷ 43	29 ÷ 70	$\frac{1}{6.0} \div \frac{1}{8.5}$	145 ÷ 120	$\frac{1}{15} \div \frac{1}{23}$	6 ÷ 8	35 ÷ 50
III	50 ÷ 80	60 ÷ 280	$\frac{1}{10} \div \frac{1}{17}$	80 ÷ 60	$\frac{1}{26} \div \frac{1}{42}$	3 ÷ 5	20 ÷ 30

*I группа – высоко маневренные самолёты, II группа – пассажирские и боевые самолёты средней весовой категории, III группа – тяжёлые пассажирские и транспортные самолёты.

Реализация алгоритма продемонстрирована на примере балки постоянного сечения, усиленной слоями ПКМ (параграф 1.9). Приведены оценочные расчеты прочностных и

модальных характеристик ДДПМ. Запасы прочности спроектированных моделей уточнялись по МКЭ. Приведены результаты экспериментальных исследований (низшие формы и частоты собственных колебаний изгиба с учетом влияния доводочных грузов), которые подтвердили достижение заданных характеристик ДДПМ.

В **параграфе 1.2** рассмотрены типовые конструкции трансзвуковых ДПМ и процедуры выбора рациональных форм поперечных сечений силовых несущих элементов моделей.

Наиболее сложными с точки зрения проектирования и изготовления являются трансзвуковые ДДПМ, так как в этом случае ужесточаются требования по обеспечению массового подобия. Это обстоятельство во многом определяет различие в выборе конструктивно-силовых схем моделей, требований к материалам и технологии изготовления. Испытания этих моделей должны проводиться с учётом нормативного запаса по числу Маха ($10 \div 15\%$) до скоростей потока $400 \div 500$ м/с. На рисунке 2 представлены типовые схемы ДПМ.

Выбор рациональной схемы проводится по критерию весовой эффективности формы поперечных сечений силовых элементов. В качестве критерия рациональности принимается геометрическая характеристика, которая зависит от вида нагружения конструкции.



Лонжеронная (фюзеляж) Конструктивно-подобная Пластинчатая (ГО и ВО) Лонжеронная (консоль крыла)

Рисунок 2 – Трансзвуковые ДПМ

Так, для классической формы флаттера крыльев большого удлинения является изгибно-крутильный флаттер. В этом случае выбираются рациональные формы сечений, соответствующие изгибу и кручению.

В **параграфе 1.3** рассмотрены удельные жесткостные и прочностные характеристики традиционных изотропных материалов.

Оценки эффективности применения материалов в конструкциях ДДПМ даны в сравнении со сплавом В95, который принят в качестве базового материала, поскольку он широко применяются в конструкции ЛА. Анализ показывает, что наиболее эффективно применение углепластиков, т.к. при заданных характеристиках прочности и жёсткости конструкция из углепластика будет наиболее лёгкой, что важно при моделировании флаттера и бафтинга.

В **параграфе 1.4** дана оценка размеров типовых сечений, их весовой эффективности и прочности для 3-х конструктивно-силовых схем из традиционных материалов при одинаковых характеристиках жесткости и нагрузки. Получены оценки масс ДДПМ трёх типовых конструктивно силовых схем: а) полнопрофильная балка-кессон, б) балка лонжерон сплошного сечения, в) пластина сплошного сечения. Модели имеют одинаковые габаритные линейные размеры и профиля сечений, законы распределения и величины жесткостных характеристик по размаху одинаковые, эпюры изгибающего момента $M_{изг}$ от аэродинамической нагрузки для рассматриваемых моделей одинаковые. Сравнение проведено по типовому поперечному сечению для каждой конструктивно силовой схемы модели в виде его характерных линейных размеров, погонной массы, жёсткости, максимального напряжения, запаса прочности для

каждого материала по отношению к характеристикам идентичных базовых сечений из сплава В95.

В таблице 2 приведены формулы для вычисления геометрических и прочностных характеристик силовых элементов ДДПМ для 3-х конструктивно силовых схем при применении различных изотропных материалов и заданном условии $EJ = const$ (EJ - жесткость конструкции, t_i - толщина стенки рассматриваемого материала, t_{95} - толщина стенки из алюминиевого сплава В95, m_i - погонная масса конструкции из рассматриваемого материала, m_{95} - погонная масса конструкции из алюминиевого сплава В95, σ_i - предел прочности конструкции из рассматриваемого материала, σ_{95} - предел прочности конструкции из алюминиевого сплава В95, ℓ_i - характерный размер сечения из рассматриваемого материала, ℓ_{95} - характерный размер сечения из алюминиевого сплава В95, δ_i - толщина пластины из рассматриваемого материала, δ_{95} - толщина пластины из алюминиевого сплава В95, γ_i - удельный вес материала, γ_{95} - удельный вес алюминиевого сплава В95, E_i - модуль Юнга рассматриваемого материала, E_{95} - модуль Юнга алюминиевого сплава В95).

