

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный  
аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»

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

Специальность 05.07.03 – «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов»

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук, профессор  
Гарифуллин Мансур Фоатович

Жуковский – 2019

## Оглавление

|  | Стр. |
|--|------|
| Введение .....   | 4    |
| Глава 1. Разработка методов моделирования явлений аэроупругости в АДГ .....  | 18   |
| 1.1 Особенности моделирования флаттера и бафтинга в трансзвуковом диапазоне чисел Маха. Критерии подобия.....  | 18   |
| 1.2 Типовые конструкции трансзвуковых динамически подобных моделей. Выбор рациональных форм поперечных сечений силовых несущих элементов моделей.....  | 24   |
| 1.3 Повышение весовой эффективности динамически подобных моделей посредством использования материалов с учетом их технологических факторов и удельных характеристик жесткости и прочности .....                | 27   |
| 1.4 Оценка размеров типовых сечений, их весовой эффективности и прочности для 3-х конструктивно-силовых схем из традиционных материалов при постоянной жесткости и аэродинамической нагрузке.....              | 29   |
| 1.5 Оценка размеров типовых сечений, их жёсткости и прочности для 3-х конструктивно-силовых схем динамически подобных моделей из традиционных материалов при постоянной массе и аэродинамической нагрузке..... | 37   |
| 1.6 Методика выбора материалов, обеспечивающих выполнение критериев подобия Коши и Ньютона.....  | 42   |
| 1.7 Оценка возможностей использования перспективных конструкционных материалов с заданными жесткостными характеристиками для выполнения критериев подобия Коши и Ньютона .....                                 | 48   |
| 1.8 Оценка нагруженности динамически подобных моделей при исследовании бафтинга.....   | 51   |
| 1.9 Валидация процедур проектирования и изготовления динамически подобных моделей летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов.....   | 56   |
| Выводы по главе 1.....   | 68   |
| Глава 2. Опыт применения методики разработки дренированных динамически подобных моделей .....  | 70   |
| 2.1 Применение аддитивных технологий при создании дренированных динамически подобных моделей летательных аппаратов.....  | 72   |
| 2.2 Дренированная динамически подобная модель консоли крыла ближнемагистрального пассажирского самолета.....   | 76   |
| 2.3 Дренированная динамически подобная модель консоли крыла самолета транспортной  |      |

|   |     |
|---|-----|
| категории.....  | 86  |
| 2.4. Дренированная динамически подобная модель горизонтального оперения ближнемагистрального пассажирского самолета .....                                 | 104 |
| 2.5 Дренированная динамически подобная модель закрылка среднемагистрального пассажирского самолета.....   | 112 |
| 2.6 Внутримодельное оборудование дренированных динамически подобных моделей.....  | 119 |
| Выводы по главе 2.....  | 125 |
| Глава 3. Расчетно-экспериментальные исследования спроектированных дренированных динамически подобных моделей.....   | 126 |
| 3.1 Расчетно-экспериментальные исследования дренированной динамически подобной модели горизонтального оперения.....                                       | 126 |
| 3.2 Расчетно-экспериментальные исследования спроектированной дренированной динамически подобной модели консоли крыла самолета транспортной категории..... | 130 |
| 3.3 Расчётно-экспериментальные исследования динамических и прочностных характеристик динамически подобной модели внутренней секции закрылка .....         | 138 |
| Выводы по главе 3.....  | 151 |
| Выводы по диссертации.....  | 152 |
| Список литературы.....  | 153 |

## Введение

Аэроупругость часто определяется как наука, изучающая взаимодействие аэродинамических и упругих сил и влияние этого взаимодействия на конструкцию самолета. 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 проводится по исследованиям опасных явлений аэроупругости. Явления аэроупругости имеют сложную физическую природу, обусловленную взаимодействием аэродинамических, инерционных и упругих сил, действующих на конструкцию ЛА в полёте (рисунок 1). [7, 35, 88, 119, 121, 128]

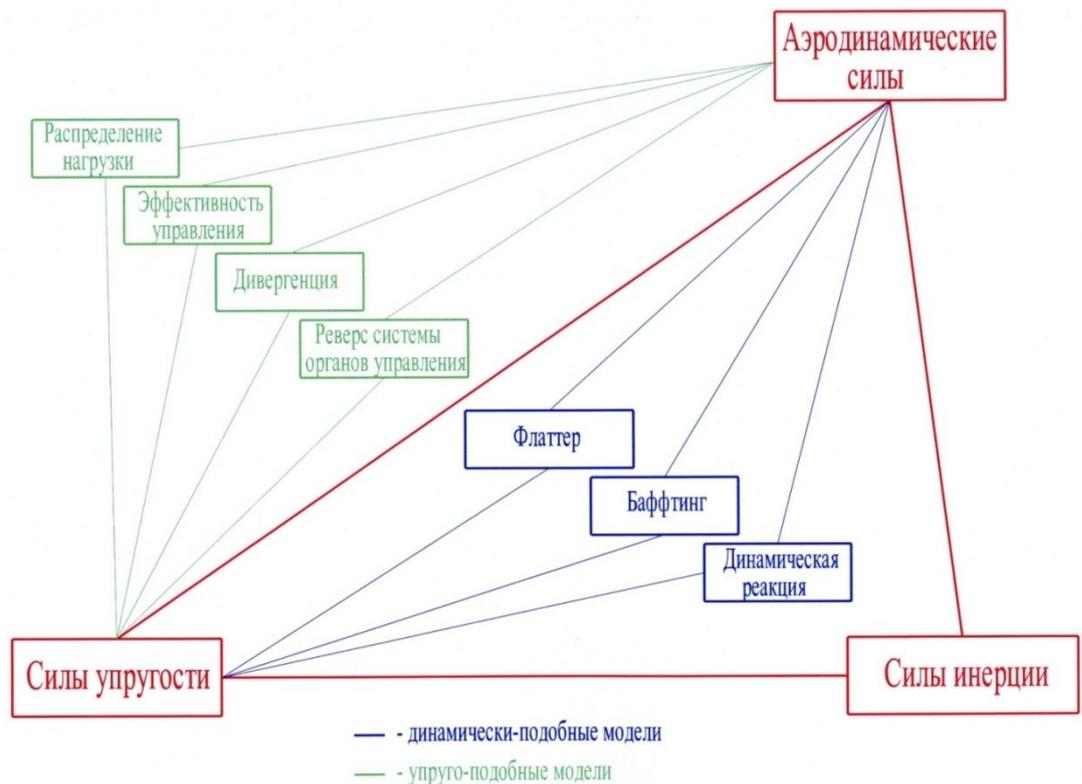


Рисунок 1. Схема классификации явлений аэроупругости

На рисунке 1 не приведены силы конструкционного демпфирования, т.к. в виду их малости они учитываются лишь в отдельных случаях, например, при рассмотрении длительных процессов, в задачах ветрового резонанса и галопирования строительных сооружений.

В результате аэроупругих взаимодействий могут реализоваться устойчивые или неустойчивые процессы: приращения деформаций могут снижаться до тех пор, пока не будет достигнуто состояние устойчивого равновесия, или они могут иметь тенденцию к непрерывному росту с последующим разрушением конструкции.

Среди представляющих опасность явлений аэроупругости можно выделить: дивергенция, реверс и потеря эффективности рулевых элементов, флаттер, бафтинг, а также аэроупругая неустойчивость конструкции с системой автоматического управления (САУ). В данной работе основное внимание уделено вопросам моделирования бафтинга в АДТ, который в последние годы вызывает повышенный интерес. Сложность его моделирования связано со сложностью моделирования нестационарных аэродинамических нагрузок и необходимостью обеспечения повышенных запасов прочности испытываемых конструкций. Предложенные в работе модели позволяют охватить весь спектр явлений аэроупругости, в том числе, флаттер, бафтинг, дивергенцию и др. Кроме того они позволяют исследовать нестационарные аэродинамические нагрузки.

Бафтинг (англ. Buffeting, от buffet – ударять, бить) – вынужденные колебания всего ЛА или его частей под действием нестационарных аэродинамических сил при срыве потока с несущей поверхности (крыла, оперения) при больших углах атаки с плохообтекаемых частей ЛА (шасси, отклоненных органов управления и элементов механизации крыла, открытых створок, люков и т.д.) [5]. Существуют и другие формулировки. Абдрашитов Г.Г. «явление бафтинга (Buffet) вызвано взаимодействием упругой конструкции (крыла, рулей, горизонтального и вертикального оперения (ГО и ВО), панелей обшивки) с турбулентным потоком, стекающим с плохообтекаемых элементов летательного аппарата» [3]. Современное толкование бафтинга включает также колебания ЛА или его частей при наличии в потоке неустойчивых скачков уплотнения. Этот вид бафтинга актуален для транспортных и пассажирских самолетов, совершающих полеты при трансзвуковых скоростях.

По степени интенсивности колебаний принято делить бафтинг на легкий, умеренный(средний) и тяжелый. [49, 50]

Легкий бафтинг — бафтинг с относительно небольшими амплитудами колебаний (вибраций), которые явно ощущаются летчиком, но еще не мешают управлению ЛА и не приводят к нарушениям нормальной работы его элементов.

Умеренный бафтинг — бафтинг с амплитудами колебаний, при которых затрудняется пилотирование ЛА, наблюдаются сбои в работе оборудования, происходит ускоренное накопление усталостных повреждений в элементах конструкции, экипаж и пассажиры испытывают дискомфорт.

Тяжелый бафтинга — бафтинг со столь большими амплитудами колебаний, при которых возможны разрушения элементов конструкции ЛА. Тряска для экипажа и пассажиров становится непереносимой, а управление экипажа полетом становится невозможным.

Числовые критерии границ интенсивности бафтинга пока окончательно не установились. Довольно часто используются оценки (прямые или косвенные) интенсивности бафтинга по величинам действующих уровней перегрузок ( $n$ ) в центре масс ЛА. Например:

$n < 0,05$  — нет бафтинга,

$0,05 \leq n < 0,2$  — легкий бафтинг,

$0,2 \leq n < 0,6$  — средний (умеренный) бафтинг,

$0,6 \leq n$  — тяжелый бафтинг.

Явление бафтинг вызвано взаимодействием упругой конструкции (крыла, рулей, горизонтального и вертикального оперения, панелей обшивки с турбулентным потоком, стекающим с плохообтекаемых элементов летательных аппаратов. Это явление аэроупругости по своим признакам близко к тряске крыла, которая наблюдается при полете ЛА в условиях порыва или атмосферной турбулентности. Когда частоты возмущений становятся близкими к собственным частотам упругих колебаний конструкции, возникает явление резонанса. При этом амплитуды колебаний могут достигать весьма существенных значений. В результате воздействия такого рода колебаний помимо ряда проблем, связанных с функционированием оборудования ЛА (в первую очередь, приборного) и самочувствием экипажа и пассажиров, возникают проблемы, связанные с усталостной прочностью элементов конструкции.

Так как бафтинг нередко происходит при сравнительно высоких частотах колебаний, имеет место довольно быстрое по времени накопление усталостных повреждений. Иногда слабый бафтинг может играть и положительную роль, предупреждая тряской пилота об опасной близости к углам сваливания.

У магистральных самолетов, оптимизированных для трансзвуковых скоростей полета, близки не только углы атаки начала бафтинга и сваливания, но и оптимальные значения углов атаки крейсерского полета. Это может вызвать затруднение в части выполнения требований АП-25.251. На крейсерских режимах полета, а также на режимах набора высоты и снижения по маршруту приращения перегрузки при выходе на границу бафтинга или на угол атаки. Это требование существенно усложняет проблему, так как даже небольшое снижение угла атаки от его оптимального значения с целью увеличения запасов до начала сваливания и до начала бафтинга сказывается на расходе топлива, на экономической эффективности перевозок. Поэтому в последние годы повысился интерес к уточнению параметров бафтинга и уточнению величин запасов по углам атаки.

Как известно, условием возникновения и развития бафтинговых явлений является воздействие пульсаций давления на упругую конструкцию. Интенсивность бафтинга определяется ответной реакцией этой конструкции на нестационарные нагрузки.

Впервые слово “бафтинг” было введено при расследовании причин катастрофы самолета “Юнкер F-13” над Англией 21 июля 1930 года. Этим термином были названы нерегулярные колебания хвостового оперения, приведшие к его разрушению, вследствие попадания в турбулентное отрывное течение в следе за крылом самолета. Эти нагрузки обусловлены, главным образом, пульсациями давления, возникающими при отрыве потока. Бафтинг оперения F/A -18 рассмотрен в [143], EF-2000 [133], F-16 [130], F-22 [132]. Бафтинг крыла рассмотрен [142, 139, 135].

В зарубежной литературе [31, 49, 50] принято различать внешнее нестационарное возбуждение, способное вызвать заметные вибрации самолета, и обозначать их термином “Buffet” и сами колебания и вибрации конструкции, которые обозначаются термином “Buffering”. Вводится также понятие “граница бафтинга” – “Buffet Boundary”, под этим понимается совокупность параметров полета, при которых возникает срыв потока на поверхности самолета. При бафтинге в условиях срыва потока могут возникнуть также колебания самолета как жесткого целого, что приводит к проблемам устойчивости и управляемости. Самолеты с крылом небольшой стреловидности отличались быстрым нарастанием интенсивности бафтинга (от начала до сильного) и внезапным сваливанием при критическом угле атаки. Для них бафтинг служил предупреждающим фактором: летчики, как правило, до сваливания успевали уменьшить угол атаки или перегрузку. У современных истребителей начало бафтинга уже не является “сигнализатором”, поскольку диапазон перегрузок реализуется за границей бафтинга. Бафтинг обычно определяется как реакция конструкции на аэродинамическое возбуждение, производимое отрывными течениями. При этом различают бафтинг крыла, вызываемый отрывом потока на самом крыле, и бафтинг хвостового оперения в турбулентном следе крыла. Бафтинг крыла сильно ограничивает область режимов полета. В случае транспортного или пассажирского самолета границы бафтинга определяются вибрацией конструкции, нежелательной для пассажиров, и возможностью превышения предельных нагрузок на конструкцию. Следовательно, в крейсерском режиме следует иметь достаточный запас до границы бафтинга, чтобы не попасть в него вследствие порыва ветра или умеренного маневра.

Каждое из явлений аэроупругости (рисунок 1) может явиться причиной нежелательной деформации конструкции летательного аппарата или инженерного сооружения. Широкий диапазон аэроупругих динамических процессов определяет разнообразие видов накопления повреждений в элементах системы. В одних случаях может иметь место развитие усталостных трещин, приводящих к преждевременному исчерпанию ресурса конструкции. В других случаях, при «бурных» переходных режимах, может наступить исчерпание несущей способности системы из-за хрупкого разрушения в материале или после весьма короткого процесса развития малоциклового усталости.

Исследования явлений аэроупругости проводятся с использованием численного моделирования в ЭВМ, и экспериментов, проводимых на масштабных моделях ЛА в аэродинамических трубах (АДТ).

Несмотря на развитие расчётных методов и вычислительной техники испытания аэроупругих моделей в АДТ по-прежнему являются основным и наиболее достоверным способом доказательства безопасности конструкции ЛА как в обычных условиях эксплуатации, так и на экстремальных режимах полёта (например, при наличии внешних повреждений, обрыва тяги проводки управления и т.д.), т.е. в тех случаях, когда затруднён или невозможен лётный эксперимент.

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. В тех случаях, когда теоретические методы не дают надёжных результатов, например, при решении сложных задач, связанных с исследованиями авиационных конструкции в области трансзвуковых скоростей полета или при срыве потока, экспериментальный метод является предпочтительным. Испытания моделей в АДТ позволяют исследовать явления флаттера, оценивать эффективность органов управления упругого летательного аппарата, определять критическую скорость реверса этих органов; измерять реакцию упругого летательного аппарата при действии однократных и циклических порывов воздуха, а также реакцию всего летательного аппарата и его элементов при бафтинге; изучать аэроупругую устойчивость летательного аппарата с функционирующей системой автоматического управления; осуществлять выбор законов управления летательным аппаратом, синтез систем демпфирования упругих колебаний и подавления флаттера; проводить корректировку расчётных схем и методов исследования. Имеются и недостатки. В частности, высокая турбулентность потока в АДТ, невозможность воспроизведения пространственных маневров ЛА и сложность обеспечения требуемого числа Рейнольдса искажают результаты экспериментальных исследований. Кроме того, проектирование, изготовление и настройка моделей ЛА, проведение экспериментов в АДТ требуют значительных затрат времени и средств. Таким образом, целесообразно комплексное применение расчётных и экспериментальных методов, которые дополняют друг друга.

Физическое моделирование используется при проектировании ЛА для определения на соответствующих моделях тех или иных свойств (характеристик) как объекта в целом, так и определённых его частей. К моделированию прибегают не только по экономическим соображениям, но и потому, что натурные испытания очень трудно или вообще невозможно осуществить.

В основе физического моделирования лежат теории подобия и анализ размерностей. Необходимыми условиями физического моделирования являются геометрическое подобие и физическое подобие модели и натуры. Наличие такой пропорциональности позволяет производить пересчёт экспериментальных результатов, получаемых для каждой модели, на натуру путём умножения каждой из определяемых величин на постоянный для всех величин данной размерности множитель - коэффициент подобия. Равенство всех критериев подобия для модели и натуры является необходимым условием физического моделирования.

#### **Актуальность темы**

Исследования бафтинга ведутся, начиная с 30-х годов прошлого века, когда это явление аэроупругости впервые стало актуальным. Освоение новых режимов полета, больших углов атаки, применение новых материалов, конструкций, крыльев большого удлинения, адаптивных систем управления, увеличение ресурса и др. повысили интерес к явлению бафтинга. Принимая во внимание что исследования бафтинга на натурном самолете весьма дороги и не безопасны, целесообразно проводить исследования на динамически подобных моделях (ДПМ) в АДТ в условиях безопасности и малых затрат.

Бафтинг является одним из ограничений увеличения аэродинамического качества магистрального самолета посредством увеличения удлинения крыла. Поэтому уточнение границ бафтинга является актуальной задачей, имеющей практическое значение.

В связи с тем, что бафтинговые 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 дополнительных параметрических исследований, которые позволяют скорректировать прогнозируемые нагрузки. В отличие от методов экспериментальных исследований таких явлений аэроупругости, как классический изгибно-крутильный флаттер, исследования бафтинга усложняются вследствие необходимости более полного учета нелинейных и нестационарных факторов. В частности, при экспериментальных исследованиях тяжелого бафтинга, который сопровождается быстрым нарастанием амплитуд колебаний и обычно ограничен по времени, возникает необходимость более точного моделирования упругости конструкции с использованием многоканальной измерительной системы для осуществления контроля за изменением напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции по времени. Если в задачах флаттера основными параметрами моделирования являются число Маха и скоростной напор, то при моделировании бафтинга возникает необходимость полноценного учета числа Рейнольдса и углов атаки, скольжения и скоростей вращения, что существенно увеличивает трудоемкость экспериментальных исследований. Кроме того, рассмотрение режимов с большими углами атаки (и с большими аэродинамическими

нагрузками) ужесточает требования к прочностным и жесткостным характеристикам испытываемых моделей.

Тема исследования отвечает потребностям, обусловленным требованиями к научным исследованиям в области разработки новых моделей летательных аппаратов, и учитывает возможности современного уровня математических методов, вычислительной техники, новых материалов и технологий производства.

Важным циклом предварительного этапа проектирования самолета является поисковые исследования в АДТ. На этом этапе базовая форма самолета и его основные характеристики могут уточняться и меняться благодаря результатам трубных испытаний.

Исследования бафтинга на натурном самолете весьма затратны и не безопасны, а модели из полимерных композиционных материалов (ПКМ) являются наиболее перспективными для моделирования явлений аэроупругости в АДТ. Это обстоятельство определило актуальность темы диссертации.

Традиционные аэродинамические модели для исследования нестационарных явлений изготавливаются жесткими, без учета динамического подобия.

Для отработки технологии применения инновационных конструктивных решений на перспективных летательных аппаратах [114] и изучения нестационарных аэродинамических нагрузок были спроектированы и изготовлены универсальные дренированные динамически-подобные модели (ДДПМ).

Особенностью разработанных моделей является большое количество установленных датчиков и повышенная прочность, для исследования бафтинга при больших скоростных напорах и углах атаки. Следствием этого являются высокие уровни статических и динамических составляющих аэродинамических нагрузок, воздействующих на модель, ослабленную многочисленными полостями и каналами, предназначенными для размещения датчиков и внутримодельного оборудования. Существующие «флаттерные» модели не удовлетворяют в полной мере поставленным требованиям. Целью данной работы является создание методики разработки моделей, удовлетворяющих этим противоречивым требованиям.

Разработанные модели обеспечивают высокую информативность дорогостоящих экспериментов в АДТ и позволяют исследовать нестационарные явления с учетом отклика упругой конструкции, что дает более полную картину взаимодействия нестационарных аэродинамических и упругих сил, что является важным для исследования такого явления, как бафтинг.

#### **Степень разработанности темы.**

Решению задачи исследованию нестационарных явлений аэроупругости (бафтинга) посвящены работы [2, 3, 6, 17, 19, 32, 42, 46 – 52, 58, 74, 76 – 78, 83, 105, 106, 112, 123],

В.В. Назаренко, Ю.И. Агеева, Т.П. Небезиной, А.В. Крапивко, В.Н. Задонской, М.Ф. Гарифуллина, М.С. Комарова Л.Л. Теперина, С.И. Кузьминой, А.М. Гайфуллина, Г.Г. Абдрашитова, Р.Г. Абдрашитова, А.В. Чесалова, С.И. Скоморохова, В.В. Янина, В.С. Грачева, Э.А. Караваева, С.Т. Кашафутдинова, Ю.А. Прудникова, М.П. Симонова, Л.Г. Чернова, А.А. Крюка, В.А. Федотова, Г.М. Фомина, Г.А. Белова, А.Н. Луговцова, Х.Х. Каримова, Б.М. Костякова, А.Ф. Кулешова и др. [17, 18, 50, 51, 77-79].

В работах [22-24, 89, 90] Г.А. Амирьянца, В.А. Малютина, О.С. Мамедова рассматриваются вопросы исследования статической аэроупругости в аэродинамических трубах.

Вопросы проектирования, изготовления, прочности и испытаний динамически подобных моделей в аэродинамических трубах больших скоростей рассмотрены в работах М.В. Келдыша, Е.П. Гроссмана, Я.М. Пархомовского Л.С. Попова, Р.Л. Бисплингхоффа, Р.Л. Халфмена, Г. Фершинга, Я.Ц. Фына, Н.В. Альхимовича, А.М. Каширина, В.Н. Беляева, С.М. Горлина, Б.А. Кирштейна, Н.Н. Дорохина, О.А. Кузнецов, В.Д. Чижев, В.В. Лыщинского, Г.А. Амирьянца, Ю.А. Азарова, М.Ч. Зиченкова, С.Э. Парышева, П.Г. Карклэ, В.Н. Поповского, О.С. Мамедова, С.Ю. Мензульского, Р. Мельцера, А.Н. Радцига, В.В. Гасюнаса, [8-13, 15, 20, 29, 37, 40, 44, 53, 55 – 57, 66, 69-71, 81, 82, 84 – 86, 100, 122, 125, 126] и целого ряда других авторов. Вопросы оценки эффективности применения композитных конструкционных материалов при создании ДПМ рассматривались П.Г. Карклэ, Ю.А. Азаровым, С.В. Смотровой, С.В. Шалаевым [14, 16, 18, 39, 60, 112, 113], и другими исследователями. Ряд авторов (А.О. Шардин, В.Д. Вермель и др.) посвятил свои работы созданию «жестких» аэродинамических моделей в которые были установлены датчики динамического давления, способные предоставлять данные о распределенных нестационарных аэродинамических характеристиках исследуемых изделий.