Таблица 2 – Формулы для вычисления геометрических и прочностных характеристик

Кессонная схема	Балочная схема	Пластинная схема
$\frac{t_i}{t_{95}} = \frac{E_{95}}{E_i}$	$\frac{\ell_i}{\ell_{95}} = \sqrt[4]{\frac{E_{95}}{E_i}}$	$\frac{\delta_i}{\delta_{95}} = \sqrt[3]{\frac{E_{95}}{E_i}}$
$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \frac{E_{95}}{E_i}$	$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt{\frac{E_{95}}{E_i}}$	$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt[3]{\frac{E_{95}}{E_i}}$
$\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{E_i}{E_{95}}$	$\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{E_i}{E_{95}} \cdot \sqrt[4]{\frac{E_{95}}{E_i}}$	$\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{E_i}{E_{95}} \cdot \sqrt[3]{\frac{E_{95}}{E_i}}$

В параграфе 1.5 дана оценка размеров типовых сечений, их жёсткости и прочности для 3-х конструктивно-силовых схем ДДПМ из традиционных материалов при постоянной массе и аэродинамической нагрузке. Данная оценка сделана при следующих условиях:

- модели 3-х типовых конструктивно силовых схем имеют одинаковые линейные размеры,
- законы распределения и величины массовых характеристик по размаху одинаковые,
- эпюры изгибающего момента $M_{изг}$ от аэродинамической нагрузки для рассматриваемых моделей одинаковые,
- сравнение выполняется по типовому поперечному сечению для каждой конструктивно силовой схемы модели в виде его характерных линейных размеров, жёсткости, максимального напряжения, запаса прочности для каждого материала по отношению к характеристикам идентичных базовых сечений из авиационного алюминиевого сплава В95.

В таблице 3 приведены формулы для вычисления 3-х конструктивно силовых схем ДДПМ при изменении безразмерного коэффициента масштаба жесткостных характеристик $(EJ)_i / (EJ)_{95}$ геометрических и прочностных характеристик при применении различных изотропных материалов и заданном условии $m_i = m_{95}$.

Таблица 3 – Формулы для вычисления геометрических и прочностных характеристик

Кессонная схема	Балочная схема	Пластинная схема
$\frac{t_i}{t_{95}} = \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}$	$\frac{\ell_i}{\ell_{95}} = \sqrt{\frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}}$	$\frac{\delta_i}{\delta_{95}} = \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}$
$\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \left(\frac{E}{\gamma}\right)_i \div \left(\frac{E}{\gamma}\right)_{95}$	$\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i} \cdot \left(\frac{E}{\gamma}\right)_i \div \left(\frac{E}{\gamma}\right)_{95}$	$\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \left(\frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}\right)^2 \cdot \left(\frac{E}{\gamma}\right)_i \div \left(\frac{E}{\gamma}\right)_{95}$
$\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}}$	$\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma_i}{\gamma_{95}}}$	$\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \left(\frac{\gamma_i}{\gamma_{95}}\right)^2$

В параграфе 1.6 рассмотрены требования к характеристикам новых материалов, применение которых позволит выполнить одновременно критерии подобия Коши и Ньютона.

Первое требование к удельным жесткостным характеристикам новых материалов сформулируем из условия, что характерная погонная масса m_i сечения для каждой рассмотренной конструктивно силовой схемы ДПМ является постоянной величиной и равна m_{95} базового материала (таблица 4).

Таблица 4 – Отношение масс для разных конструктивных схем

Кессонная схема	Балочная схема	Пластинная схема
$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \frac{E_{95}}{E_i}$	$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt{\frac{E_{95}}{E_i}}$	$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt[3]{\frac{E_{95}}{E_i}}$

Выбор материала может быть осуществлен в соответствии с графиком (рисунок 3). Материалы, расположенные выше кривой (в зоне I), имеют лучшие, а ниже (в зоне II) – худшие характеристики, чем сплав В95.

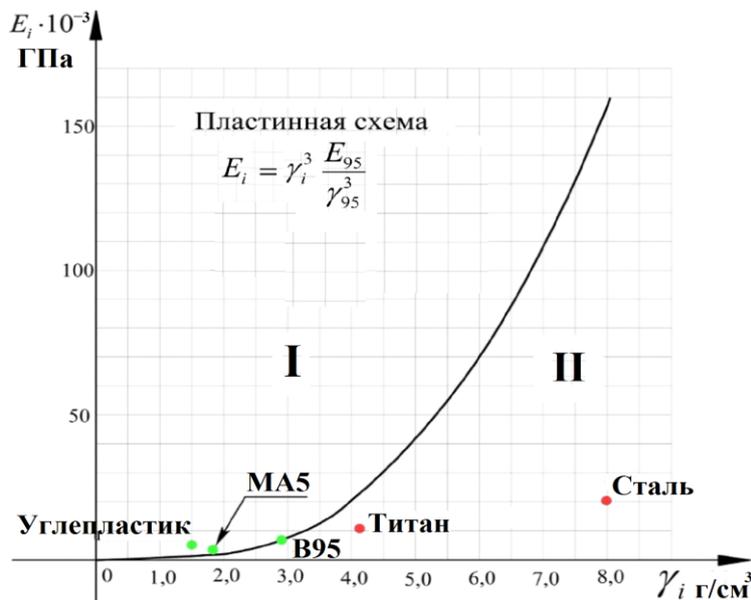


Рисунок 3 – Выбор материала для пластинной схемы

В параграфе 1.7 дана сравнительная оценка возможностей использования конструкционных материалов. Приоритетным направлением в решении задачи повышения весовой эффективности и прочности ДДПМ является применение различных материалов с

заданным сочетанием свойств с возможностью варьирования удельных жесткостных и прочностных характеристик, в том числе, ПКМ.

В параграфе 1.8 рассмотрен вопрос оценки нагруженности ДПМ при исследовании бафтинга, а также приведены сравнительные характеристики максимальных значений статических компонент интегральных аэродинамических нагрузок, действующих на элементы полумодели самолета при исследованиях в АДТ явлений флаттера и бафтинга.