За рубежом задачи исследования нестационарных аэродинамических нагрузок на моделях в АДТ решались [129, 131, 134, 136-138, 140-142, 144-146] 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 т.д.

Томашевичем Д.Л. в книге «Конструкция и экономика самолета» приведены оценки конструкций самолета с точки зрения экономики [115]. Описанные подходы позволяют выбрать наиболее рациональные параметры и разработать более эффективную конструкцию самолета.

Использованию современных аддитивных технологий и полимерных композиционных материалов в аэрокосмической сфере посвящены работы [1, 21, 27, 36, 38, 39, 41, 59, 62, 63, 65,

75, 91 - 94, 109, 116, 124, 127] Б.В. Бойцова, Е.Н. Каблова, А.И. Ендогура, М.Ю. Куприкова, Ю.В. Маслова, Д.М. Чумакова, В.Ю. Астапова, и др.

Современные аддитивные технологии, полимерные композиционные материалы и ультраминиотюрные датчики позволяют создать более подробные и совершенные конструкции моделей. Однако применение вышеуказанных преимуществ применительно к созданию ДПМ в литературе практически отсутствуют, в силу специфичности объекта исследования (ДПМ).

Публикации с упоминанием моделей для исследования нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов с учетом отклика упругой конструкции так же практически отсутствуют.

**Цель диссертационной работы:** создание методики разработки дренированных динамически подобных моделей для исследования в аэродинамических трубах нестационарных аэродинамических нагрузок и характеристик аэроупругости летательных аппаратов.

**Решены следующие задачи:**

1) Создана методика разработки ДДПМ для исследования в аэродинамических трубах нестационарных аэродинамических нагрузок и характеристик 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, обеспечивающих 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 ДДПМ, проведены контрольные испытания, выполнена настройка спроектированных ДДПМ.

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).

**Объектом исследования** являются дренированные динамически подобные модели, выполненные с применением полимерных композитных материалов (ПКМ) 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.

**Научная новизна** работы заключается в том, что:

1) Создана методика разработки динамически подобных моделей для исследования в аэродинамических трубах нестационарных аэродинамических нагрузок и характеристик 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 ДДПМ 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 задачи 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.

**На защиту выносятся** следующие результаты:

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 ДПМ нового типа, 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 нового поколения 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-исследовательская работа соответствует областям исследований паспорта специальности 05.07.03, в частности, пунктам:

П.2 - разработку 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-техническая конференция по аэродинамике (2015г); XXVII научно-техническая конференция по аэродинамике (2016г); II отраслевая конференция по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов; Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения (ВИАМ 2017г.); 15-я российско-китайская конференция по фундаментальным проблемам аэродинамики летательных аппаратов, динамики полета, прочности и безопасности полетов (2016г.); Прочность конструкций летательных аппаратов (2016г., 2018г.); Молодежь и будущее авиации и космонавтики (конкурс 2016г.).

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

**Структура и объем диссертационной работы.** Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы. Объем работы составляет 162 страницы, в том числе 137 рисунков и 31 таблицу. Список цитированной литературы содержит 146 наименований.

**Основное содержание работы.**

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

**В первой главе** рассматриваются особенности моделирования явлений динамической аэроупругости на динамически подобных моделях в аэродинамических трубах в трансзвуковом диапазоне чисел  $M$ .

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.

Показано, что наибольшую проблему вызывает выполнение условия массового подобия – критерия Ньютона, обусловленную перетяжелением конструкции моделей.

Рассмотрены конструктивные особенности основных типовых силовых схем трансзвуковых ДПМ и влияние на их весовую эффективность формы поперечных сечений основных несущих силовых элементов ДПМ.

Выполнен сравнительный анализ удельных жесткостных и прочностных характеристик однородных материалов (металлов), термопластиков и изотропных композиционных материалов

для оценки их весовой эффективности при применении в конструкциях ДПМ. Показано, что применение этих материалов и аддитивных технологий обеспечивает выполнение условия массового подобия (критериев  $Nw$  и  $Sh$ ) только для моделей копий и моделей упрощенной конструктивно-подобной схемы.

Также перспективным направлением для снижения массы моделей балочной и пластинной схемы является повышение коэффициента рациональности сечений.

Дана оценка нагруженности ДДПМ при исследовании бафтинга. Предложена процедура уточнения аэродинамических нагрузок на ДДПМ по результатам исследования «жестких» моделей в АДТ. С использованием разработанного метода выбраны параметры проектируемой ДДПМ для проведения исследований явлений аэроупругости (в особенности бафтинга) в АДТ. Представлен алгоритм выбора проектных параметров ДПМ. Реализация этого алгоритма продемонстрирована на простом примере (балка постоянного сечения, усиленная слоями ПКМ). Приведены низшие формы и частоты собственных колебаний изгиба с учетом влияния доводочных грузов

**Вторая глава** посвящена разработке конструкций, ДДПМ нового поколения из полимерных композиционных материалов с применением аддитивных технологий и конструкций, и технологий изготовления съёмных дренированных блоков и вставок для датчиков динамического давления, устанавливаемых в основные силовые элементы модели. На ДДПМ проведены экспериментальные исследования явлений аэроупругости и нестационарных аэродинамических нагрузок в трансзвуковой аэродинамической трубе. Модели являются надежным инструментом в исследовании нестационарных аэродинамических нагрузок с учетом упругости крыла. Сформулированы требования к внутримодельному оборудованию ДДПМ. Разработана и апробирована конструкция внутримодельного вибровозбудителя колебаний.

**В Третьей главе.** Приведены оценочные расчеты прочностных и модальных характеристик, рассматриваемых ДДПМ.

**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. - 2015. - №92. – 20С.

2. Черноволов Р.А., Янин В.В. Исследование бафтинга ЛА в аэродинамической трубе // Авиационная промышленность. - 2016. - №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. - №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. - №2. – 17С.

5. Азаров Ю.А., Гарифуллин М.Ф., Черноволов Р.А. Оценка нагруженности динамически подобных моделей при исследовании бафтинга // Труды МАИ. - 2018. - №103. – 13С.

6. Черноволов Р.А. Применение аддитивных технологий при создании трансзвуковых дренированных моделей ЛА // Авиационная промышленность. - 2019. – №1. - С.4-7.

7. Гарифуллин М.Ф., Черноволов Р.А., Козлов С.И. Валидация процедур проектирования динамически подобных моделей летательных аппаратов с применением полимерных композиционных материалов // Вестник МАИ. - 2019. - №3. – Т.26. – 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. 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. Вибровозбудитель колебаний механических конструкций. Приоритет изобретения 14 мая 2015г.

## Глава 1. Разработка методов моделирования явлений аэроупругости в АДТ

### 1.1 Особенности моделирования флаттера и бафтинга в трансзвуковом диапазоне чисел Маха. Критерии подобия

Теоретической основой моделирования явлений аэроупругости в аэродинамических трубах являются закон механического подобия Ньютона и теория размерности. В соответствии с ними две механические системы являются динамически подобными, если они геометрически подобны и одна система как бы копирует движение другой. Для этого необходимо, чтобы так называемые критерии подобия, являющиеся безразмерными величинами, имели одинаковые значения (*idem*) для модели и натурной конструкции. [35, 81, 82, 85, 86]

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  $\rho$  - плотность потока,  $V$  - скорость потока,  $L$  - характерный размер,  $\mu$  - коэффициент кинематической вязкости воздуха.

Этим критерием определяется отношение инерционных сил трения между слоями потока и поверхностью конструкции. Как правило, при испытаниях моделей в воздушном потоке число  $Re$  не выполняется, поскольку размеры моделей всегда меньше натурального сооружения. От числа  $Re$  зависит структура обтекания тела, в частности, положение и размер областей отрыва потока. Так, при испытаниях аэродинамических (жестких) моделей магистральных пассажирских самолетов число  $Re$  (по САХ), получаемое в аэродинамической трубе, обычно не превышает значений  $(2-6) \cdot 10^6$ , тогда как в натуральных условиях число  $Re$  достигает  $(25-40) \cdot 10^6$  и более.

Одним из способов приведение в соответствие характера обтекания модели и натурной конструкции является применение турбулизаторов установленных на передней кромке модели, которые фиксируют положение зоны перехода ламинарного и турбулентного пограничного слоя [101]. Этот способ не полностью компенсирует различия чисел Рейнольдса. Поэтому при проведении аэродинамических исследований используют поправочные коэффициенты, приемы экстраполяции результатов на реальное число Рейнольдса. Число Рейнольдса редко учитывается при рассмотрении задач флаттера, но оно может оказывать существенное влияние на результаты исследований бафтинга. Влияние числа Рейнольдса на углы атаки начала бафтинга обсуждалось в работах [51 - 53 и др.].

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

$\rho$  - плотность потока,  $l$  - характерная длина.

Выполнение этого условия обеспечивает соблюдение подобия упругих деформаций конструкции модели и самолёта под действием аэродинамических сил, а выражение характерной жёсткости конструкции  $f$ -зависит от выбранной конструктивно силовой схемы динамически подобной модели.

Например, при проектировании ДПМ по конструктивно подобной схеме  $f = E$  - модулю упругости основного конструкционного материала ЛА и тогда число  $Ca = E/(\rho \cdot V^2)$ . Поскольку авиационные конструкции представляют собой в основном тонкостенные конструкции и их жесткостные характеристики пропорциональны толщине конструктивных элементов  $t$ , то с учётом этого характерная жёсткость  $f = E \cdot t$ , а критерий  $Ca = (E \cdot t)/(\ell \cdot \rho \cdot V^2)$ .

При разработке конструкции ДПМ фюзеляжа или крыла большого удлинения с использованием балочной схематизации  $f = EJ_{изг}$  или  $(GJ_{кр})$ , где  $EJ_{изг}$  и  $GJ_{кр}$  жесткости поперечного сечения балки на изгиб и кручение и поэтому число  $Ca = (EJ_{изг})/(\ell^4 \cdot \rho \cdot V^2)$  и  $Ca = (GJ_{кр})/(\ell^4 \cdot \rho \cdot V^2)$ .

В случае моделирования крыла малого удлинения с использованием пластинной схематизации упругие свойства конструкции описываются цилиндрической жёсткостью  $f = E \cdot \delta^3$ , где  $\delta$  – толщина профиля. Поэтому Критерий Коши в этом случае равен  $Ca = (E \cdot \delta^3)/(\ell^3 \cdot \rho \cdot V^2)$ .

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

Этот критерий требует равенства отношения массы конструкции к присоединенной массе воздуха на модели и натуре.

Для сосредоточенных грузов, например, двигателя или полной массы ЛА критерий  $Nw = G / \rho \cdot \ell^3$ .

6. Число Струхаля  $Sh = \omega \cdot \ell / V = idem$ , где  $\omega$  - частота колебаний, является важнейшим критерием подобия при моделировании флаттера и бафтинга. При одинаковом числе Струхаля на модели и натурной конструкции устанавливается кинематическое подобие при колебательных процессах в нестационарном потоке воздуха.

7. Дополнительно к перечисленным требованиям [85,86] 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 натуре позволяет получить связь между масштабными коэффициентами, необходимыми для проектирования модели, и для пересчета результатов испытания модели на натурную конструкцию.

Для дозвуковых ДПМ назначаются величины двух основных независимых масштабов  $K_l$  и  $K_v$ , а третий масштаб плотности  $K_\rho = 1$ . Их величина определяется с одной стороны, размерами рабочей части АДТ, максимально допустимыми размерами модели, условиями испытаний и диапазоном скоростей АДТ, с другой стороны размерами и конструктивными особенностями натурной конструкции, режимами ее эксплуатации.

Для трансзвуковых ДПМ назначается масштаб линейных размеров  $K_l$ , масштаб плотности потока  $K_\rho$  или масштаб скоростного напора  $K_q = K_\rho \cdot (K_v)^2$ , а третий масштаб числа Маха равен единице.

Все остальные масштабы моделирования однозначно выражаются через заданные значения трех основных масштабов и разделяются на две группы: масштабы необходимые для расчета параметров модели и ее проектирования и масштабные коэффициенты, по которым осуществляется пересчет результатов испытаний модели в АДТ на натурную конструкцию.

Многолетний опыт ЦАГИ в области проектирования, изготовления и испытаний на флаттер в дозвуковых и трансзвуковых АДТ различного типа динамически подобных моделей ЛА показал, что наибольшие трудности вызывает создание ДПМ для исследований флаттера и бафтинга в трансзвуковом диапазоне чисел  $M$ . По сравнению с дозвуковыми ДПМ это обусловлено в 2÷3 раза меньшими линейными размерами трансзвуковых моделей, более жесткими требованиями к геометрическим характеристикам, испытаниями моделей в АДТ при скоростных напорах, превышающих натурные режимы полёта и повышенными требованиями к прочности конструкции ДПМ при исследованиях бафтинга на углах атаки  $\alpha \neq 0$ .

Изготовление трансзвуковых ДПМ из традиционных материалов (дюралюминия, фанеры, целлулоида, металлов) приводило к перетяжелению моделей по сравнению с требованиями подобия в 5÷8 раз [12 – 18, 44].

Соответственно перетяжеление моделей приводило к нарушению условия массового подобия (числа Ньютона) и, как следствие, условия кинематического подобия (числа Струхалея), выполнение которого является особенно важным при исследованиях явлений аэроупругости в нестационарном потоке в трансзвуковом диапазоне чисел Маха.

Для наглядности сложности решения проблемы изготовления трансзвуковых ДПМ всего ЛА без перетяжеления в таблице 1.1 приведены максимальные величины масштабов линейных размеров  $K_L$  моделей для испытаний в трансзвуковой АДТ-128 и для сравнения в большой дозвуковой АДТ-104.

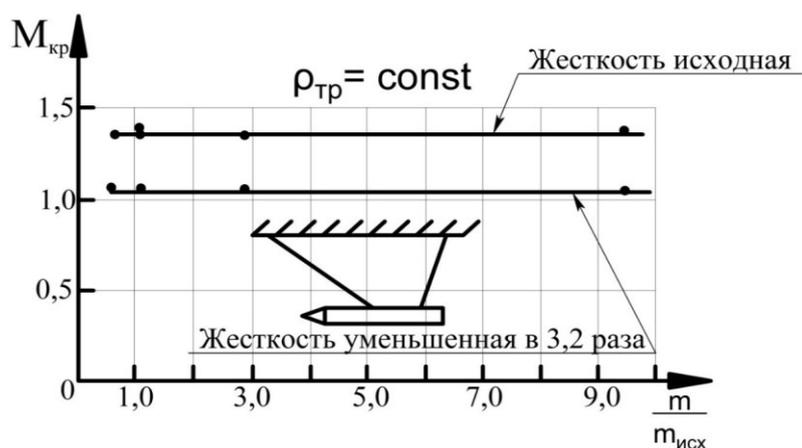
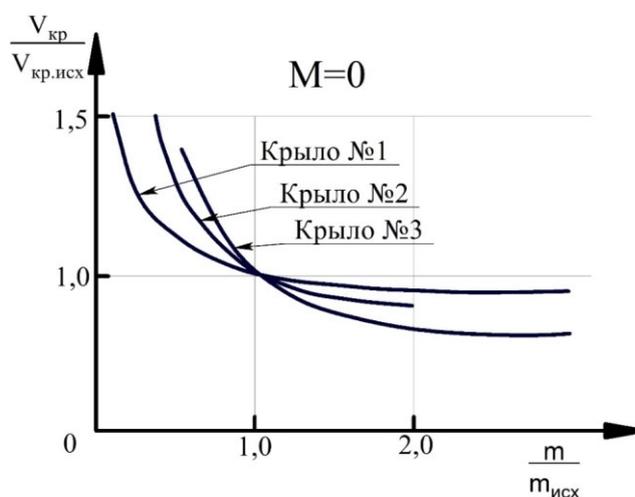
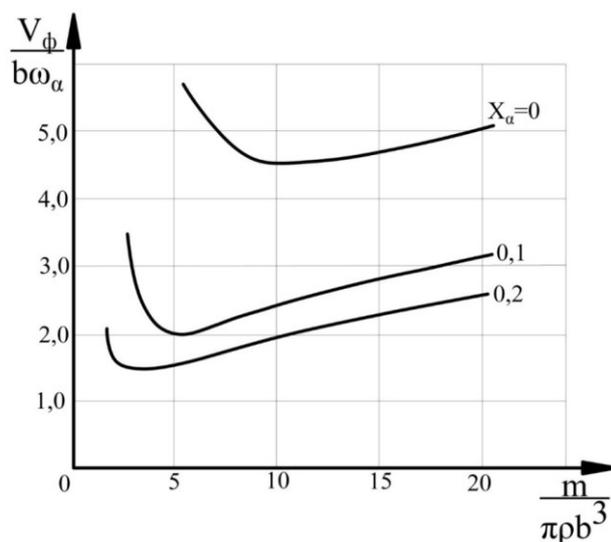
Масштабы  $K_L$  вычислены как отношение максимально допустимого размаха крыла модели в рабочей части аэродинамической трубы (5 метров в дозвуковой АДТ-104 и 1,9 метра в трансзвуковой АДТ-128) к размаху крыла самолёта, и в соответствии с ними требуемые по подобию массы «идеальных» конструктивно подобных моделей (моделей-копий) для 3-х групп самолётов: СССР, России, США, Франции и других стран. Из таблицы следует, что «идеальные» модели по весовым характеристикам второй и третьей групп самолётов для АДТ-128 на сегодня практически невозможно изготовить из традиционных материалов без перетяжеления конструкции. В результате величина критического напора флаттера  $q_{кр}$  исследуемой конструкции ЛА или амплитуда колебаний при возникновении бафтинга становятся в трансзвуковой области функцией не только числа Маха, но и массового параметра.

Таблица 1.1 - Максимальные величины масштабов линейных размеров  $K_L$

| Группа*<br>ЛА | Размах<br>крыла<br>самолёта<br>[м] | Масса<br>пустого<br>самолёта<br>[кг 10 <sup>-3</sup> ] | Дозвуковая АДТ                     |               | Трансзвуковая АДТ                  |                                   |                                  |
|---------------|------------------------------------|--|------------------------------------|---------------|------------------------------------|-----------------------------------|----------------------------------|
|               |                                    |  | $K_L$                              | Масса<br>[кг] | $K_L$                              | Масса<br>(требу-<br>емая)<br>[кг] | Масса<br>(реаль-<br>ная)<br>[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.

Практика показала [15], что в некоторых случаях имеет место автомодельность по массовому параметру (рисунки 1.1 и 1.2), а в других случаях (рисунок 1.3) наблюдалось, как снижение критического скоростного напора флаттера (шло в излишний запас при установлении безопасных режимов полёта самолёта), так и его повышение (создавалось ложное представление о большом запасе).

Рисунок 1.1 – Зависимость  $M_{кр}(m/m_{исх})$ Рисунок 1.2 – Зависимости относительного значения скорости флаттера в несжимаемом потоке от отношения  $m/m_{исх}$ Рисунок 1.3 – Зависимости безразмерной скорости флаттера от отношения массы конструкции к присоединённой массе воздуха и от конструктивного параметра  $X_{\alpha}$ -статического дисбаланса

В строгой постановке задачи по исследованию влияния массового параметра на  $q_{кр}$  необходимо изготовление и испытания серии моделей с разным масштабом масс, но одинаковым масштабом жесткости. Однако очевидно, что этот подход неприемлем из-за больших временных и финансовых затрат, особенно когда необходимо оперативное принятие решения о безопасных режимах эксплуатации исследуемого ЛА.

Частично эта задача может решаться испытаниями изолированных ДМП консолей крыла, горизонтального и вертикального оперения, изготовленных по упрощенной конструктивно-подобной схеме. В этом случае масштаб линейных размеров консолей может быть увеличен в 2÷2.5 раза и соответственно масса в 8÷15 раз. При этом масса модели за счёт установки дополнительных съёмных грузов может быть, как уменьшена, так и увеличена. Недостатком этого подхода является то, что исключаются из рассмотрения как антисимметричные формы флаттера, так и симметричные формы, в которых существенную роль играют частоты и формы собственных колебаний фюзеляжа.

Перспективным направлением является создание дренированных аэроупругих моделей для развития и верификации вычислительной нестационарной аэродинамики в трансзвуковом диапазоне чисел Маха и разработка комплексного расчётно-экспериментального метода для внесения поправок в результаты экспериментальных исследований флаттера в АДТ, полученных, в том числе, на перетяжелённых моделях.

Но основной перспективной задачей является разработка новых гетерогенных полимерных композиционных материалов с управляемыми жесткостными и весовыми характеристиками.

В целом перечисленные подходы являются на сегодня актуальными задачами для комплексного развития и совершенствования расчётно-экспериментального метода исследований динамической аэроупругости в аэродинамических трубах в трансзвуковом диапазоне чисел Маха для обеспечения безопасной эксплуатации перспективных ЛА уже на стадии проектных решений.

На рисунке 1.4 представлен новый алгоритм разработки ДПМ. Реализация алгоритма продемонстрирована на примере балки постоянного сечения, усиленной слоями ПКМ (параграф 1.9). Приведены оценочные расчеты прочностных и модальных характеристик ДПМ. 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 ДПМ.