ДДПМ изготавливаются преимущественно из ПКМ и термопластиков. Эти материалы обладают высокими удельными массово-инерционными характеристиками. Несмотря на это, требования к прочностным характеристикам выполнить без перетяжеления модели не представляется возможным. Таким образом, приходится искать компромисс между требованиями к прочностным характеристикам и требованиями подобия модели натурной конструкции.

Внешние обводы самолета определяются на ранних этапах проектирования, когда жесткостные и массовые характеристики конструкции еще не уточнены. Соответственно, на этом этапе не может быть спроектирована и изготовлена ДДПМ самолета. Поэтому предварительно аэродинамические характеристики определяются по результатам расчетов и испытаний «жестких» моделей в АДТ. На следующих этапах проектирования ДДПМ определяются ее прочностные, жесткостные и массовые характеристики.

В параграфе 1.9 рассмотрен вопрос валидации разработанных процедур проектирования и изготовления ДДПМ ЛА с применением ПКМ на примере балки постоянного сечения.

Выбор проектных параметров осуществлен с использованием известных соотношений (1-4) для оценки характеристик жесткости многослойной конструкции с учетом углов укладки ортотропного материала. Коэффициенты жёсткости \bar{Q}_{ij} k -го слоя в осях координат балки определялись через коэффициенты жёсткости Q_{ij} в осях ортотропии материала слоя с учетом углов укладки φ :

$$\begin{aligned}\bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \varphi + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + Q_{22} \sin^4 \varphi, \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + Q_{12} (\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi), \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \varphi + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + Q_{22} \cos^4 \varphi, \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \varphi \cos^3 \varphi + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \varphi \cos \varphi, \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \varphi \cos \varphi + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \varphi \cos^3 \varphi, \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + Q_{66} (\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi),\end{aligned}\tag{1}$$

где коэффициенты жёсткости Q_{ij} определяются выражениями:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{12} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{66} = G_{12},\tag{2}$$

E_1 и E_2 – модули упругости первого рода,

G_{12} – модуль упругости второго рода,

ν_{12} и ν_{21} – коэффициенты Пуассона,

φ – угол укладки рассматриваемого слоя ПКМ.

Предполагается выполнение условия $\nu_{21}E_1 = \nu_{12}E_2$.

Цилиндрические жёсткости D_{ij} для пакета ПКМ, состоящего из N слоёв, вычислялись суммированием коэффициентов жёсткости отдельных слоев ПКМ:

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3).\tag{3}$$

Крыло ДДПМ представляет собой сердечник, усиленный слоями ПКМ. Деформации в поперечном направлении слоев КМ стеснены этим сердечником. Поэтому для расчета использованы соотношения (4), полученные в предположении о жесткости поперечного сечения балки:

$$EJ = 2cD_{11}, \quad (4)$$

где EJ – жесткость балки на изгиб, c – хорда сечения.

После изготовления балки контроль ее характеристик осуществлялся экспериментальными методами. Были проведены исследования при статическом и динамическом нагружении (рисунок 4). На рисунке 5 дано сравнение результатов расчетных и экспериментальных исследований собственных колебаний балки с установленными грузами и без грузов.