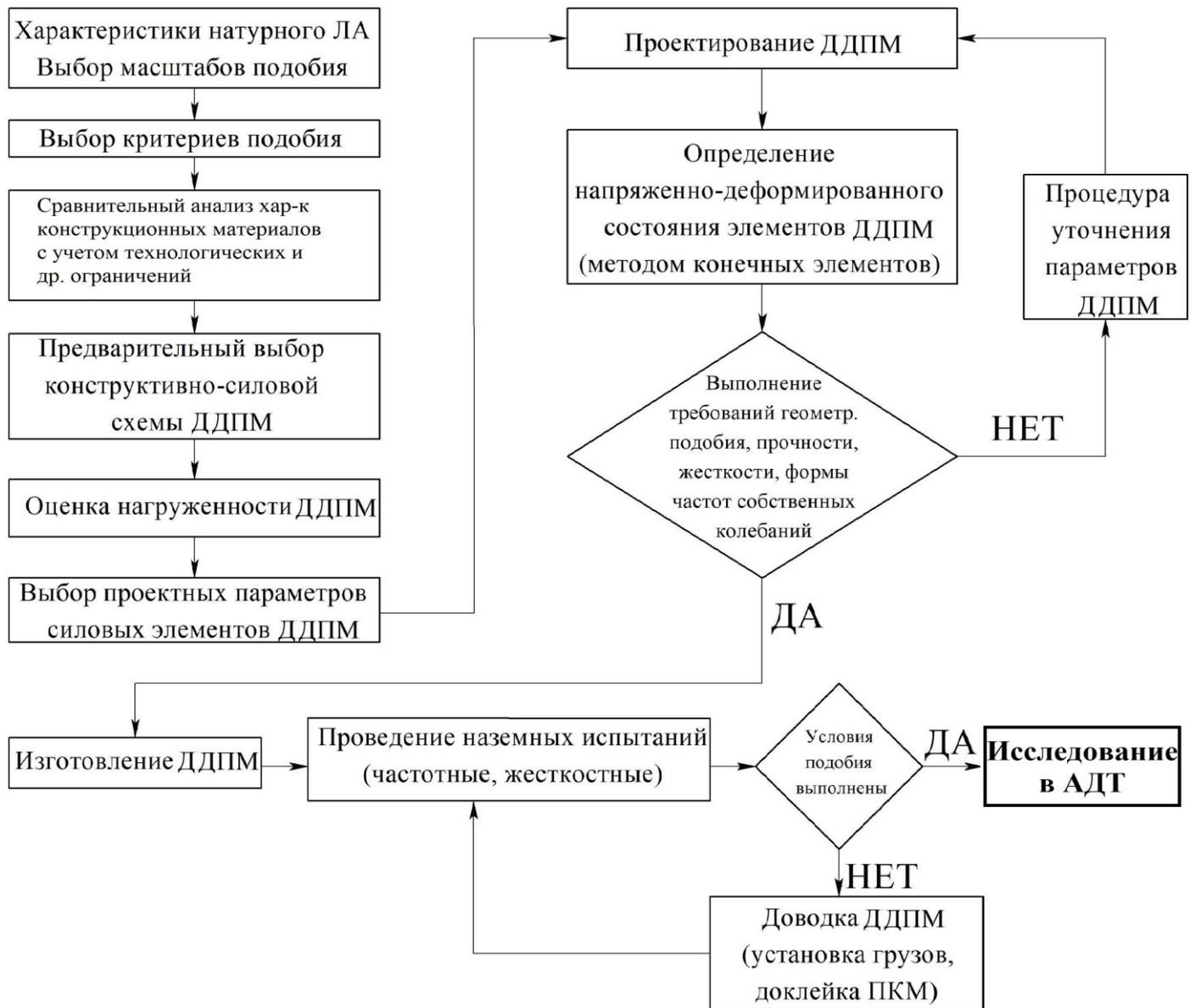


Рисунок 1.4 - Алгоритм разработки ДДПМ

## 1.2 Типовые конструкции трансзвуковых динамически подобных моделей. Выбор рациональных форм поперечных сечений силовых несущих элементов моделей

Наиболее сложными из аэроупругих моделей с точки зрения проектирования и изготовления, являются трансзвуковые динамически-подобные модели, так как в этом случае, в соответствии с законом механического подобия, должно быть выполнено дополнительно, в отличие от требований к упруго подобным моделям, условие массового подобия. Это обстоятельство во многом определяет различие в выборе конструктивно-силовых схем моделей, требований к материалам и технологии изготовления модели при постановке эксперимента. Испытания этих моделей должны проводиться с учётом требуемого нормативного запаса по числу Маха ( $10 \div 15\%$ ) до скоростей потока  $400 \div 500 \text{ м/с}$  [15, 16].

В качестве примера на рисунке 1.2.1 приведена фотография полной ДПМ ближне-магистрального пассажирского самолёта в рабочей части трансзвуковой АДТ-128 во время испытаний на флаттер на «плавающей» подвеске в условиях близких к условиям свободного полёта самолёта. На следующем рисунке 1.2.2 представлена фотография крупномасштабной модели Т-образного хвостового оперения транспортного самолёта в трансзвуковой АДТ-106 и на рисунке 1.2.3 фотография крупномасштабной ДПМ консоли крыла средне магистрального пассажирского самолёта в АДТ-128.



Рисунок 1.2.1 - ДПМ самолёта на «плавающей» подвеске в АДТ-128



Рисунок 1.2.2 - ДПМ хвостовой части самолёта в трансзвуковой АДТ-106

Основными конструктивно-силовыми схемами трансзвуковых ДПМ являются: конструктивно-подобная, балочная и пластинная схемы.

При проектировании полных моделей ЛА часто используются комбинированные конструктивно-силовые схемы. Например, фюзеляж проектируется по балочной схеме, для консолей крыла в зависимости от удлинения может использоваться либо конструктивно

подобная схема, либо балочная схема, а при разработке конструкции моделей горизонтального и вертикального оперения либо конструктивно подобная схема, либо пластинная схематизация.



Рисунок 1.2.3 - Многофункциональная ДДПМ крыла большого удлинения в рабочей части АДТ

Применение конструктивных подобных схем является наиболее сложным процессом при разработке конструкции модели и наиболее затратным по времени и трудоёмкости изготовления. Кроме того, недостатком этой схемы является низкая прочность тонкостенной конструкции модели и ограниченные возможности для параметрических исследований. Как правило, модели этого типа проектируются на завершающем этапе рабочего проектирования натурного ЛА, а результаты испытаний в АДТ используются для сертификации ЛА по безопасности от флаттера. Жёсткие условия испытаний трансзвуковых моделей, высокие требования к их весовому совершенству и повышению живучести предопределили применение для изготовления этих моделей ПКМ с высокой удельной жёсткостью и прочностью.

Для поисковых параметрических исследований в трансзвуковом диапазоне чисел  $M$  и оценки влияния сжимаемости воздуха на бафтинг при углах атаки  $\alpha \neq 0$  на стадии формирования компоновки и разработки конструкции ЛА для моделирования жесткостных характеристик фюзеляжа, крыла и управляющих поверхностей натурной конструкции более широко используются балки и пластины сплошного сечения. Однако эти схемы не эквивалентны между собой по весовой эффективности и наиболее близкой по этому параметру к натурной конструкции является конструктивно подобная схема, в которой силовой материал находится во внешнем тонкостенном контуре модели.

На начальном этапе проектирования модели выбираются рациональные варианты форм поперечных сечений силовых элементов. За коэффициент рациональности в этом случае

принимается геометрическая характеристика, которая зависит от вида нагружения конструкции. Рассмотрим рациональные формы сечений для изгиба и кручения.

При изгибе за количественную оценку рациональности сечения (по затрате материала) принимается безразмерная величина, называемая осевым удельным моментом сопротивления  $\omega_{изг} = W_{изг} / \sqrt{F^3}$ , где  $W_{изг}$  - момент сопротивления относительно главной центральной оси сечения, а  $F$  - площадь сечения.

При кручении за количественную оценку рациональности сечения принимается также безразмерная величина, называемая удельным полярным моментом сопротивления  $\omega_p = W_p / \sqrt{F^3}$ , где  $W_p$  - полярный момент сопротивления круглого сечения. При некруглом сечении  $\omega_{кр} = W_{кр} / \sqrt{F^3}$ , которую называют удельным моментом сопротивления при кручении.

Из приведенных формул следует, что тем больше  $W$  и меньше  $F$ , тем выше весовая эффективность сечения. Для сравнения в таблице 1.2.1 приведены значения  $\omega_{изг}$  и  $\omega_{кр}$  для пяти типов сечений.

Таблица 1.2.1 – Коэффициенты рациональности  $\omega_{изг}$  и  $\omega_{кр}$

| Тип сечения   | $\omega_{изг}$ | $\omega_{кр}$ |
|---|----------------|---------------|
| Сплошной квадрат  | 0.167          | 0.21          |
| Прямоугольное сплошное сечение при соотношении сторон 1/10 (пластина) | 0.0526         | 0.1           |
| Двутавр   | 1.02 – 1.51    | 0.05 – 0.07   |
| Тонкостенное кольцо   | 0.58           | 1.16          |
| Тонкостенный кессон с соотношением сторон 1/3.                        | 0.4            | 0.79          |

Данные, приведенные в этой таблице, показывают, что применение балочной и пластинной схемы при разработке конструкции трансзвуковых динамически – подобных моделей из материалов натурной конструкции не позволяет выполнить условие массового подобия.

Поэтому второй очень важной задачей является разработка новых конструкционных материалов для получения массы модели, соответствующей требованиям критерия Ньютона.

### **1.3 Повышение весовой эффективности динамически подобных моделей посредством использования материалов с учетом их технологических факторов и удельных характеристик жесткости и прочности**

Наиболее информативной характеристикой материалов при оценке весовой эффективности конструктивно силовых схем ДПМ при одинаковом масштабе жёсткости является удельная жёсткость  $E/\gamma$ , где  $\gamma = \rho \cdot g$ , а  $g$  - ускорение свободного падения. В таблице 1.3.1 приведены удельные веса и удельные жесткостные характеристики изотропных конструкционных материалов, к которым относятся металлы, изотропные углепластики и стеклопластики, а также термопластики.

Для того, чтобы оценить эффективность их применения в конструкциях ДПМ в таблице даны для каждого материала отношения его удельной жёсткости к удельной жёсткости алюминиевого сплава В95, который принят в качестве базового материала, поскольку сплавы алюминия широко применяются в конструкции ЛА.

Из таблицы 1.3.1 следует, что наиболее эффективно применять в конструкции аэроупругих моделей углепластик т.к. при одинаковом весе конструкции она будет наиболее жёсткой. И, наоборот, при одинаковой жёсткости конструкция из углепластика будет наиболее лёгкой, что очень важно при моделировании флаттера и бафтинга. Не менее важным вопросом при выборе материала для многоцелевых динамически подобных моделей является обеспечение максимальной прочности модели при её испытаниях в АДТ на углах атаки.

В таблице 1.3.2 приведены удельные прочностные характеристики изотропных материалов и их отношение к удельной прочности алюминиевого сплава В95, принятого за базовый материал ( $\gamma_i$  – удельный вес материала,  $\gamma_{B95}$  – удельный вес алюминиевого сплава В95,  $E$  – модуль Юнга рассматриваемого материала,  $E_{95}$  – модуль Юнга алюминиевого сплава В95,  $\sigma_B$  – предел прочности). Из таблицы следует, что наиболее эффективно применять в конструкции ДПМ углепластик т.к. при одинаковом весе конструкции она будет наиболее прочной.

Таблица 1.3.1 - Удельные веса и удельные жесткостные характеристики изотропных конструкционных материалов

| Материал                           | $\gamma_i$ кг/м <sup>3</sup> | $\gamma_i / \gamma_{B95}$ | $E$ , ГПа | $E / \gamma$ , м <sup>2</sup> /с <sup>2</sup> | $(E/\gamma)_i / (E/\gamma)_{B95}$ |
|------------------------------------|------------------------------|---------------------------|-----------|---|-----------------------------------|
| Алюминиевые сплавы                 |                              |                           |           |   |                                   |
| Д16Т                               | 2800                         | 1.0                       | 72        | $2.57 \cdot 10^7$                             | 1.0                               |
| В95                                | 2800                         | 1.0                       | 72        | $2.57 \cdot 10^7$                             | 1.0                               |
| Магниевые сплавы                   |                              |                           |           |   |                                   |
| МА3                                | 1800                         | 0.64                      | 42        | $2.33 \cdot 10^7$                             | 0.91                              |
| МА5                                | 1800                         | 0.64                      | 42        | $2.33 \cdot 10^7$                             | 0.91                              |
| Титановый сплав                    |                              |                           |           |   |                                   |
| BT5                                | 4400                         | 1.57                      | 110       | $2.50 \cdot 10^7$                             | 0.97                              |
| Сталь                              |                              |                           |           |   |                                   |
| 30ХГСА                             | 7800                         | 2.79                      | 210       | $2.69 \cdot 10^7$                             | 1.04                              |
| Изотропный композиционный материал |                              |                           |           |   |                                   |
| Углепластик                        | 1450                         | 0.52                      | 50        | $3.45 \cdot 10^7$                             | 1.34                              |
| Стеклопластик                      | 1500                         | 0.53                      | 11.5      | $0.77 \cdot 10^7$                             | 0.3                               |
| Термопластики                      |                              |                           |           |   |                                   |
| АВС- пластик                       | 1040                         | 0.37                      | 2.4       | $2.3 \cdot 10^6$                              | 0.09                              |
| РС-поликарбонат                    | 1200                         | 0.36                      | 2.2       | $1.83 \cdot 10^6$                             | 0.07                              |

Таблица 1.3.2 - Удельные прочностные характеристики изотропных материалов и их отношение к удельной прочности алюминиевого сплава В95.

| Материал                            | $\gamma_i$<br>кг/м <sup>3</sup> | $\gamma_i / \gamma_{B95}$ | $\sigma_B$<br>МПа | $\sigma_B / \gamma$<br>м <sup>2</sup> /с <sup>2</sup> | $(\sigma_B / \gamma)_i / (\sigma_B / \gamma)_{B95}$ |
|-------------------------------------|---------------------------------|---------------------------|-------------------|---|---|
| Алюминиевые сплавы                  |                                 |                           |                   |   |   |
| Д16Т                                | 2800                            | 1.0                       | 400               | $14.3 \cdot 10^4$                                     | 0.67  |
| В95                                 | 2800                            | 1.0                       | 600               | $21.0 \cdot 10^4$                                     | 1.0   |
| Магниевые сплавы                    |                                 |                           |                   |   |   |
| МА3                                 | 1800                            | 0.64                      | 260               | $14.4 \cdot 10^4$                                     | 0.68  |
| МА5                                 | 1800                            | 0.64                      | 300               | $16.7 \cdot 10^4$                                     | 0.795   |
| Титановый сплав                     |                                 |                           |                   |   |   |
| BT5                                 | 4400                            | 1.57                      | 1000              | $22.7 \cdot 10^4$                                     | 1.08  |
| Сталь                               |                                 |                           |                   |   |   |
| 30ХГСА                              | 7800                            | 2.79                      | 1200              | $15.0 \cdot 10^4$                                     | 0.71  |
| Изотропные композиционные материалы |                                 |                           |                   |   |   |
| Углепластик                         | 1450                            | 0.52                      | 500               | $34.5 \cdot 10^4$                                     | 1.64  |
| Стеклопластик                       | 1500                            | 0.53                      | 200               | $13.3 \cdot 10^4$                                     | 0.635   |
| Термопластики                       |                                 |                           |                   |   |   |
| АВС- пластик                        | 1040                            | 0.37                      | 60                | $5.8 \cdot 10^4$                                      | 0.28  |
| РС-поликарбонат                     | 1200                            | 0.43                      | 100               | $8.5 \cdot 10^4$                                      | 0.40  |

#### 1.4 Оценка размеров типовых сечений, их весовой эффективности и прочности для 3 - х конструктивно-силовых схем из традиционных материалов при постоянной жесткости и аэродинамической нагрузке

Используя данные, приведенные в таблицах 1.3.1 и 1.3.2, последовательно для каждой из трёх типовых конструктивно силовых схем моделей выполним сравнительную оценку их весовой и прочностной эффективности в зависимости от использования различных материалов при следующих условиях:

- модели 3-х типовых конструктивно силовых схем имеют одинаковые габаритные линейные размеры и профили сечений.

- законы распределения и величины жесткостных характеристик по размаху одинаковые:

$$EJ_i = const$$

- эпюры изгибающего момента  $M_{usz}$  от аэродинамической нагрузки для рассматриваемых моделей одинаковые. Так как в сечении  $M_{usz} = \sigma \cdot W = const$ , где  $W$  – момент сопротивления сечения, зависящий только от его геометрических характеристик, то это условие можно записать в более удобном виде для сравнительной оценки напряжённого состояния моделей разной схемы  $\sigma_i \cdot W_i = const$ .

- сравнение выполняется 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 авиационного алюминиевого сплава В95.

#### 1.4.1 Полнопрофильная балка-кессон (прототип конструктивно подобной модели)

Балка - кессон имеет замкнутое тонкостенное сечение по размаху. Форма поперечного сечения модельной балки соответствует условной модели-копии и поэтому габаритные размеры сечения для всех материалов остаются неизменными, а изменяется толщина стенок контура сечения. В этом случае жёсткости сечений на вертикальный изгиб  $EJ_B$ , горизонтальный изгиб  $EJ_T$  и жёсткости на кручение  $GJ_{кр}$  пропорциональны модулю упругости и толщине стенки  $t$ . Тогда из условия  $(EJ)_i = (EJ)_{95}$  следует, что  $t_i \cdot E_i = t_{95} \cdot E_{95}$  ( $t_i$  – толщина стенки рассматриваемого материала,  $t_{95}$  – толщина стенки алюминиевого сплава В95) и соответственно толщина стенки  $t_i = t_{95} \cdot E_{95} / E_i$  определяется отношением модулей упругости материалов.

Отношение погонных масс в этом случае определяется отношением удельных жесткостных характеристик материалов.

$$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \frac{t_i}{t_{95}} = \left( \frac{E}{\gamma} \right)_{95} / \left( \frac{E}{\gamma} \right)_i$$

Оценку прочностных характеристик моделей из разных материалов получим из условия  $\sigma_i \cdot W_i = \sigma_{95} \cdot W_{95}$ . Для тонкостенной балки момент сопротивления сечения  $W$  прямо пропорционален толщине стенки  $t$  и тогда  $\sigma_i \cdot t_i = \sigma_{95} \cdot t_{95}$ . А так как  $t_i = t_{95} \cdot E_{95} / E_i$ , то напряжение в  $i$  – балке определяется отношением модуля упругости используемого материала к модулю упругости сплава В95  $\sigma_i = \sigma_{95} \cdot E_i / E_{95}$ .

В таблице 1.4.1 приведены сравнительные геометрические, массовые и прочностные характеристики сечений тонкостенной балки-кессона из различных материалов относительно характеристик кессона, выполненного из алюминиевого сплава В95. Даны также значения напряжений в балках –  $\sigma_i = \sigma_{95} (E_i / E_{95}) = 600 \cdot (E_i / E_{95})$ , которые были бы, если бы во время эксперимента в АДГ при увеличении угла атаки или скоростного напора напряжения в «базовой балке» достигли бы разрушающих значений –  $\sigma_{95} = 600$  МПа. Кроме того, приведены коэффициенты запаса прочности  $\eta = \sigma^B_i / \sigma_i = (\sigma^B_i / \sigma_{B95}) \cdot (E_{95} / E_i) = (\sigma^B_i / 600) \cdot (E_{95} / E_i)$  для балок из различных материалов для данного расчетного случая.

Из данных таблицы 1.4.1 следует, что наиболее эффективным материалом для изготовления моделей по конструктивно-подобной схеме является изотропный композиционный

материал – углепластик. Он имеет преимущества по всем характеристикам при сравнении с металлами, а сравнение с термопластиками является некорректным, поскольку, во-первых, сечение конструкции из термопластика нельзя считать тонкостенным и, во-вторых, оно во много раз перетяжелено по сравнению с сечениями конструкции из металлов. Перетяжелена также модель кессона из стеклопластика. Существенным преимуществом углепластика является именно меньшая масса кессона, по сравнению с кессоном, выполненным из базового сплава В95, так как это позволяет с помощью установки сменных дополнительных грузов, во-первых, привести массовые характеристики модели в соответствие с массовыми характеристиками, требуемыми по подобию (числом  $N_w$ ), и, во-вторых, при проведении эксперимента в АДТ есть возможность перетяжелить модель с помощью сменных грузов для исследований влияния числа  $Sh$  на критический скоростной напор флаттера и характеристики бафтинга.

Таблица 1.4.1 - Геометрические, массовые и прочностные характеристики сечений тонкостенной балки-кессона

| $E_i \cdot t_i = const$             |                |                |                          |   |                                |
|-------------------------------------|----------------|----------------|--------------------------|---|--------------------------------|
| Материал                            | $t_i / t_{95}$ | $m_i / m_{95}$ | $\sigma_i / \sigma_{95}$ | $600 \cdot \sigma_i / \sigma_{95}$<br>МПа | $\eta = \sigma_i^B / \sigma_i$ |
| Алюминиевые сплавы                  |                |                |                          |   |                                |
| Д16Т                                | 1.0            | 1.0            | 1.0                      | 600                                       | 0.67                           |
| В95                                 | 1.0            | 1.0            | 1.0                      | 600                                       | 1.0                            |
| Магниевые сплавы                    |                |                |                          |   |                                |
| МА3                                 | 1.71           | 1.1            | 0.59                     | 350                                       | 0.74                           |
| МА5                                 | 1.71           | 1.1            | 0.59                     | 350                                       | 0.86                           |
| Титановый сплав                     |                |                |                          |   |                                |
| ВТ5                                 | 0.65           | 1.03           | 1.53                     | 920                                       | 1.09                           |
| Сталь                               |                |                |                          |   |                                |
| Ст30ХГСА                            | 0.34           | 0.96           | 2.92                     | 1750                                      | 0.68                           |
| Изотропные композиционные материалы |                |                |                          |   |                                |
| Углепластик                         | 1.44           | 0.75           | 0.70                     | 420                                       | 1.19                           |
| Стеклопластик                       | 6.26           | 3.33           | 0.16                     | 96  | 2.1                            |
| Термопластики                       |                |                |                          |   |                                |
| АВС-пластик                         | 30             | 11.0           | 0.03                     | 20  | 3.0                            |
| РС-поликарбонат                     | 32.7           | 4.0            | 0.03                     | 18  | 5.5                            |

Анализ результатов, приведенных в таблице 1.4.1, показывает, что алюминиевые и магниевые сплавы практически не имеют преимуществ друг перед другом, но технологический процесс изготовления тонкостенной металлической балки с замкнутым сечением достаточно сложен. Кроме того, необходимо принимать дополнительные конструктивные меры, для того чтобы избежать потери устойчивости тонких стенок балки, что неизбежно приведет к ухудшению весового совершенства конструкции.

Несколько неожиданным оказался результат применения стали 30ХГСА. При одинаковом весовом совершенстве с кессоном из сплава В95 балка из легированной стали с пределом прочности  $\sigma_b=1200$  МПа разрушится на 70% от максимальной нагрузки, при которой разрушается балка из сплава В95. Это объясняется тем, что при одинаковой погонной массе и жесткости момент сопротивления ( $W$ ) стального сечения почти в 3 раза меньше момента сопротивления сечения из сплава В95. Этим обстоятельством, а также сложным и длительным технологическим процессом изготовления стальных сварных конструктивно-подобных моделей объясняется неэффективность их применения для исследований флаттера, и особенно – для исследований бафтинга на ненулевых углах атаки.

Несомненным преимуществом композиционных материалов является также то, что с использованием сравнительно простых методов формования (например, методов вакуумного формования или инфузии) можно изготовить тонкостенную балку целиком в виде неразъемной конструкции, в отличие от пустотелых металлических балок, для которых необходимо применять механическую сборку или сварку отдельных секций из сверхтонких элементов.

#### 1.4.2 Балка-лонжерон сплошного сечения

Лонжероны сплошного сечения широко используются в конструкции ДПМ при балочной схематизации натурной конструкции. Как правило, при расчёте параметров лонжеронов используются три типа сплошного поперечного сечения: крестообразной (а), н-образной формы (б) и прямоугольной формы (в) (рисунок 1.4.1).

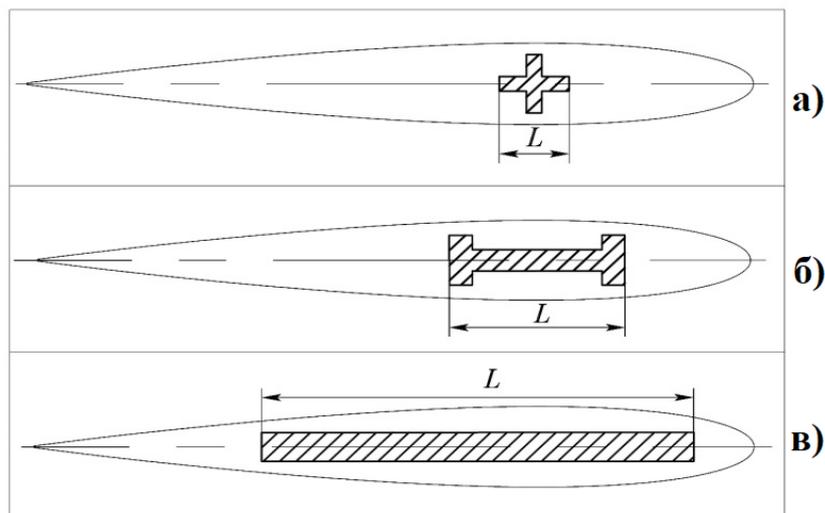


Рисунок 1.4.1 - Типовые сечения балки-лонжерона

В качестве исходных данных при расчёте геометрических характеристик сечений являются жёсткость вертикального изгиба  $EJ_B$ , жёсткость на изгиб в горизонтальной плоскости  $EJ_r$  и жёсткость на кручение  $GJ_{KP}$  относительно оси жёсткости. Для лонжеронов фюзеляжей

обычно используются крестообразные сечения, для несущих поверхностей среднего и большого удлинения лонжероны с Н-образной формой поперечного сечения.

Выбор формы поперечного сечения в этих случаях зависит от соотношения заданных жесткостных характеристик в каждом расчётном сечении  $GJ_{KP} / EJ_B$  и  $EJ_\Gamma / EJ_B$

Лонжероны с прямоугольным сечением применяются, когда моделируются только жёсткости вертикального изгиба и на кручение.

Общим свойством сплошных сечений является то, что их моменты инерции  $J$  пропорциональны  $l_i^4$ , а моменты сопротивления  $W \sim l_i^3$ , где  $l_i$  - характерный размер для каждого типа сечения.

Если также принять что сечения остаются геометрически подобными при применении различных материалов, то выводы, полученные далее об эффективности применения того или иного материала для изготовления лонжеронов, являются общими для всех разнообразных форм сплошных сечений.

При сравнении в качестве базового материала остаётся алюминиевый сплав В95. Из условия  $(EJ)_i = (EJ)_{95}$  следует, что  $E_i \cdot l_i^4 = E_{95} \cdot l_{95}^4$  ( $l_{95}$  - характерный размер для сечения из алюминиевого сплава В95) и поэтому масштаб изменения геометрических размеров сечений для

различных материалов по отношению к базовому определяется как  $\frac{l_i}{l_{95}} = \sqrt[4]{\frac{E_{95}}{E_i}}$ , а отношение

погонных масс как  $\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \frac{l_i^2}{l_{95}^2} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt{\frac{E_{95}}{E_i}}$ .

Из условий  $M_{изг} = const$  и  $w \sim l_i^3$  следует, что  $\sigma_i \cdot l_i^3 = \sigma_{95} \cdot l_{95}^3$  и поэтому напряжённое состояние балок из различных материалов по отношению к балке из сплава В95 определяется по

формуле:  $\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{E_i}{E_{95}} \cdot \sqrt[4]{\frac{E_{95}}{E_i}}$

В таблице 1.4.2 приведены сравнительные геометрические, массовые и прочностные характеристики балок сплошного сечения из различных материалов относительно характеристик балки из алюминиевого сплава В95.

Даны значения напряжений  $\sigma_i$  в балках из различных материалов, которые были бы, если бы во время эксперимента в АДТ при увеличении угла атаки или скоростного напора, или при возникновении флаттера напряжения в «базовой балке» достигли бы разрушающих значений –  $\sigma_{95} = 600$  МПа. Кроме того, для данного расчетного случая приведены значения отношения предела прочности каждого материала  $\sigma_i^B$  к действующему напряжению, которые показывают,

что наибольшие коэффициенты запаса прочности  $\eta = \sigma_i^B / \sigma_i$  имеют балки из термопластиков, титанового сплава и изотропных композиционных материалов: стеклопластика и углепластика, а с точки зрения весового совершенства несомненное преимущество дает применение углепластика.

Таблица 1.4.2 - Сравнительные геометрические, массовые и прочностные характеристики балок сплошного сечения из различных материалов

| $E_i \cdot l_i^4 = const$           |                |                |                          |   |                                |
|-------------------------------------|----------------|----------------|--------------------------|---|--------------------------------|
| Материал                            | $l_i / l_{95}$ | $m_i / m_{95}$ | $\sigma_i / \sigma_{95}$ | $600 \cdot \sigma_i / \sigma_{95}$<br>МПа | $\eta = \sigma_i^B / \sigma_i$ |
| Алюминиевые сплавы                  |                |                |                          |   |                                |
| Д16Т                                | 1.0            | 1.0            | 1.0                      | 600                                       | 0.7                            |
| В95                                 | 1.0            | 1.0            | 1.0                      | 600                                       | 1.0                            |
| Магниеые сплавы                     |                |                |                          |   |                                |
| МА3                                 | 1.14           | 0.84           | 0.67                     | 400                                       | 0.65                           |
| МА5                                 | 1.14           | 0.84           | 0.67                     | 400                                       | 0.75                           |
| Титановый сплав                     |                |                |                          |   |                                |
| BT5                                 | 0.89           | 1.27           | 1.36                     | 820                                       | 1.22                           |
| Сталь                               |                |                |                          |   |                                |
| Ст30ХГСА                            | 0.76           | 1.63           | 2.23                     | 1300                                      | 0.9                            |
| Изотропные композиционные материалы |                |                |                          |   |                                |
| Углепластик                         | 1.10           | 0.62           | 0.76                     | 450                                       | 1.3                            |
| Стеклопластик                       | 1.58           | 1.32           | 0.25                     | 150                                       | 1.6                            |
| Термопластики                       |                |                |                          |   |                                |
| АВС-пластик                         | 2.34           | 2.03           | 0.078                    | 46  | 1.3                            |
| РС(поликарбонат)                    | 2.45           | 2.16           | 0.072                    | 43  | 2.3                            |

#### 1.4.3 Пластина сплошного сечения

Пластинная схематизация достаточно широко применяется при моделировании жесткостных характеристик несущих поверхностей малого удлинения и широких несущих фюзеляжей самолётов интегральной схемы.

Внешние, габаритные размеры пластины являются заданными и определяются при проектировании модели принятой величиной масштаба линейных размеров  $K_L$ . Жесткостной характеристикой пластины является цилиндрическая (погонная) жёсткость  $D = (E \cdot \delta^3) / 12(1 - \mu^2)$ , где  $\delta$  - толщина пластины, а  $\mu$  - коэффициент Пуассона. Момент сопротивления  $W$  в этом случае пропорционален  $\delta^2$ .

Тогда по аналогии с балками сплошного сечения, запишем два условия:

$$E_i \cdot \delta_i^3 = E_{95} \cdot \delta_{95}^3$$

$$\sigma_i \cdot \delta_i^2 = \sigma_{95} \cdot \delta_{95}^2$$

Из них следуют изменения толщины и массы пластин при применении различных конструкционных материалов вместо алюминиевого сплава В95:

$$\frac{\delta_i}{\delta_{95}} = \sqrt[3]{\frac{E_{95}}{E_i}} \text{ - отношение толщин,}$$

$$\frac{m_i}{m_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \frac{\delta_i}{\delta_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt[3]{\frac{E_{95}}{E_i}} \text{ - отношение погонных масс}$$

И напряжённое состояние пластин из различных материалов по отношению к пластине из сплава В95.

$$\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{E_i}{E_{95}} \cdot \sqrt[3]{\frac{E_{95}}{E_i}}$$

Из таблицы 1.4.3 следует, что при проектировании ДПМ с использованием пластинной схематизации натурной конструкции наиболее выгодным материалом в весовом отношении является углепластик. Он же обеспечивает такую же прочность пластины, как и алюминиевый сплав В95. Применение же легированной стали и титана приводит к перетяжелению модели, а прочностные характеристики модели при этом остаются на уровне модели из сплава В95.

Таблица 1.4.3 – Параметры пластин из различных материалов

| $E_i \cdot \delta_i^3 = const$      |                          |                |                          |   |                                |
|-------------------------------------|--------------------------|----------------|--------------------------|---|--------------------------------|
| Материал                            | $\delta_i / \delta_{95}$ | $m_i / m_{95}$ | $\sigma_i / \sigma_{95}$ | $600 \cdot \sigma_i / \sigma_{95}$<br>МПа | $\eta = \sigma_i^B / \sigma_i$ |
| Алюминиевые сплавы                  |                          |                |                          |   |                                |
| Д16Т                                | 1.0                      | 1.0            | 1.0                      | 600                                       | 0.67                           |
| В95                                 | 1.0                      | 1.0            | 1.0                      | 600                                       | 1.0                            |
| Магниеые сплавы                     |                          |                |                          |   |                                |
| МА3                                 | 1.20                     | 0.77           | 0.70                     | 400                                       | 0.62                           |
| МА5                                 | 1.20                     | 0.77           | 0.70                     | 400                                       | 0.71                           |
| Титановый сплав                     |                          |                |                          |   |                                |
| BT5                                 | 0.87                     | 1.37           | 1.33                     | 790                                       | 1.25                           |
| Сталь                               |                          |                |                          |   |                                |
| Ст30ХГСА                            | 0.70                     | 1.95           | 2.04                     | 1220                                      | 0.98                           |
| Изотропные композиционные материалы |                          |                |                          |   |                                |
| Углепластик                         | 1.13                     | 0.59           | 0.79                     | 470                                       | 1.05                           |
| Стеклопластик                       | 1.84                     | 0.97           | 0.29                     | 170                                       | 1.15                           |
| Термопластики                       |                          |                |                          |   |                                |
| АВС-пластик                         | 3.10                     | 1.15           | 0.10                     | 60  | 1.0                            |
| РС(поликарбонат)                    | 3.20                     | 1.15           | 0.10                     | 60  | 1.66                           |

В итоге в таблицах 1.4.1, 1.4.2 и 1.4.3 и на рисунке 1.4.2 показано в каком диапазоне изменяется безразмерный коэффициент масштаба масс  $K_m = m_i \div m_{95}$  для 3-х конструктивно силовых схем ( а - кессонная схема, б – балочная схема, в – пластинная схема) ДПМ при применении различных изотропных материалов и заданном условии  $EJ = const$ , а в таблице 1.4.4 приведены формулы для вычисления их геометрических и прочностных характеристик.

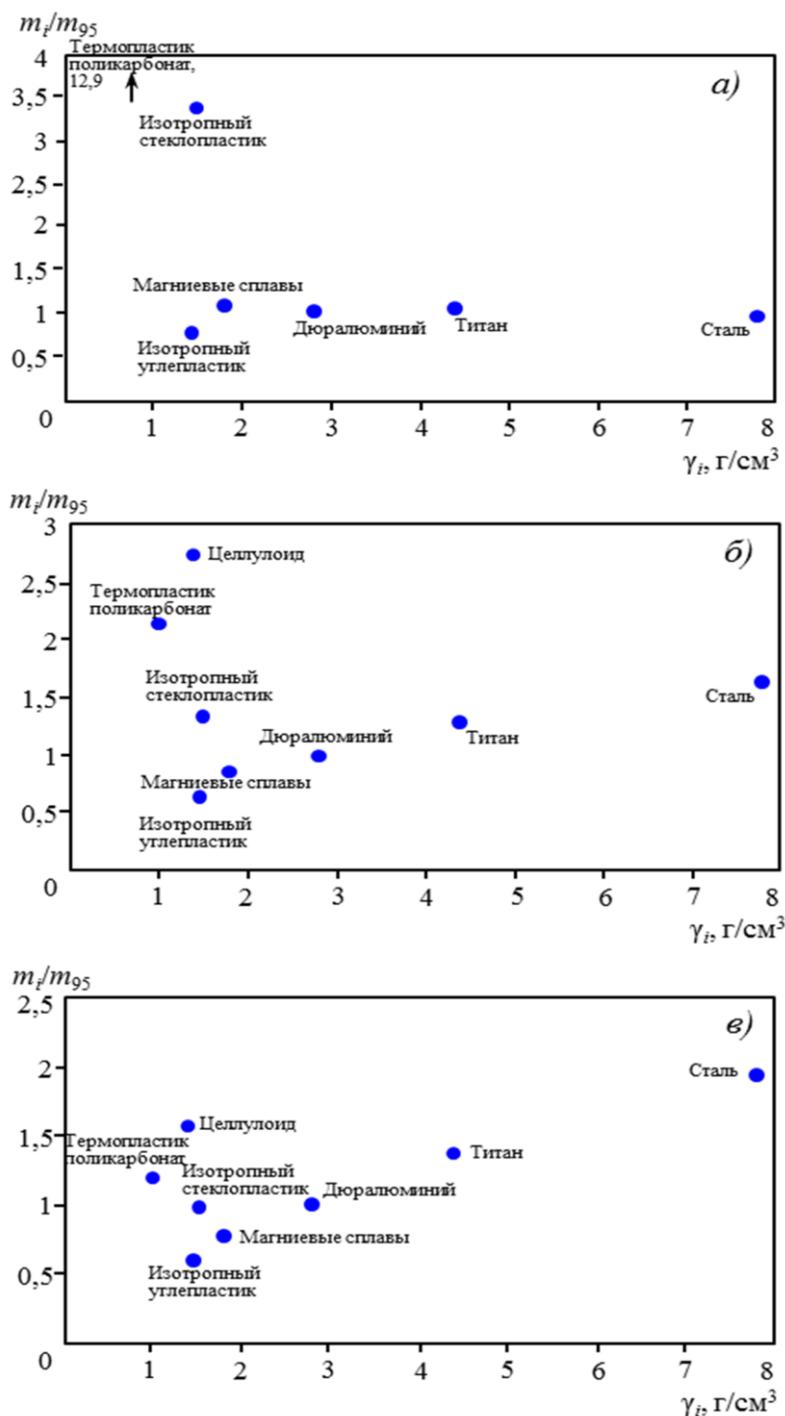


Рисунок 1.4.2 - Изменение коэффициента масштаба масс ( $m_i=m_{95}$ ) в зависимости от плотности материала ( $\gamma_i$ ) для конструктивно-силовых схем по кессонной (а), балочной (б) и пластинной (в) моделям

Таблица 1.4.4 - Формулы для вычисления геометрических и прочностных характеристик силовых элементов ДПМ

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

### 1.5 Оценка размеров типовых сечений, их жёсткости и прочности для 3-х конструктивно-силовых схем динамически подобных моделей из традиционных материалов при постоянной массе и аэродинамической нагрузке

Данная оценка сделана аналогично изложенной в предыдущем параграфе с использованием приведенных данных, для каждой из трёх типовых конструктивно силовых схем моделей при следующих условиях:

- модели 3-х типовых конструктивно силовых схем имеют одинаковые линейные размеры.
- законы распределения и величины массовых характеристик по размаху одинаковые:  
 $m_i = const$
- эпюры изгибающего момента  $M_{изг}$  от аэродинамической нагрузки для рассматриваемых моделей одинаковые.

Так как  $M_{изг} = \sigma \cdot W$ , где  $W$  – момент сопротивления сечения, зависящий только от его геометрических характеристик, то это условие для каждого типа конструктивно-силовой схемы можно записать в общем виде,  $\sigma_i \cdot W_i = const$ .

- 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.

#### 1.5.1 Полнопрофильная балка-кессон (прототип конструктивно подобной модели).

Поскольку принято условие  $m_i = const$ , а за базовый материал сплав В95, то тогда  $m_i = m_{95}$ . Из этого равенства следует, что  $t_i \cdot \gamma_i = t_{95} \cdot \gamma_{95}$  и соответственно толщина стенки  $t_i = t_{95} \cdot \gamma_{95} / \gamma_i$  определяется отношением удельных весов материалов  $\gamma_{95}$  и  $\gamma_i$ .

В качестве характерной жёсткости сечения кессона примем  $(EJ)_i = E_i \cdot t_i$ , где  $E_i \cdot t_i = E_i \cdot t_{95} \cdot \gamma_{95} / \gamma_i$ . Так как жёсткость сечения из базового материала  $(EJ)_{95}$  равна  $E_{95} \cdot t_{95}$  то отношение жёсткости сечения из  $i$ - материала к жёсткости сечения из базового материала при постоянной погонной массе определяется отношением их удельных жесткостных характеристик

$$\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \left(\frac{E}{\gamma}\right)_i \cdot \left(\frac{E}{\gamma}\right)_{95}$$

Оценку прочностных характеристик моделей из разных материалов получим из условия  $\sigma_i W_i = \sigma_{95} W_{95}$ . Для тонкостенной балки момент сопротивления сечения  $W$  прямо пропорционален толщине стенки  $t$  и тогда  $\sigma_i t_i = \sigma_{95} t_{95}$ . А так как при  $m_i = const, t_i = t_{95} \cdot \gamma_{95} / \gamma_i$ , то напряжение в  $i$ - балке определяется отношением удельного веса  $i$ - материала к удельному весу сплава В95  $\sigma_i = \sigma_{95} \cdot \gamma_i / \gamma_{95}$ .

В таблице 1.5.1 приведены сравнительные толщины стенок, жесткостных и прочностных характеристик сечений тонкостенной балки-кессона из различных материалов относительно характеристик кессона из алюминиевого сплава В95.

Таблица 1.5.1 – Сравнительные толщины стенок, жесткостные и прочностные характеристики сечений тонкостенной балки-кессона

| $m_i = m_{95}$                      |                |                      |                          |   |                                |
|-------------------------------------|----------------|----------------------|--------------------------|---|--------------------------------|
| Материал                            | $t_i / t_{95}$ | $(EJ)_i / (EJ)_{95}$ | $\sigma_i / \sigma_{95}$ | $600 \cdot \sigma_i / \sigma_{95}$<br>МПа | $\eta = \sigma_i^B / \sigma_i$ |
| Алюминиевые сплавы                  |                |                      |                          |   |                                |
| Д16Т                                | 1.0            | 1.0                  | 1.0                      | 600                                       | 0.67                           |
| В95                                 | 1.0            | 1.0                  | 1.0                      | 600                                       | 1.0                            |
| Магниеые сплавы                     |                |                      |                          |   |                                |
| МА3                                 | 1.56           | 0.91                 | 0.64                     | 380                                       | 0.67                           |
| МА5                                 | 1.56           | 0.91                 | 1.64                     | 380                                       | 0.78                           |
| Титановый сплав                     |                |                      |                          |   |                                |
| ВТ5                                 | 0.64           | 0.97                 | 1.57                     | 940                                       | 1.06                           |
| Сталь                               |                |                      |                          |   |                                |
| Ст30ХГСА                            | 0.36           | 1.05                 | 2.79                     | 1670                                      | 0.72                           |
| Изотропные композиционные материалы |                |                      |                          |   |                                |
| Углепластик                         | 1.93           | 1.34                 | 0.52                     | 310                                       | 1.61                           |
| Стеклопластик                       | 1.87           | 0.3                  | 0.54                     | 310                                       | 0.62                           |
| Термопластики                       |                |                      |                          |   |                                |
| АВС-пластик                         | 2.69           | 0.09                 | 0.37                     | 220                                       | 0.27                           |
| РС-поликарбонат                     | 2.33           | 0.07                 | 0.43                     | 250                                       | 0.39                           |

В таблице также даны значения напряжений в балках  $\sigma_i = \sigma_{95}^B \cdot \gamma_i / \gamma_{95}$ , которые были бы, когда во время эксперимента в АДГ при увеличении угла атаки или скоростного напора напряжения в «базовой балке» достигли разрушающих значений  $\sigma_{95} = 600$  МПа.

Кроме того, приведены коэффициенты запаса  $\eta = \frac{\sigma_i^B}{\sigma_i} = \frac{\sigma_i^B}{\sigma_{95}^B} \cdot \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i} = \frac{\sigma_i^B}{600} \cdot \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}$  для балок из различных материалов для данного расчётного случая.

### 1.5.2 Балка-лонжерон сплошного сечения

Как уже было отмечено выше общим свойством сплошных сечений является то, что их моменты инерции  $J$  пропорциональны  $l_i^4$ , а моменты сопротивления  $W \sim l_i^3$ , где  $l_i$  – характерный размер сечения.

Из условия  $m_i = const = m_{95}$  следует, что  $\gamma_i \cdot l_i^2 = \gamma_{95} \cdot l_{95}^2$  и поэтому масштаб изменения геометрических размеров сечений для различных материалов по отношению к базовому определяется как  $l_i / l_{95} = \sqrt{\gamma_{95} / \gamma_i}$ , а отношение их жесткостных характеристик (таблица 1.5.2)

$$\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i} \cdot \left(\frac{E}{\gamma}\right)_i / \left(\frac{E}{\gamma}\right)_{95}$$

Таблица 1.5.2 – Сравнительные характерные размеры, жесткостные и прочностные характеристики сечений балки-лонжерона сплошного сечения

| $m_i = m_{95}$                      |                |                      |                          |   |                                |
|-------------------------------------|----------------|----------------------|--------------------------|---|--------------------------------|
| Материал                            | $l_i / l_{95}$ | $(EJ)_i / (EJ)_{95}$ | $\sigma_i / \sigma_{95}$ | $600 \cdot \sigma_i / \sigma_{95}$ ,<br>МПа | $\eta = \sigma_i^B / \sigma_i$ |
| Алюминиевые сплавы                  |                |                      |                          |   |                                |
| Д16Т                                | 1.0            | 1.0                  | 1.00                     | 600   | 0.67                           |
| В95                                 | 1.0            | 1.0                  | 1.00                     | 600   | 1.00                           |
| Магниевые сплавы                    |                |                      |                          |   |                                |
| МА3                                 | 1.25           | 1.41                 | 0.52                     | 400   | 0.83                           |
| МА5                                 | 1.25           | 1.41                 | 0.52                     | 400   | 0.97                           |
| Титановый сплав                     |                |                      |                          |   |                                |
| BT5                                 | 0.8            | 0.62                 | 1.97                     | 820   | 0.85                           |
| Сталь                               |                |                      |                          |   |                                |
| Ст30ХГСА                            | 0.6            | 0.38                 | 4.65                     | 1340  | 0.36                           |
| Изотропные композиционные материалы |                |                      |                          |   |                                |
| Углепластик                         | 1.39           | 2.59                 | 0.37                     | 450   | 2.25                           |
| Стеклопластик                       | 1.37           | 0.56                 | 0.39                     | 150   | 0.85                           |
| Термопластики                       |                |                      |                          |   |                                |
| АВС-пластик                         | 1.64           | 0.24                 | 0.23                     | 46  | 0.46                           |
| РС-поликарбонат                     | 1.53           | 0.17                 | 0.28                     | 43  | 0.6                            |

Из условий  $M_{изз} = const$  и  $W \sim l_i^3$  следует, что  $\sigma_i \cdot l_i^3 = \sigma_{95} \cdot l_{95}^3$  и поэтому напряжённое состояние балок из различных материалов при постоянной массе по отношению к балке из сплава В95 определяется по формуле  $\sigma_i / \sigma_{95} = \gamma_i / \gamma_{95} \cdot \sqrt{\gamma_i / \gamma_{95}}$

### 1.5.3 Пластина сплошного сечения

Из условия  $m_i = const = m_{95}$  следует, что  $\gamma_i \cdot \sigma_i = \gamma_{95} \cdot \sigma_{95}$  и поэтому масштаб изменения толщины пластины для различных материалов по отношению к толщине базовой пластины определяется как  $\delta_i / \delta_{95} = \gamma_{95} / \gamma_i$ , а отношение их жесткостных характеристик (таблица 1.5.3)

$$\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \frac{E_i}{E_{95}} \cdot \frac{\delta_i^3}{\delta_{95}^3} = \left( \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i} \right)^2 \cdot \left( \frac{E}{\gamma} \right)_i / \left( \frac{E}{\gamma} \right)_{95}$$

Таблица 1.5.3 – Сравнительные толщины стенок, жесткостные и прочностные характеристики пластины сплошного сечения

| $m_i = m_{95}$                      |                          |                      |                          |   |                                |
|-------------------------------------|--------------------------|----------------------|--------------------------|---|--------------------------------|
| Материал                            | $\delta_i / \delta_{95}$ | $(EJ)_i / (EJ)_{95}$ | $\sigma_i / \sigma_{95}$ | $600 \cdot \sigma_i / \sigma_{95}$ ,<br>МПа | $\eta = \sigma_i^B / \sigma_i$ |
| Алюминиевые сплавы                  |                          |                      |                          |   |                                |
| Д16Т                                | 1.0                      | 1.0                  | 1.00                     | 600   | 0.67                           |
| В95                                 | 1.0                      | 1.0                  | 1.00                     | 600   | 1.00                           |
| Магниевые сплавы                    |                          |                      |                          |   |                                |
| МА3                                 | 1.56                     | 2.20                 | 0.41                     | 240   | 1.05                           |
| МА5                                 | 1.56                     | 2.20                 | 0.41                     | 240   | 1.21                           |
| Титановый сплав                     |                          |                      |                          |   |                                |
| BT5                                 | 0.64                     | 0.39                 | 2.47                     | 1480  | 0.67                           |
| Сталь                               |                          |                      |                          |   |                                |
| Ст30ХГСА                            | 0.36                     | 0.13                 | 7.76                     | 4650  | 0.26                           |
| Изотропные композиционные материалы |                          |                      |                          |   |                                |
| Углепластик                         | 1.93                     | 5.00                 | 0.27                     | 160   | 3.11                           |
| Стеклопластик                       | 1.87                     | 1.04                 | 0.29                     | 170   | 1.16                           |
| Термопластики                       |                          |                      |                          |   |                                |
| АВС-пластик                         | 2.69                     | 0.65                 | 0.14                     | 82  | 0.72                           |
| РС-поликарбонат                     | 2.33                     | 0.39                 | 0.18                     | 110   | 0.91                           |

Напряжённое состояние пластин из различных материалов по отношению к пластине из сплава В95 определяется из условия  $M_{изз} = const$  и соответственно из условия  $\sigma_i \cdot \delta_i^2 = \sigma_{95} \cdot \delta_{95}^2$  и

условия  $\frac{\delta_i}{\delta_{95}} = \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}$  как  $\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \left( \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \right)^2$

В итоге в таблицах 1.5.1, 1.5.2 и 1.5.3 и на рисунке 1.5.1, показано в каком диапазоне изменяется безразмерный коэффициент масштаба жесткостных характеристик  $(EJ)_i / (EJ)_{95}$  для 3-х конструктивно силовых схем ДПМ при условии  $m_i = m_{95}$ , а в таблице 1.5.4 приведены формулы для вычисления их геометрических и прочностных характеристик.