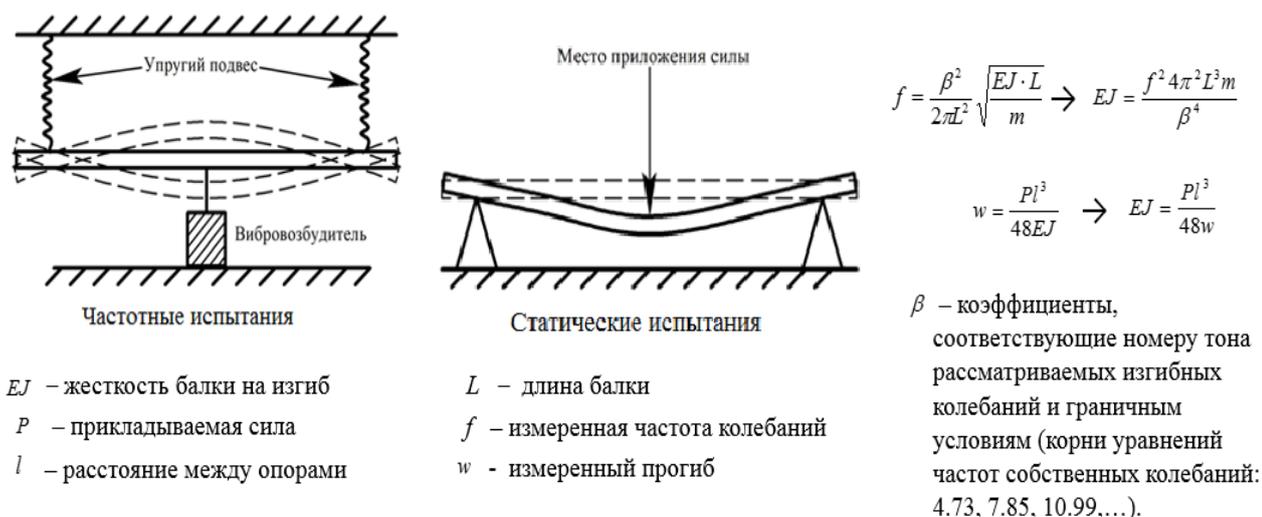


Рисунок 4 – Схема испытаний балки лонжерона

№	Формы	Частоты балки [Гц] (Натурный эксперимент/расчет)	Частоты балки с грузами на концах [Гц] (Натурный эксперимент/расчет)	Частоты балки с грузом посередине [Гц] (Натурный эксперимент/расчет)	Частоты балки с грузами на концах и посередине [Гц] (Натурный эксперимент/расчет)	
1	Вертикальный изгиб I тон	84/80	77/71	78/74	70/65	
2	Горизонтальный изгиб I тон	144/162	122/146	126/150	112/131	
3	Вертикальный изгиб II тон	229/210	218/178	228/209	216/173	
4	Вертикальный изгиб III тон	363/372	358/335	360/338	356/299	
5	Горизонтальный изгиб II тон	442/420	423/349	440/419	418/348	

Рисунок 5 – Сравнение расчетных и натуральных исследований собственных колебаний балки с установленными грузами

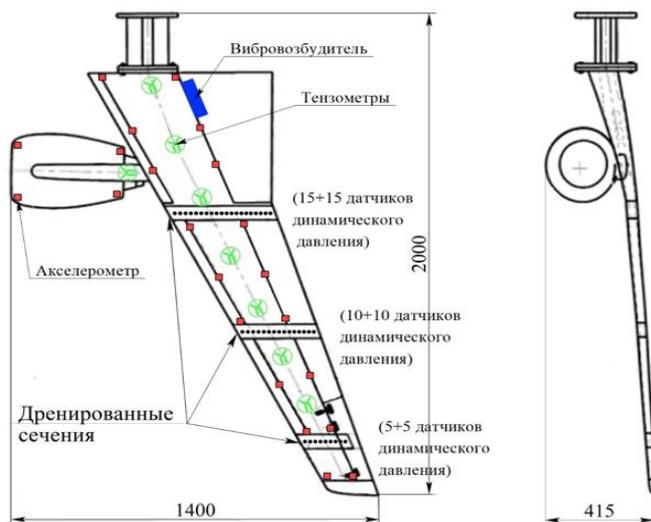
Глава 2 посвящена разработке конструкций ДДПМ с применением аддитивных технологий и конструкций из ПКМ и технологий изготовления съёмных дренированных блоков и вставок для размещения датчиков динамического давления, устанавливаемых в ДДПМ. На ДДПМ этого типа проведены экспериментальные исследования явлений аэроупругости и нестационарных аэродинамических нагрузок в трансзвуковой АДТ. Сформулированы требования к внутримодельному оборудованию ДДПМ. Разработана и апробирована конструкция внутримодельного вибровозбудителя колебаний.

В **параграфе 2.1** рассматривается вопрос применения аддитивных технологий при создании ДДПМ ЛА для испытаний в трансзвуковых АДТ. Детали из термопластика, получаемые с помощью применения аддитивных технологий, используются в качестве: формообразующих элементов конструкции внутри модели (элемент конструкции), дренированных элементов (вставок), прессформ. Аддитивные технологии помогают расширить возможности применения высокопрочных и высокомодульных ПКМ, а также позволяют повысить точность и сократить сроки и трудоёмкость изготовления элементов ДДПМ сложной геометрии благодаря совместимости CAD моделей с рабочими файлами 3D принтеров (рисунок 6).

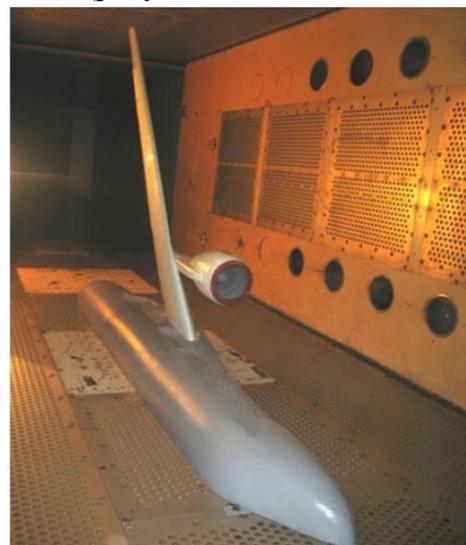


Рисунок 6 – 3D принтер

В **параграфе 2.2** рассматривается вопрос проектирования и изготовления ДДПМ консоли крыла ближнемагистрального пассажирского самолета (рисунок 7). Она предназначена для исследований аэроупругих характеристик и нестационарных нагрузок при $M=0.5\div 1.1$ в АДТ. Приведены некоторые результаты испытаний в АДТ (рисунок 8).



Общий вид модели



Модель в рабочей части АДТ

Рисунок 7 – Дренированная ДПМ консоли крыла

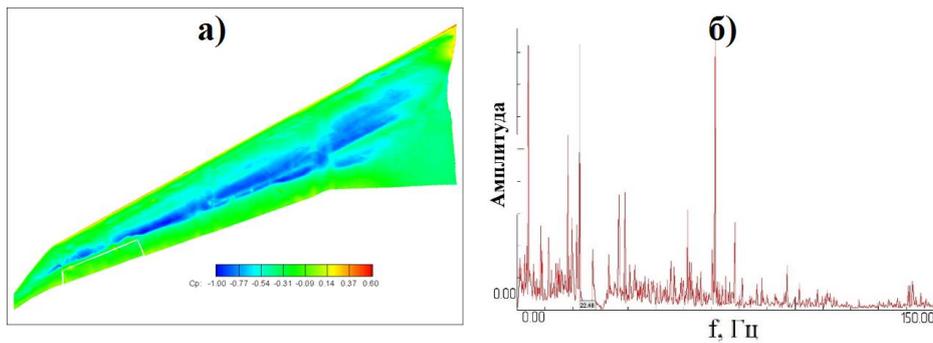


Рисунок 8 – Результаты испытаний в АДТ

- а) Распределение коэффициента давления на верхней поверхности крыла,
 б) Амплитудно-частотная характеристика модели в потоке

В параграфе 2.3 рассмотрен вопрос проектирования и изготовления ДДПМ консоли крыла самолета транспортной категории (рисунок 9).