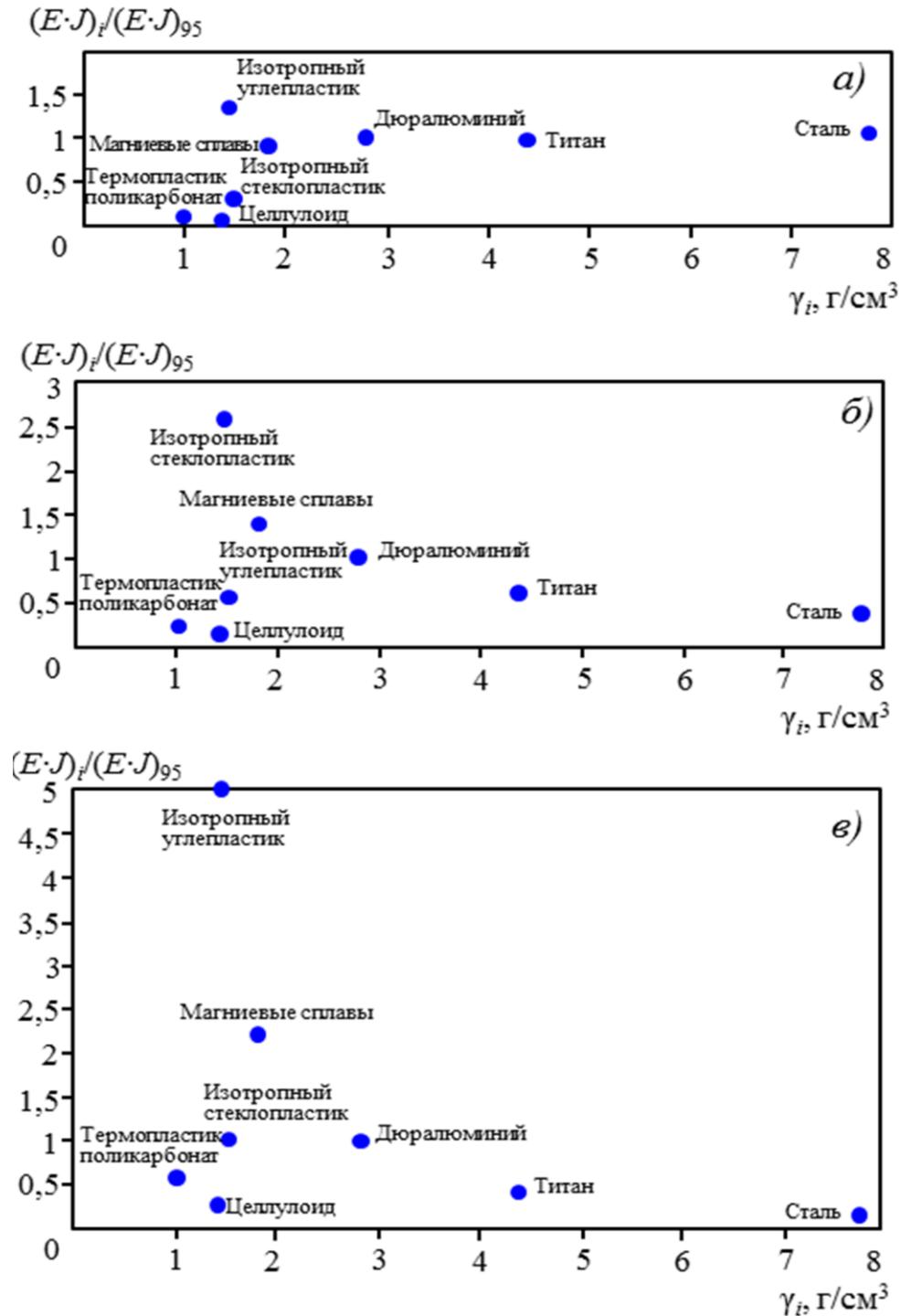


Рисунок 1.5.1 - Изменение коэффициента масштаба жесткостных характеристик  $(EJ)_i / (EJ)_{95}$  в зависимости от плотности материала ( $\gamma_i$ ) для конструктивно-силовых схем по кессонной (а), балочной (б) и пластинной (в) моделям ( $m_i = m_{95} = \text{const}$ )

Таблица 1.5.4 - Формулы для вычисления геометрических и прочностных характеристик

| $m_i = m_{95}$   |   |  |
|--|---|--|
| Кессонная схема  | Балочная схема  | Пластинная схема   |
| $\frac{t_i}{t_{95}} = \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}$  | $\frac{l_i}{l_{95}} = \sqrt{\frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}}$  | $\frac{\delta_i}{\delta_{95}} = \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}$  |
| $\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \left(\frac{E}{\gamma}\right)_i \bigg/ \left(\frac{E}{\gamma}\right)_{95}$ | $\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \frac{\gamma_{95}}{\gamma_i} \cdot \left(\frac{E}{\gamma}\right)_i \bigg/ \left(\frac{E}{\gamma}\right)_{95}$ | $\frac{(EJ)_i}{(EJ)_{95}} = \left(\frac{\gamma_{95}}{\gamma_i}\right)^2 \cdot \left(\frac{E}{\gamma}\right)_i \bigg/ \left(\frac{E}{\gamma}\right)_{95}$ |
| $\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}}$  | $\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \frac{\gamma_i}{\gamma_{95}} \cdot \sqrt{\frac{\gamma_i}{\gamma_{95}}}$                                   | $\frac{\sigma_i}{\sigma_{95}} = \left(\frac{\gamma_i}{\gamma_{95}}\right)^2$   |

### 1.6 Методика выбора материалов, обеспечивающих выполнение критериев 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. Для этого воспользуемся формулами, приведенными в таблице 1.6.1

Таблица 1.6.1 – Отношение масс для разных конструктивных схем

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

Для моделей кессонной схемы при  $E_i t_i = const$  и  $m_i = m_{95}$  требование к новым материалам состоит в том, чтобы их удельная жесткость была равна удельной жесткости базового материала:  $E_i / \gamma_i = E_{95} / \gamma_{95}$

Это выражение можно записать, как  $E_i = \gamma_i \cdot E_{95} / \gamma_{95}$ , а поскольку  $E_{95} / \gamma_{95} = const$ , то на графике  $E_i(\gamma_i)$  эта зависимость представляет прямую линию (рисунок 1.6.1). В этом случае конструктор, проектирующий ДПМ, учитывая различные факторы, имеет возможность задать необходимую величину удельного веса конструкционного материала и далее подбирать (или создавать) материал с соответствующим модулем упругости.

Для модели балочной схемы возможность применения новых материалов также оценим при условиях  $E_i l_i^4 = const$  и  $m_i = m_{95}$ . В этом случае из таблицы 1.6.1 следует, что

$\gamma_i / \gamma_{95} \cdot \sqrt{E_{95} / E_i} = 1$ . После преобразования этой формулы к выражению  $E_i / \gamma_i^2 = E_{95} / \gamma_{95}^2$  видно, что характерным параметром для выбора удельной жёсткости материала при балочной схематизации является модуль упругости, делённый на удельный вес в квадрате. Для выбора необходимого материала при проектировании модели на рисунке 1.6.2 приведен график  $E_i = E_{95} / \gamma_{95}^2 \cdot \gamma_i^2$ , представляющий собой квадратную параболу. Конструктор может задать требуемую величину модуля упругости материала и по графику определить требуемую величину удельного веса материала или поступить наоборот.

Характеристики и возможности применения материалов при использовании пластинной схематизации определяются выполнением условий  $E_i \delta_i^3 = const$  и  $m_i = m_{95}$ . В этом случае  $\gamma_i / \gamma_{95} \cdot \sqrt[3]{E_{95} / E_i} = 1$  (таблица 1.6.1) или  $E_i / \gamma_i^3 = E_{95} / \gamma_{95}^3$ . Из этой формулы следует, что характерным параметром для выбора удельной жёсткостью материала является отношение модуля упругости к удельному весу в кубе. Для выбора необходимого материала при проектировании модели на рисунке 1.6.3 приведен график зависимости  $E_i = E_{95} / \gamma_{95}^3 \cdot \gamma_i^3$  от  $\gamma_i$ , представляющий собой кубическую параболу.

Аналогичным образом представлены зависимости  $\sigma_i(\gamma_i)$  (на рисунках 1.6.4-1.6.6) и  $\sigma_i(E_i)$  (на рисунках 1.6.7 – 1.6.9) для трех конструктивно-силовых схем.

Необходимо подчеркнуть, что при выборе удельной жёсткости материала конструктор должен сделать контрольные расчёты для определения характерных линейных размеров и прочностных характеристик выбранной конструктивно силовой схемы, а затем решить главную задачу – разработку технологии создания материала с заданной удельной жёсткостью.

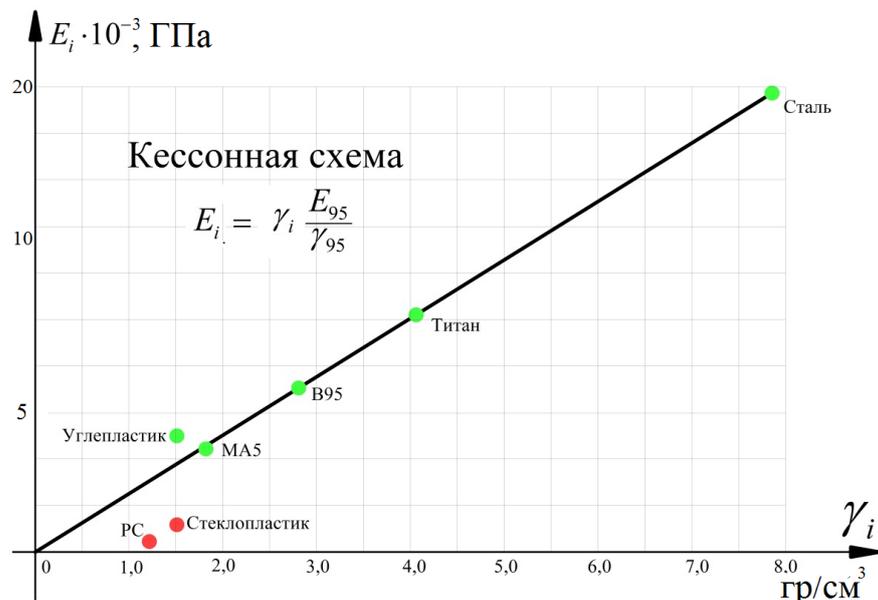
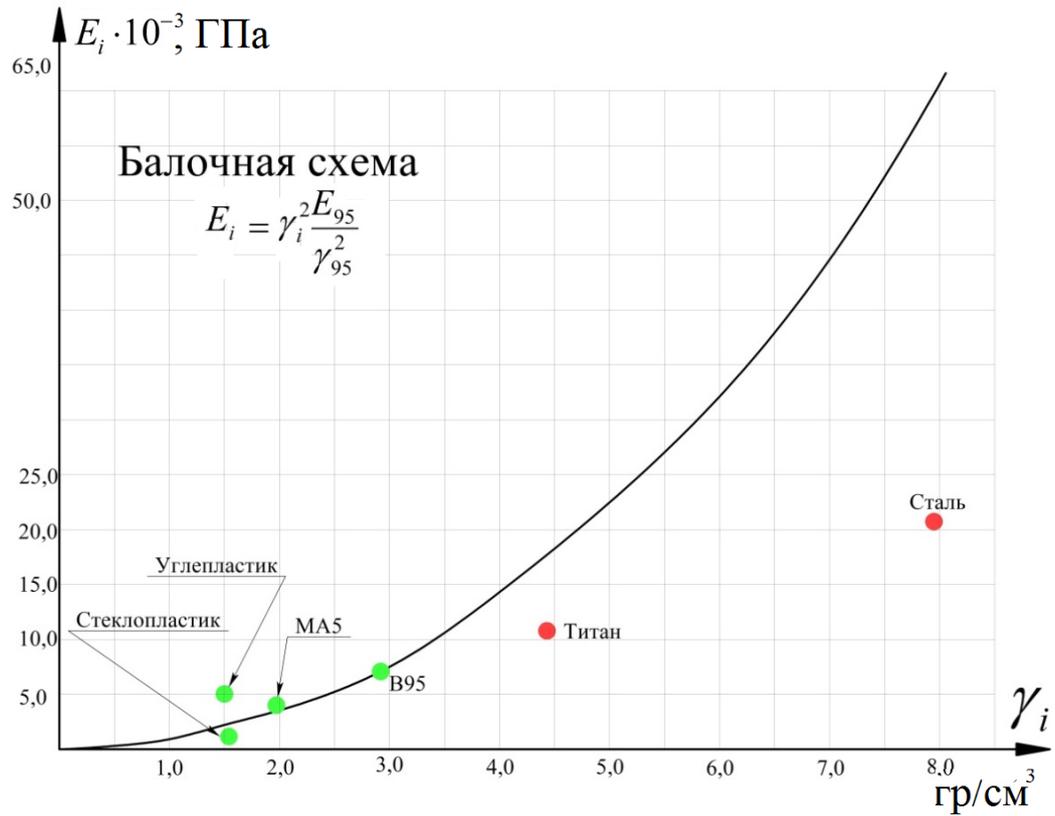
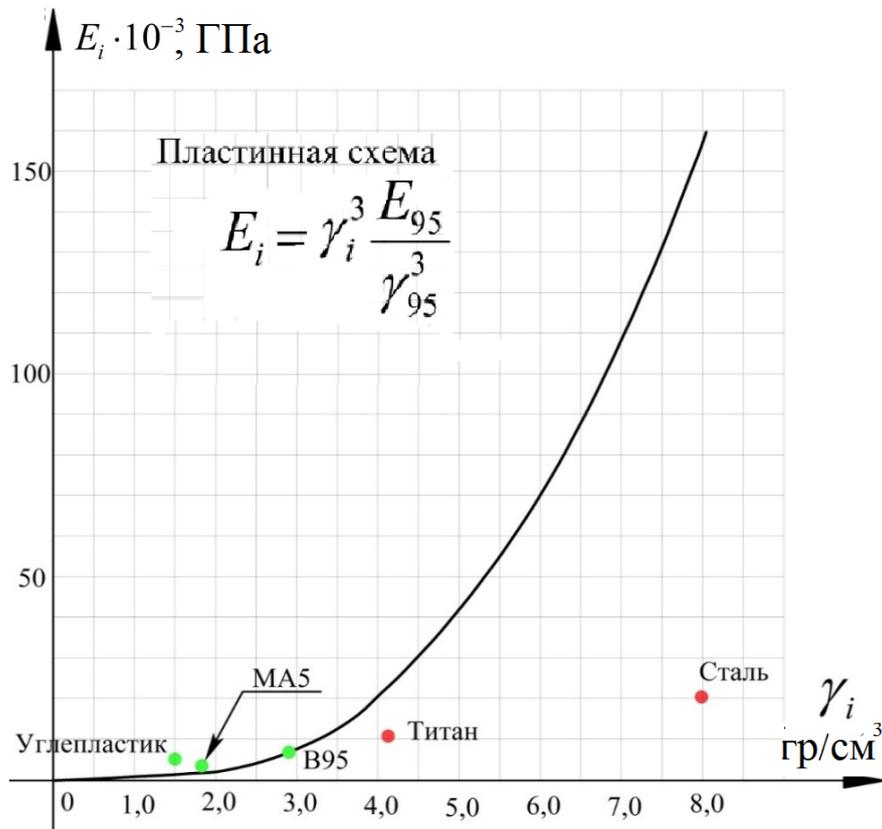


Рисунок 1.6.1 – График зависимости  $E_i(\gamma_i)$  для моделей кессонной схемы

Рисунок 1.6.2 – График зависимости  $E_i(\gamma_i)$  для моделей балочной схемыРисунок 1.6.3 – График зависимости  $E_i(\gamma_i)$  для моделей пластинной схемы

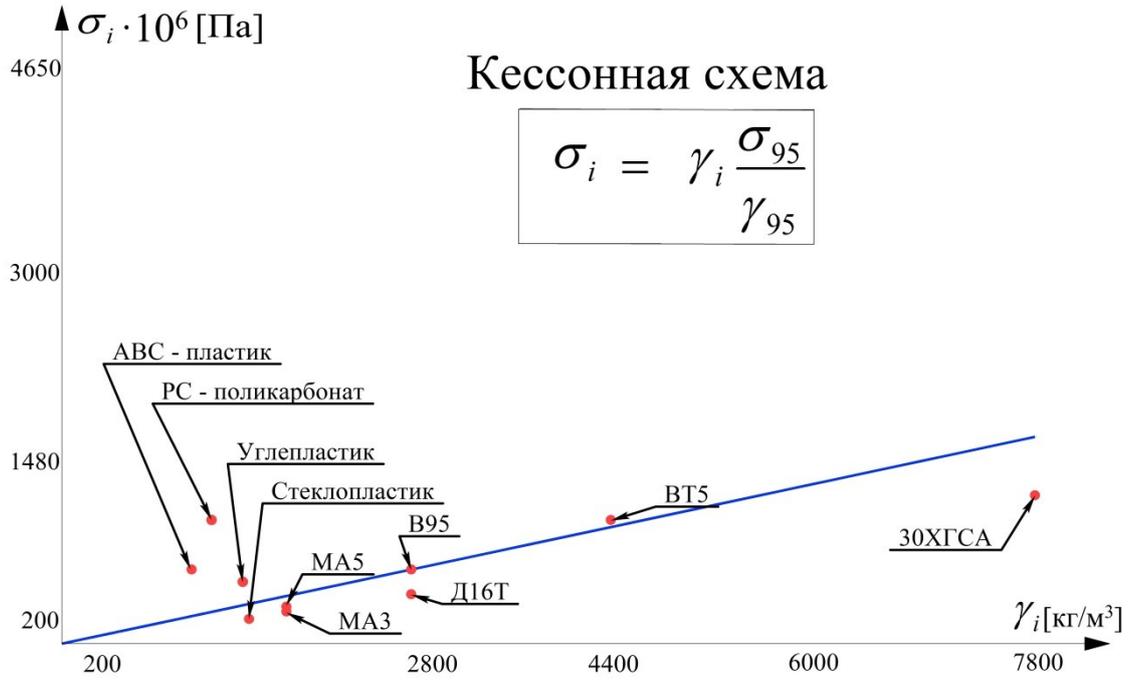


Рисунок 1.6.4 – График зависимости  $\sigma_i(\gamma_i)$  для моделей кессонной схемы

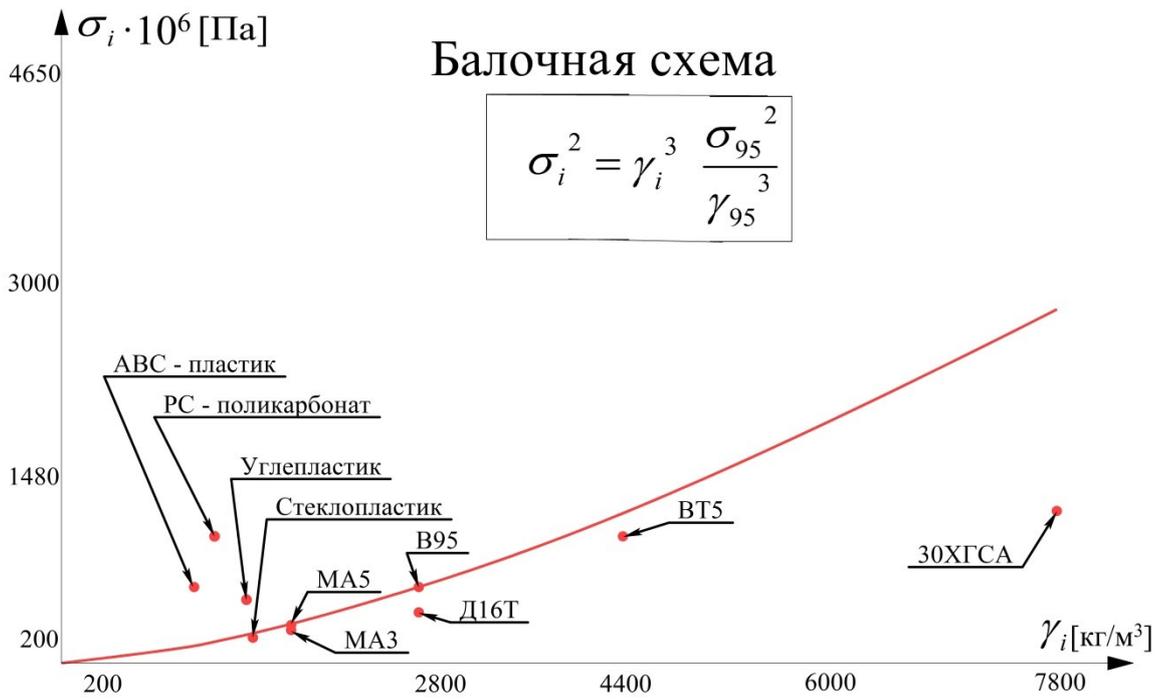


Рисунок 1.6.5 – График зависимости  $\sigma_i(\gamma_i)$  для моделей балочной схемы

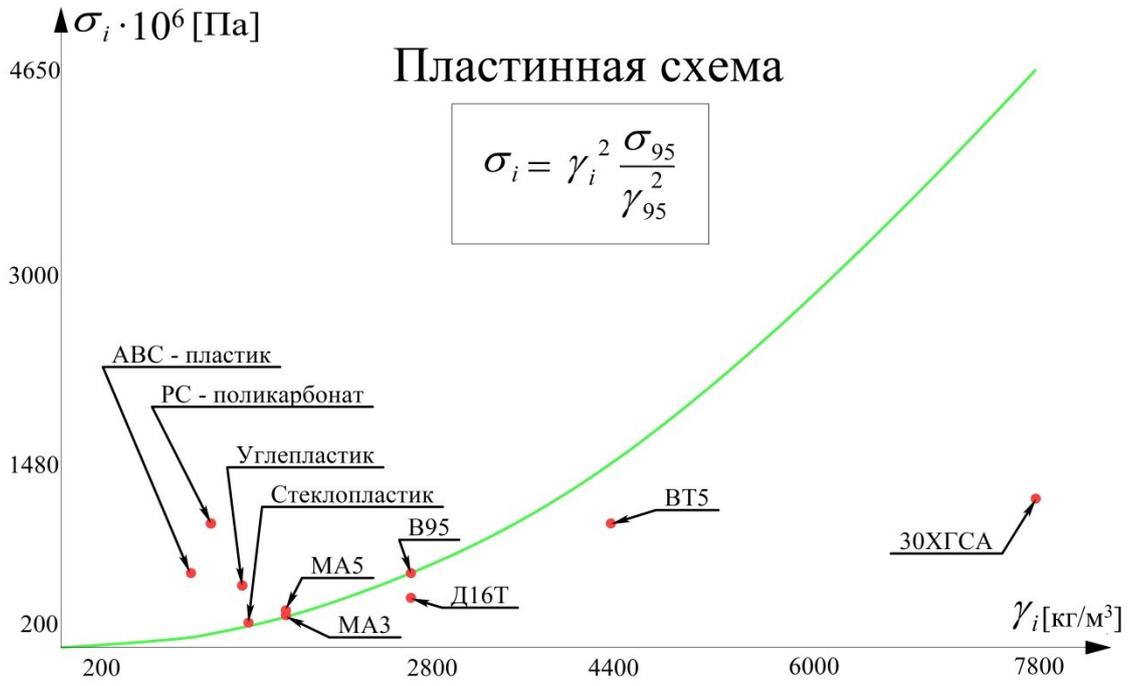


Рисунок 1.6.6 – График зависимости  $\sigma_i(\gamma_i)$  для моделей пластинной схемы

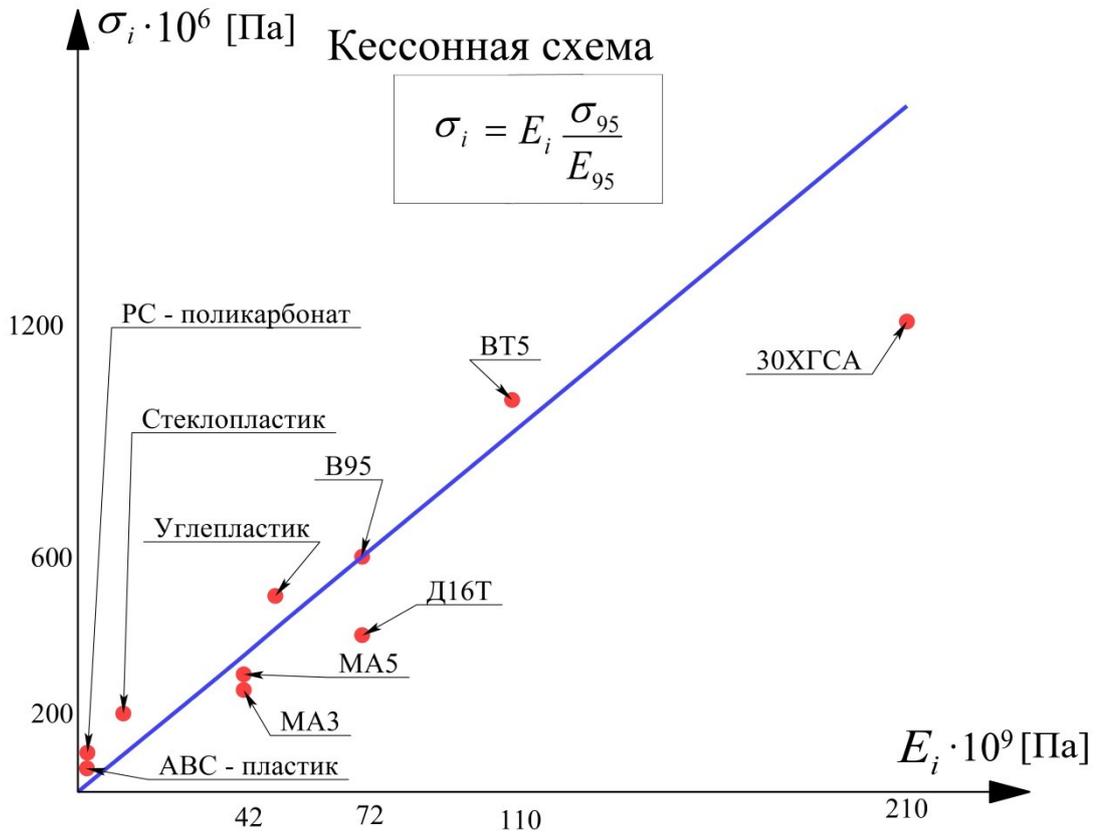


Рисунок 1.6.7 – График зависимости  $\sigma_i(E_i)$  для моделей кессонной схемы

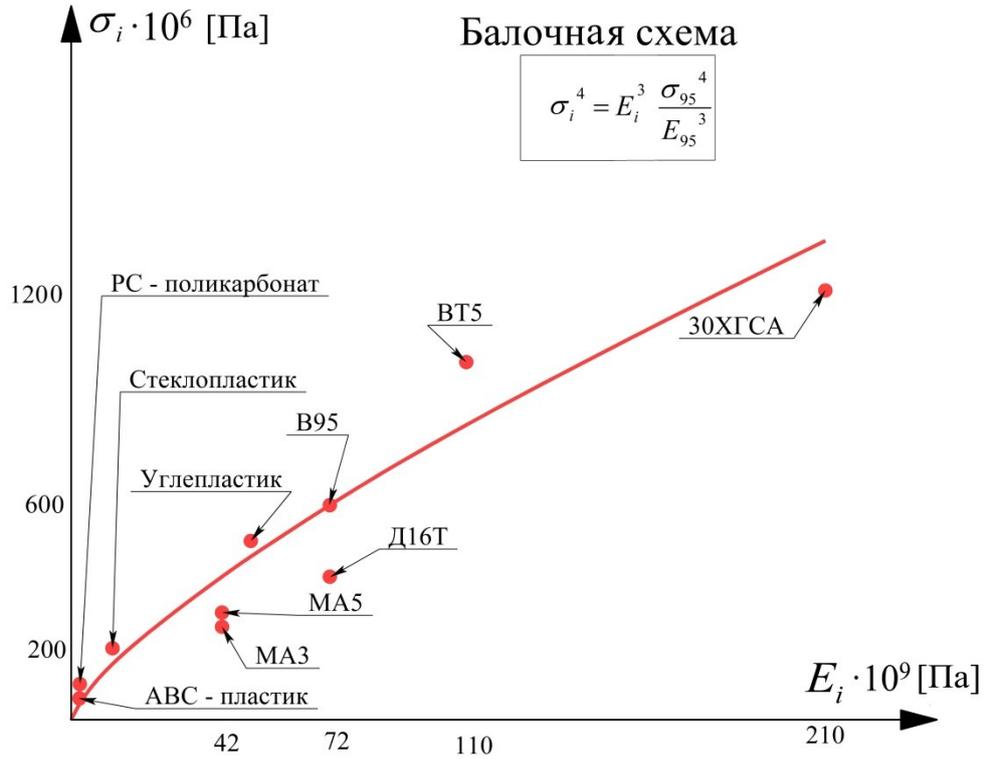


Рисунок 1.6.8 – График зависимости  $\sigma_i(E_i)$  для моделей балочной схемы

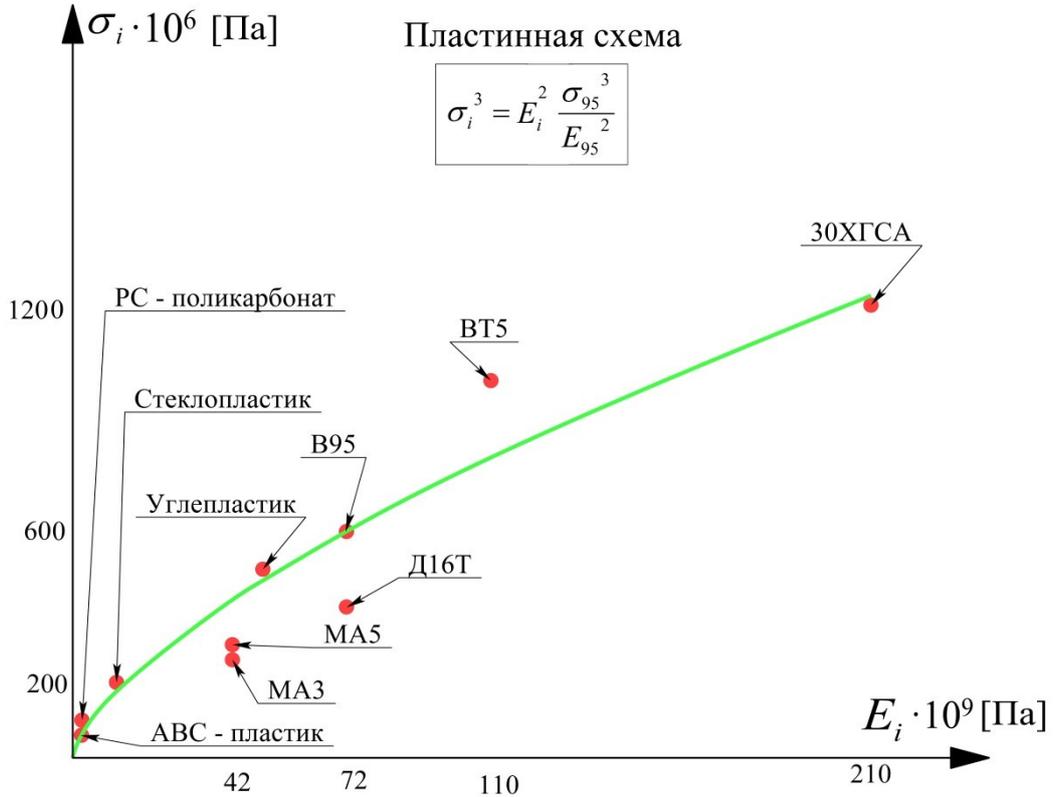


Рисунок 1.6.9 – График зависимости  $\sigma_i(E_i)$  для моделей пластинной схемы

### 1.7 Оценка возможностей использования перспективных конструкционных материалов с заданными жесткостными характеристиками для выполнения критериев подобия Коши и Ньютона

Использование традиционных гомогенных материалов – металлических сплавов позволяет в идеальном варианте (если не рассматривать вопросы технологии и трудоёмкости изготовления) выполнить условие массового подобия натурной конструкции только на модели конструктивно подобной схемы (рисунок 1.6.1). Однако такая модель, спроектированная в масштабе линейных размеров  $K_L < 1/10$ , чрезвычайно сложна в изготовлении и практически непригодна для испытаний в АДТ на флаттер и бафтинг при натуральных скоростных напорах из-за не достаточного запаса прочности.

С другой стороны, очевидно, что выполнение критерия массового подобия на ДПМ балочной и пластинной схемы невозможно при использовании металлических сплавов (рисунки 1.6.2 и 1.6.3) поскольку форма поперечных сечений их силовых элементов не рациональна по весовой эффективности.

Приоритетным направлением в решении задачи повышения весовой эффективности и прочности ДПМ является применение гетерогенных материалов, состоящих из сильно различающихся по свойствам, взаимно нерастворимых компонентов. Эти материалы позволяют иметь заданное сочетание разнородных свойств с возможностью варьирования удельными жесткостными и прочностными характеристиками при проектировании модели. В первую очередь этому требованию удовлетворяют полимерные композиционные материалы. Их преимущества связаны с имеющимися возможностями управления их свойствами в широком диапазоне, что достигается путём подбора сочетания армирующих компонентов (стекловолоконитов, карбоволоконитов, органоволоконитов и борволоконитов), связующего (матрицы), их количественного соотношения, распределения и ориентации волокон в объёме материала.

В качестве примера рассмотрим применение гибридных материалов, состоящих из изотропных углепластика и стеклопластика, для проектирования 3-х типов конструктивно силовых схем ДПМ при условии, что удельный вес гибридного материала для всех вариантов конструктивно силовых схем одинаковый и равен  $1.5 \text{ гр/см}^3$ . Требуемые значения модулей упругости гибридных материалов  $E_{TP}$  для каждой схемы модели получим из графиков уже приведенных зависимостей  $E_i(\gamma_i)$ . Для определения объёмных соотношений углепластика и стеклопластика в каждом гибридном материале используем правило смеси. В соответствии с ним  $E_{TP} = E_{УГЛ} \cdot V_{УГЛ} + E_{СТ} \cdot V_{СТ}$ , где  $E_{УГЛ}$  и  $E_{СТ}$  – модули упругости изотропных углепластика и

стеклопластика, а  $V_{УГЛ}$  и  $V_{СТ}$  – относительное объёмное содержание углепластика и стеклопластика в гибридном композите ( $V_{УГЛ} + V_{СТ} = 1$ ).

Для модели конструктивно подобной схемы при заданной  $\gamma = 1.5 \text{ гр/см}^3$  модуль упругости гибридного материала  $E_{mp}$  должен быть равен  $3.86 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$  (рисунок 1.6.1). При этом объёмная доля изотропного углепластика составляет 70%, а изотропного стеклопластика 30%.

При применении балочной схемы и заданной той же плотности материала  $\gamma = 1.5 \text{ гр/см}^3$  модуль упругости гибридного материала  $E_{mp}$  должен быть равен  $2.07 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$  (рисунок 1.6.2). При этом объёмная доля изотропного углепластика составляет 24%, а изотропного стеклопластика 76%.

В случае схематизации натурной конструкции пластинной схемой требуемая величина модуля упругости материала при удельном весе  $\gamma = 1.5 \text{ гр/см}^3$  должна быть равна  $E_{mp} = 1.11 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$  (рисунок 1.6.3). Это означает, что пластина должна быть изготовлена из мономатериала – изотропного стеклопластика, модуль упругости которого равен  $1.15 \cdot 10^5 \text{ кг/см}^2$ .

Другим направлением является применение аддитивных технологий для изготовления на первом этапе из низко модульных и лёгких термопластиков крупных блоков модели для уменьшения количества стыков при сборке. Термопластик в данном случае выполняет несколько функций: во – первых он является позитивной прессформой, на которую наформовываются несущие тонкие слои полимерного композиционного материала, во-вторых он обеспечивает местную мембранную жёсткость и прочность тонкостенных элементов при сжатии, и в-третьих варьируя его толщиной можно создавать гибридные материалы для выполнения условия массового подобия, практически не изменяя жесткостных характеристик.

Перспективными конструкционными композиционными материалами на сегодня также являются органопластики. Благодаря низкой плотности арамидные волокна по удельной прочности превосходят все известные в настоящее время армирующие волокна и металлические сплавы, что очень важно для динамически подобных моделей, предназначенных для исследований бафтинга на углах атаки  $\alpha \neq 0$ . Особенностью арамидных волокон является то, что после ткачества они сохраняют 90% исходной прочности нитей, что даёт возможность применять их в качестве тканых армирующих материалов и существенно упростить технологию изготовления моделей.

Здесь необходимо ещё раз подчеркнуть, что создание конструкции ДПМ из полимерных композиционных материалов, в отличие от использования однородных материалов, начинается с создания самого материала. При этом необходимые свойства материала определяются в процессе разработки конструкции модели и формируются в процессе её производства. Таким образом,

конструирование материала, проектирование модели и разработка технологического процесса её изготовления - это единый взаимосвязанный процесс, в котором каждая процедура дополняет и определяет другие.

Перспективным направлением для снижения массы модели является также повышение коэффициента рациональности сечений для моделей балочной и пластинной схемы. Для балочной схемы это переход от сплошного сечения к пустотелому, в котором внутренний тонкостенный контур изготавливается из термопластика с использованием аддитивной технологии, на который затем наформовываются слои высоко модульного и высоко прочного однонаправленного углепластика в направлении оси балки  $[0^\circ]$  и под углами  $[\pm 45^\circ]$  (рисунок 1.7.1).

Для пластинной схемы это переход от сплошной пластины к трёхслойной панели, состоящей из внутренней тонкостенной панели, изготовленной в виде сотового блока из термопластика на установке быстрого прототипирования. Сотовый блок изготавливается переменной высоты по размаху и по хорде в соответствии с геометрией несущей поверхности.

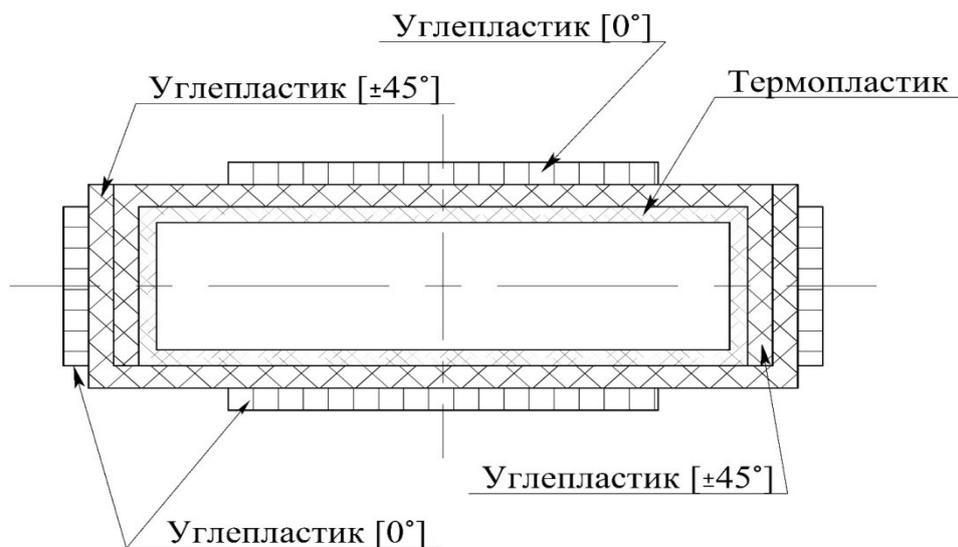


Рисунок 1.7.1 - Типовое сечение балки-лонжерона из углепластика с сердечником из термопластика

Затем на него сверху и снизу наформовываются слои высоко модульного и высоко прочного углепластика, количество и ориентация которых определяются расчётом по заданной матрице коэффициентов упругого влияния. Фотография фрагмента модели сотовой конструкции приведена на рисунке 1.7.2.

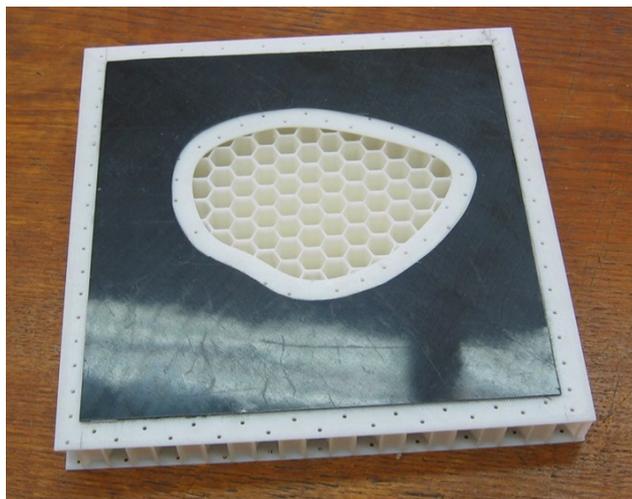


Рисунок 1.7.2 – Фрагмент сотового блока

Нельзя не сказать также об интенсивных исследованиях в авиастроении по созданию анизотридных сетчатых конструкций. В них основными несущими элементами являются рёбра, которые обеспечивают одновременно как мембранную, так и изгибную жёсткость конструкции. Рёбра изготавливаются из однонаправленного углепластика, обладающего высокой удельной жёсткостью и прочностью. Обшивка в таких конструкциях используется только для восприятия аэродинамических нагрузок. Сетчатые конструкции имеют высокое весовое совершенство и прочность. Не исключено, что, когда в авиастроении будет разработан промышленный способ изготовления таких конструкций, он будет перенесён в моделирование и из трёх конструктивно силовых схем динамически подобных моделей, описанных выше, останется одна типовая схема – кессон сетчатой конструкции.

### **1.8 Оценка нагруженности динамически подобных моделей при исследовании бафтинга**

Исследования явлений нестационарной аэроупругости (бафтинга, колебаний с предельным циклом, срывного флаттера) связаны с применением расчетных и экспериментальных методов, в том числе испытаний масштабных ДПМ самолетов в АДТ [17]. Однако возможности АДТ ограничены. Они не позволяют реализовать режимы течений с большими числами  $Re$ , соответствующим полету натурального самолета. Так, при испытаниях аэродинамических (жестких) моделей магистральных пассажирских самолетов число  $Re$  (по САХ), получаемое в аэродинамической трубе, обычно не превышает значений  $(2-6) \cdot 10^6$ , а полных динамически подобных моделей не более  $(0.5-3) \cdot 10^6$ , тогда как в натуральных условиях число  $Re$  достигает  $(25-40) \cdot 10^6$  и более.

Сложность обеспечения требуемых чисел  $Re$  объясняется тем что:

1) В связи с существующими экологическими требованиями в рабочем контуре АДТ используется воздух. Увеличение давления воздуха в рабочей части АДТ с целью увеличения числа  $Re$  ограничено прочностью стенок трубы.

2) В виду ограниченности мощностей приводов и размеров рабочей части АДТ, полная модель самолета не может иметь большие размеры.

Поэтому существенное значение приобретают исследования на полумоделях для получения чисел  $Re$ , близких к натурным. В этом случае длина консоли крыла может достигать 2м.

Проблема обеспечения требуемого числа  $Re$  актуальна при моделировании отрывных режимов обтекания, в случаях, когда характер течения зависит от состояния пограничного слоя на поверхности крыла.

Исследования в АДТ связаны с выполнением следующих этапов:

- оценка влияния на аэродинамику крыла увеличения числа  $Re$  от  $Re \leq (0,5-3) \cdot 10^6$  при которых происходит испытания полных ДПМ самолетов, до  $Re = (10-15) \cdot 10^6$ , когда характер обтекания (положение перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, типы отрывов пограничного слоя и т.д.) становится подобным натурному;

- уточнение влияния роста числа  $Re$  на такие важные для аэродинамики самолета характеристики, как величина коэффициента подъемной силы начала бафтинга;

- верификация и валидация расчетных методов;

- анализ особенностей обтекания сечений крыла в зависимости от угла атаки и числа  $M$  и выявление зон отрыва потока с целью дальнейшего совершенствования компоновок крыла;

- получение новых экспериментальных данных для совершенствования расчетных методов обтекания компоновок крыльев.