По результатам испытаний ДДПМ получены:

- экспериментальные данные для верификации современных методов и алгоритмов вычисления нестационарных аэродинамических сил, в том числе на трансзвуковых режимах потока;
- экспериментальные данные по влиянию статических деформаций на явления аэроупругости;
- результаты моделирования перспективных систем автоматического, активного управления;
- распределения коэффициентов ΔC_p при отрывных режимах обтекания.

В работе приведены результаты испытаний ДДПМ в трансзвуковой АДТ (рисунок 10).

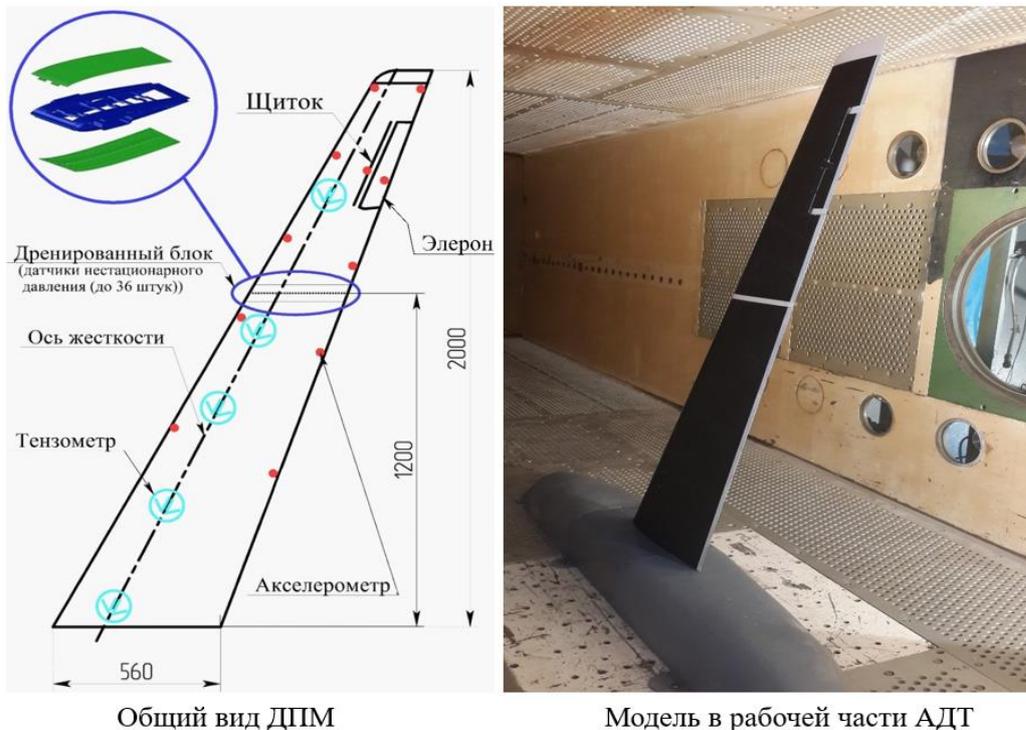


Рисунок 9 – Дренажная ДДПМ консоли крыла самолета транспортной категории

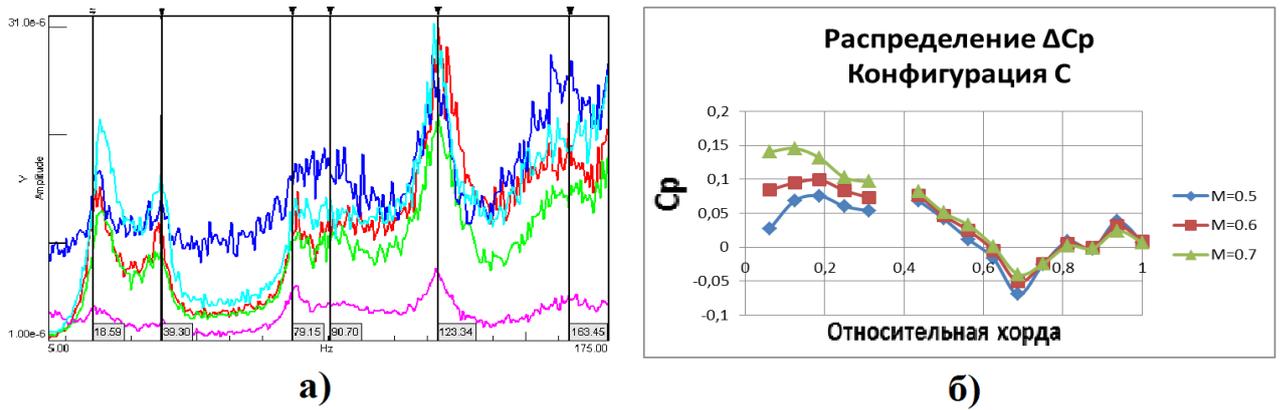


Рисунок 10 – Результаты испытаний ДДПМ в трансзвуковой АДТ
 а) Показания датчика шарнирного момента элерона (тензодатчик),
 б) Зависимость перепадов давления ΔC_p от конфигурации модели (элерон + щиток)

В параграфе 2.4 рассмотрен вопрос проектирования и изготовления ДДПМ горизонтального оперения (ГО) ближнемагистрального пассажирского самолета (рисунок 11).

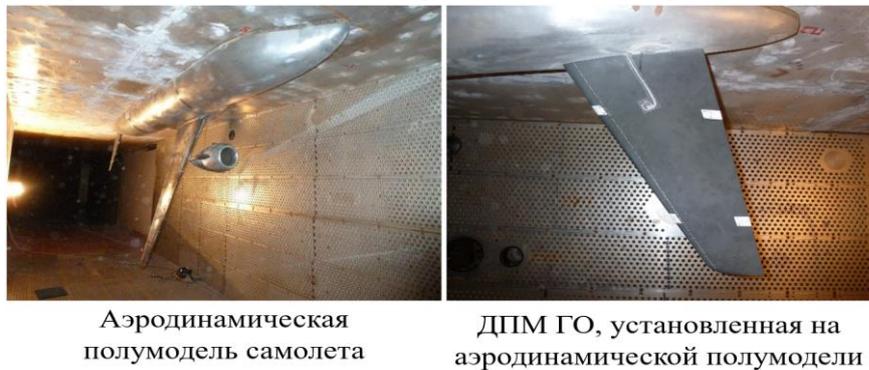


Рисунок 11 – ДДПМ ГО

Для исследований бафтинга ГО, стоящего в следе за крылом, ДДПМ ГО установлена на «жесткой» полумодели самолета. ДДПМ геометрически подобна натурному ГО и имеет частоту низшего тона собственных колебаний, обеспечивающую подобие по числу Струхалия. При этом прочность конструкции ДДПМ ГО обеспечивает безопасность проведения испытаний в АДТ при больших углах атаки и скоростных напорах. Основным результатом является подтверждение возможности исследования бафтинга ГО самолета в АДТ с помощью ДДПМ. Некоторые результаты, полученные в ходе экспериментов в АДТ, приведены на рисунке 12.

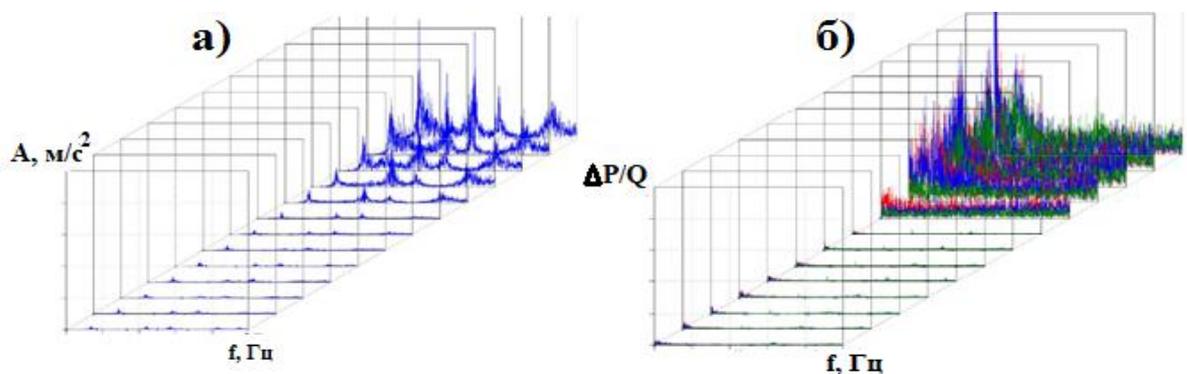


Рисунок 12 – Результаты, полученные в ходе экспериментов в АДТ
 а) Амплитудный спектр виброперегрузки в зависимости от углов атаки полумодели,
 б) Амплитудный спектр пульсаций давлений на ДДПМ ГО в зависимости от углов атаки полумодели

В параграфе 2.5 рассмотрен вопрос проектирования и изготовления ДДПМ закрылка среднемагистрального пассажирского самолета (рисунок 13). Она предназначена для исследования нестационарных нагрузок на режимах взлета и посадки самолета. Конструкция разрабатывалась из условий обеспечения прочности при проведении испытаний с большими скоростными напорами для выполнения подобия по числу Рейнольдса.