Стоит отметить, что традиционно ДПМ всего самолета или изолированных поверхностей предназначались для проведения параметрических исследований в АДТ явлений дивергенции и флаттера при околонулевых углах атаки. В последние годы появилась потребность в экспериментальных исследованиях явлений бафтинга, срывного флаттера, определения нестационарных аэродинамических характеристик на умеренных и больших углах атаки с учетом отклика упругой конструкции. В связи с этим, особую важность приобрели вопросы обеспечения прочности ДПМ, т.к. главным отличием при исследовании бафтинга и срывного флаттера является стремление приблизиться к натурным числам  $Re$  и воспроизведение в эксперименте полет ЛА с большими углами атаки. Так при исследовании флаттера полной модели числа  $Re$  ограничены  $Re \leq (0,5-3) \cdot 10^6$ , а изолированной поверхности -  $Re \leq (3-4) \cdot 10^6$ . Классический «флаттерный» эксперимент обычно проводится при малых углах атаки, вследствие чего на

модель не воздействуют большие статические компоненты нагрузки. При исследовании бафтинга в АДТ ДДПМ испытывают намного более значительные аэродинамические нагрузки [79,80], статические компоненты которых почти на порядок могут превышать нагрузки, возникающие при исследованиях флаттера, а динамические компоненты могут достигать десятков процентов от статических.

В качестве примера на рисунке 1.8.1 приведена зависимость скоростного напора  $Q$  от числа  $Re$  при изменении давления в рабочей части АДТ в случае зафиксированного значения числа  $M=0.8$ . На рисунке 1.8.2 приведена зависимость характеристики коэффициента подъемной силы от угла атаки для типового крыла. В Таблице 1.8.1 приведены сравнительные характеристики максимальных значений статических компонент интегральных аэродинамических нагрузок, действующих на элементы полумодели самолета при исследованиях в АДТ явлений флаттера и бафтинга.

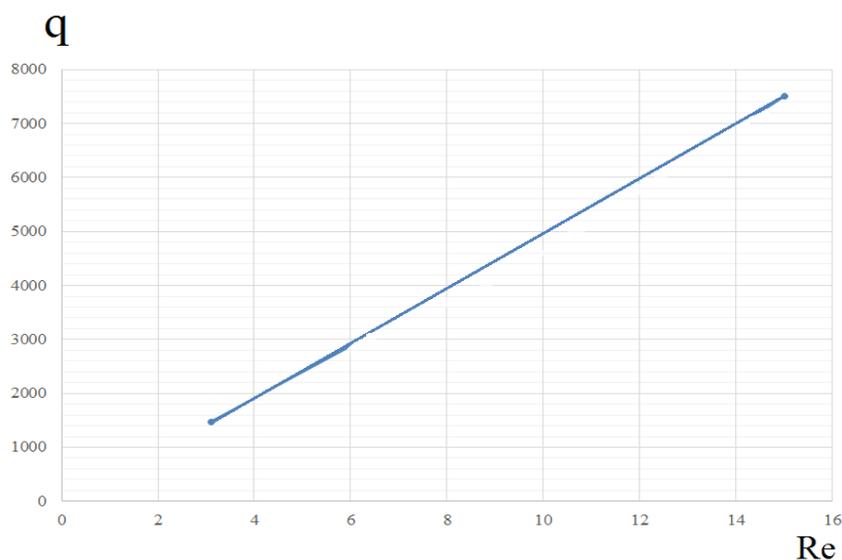


Рисунок 1.8.1 – Зависимость скоростного напора  $q$  от числе Рейнольдса  $Re$

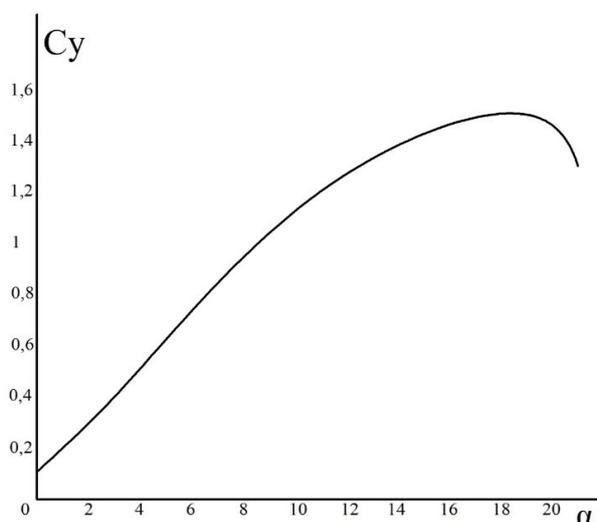


Рисунок 1.8.2 - Зависимость  $C_y$  от  $\alpha$

Таблица 1.8.1 – Характерные значения статических компонент нагрузок при флаттерных и бафтинговых испытаниях в АДТ

| № | Наименование               | Нагрузка при флаттерных испытаниях [КН] (При $P=0.5 \text{ атм} \div 4 \text{ атм}$ и $\alpha \approx 0^\circ$ ) | Нагрузка при бафтинговых испытаниях [КН] (При $P=0.5 \text{ атм} \div 4 \text{ атм}$ и $\alpha \approx 15^\circ - 25^\circ$ ) | Отношение нагрузок |
|---|----------------------------|--|---|--------------------|
| 1 | Консоль крыла              | 19.5÷78  | 235   | 3÷12               |
| 2 | Горизонтальное оперение    | 1.5÷6  | 25.2  | 3÷17               |
| 3 | Внутренняя секция закрылка | 0.7÷3  | 10  | 3÷14               |

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, что не обеспечивает полноту выполнения критериев подобия. Таким образом, при проектировании и изготовлении ДДПМ 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 аэродинамические характеристики определяются по результатам расчетов и испытаний «жестких» моделей в АДТ. В качестве примера на рисунке 1.8.3 приведены распределения коэффициентов  $C_p$  в поточных сечениях модели крыла, полученные по результатам испытаний в АДТ.

Используя результаты экспериментальных исследований в АДТ «жестких» моделей уточняется аэродинамическая нагрузка, по которой уточняются характеристики ЛА (массы, запасы прочности и жесткости). Располагая этими данными, может быть спроектирована и изготовлена ДДПМ предназначенная для проведения исследований в АДТ.

На рисунке 1.8.4 приведены некоторые примеры вычисленных по результатам исследований в АДТ «жесткой» модели распределения интегральных статических компонент аэродинамических нагрузок по размаху консоли крыла, с учетом ее упругой крутки. При этом использовалась следующая процедура.

По результатам измерений давлений в контрольных точках «аэродинамической» модели крыла, используя приемы интерполяции сплайнами, определены распределенные аэродинамические нагрузки в сечениях, поперечных относительно оси жесткости консоли крыла ДДПМ. Интегрирование распределенных нагрузок по размаху консоли позволяет построить эпюры сил и моментов в расчетных сечениях.

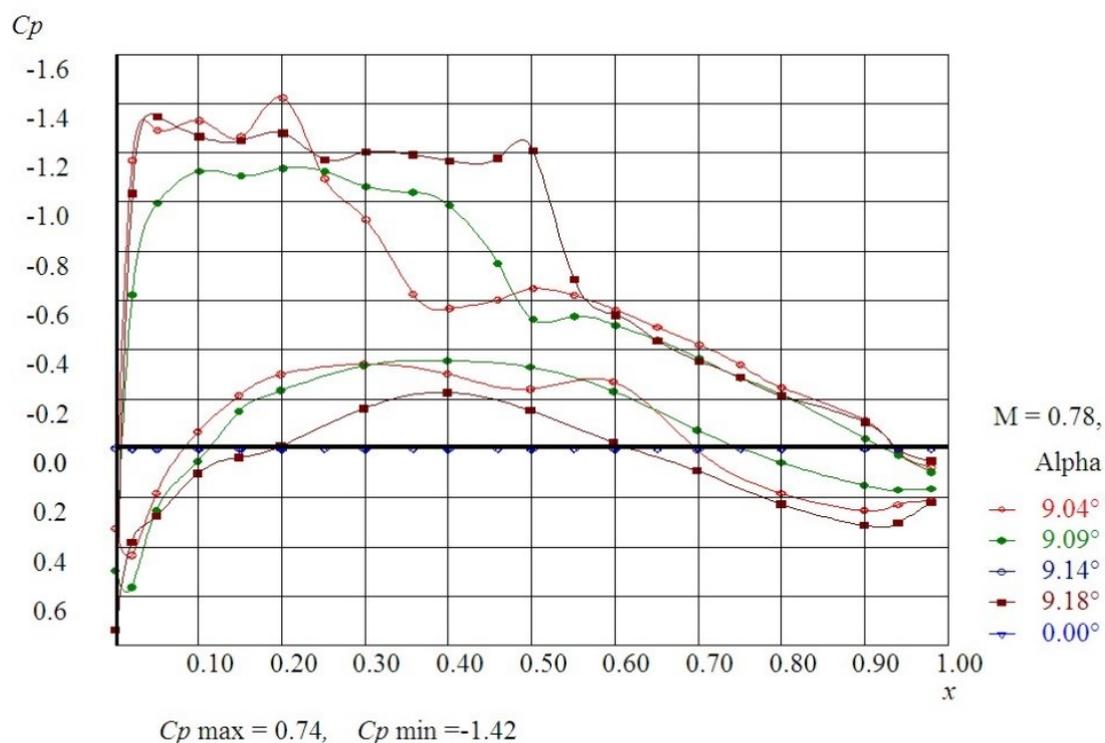


Рисунок 1.8.3 - Распределения коэффициентов  $C_p$  в поточных сечениях модели крыла при  $M=0.78$ ,  $Re=8.8$  млн

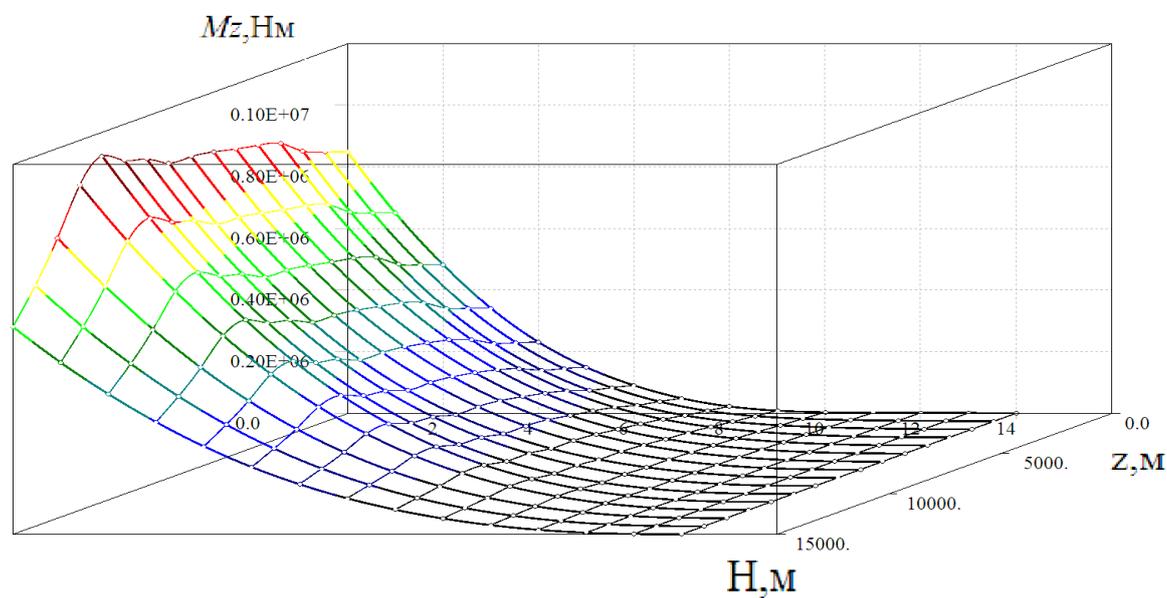


Рисунок 1.8.4 - Распределения нагрузок  $Mz$  по «упругому» крылу.

Используя эти значения выбраны геометрические характеристики сечений ДДПМ, обеспечивающие с требуемыми запасами ее прочность. При проектировании ДДПМ крыла применена балочная модель конструкции. В качестве основного силового элемента использован

лонжерон (рисунок 1.8.5). Массово-инерционные и прочностные характеристики лонжерона зависят от выбора его геометрических характеристик и конструкционного материала.

Следует учесть, что в связи со значительным рассеянием механических характеристик ПКМ (по сравнению с металлическими элементами), необходимо ввести дополнительный запас по прочности. Таким образом, если применен углепластик, то, например, при  $\sigma_{\text{углепластика}}=70\text{кг/мм}^2$  с учетом всех запасов, включая требуемый трубный запас прочности, мы должны обеспечить уровень напряжения конструкции, не превышающий  $\sigma_{\text{реальное}}=14\text{ кг/мм}^2$ .

Таким образом, подбирая различный материал и различные формы сечений силовых элементов (рисунок 1.8.5) можно рассмотреть несколько вариантов конструкций и выбрать из них наиболее эффективный. [27, 41, 63, 109].

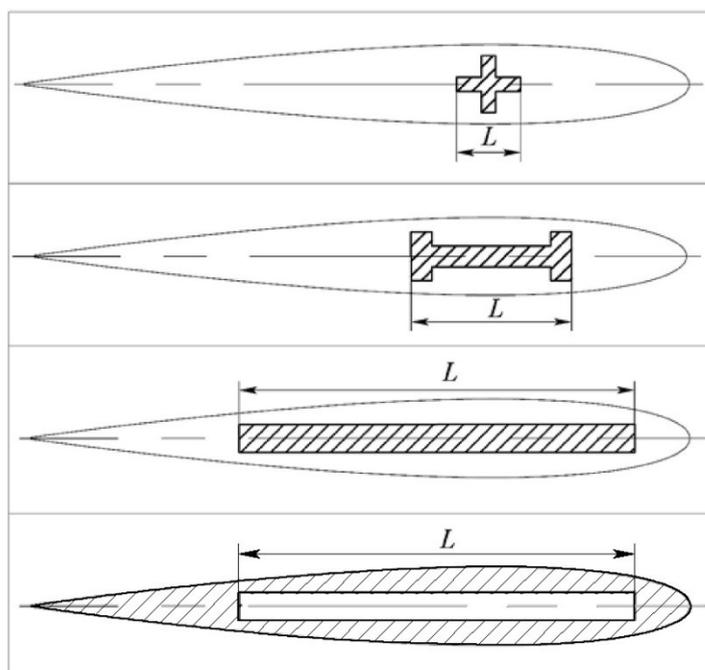


Рисунок 1.8.5. - Характерные формы поперечных сечений крыла ДПМ

### 1.9 Валидации процедур проектирования и изготовления динамически подобных моделей летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов

ДПМ ЛА многие годы используются при проведении исследований явлений аэроупругости в АДТ [45]. В современных конструкциях ДДПМ применение получили элементы, выполненные из ПКМ. В частности, модели кессона крыла могут быть выполнены в виде профилированного сердечника из легких сортов дерева, пенопласта, сот, усиленного внешними слоями углепластика. Такие решения обеспечивают снижение коэффициента перетяжеления модели, что важно при проведении исследований флаттера и других нестационарных явлений аэроупругости. Проектирование и изготовление ДДПМ требуют предварительных расчетных

исследований с целью обеспечения заданных характеристик. В частности, необходимо выполнение условий прочности, жесткости, соответствия форм и частот собственных колебаний, степени конструкционного демпфирования ДДПМ и натурной конструкции. Эти характеристики обеспечивают безопасность проводимых испытаний, а также подобие результатов испытаний ДДПМ в АДТ поведению натурной конструкции в полете. Если характеристики ДДПМ отличаются от требуемых, возникает необходимость проведения доработок модели, что сопряжено со значительными затратами. Поэтому важно еще на этапе проектирования ДДПМ расчетными методами учесть основные особенности нагружения ДДПМ, возможности реальной технологии ее изготовления с целью снижения объемов доработок готовой модели по результатам испытаний.

Вопросы проектирования и изготовления модели кессона крыла рассмотрены на простом примере - балки постоянного сечения, усиленного слоями углепластика.

Модель кессона крыла имеет следующую конструктивно силовую схему: на фанерный сердечник наклеены слои однонаправленной углеродной ленты, с направлением укладки  $[\pm 45^\circ]_{10}$ ,  $[0^\circ]_{20}$  (рисунок 1.9.1).

Предварительные расчеты жесткостных характеристик сечений проектируемой ДПМ проведены с использованием скорректированных характеристик ПКМ (по результатам испытаний монослоя) в зависимости от технологических факторов укладки слоев (таблица 1.9.1).

Параметры материалов заданы на основе статистических данных, полученных для принятой технологии изготовления ДПМ и используемых комплектующих. В данном примере предварительный контроль характеристик материалов по образцам-свидетелям не проводился, поэтому параметры следует считать ориентировочными. На этапе проведения расчетных исследований параметры материалов задаются исходя из существующего опыта применения ПКМ и реальных условий изготовления.

В отличие от отлаженной серийной технологии изготовления изделий из ПКМ в заводских условиях (сложная оснастка, автоклав, жесткий контроль всех технологических процессов и т.п.), штучное производство ДПМ характеризуется более значительным разбросом получаемых механических характеристик. Каждая изготавливаемая модель имеет свои особенности, поэтому сложно на одном экземпляре учесть все технологические факторы, влияющие на качество продукции. Применение дорогой оснастки, высокотехнологического оборудования в этих условиях экономически не оправдано. Отличие циклограмм полимеризации от идеальных, безавтоклавная технология, отсутствие сложной оснастки и другие особенности реальной технологии изготовления элементов ДПМ ведут к снижению механических характеристик по сравнению со справочными. Поэтому при проектировании используются характеристики ПКМ, которые получены по результатам испытаний, ранее изготовленных ДПМ.

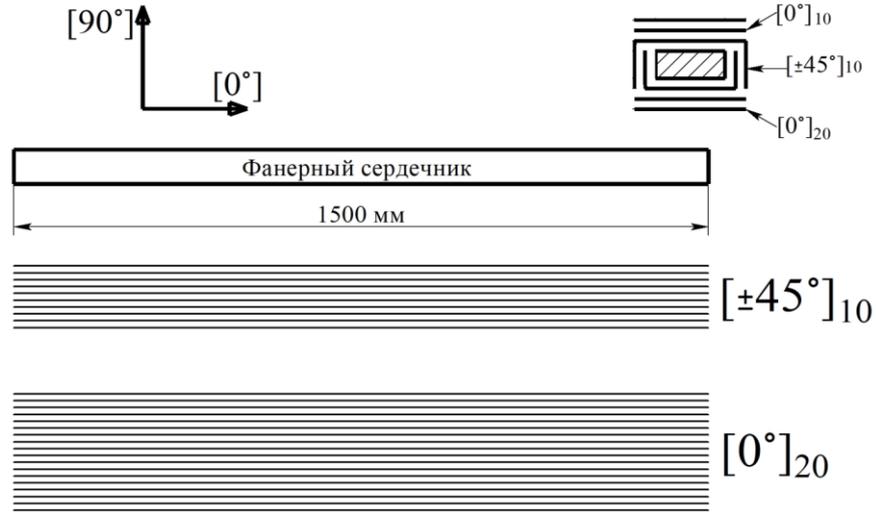


Рисунок 1.9.1 – Конструктивно силовая схема

Таблица 1.9.1 – Скорректированные характеристики материалов

| № | Название | $E_x$<br>[МПа]    | $E_y$<br>[МПа] | $E_z$<br>[МПа] | $G_{xy}$<br>[МПа] | $G_{yz}$<br>[МПа] | $G_{xz}$<br>[МПа] | $\gamma$<br>[г/см <sup>3</sup> ] | Толщина<br>монослоя<br>[мм] |
|---|----------|-------------------|----------------|----------------|-------------------|-------------------|-------------------|----------------------------------|-----------------------------|
| 1 | [0°]     | $1.25 \cdot 10^5$ | 4100           | 4100           | 4500              | 4500              | 4500              | 1.5                              | 0.1                         |
| 2 | [45°]    | $5 \cdot 10^4$    | 2000           | 2000           | 2300              | 2300              | 2300              | 2.0                              | 0.13                        |
| 3 | фанера   | 9700              | 4400           | 2080           | 600               | 600               | 2880              | 0.75                             |                             |

### Расчетные оценки

Расчетные исследования проведены с использованием соотношений (1-4) для оценки характеристик слоев с учетом углов укладки ортотропного материала [38, 97, 102, 103, 72, 73, 87, 96], а также с использованием более подробной модели МКЭ (Ansys) [30, 43, 54, 64, 95, 104, 110, 111].

При рассмотрении упрощенной расчетной модели балки (стержня) коэффициенты жёсткости  $\bar{Q}_{ij}$   $k$ -го слоя в осях координат балки могут быть выражены через коэффициенты жёсткости  $Q_{ij}$  в осях ортотропии материала слоя [4, 26, 38]:

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

где коэффициенты жёсткости  $Q_{ij}$  определяются выражениями:

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

$E_1$  и  $E_2$  – модули упругости первого рода,

$G_{12}$  – модуль упругости второго рода,

$\nu_{12}$  и  $\nu_{21}$  – коэффициенты Пуассона,

$\varphi$  - 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 слоёв ПКМ

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

Крыло ДПМ представляет собой сердечник, усиленный слоями ПКМ. Деформации в поперечном направлении слоёв 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.

Коэффициент 2 в (4) учитывает наличие симметрии рассматриваемого сечения при интегрировании жесткостей слоёв, расположенных на верхней поверхности. Вклад слоёв, расположенных на боковой поверхности балки, мал. При выборе проектных параметров он не учитывался.

Расчетная оценка жесткости сечения на изгиб составила  $EJ = 5059 \text{ Па} \cdot \text{м}^4$ , включая жесткость сердечника балки  $EJ = 327 \text{ Па} \cdot \text{м}^4$ .

Дополнительный контроль соответствия расчетных параметров осуществлялся с применением МКЭ. С помощью пакета Ansys построена конечно элементная модель балки. Фанерный сердечник моделировался трехмерными элементами SOLID187 (рисунок 1.9.2). Углепластиковая обшивка моделировалась оболочечными элементами Shell 181 (рисунок 1.9.3). Последующий контроль характеристик изготовленной балки осуществлялся экспериментальными методами.

При статическом нагружении балка устанавливалась на двух опорах (опоры располагались на расстояниях 50мм от ее концов). Микрометром замерялись прогибы от статической нагрузки, приложенной к середине балки (рисунок 1.9.4 а). Используя аналитическое выражение для

вычисления прогиба в центре балки  $w = \frac{Pl^3}{48EJ}$ , оценивалась жесткость изготовленной балки на

$$\text{изгиб: } EJ = \frac{Pl^3}{48w} \quad (5)$$

( $EJ$  – жесткость балки на изгиб,  $P$  – прикладываемая сила,  $l$  – расстояние между опорами,  $w$  – измеренный прогиб).