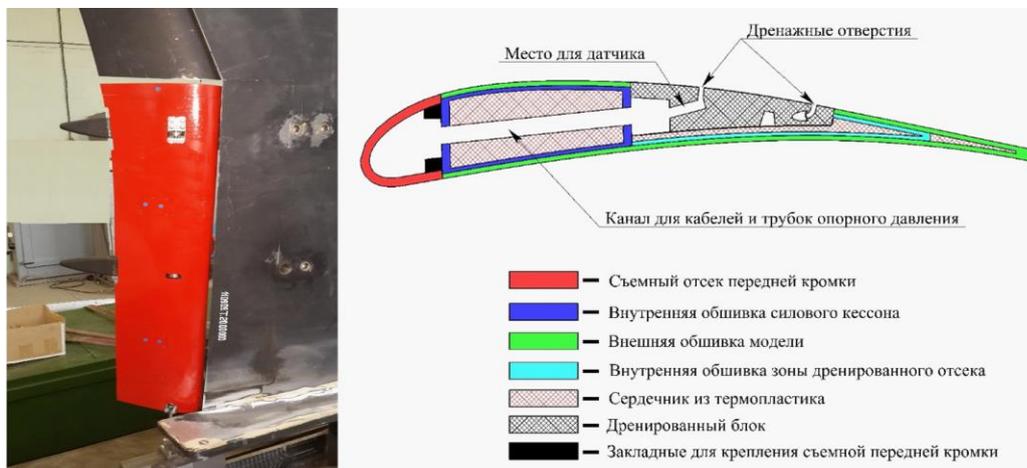


Рисунок 13 – ДДПМ закрылка

В параграфе 2.6 рассмотрены вопросы размещения внутримodelьного оборудования в ДДПМ (рисунок 14). Современный эксперимент предполагает обеспечение высокой информативности испытаний, которая достигается применением многоканальной измерительной системы с большим количеством датчиков различного назначения. Формы колебаний определялись по показаниям датчиков с использованием приемов интерполяции на соседние точки поверхности ДДПМ.

По результатам измерений давления в экспериментах определялись скоростной напор, направление скорости потока, по измерениям распределения давлений на поверхности модели определялись аэродинамические силы и моменты, действующие на обтекаемое тело и отдельные его элементы. Колебания воздуха в длинных подводящих каналах к датчикам могут снизить точность измерений. Для того чтобы минимизировать такие погрешности и обеспечить достоверность эксперимента датчики размещались максимально близко к поверхности модели с целью минимизации длины дренажных каналов и повышения резонансной частоты измерительного тракта.



Рисунок 14 – Внутримodelьное оборудование ДДПМ

С целью проведения исследований устойчивости конструкции в потоке автором (совместно с Ю.А. Азаровым) разработан малогабаритный внутримodelьный вибровозбудитель направленного действия (Патент №2594462). Вибровозбудитель использовался для исследований динамической устойчивости ДДПМ консоли крыла в АДТ. Получены

зависимости собственных частот, форм колебаний и коэффициентов демпфирования при изменении скорости потока (числа Маха) и скоростного напора. По этим данным определены области возникновения флаттера и границы допустимых безопасных режимов полёта натурного ЛА.

В Главе 3 приведены результаты исследований типовых моделей элементов конструкции разработанных ДДПМ. Рассмотрены задачи определения прочности, жесткости, а также определения частот и форм собственных колебаний.

В параграфе 3.1 рассмотрен вопрос расчетно-экспериментальных исследований ДДПМ ГО.

Силовая конструкция ДДПМ представляет собой лонжерон, воспринимающий перерезывающую силу и изгиб, две вспомогательные стенки и внешнюю композитную многослойную оболочку из углепластика с ориентацией слоев $[0; 90; \pm 45]$. Параметры ДДПМ выбраны из условий обеспечения прочности и жесткости при воздействии перерезывающей силы, изгибающего и крутящего моментов.

С целью выявления опасных режимов нагружения была проведена серия расчетов.

Дополнительный контроль параметров НДС спроектированной конструкции осуществлялся с применением МКЭ. С помощью пакета ANSYS построена конечно-элементная модель балки. Углепластиковая обшивка моделировалась оболочечными элементами Shell 181. Остальные элементы конструкции моделировались трехмерными элементами SOLID187. Оценки запасов прочности получены по критерию Хашина:

при растяжении вдоль волокон:
$$f_f = \left(\frac{\sigma_1}{X_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S} \right)^2, \sigma_1 \geq 0,$$

при сжатии в направлении волокон:
$$f_f = \frac{\sigma_1}{X_c}, \sigma_1 < 0,$$

при растяжении в поперечном направлении:
$$f_m = \left(\frac{\sigma_2}{Y_t} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S} \right)^2, \sigma_2 \geq 0,$$

при сжатии в поперечном направлении:
$$f_m = \left(\frac{\sigma_2}{2S} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_2}{Y_c}, \sigma_2 < 0.$$

Предполагалось, что разрушение происходит, когда хотя бы один из частных критериев прочности достигает единицы: $f = \max(f_f, f_m, f_d)$ т.е. выбирается наиболее опасный из механизмов разрушения. Некоторые результаты приведены на рисунке 15. В экспериментах определены формы и частоты колебаний консольно-закрепленной ДДПМ ГО (рисунок 16а). Модель нагружалась статической нагрузкой (рисунок 16б). Испытания подтвердили наличие запасов прочности и соответствие заданной частоте собственных колебаний.

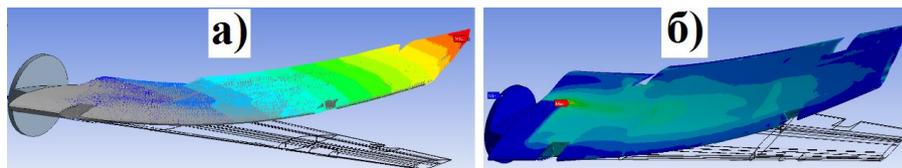


Рисунок 15 – Результаты расчетных исследований

- а) Распределение упругих перемещений модели от поверхностной нагрузки;
 б) Распределение напряжений σ_1 во внешнем слое обшивки

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Создана методика разработки дренированных динамически подобных моделей для исследования в аэродинамических трубах нестационарных нагрузок и аэроупругости летательных аппаратов. Выполнен анализ особенностей моделирования бафтинга на ДДПМ в АДТ в трансзвуковом диапазоне чисел M . Приведены критерии подобия, необходимые для получения достоверных результатов эксперимента в АДТ и переноса их на натурную конструкцию.

Проведен сравнительный анализ характеристик различных материалов (металлов, термопластиков и композиционных материалов). Получены оценки их весовой эффективности при применении в ДДПМ. Рассмотрены особенности конструкций ДПМ. Показано влияние на весовую эффективность формы поперечных сечений силовых элементов.

Представлена процедура выбора проектных параметров ДДПМ. Реализация процедуры продемонстрирована на примере лонжерона (балки постоянного сечения, усиленной слоями ПКМ). Экспериментально показано, что принятая методика расчета и проектирования обеспечивает требуемые характеристики ДДПМ.

Предложен новый тип моделей – ДДПМ, предназначенных для исследований нестационарных аэродинамических нагрузок с учетом отклика упругой конструкции с обеспечением высокой информативности эксперимента. Разработаны конструкции ДДПМ. Предложен способ установки на модели датчиков динамического давления, заключающийся в создании специальных дренированных блоков для типовых элементов (крыло, ГО, закрылок) (Патент №2578915). Выполнены расчетные исследования прочности и жесткости элементов конструкции ДДПМ.

На основе разработанной методики спроектированы и изготовлены: эталонная ДПМ лонжерона, ДДПМ консоли крыла большого удлинения, ДДПМ горизонтального оперения, ДДПМ внутренней секции закрылка.

Разработаны, изготовлены и проведена настройка ДДПМ с целью выполнения критериев подобия по числу Струхала.

ДДПМ использовались при проведении исследований явлений аэроупругости и определении нестационарных аэродинамических нагрузок в трансзвуковой АДТ. Испытания подтвердили выполнение требований по безопасности ДДПМ и информативности экспериментов.

Разработана и апробирована конструкция внутримодельного вибровозбудителя колебаний ДПМ, предназначенного для исследований устойчивости и динамического отклика конструкции ЛА в потоке (Патент №2594462).

Список работ, опубликованных автором по теме диссертации в изданиях, рекомендованных ВАК РФ:

1. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Дренированные аэроупругие модели летательных аппаратов // Труды МАИ, 2017. Вып. 92. 20с.
2. Черноволов Р.А., Янин В.В. Исследование бафтинга ЛА в аэродинамической трубе // Авиационная промышленность, 2016. Вып. 3. С. 9-14.
3. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Некоторые особенности моделирования динамической аэроупругости летательных аппаратов в трансзвуковых аэродинамических трубах // Труды МАИ, 2017. Вып. 97. 28с.
4. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Разработка рекомендаций по выбору конструкционных материалов при моделировании явлений аэроупругости на динамически подобных моделях

летательных аппаратов в аэродинамических трубах // *Авиационные материалы и технологии*, 2018. Вып. 2. 17с.

5. Азаров Ю.А., Гарифуллин М.Ф., Черноволов Р.А. Оценка нагруженности динамически подобных моделей при исследовании бафтинга // *Труды МАИ*, 2018. Вып. 103. 13с.

6. Черноволов Р.А. Применение аддитивных технологий при создании трансзвуковых дренированных моделей ЛА // *Авиационная промышленность*, 2019. Вып. 1. С. 4-7.

7. Черноволов Р.А., Гарифуллин М.Ф., Козлов С.И. Валидация процедур проектирования и изготовления динамически подобных моделей летательных аппаратов с применением полимерных композиционных материалов // *Вестник московского авиационного института*, 2019. Т.26. №3. С. 102-112.

Полученные в процессе выполнения работы патенты:

1. Азаров Ю.А., Брускова Е.В., Карклэ П. Г., Черноволов Р.А. Патент на изобретение №2578915 от 01.03.2016г. Динамически-подобная аэродинамическая модель несущей поверхности летательного аппарата. Приоритет изобретения 27 ноября 2014 г.

2. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Патент на изобретение №2594462 от 22.07.2016 г. Вибровозбудитель колебаний механических конструкций. Приоритет изобретения 14.05.2015 г.

Другие публикации:

1. Черноволов Р.А. Дренированная динамически подобная модель горизонтального оперения пассажирского самолета для исследований бафтинга // В сборнике: *Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике*. Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е.Жуковского (ЦАГИ), 2016. С.198-199.

2. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Рекомендации по выбору конструкционных материалов при разработке динамически подобных моделей летательных аппаратов // В сборнике: *Прочность конструкций летательных аппаратов*. Сборник статей научно-технической конференции. / Сер. «Труды ЦАГИ» Под редакцией М.Ч. Зиченкова, 2018. С.111-113.

3. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Применение полимерных композиционных материалов и аддитивных технологий для создания дренированных аэроупругих моделей ЛА // В сборнике: *Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения*. Материалы II Всероссийской научно-технической конференции. Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, 2017. С.266-280.

4. Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Применение полимерных композиционных материалов и аддитивных технологий для создания дренированных аэроупругих моделей ЛА // В сборнике: *Материалы II Отраслевой научно-технической конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов*, КИМИЛА-2016, 2016. С.181-190.

5. Азаров Ю.А., Бирюков В.И., Гарифуллин М.Ф., Скоморохов С.И., Черноволов Р.А., Янин В.В. Исследование нестационарных аэродинамических нагрузок и динамической реакции конструкции ГО // В сборнике: *XXVI научно-техническая конференция по аэродинамике*, 2015. С.20.