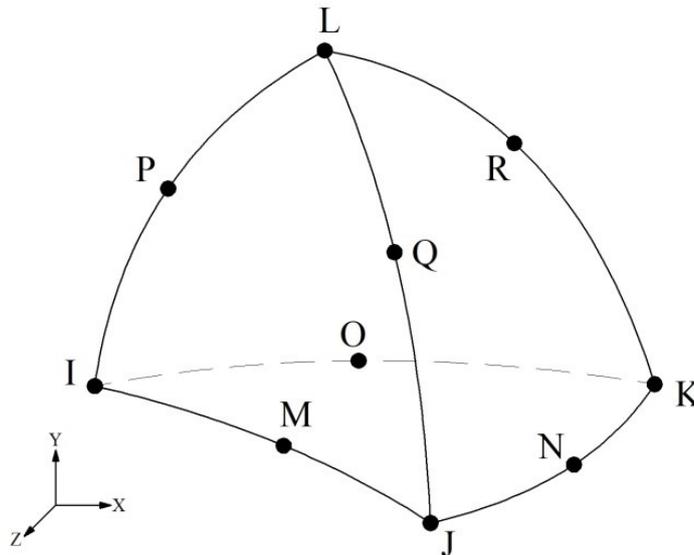


Рисунок 1.9.2 - Трехмерные элементы

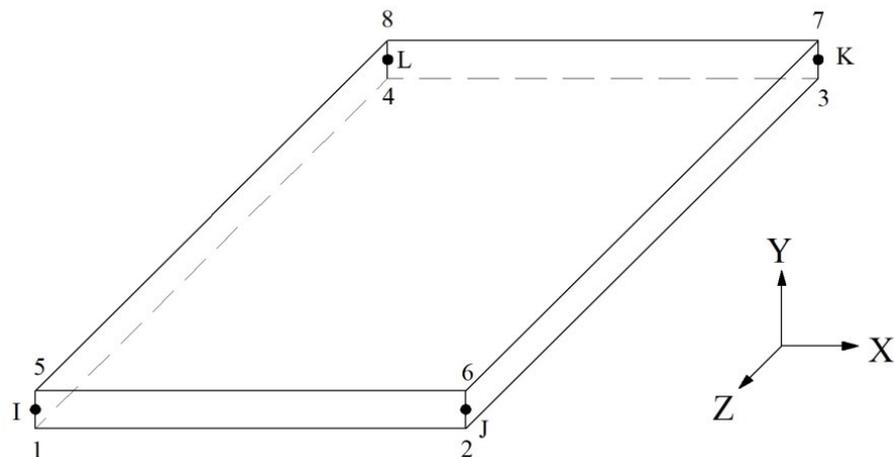


Рисунок 1.9.3 - Оболочечные элементы

При проведении резонансных испытаний балка, для имитации колебаний свободного тела, подвешивалась на двух мягких опорах - резиновых лентах низкой жесткости, установленных на расстояниях 50мм от ее концов. В центральном сечении балки крепился вибровозбудитель. Посредством изменения частоты прикладываемой нагрузки в системе возбуждались резонансные

колебания (рисунок 1.9.4 б). Предполагалось, что формы и частоты этих колебаний соответствуют собственным формам и частотам. Зная экспериментально найденную частоту колебаний  $f$  и массу балки  $m$ , по аналитической зависимости (6) может быть вычислена ее жесткость на изгиб  $EJ$  (7) [25, 33, 61, 99, 107, 120].

$$f = \frac{\beta^2}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{EJ \cdot L}{m}} \quad (6)$$

$$EJ = \frac{f^2 4\pi^2 L^3 m}{\beta^4} \quad (7)$$

где  $L$  – длина балки,  $\beta$  – коэффициенты, соответствующие номеру тона рассматриваемых изгибных колебаний и граничным условиям (корни уравнений частот собственных колебаний: 4.73, 7.85, 10.99).

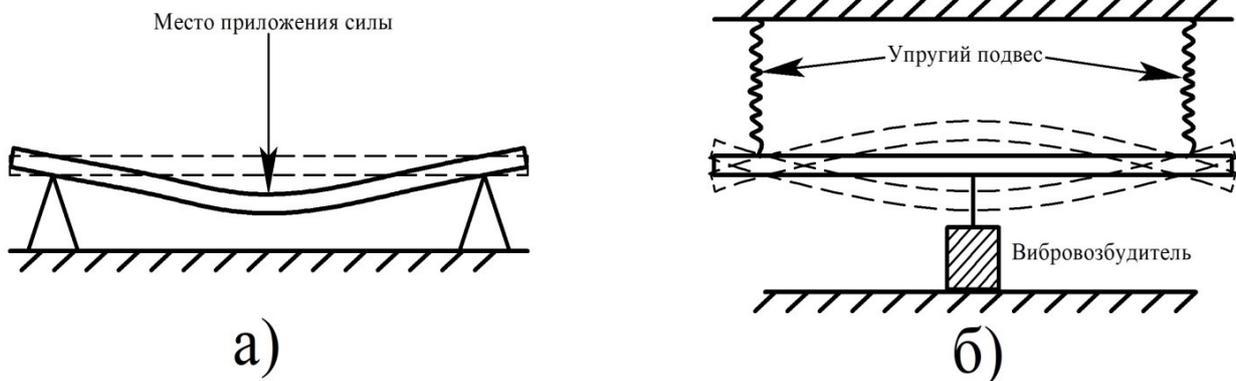


Рисунок 1.9.4 – а) статическое нагружение; б) динамическое нагружение

### Методика проведения частотных испытаний

Методика проведения частотных (резонансных) испытаний натурной ДПМ включает следующие этапы:

1. Анализ результатов расчетных исследований, формирование программы испытаний.
2. Подготовка «рабочего места», установка ДПМ, установка оборудования.
3. Обзорные измерения.
4. Определение нелинейных характеристик.
5. Зачетные «исполнительные» измерения.
6. Обработка и анализ экспериментальных данных.
7. Контрольная проверка средств возбуждения и измерения.

Методика предусматривает повторение (полное или частичное) этапов работ. Пятый и шестой этапы проводятся непосредственно после каждого измерения резонансных кривых, собственных форм и осциллограмм - для каждого тона.

На первом этапе выполняются предварительные расчетные исследования до изготовления ЛА или его модели на основании конструкторской документации с последовательным уточнением параметров в ходе проектирования. Они дают начальное представление о величинах запасов прочности, о собственных частотах и формах колебаний ДПМ, об оценках, соответствующим критическим режимам нагружения. Это необходимо при составлении программы испытаний и выборе испытательного оборудования. Расчетная имитация эксперимента позволяет уточнить расположение точек возбуждения, точек измерений и др. На этом этапе рассматриваются варианты реализации граничных условий, проводится оценка частот «нулевых» тонов - колебаний конструкции как твердого тела на упругой подвеске, которые должны быть в несколько раз ниже частоты низшего тона исследуемых упругих колебаний ДПМ.

На втором этапе производятся тарировка (калибровка) средств возбуждения и измерений, размещение на испытываемой конструкции датчиков, монтаж кабельных соединений, установка силовозбудителей, их соединение с исследуемой конструкцией в точках возбуждения, контроль функционирования всех систем.

Третий этап предусматривает ввод в информационно-измерительную систему основных сведений о силовозбудителях (усилителях мощности), датчиках, усилителях-нормализаторов, об измерительных каналах, о координатах размещений датчиков на ЛА, направлениях их осей чувствительности. Заполняется программный «протокол» испытаний с указанием частотных интервалов и уровней возбуждения, порогов ограничения перегрузок и амплитуд колебаний по агрегатам.

На четвертом этапе определяются нелинейные характеристики, в частности, зависимость резонансной частоты от амплитуды колебаний опорной точки измерения и зависимость этой амплитуды от общего уровня возбуждения (в пределах от минимального до максимально допустимого). Это позволяет выбрать уровень амплитуд колебаний для проведения зачетных измерений и скорректировать координаты точек измерения. Использование процедуры автоматического поиска резонансной частоты позволяет сократить время испытаний.

Пятый этап включает все зачетные измерения. Уточняется частота резонанса исследуемого тона по фазовому сдвигу в опорной точке измерения и проводится (с помощью специализированной программы или вручную) подбор сил возбуждения. При этом выбранная амплитуда колебаний в опорной точке поддерживается неизменной в процессе регулирования, как от частоты, так и величины отношения сил возбуждения.

Шестой этап проводится после каждой серии измерений. С помощью программ графической обработки строятся резонансные кривые исследуемого тона и частотные годографы, собственная форма, осциллограммы затухающих колебаний. Графики содержат (в разных комбинациях) данные о комплектации испытываемого экземпляра ДПМ, номере канала измерения, наименовании тона, координатах точек возбуждения и измерения, величинах возбуждающих сил, собственных частот, декрементов и приведенных масс, а также наименование первичного файла измеренных значений.

Седьмой этап предусматривает проверку (контрольные измерения) характеристик средств возбуждения по завершении испытаний, которые в меньшем объеме повторяют тарировки второго этапа. На этом этапе оценивается стабильность показаний информационно-измерительной системы в процессе испытаний, повышая надежность полученных результатов.

В случае если не все точки резонансной кривой в окрестности резонанса могут быть измерены при наличии «скачка» амплитуды по мере приближения к резонансу, приближенно оценивается собственная частота колебаний при данной амплитуде (максимальной из достигнутых при каждом уровне сил возбуждения) и выполняется оценка декремента.

При проведении экспериментальных исследований управление испытаниями, сбор и обработка данных выполнялись с помощью аппаратно-программного комплекса на основе многоканальной системы измерений и генерации сигналов LMS SCADAS Lab генератора и версией ПО 12A с измерительными усилителями VD8-E, к которым непосредственно подключались ICP-датчики силы PCB 208C02 и ICP-акселерометры PCB333B32, PCB352C22 и Dytran 3224A1. Возбуждение колебаний осуществлялось при помощи вибровозбудителя типа Prodera EX58 (с максимальным развиваемым усилием 5кГс и массой подвижной части 110г). Высота установки и угол наклона вибровозбудителей регулировались с помощью стоек жесткого крепления. Контроль величины возбуждающей силы осуществлялся с помощью ICP-датчиков силы PCB208C02, встроенных в специализированные тяги вибровозбудителя. Измерение ускорений осуществлялось с использованием пьезоэлектрических акселерометров типа ICP марки, PCB352C22 и Dytran 3224A1 общим количеством 29 шт., подключенных непосредственно на вход регистрирующей аппаратуры.

Регистрация сигналов датчиков (частотная характеристика) осуществлялась в виде FRF: отношения комплексного спектра сигнала акселерометра мнимой (квадратурной) и действительной (синфазной) составляющих виброускорения к опорному сигналу (сигналу датчика силы). Использовался специализированного пакета программ определения характеристик резонансных колебаний при гармоническом возбуждении LMS Test.Lab Sweep&Stepped Sine V12A. С помощью программного модуля LMS PolyMAX выполнялась экспресс- и пост-

обработка экспериментальной информации: построение частотных характеристик в виде резонансных кривых и анимированных форм резонансных колебаний.

Частотные характеристики резонансных колебаний конструкции представлены в виде графиков синфазной и квадратурной составляющих ускоряемости (резонансные кривые) в зависимости от частоты возбуждения.

#### Полученные результаты

Расчетная масса исследуемой балки 2.6кг. Реальная масса изготовленной балки 2.7кг.

По результатам расчетных исследований получена оценка погонной массы  $m/L=1.75\text{кг/м}$ .

По результатам взвешивания получена оценка погонной массы  $m/L=1.83\text{кг/м}$ .

По результатам экспериментальных исследований при статическом нагружении получена оценка изгибной жесткости сечения  $EJ=5.1\text{ кПа}\cdot\text{м}^4$ .

По результатам частотных испытаний получена оценка изгибной жесткости сечения  $EJ=5.2\text{ кПа}\cdot\text{м}^4$ .

Сравнение показывает, что результаты расчетов изгибной жесткости сечения  $EJ$ , полученные с использованием соотношений (1-4) и характеристик материала (таблица 1.9.1), близки к экспериментальным значениям. Дальнейшее повышение точности инерционных и жесткостных характеристик ДПМ в условиях единичного производства требует значительных затрат. Более рациональным представляется применение процедур последующей настройки, изготовленной ДПМ. В частности, в данном примере для более точной настройки частот колебаний балки (с целью обеспечения подобия колебаний модели и натурной конструкции) на нее устанавливались дополнительные грузы. Всего было рассмотрено 4 варианта размещения грузов:

- 1) Без грузов.
- 2) С грузами, закрепленными в концевых сечениях балки (масса каждого груза 0.14 кг).
- 3) С грузом, закрепленным в середине балки (0.4 кг).
- 4) С грузами (грузы по 0.14 кг в концевых сечениях и один груз 0.4 кг – в центре балки).

Расчеты формы и частот собственных колебаний с помощью МКЭ с использованием нескольких, последовательно сгущающихся сеток, приведены в таблицах 1.9.2 - 1.9.4. Натурные формы и частоты собственных колебаний, полученные в частотном эксперименте приведены в таблице 1.9.5.

1) Слои  $0^\circ$ : 468 – узлов, 304 элемента. Слои  $\pm 45^\circ$ : 780 – узлов, 608 элементов. Фанерный сердечник: 1401 узлов, 728 элементов.

2) Слои  $0^\circ$ : 4228 – узлов, 3600 элемента. Слои  $\pm 45^\circ$ : 6644 – узлов, 6000 элементов. Фанерный сердечник: 2092 узлов, 1049 элементов.

3) Слой  $0^\circ$ : 16856 – узлов, 15600 элемента. Слой  $\pm 45^\circ$ : 25726 – узлов, 24441 элементов.  
Фанерный сердечник: 39841 узлов, 22206 элементов.

Таблица 1.9.2- Собственные колебания балки (первое приближение)

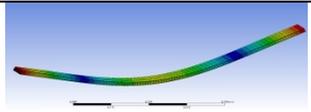
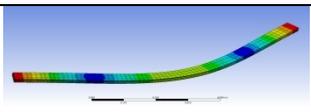
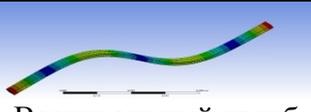
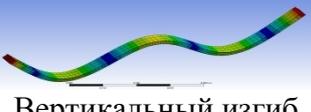
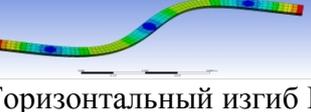
| № | Формы  | Частоты балки [Гц] | Частоты балки с грузами на концах [Гц] | Частоты балки с грузом посередине [Гц] | Частоты балки с грузами на концах и посередине [Гц] |
|---|--|--------------------|--|--|---|
| 1 | <br>Вертикальный изгиб I тон      | 89                 | 79                                     | 83                                     | 74  |
| 2 | <br>Горизонтальный изгиб I тон    | 175                | 155                                    | 161                                    | 144   |
| 3 | <br>Вертикальный изгиб II тон     | 205                | 183                                    | 205                                    | 184   |
| 4 | <br>Вертикальный изгиб III тон  | 373                | 335                                    | 340                                    | 313   |
| 5 | <br>Горизонтальный изгиб II тон | 390                | 349                                    | 390                                    | 348   |

Таблица 1.9.3- Собственные колебания балки (второе приближение)

| № | Формы                       | Частоты балки [Гц] | Частоты балки с грузами на концах [Гц] | Частоты балки с грузом посередине [Гц] | Частоты балки с грузами на концах и посередине [Гц] |
|---|-----------------------------|--------------------|--|--|---|
| 1 | Вертикальный изгиб I тон    | 92                 | 82                                     | 86                                     | 76  |
| 2 | Горизонтальный изгиб I тон  | 188                | 167                                    | 175                                    | 157   |
| 3 | Вертикальный изгиб II тон   | 208                | 185                                    | 208                                    | 186   |
| 4 | Вертикальный изгиб III тон  | 370                | 335                                    | 340                                    | 310   |
| 5 | Горизонтальный изгиб II тон | 396                | 355                                    | 396                                    | 356   |

Таблица 1.9.4 - Собственные колебания балки (третье приближение)

| № | Формы                          | Частоты балки<br>(без грузов)<br>[Гц] | Частоты балки<br>с грузами на<br>концах [Гц] | Частоты балки с<br>грузом<br>посередине [Гц] | Частоты балки с<br>грузами на концах<br>и посередине [Гц] |
|---|--------------------------------|---------------------------------------|--|--|---|
| 1 | Вертикальный изгиб<br>I тон    | 80                                    | 71   | 74   | 65  |
| 2 | Горизонтальный<br>изгиб I тон  | 162                                   | 146  | 150  | 131   |
| 3 | Вертикальный изгиб<br>II тон   | 210                                   | 178  | 209  | 179   |
| 4 | Вертикальный изгиб<br>III тон  | 372                                   | 335  | 338  | 299   |
| 5 | Горизонтальный<br>изгиб II тон | 420                                   | 349  | 419  | 348   |

Таблица 1.9.5 – Собственные колебания балки (натурный эксперимент)

| № | Формы                          | Частоты<br>балки<br>[Гц] | Частоты балки<br>с грузами на<br>концах [Гц] | Частоты балки с<br>грузом<br>посередине [Гц] | Частоты балки с<br>грузами на концах и<br>посередине [Гц] |
|---|--------------------------------|--------------------------|--|--|---|
| 1 | Вертикальный изгиб<br>I тон    | 84                       | 77   | 78   | 70  |
| 2 | Горизонтальный<br>изгиб I тон  | 144                      | 122  | 126  | 112   |
| 3 | Вертикальный изгиб<br>II тон   | 229                      | 218  | 228  | 216   |
| 4 | Вертикальный изгиб<br>III тон  | 363                      | 358  | 360  | 356   |
| 5 | Горизонтальный<br>изгиб II тон | 442                      | 423  | 440  | 418   |

Сравнение результатов:

Расчетные формы и частоты низших тонов, связанных с изгибом в вертикальной плоскости, достаточно близки полученным в эксперименте. Различия расчетных и экспериментальных значений параметров колебаний в горизонтальной плоскости объясняется менее точным моделированием жесткостей сечений, связанных с горизонтальным изгибом.

Грузы, размещенные на концах балки, оказали влияния на все тона, т.к. они находились в местах максимальных амплитуд всех представленных форм колебаний. Частоты всех тонов колебаний снизились на ~10-12%.

Груз, установленный в середине балки, практически не сказался на формах и частотах изгиба II-го тона в вертикальной и горизонтальной плоскостях, т.к. находился вблизи узлов этих форм колебаний. Однако он оказал существенное влияние на I-й тон изгиба, снизив частоту на ~7%.

Эффект от размещения грузов на концах балки и в ее середине в первом приближении может быть учтен суммированием эффектов от установки этих грузов в отдельности. Это свойство (при использовании грузов сравнительно небольшой массы) позволяет упростить настройку инерционных параметров ДПМ.

**Выводы по главе 1:**

1) Предложена методика разработки ДДПМ для исследования в аэродинамических трубах нестационарных аэродинамических нагрузок и характеристик аэроупругости ЛА (в особенности бафтинга).

2) Рассмотрены особенности моделирования явлений динамической аэроупругости на ДДПМ в аэродинамических трубах в трансзвуковом диапазоне чисел  $M$ .

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

Показано, что наибольшую проблему вызывает выполнение условия массового подобия – критерия Ньютона, обусловленную перетяжелением конструкции моделей.

4) 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  $E/\gamma$  и прочностных характеристик гомогенных материалов (металлов), термопластиков и изотропных композиционных материалов для оценки их весовой эффективности при применении в конструкциях ДПМ. Показано, что применение этих материалов и аддитивных технологий обеспечивает выполнение условия массового подобия (критериев  $Nw$  и  $Sh$ ) только для моделей копий и моделей упрощенной конструктивно-подобной схемы.

5) Установлено, что при разработке трансзвуковых ДПМ балочной и пластинной схемы для выполнения условий подобия по массовым и жесткостным характеристикам (критериев Ньютона и Коши) необходимо для моделей балочной схемы использовать (создавать) материалы с заданными значениями параметра  $E/\gamma^2$ , а для моделей пластинной схемы материалы с заданными значениями параметра  $E/\gamma^3$ . К ним в первую очередь относятся полимерные изотропные и анизотропные композиционные материалы с различными армирующими наполнителями, гибридные 2-3 компонентные материалы, в которых одним из компонентов является элемент конструкции модели, изготовленный из термопластика с применением аддитивной технологии.

Также перспективным направлением для снижения массы моделей балочной и пластинной схемы является повышение коэффициента рациональности сечений:

-для балочной схемы это переход от сплошного сечения к пустотелому, в котором внутренний тонкостенный контур изготавливается из термопластика с использованием аддитивной технологии, на который затем наформовываются слои высоко модульного и высоко

прочного однонаправленного углепластика в направлении вдоль оси жёсткости балки  $[0^\circ]$  и под углами  $[\pm 45^\circ]$ ,

- для пластинной схемы это переход от сплошной пластины к трёхслойной панели, состоящей из внутренней тонкостенной панели, изготовленной в виде сотового блока из термопластика на установке быстрого прототипирования, на который сверху и снизу наформовываются слои высоко модульного и высоко прочного углепластика, количество и ориентация которых определяются расчётом по заданной матрице коэффициентов упругого влияния.

6) Дана оценка нагруженности ДДПМ при исследовании бафтинга

7) Предложена процедура уточнения аэродинамических нагрузок на ДДПМ по результатам исследования «жестких» моделей в АДТ

8) С использованием предложенного метода выбраны параметры проектируемой ДДПМ для проведения исследований явлений бафтинга в АДТ

9) Представлен алгоритм выбора проектных параметров ДДПМ. Реализация этого алгоритма продемонстрирована на простом примере (балка постоянного сечения, усиленная слоями ПКМ). Приведены низшие формы и частоты собственных колебаний изгиба с учетом влияния доводочных грузов. Сравнение результатов исследований показывает, что расчетные значения изгибной жесткости сечения, полученные с использованием теоретических соотношений и характеристик материала, учитывающих особенности технологии изготовления ДДПМ, достаточно близки к найденным в экспериментах при статическом нагружении и при проведении резонансных испытаний. Это позволяет считать, что принятая методика расчета и проектирования обеспечивает получение требуемых характеристик ДДПМ.

## **Глава 2. Опыт применения методики разработки дренированных динамически подобных моделей**

Линейная нестационарная аэродинамика в настоящее время все еще служит основой для проведения анализа аэроупругости при дозвуковых и сверхзвуковых режимах полета, когда поток присоединен и при отсутствии движения скачка уплотнения на несущих поверхностях. Однако программы расчетов, основанные на линейной теории, не могут моделировать механизм аэроупругого поведения самолета, включающий движущиеся скачки уплотнения. В последние десятилетия были существенно усовершенствованы методы вычислительной аэродинамики, которые сделали возможным изучение фундаментальных проблем аэроупругости в критическом трансзвуковом режиме.

Непрерывный процесс развития технического и программного обеспечения дает на сегодня возможность численно моделировать такие явления, как флаттер, бафтинг, устойчивость и управляемость, динамический срыв, которые в основном охватывают большинство научных интересов в области нестационарной аэродинамики. Методы определения нестационарных аэродинамических характеристик совершенствуются в течение многих лет в прямой связи с совершенствованием вычислительной техники. Применение процедуры многодисциплинарной оптимизации выдвигает новые высокие требования к пониманию сложных явлений нестационарной аэродинамики и к точности расчета аэродинамических характеристик. В результате вычислительная нестационарная аэродинамика может быть определена как необходимый инструмент, который может применяться на ранних стадиях проектирования и конструирования летательного аппарата.

Анализ полученных результатов показывает, что для типичного современного магистрального самолета с достаточно толстым крылом математические модели упругого самолета с линейной аэродинамикой дают приемлемые характеристики аэроупругости до чисел Маха  $M=0.75-0.8$ . Они с известными поправками могут использоваться для параметрических расчетов характеристик аэроупругости до чисел Маха  $M=0.8-0.82$ . При числах Маха  $M>0.82-0.85$  нестационарные аэродинамические коэффициенты и характеристики аэроупругости ЛА меняются существенно. Характеристики аэроупругости самолета при полёте в трансзвуковом диапазоне чисел  $M$  существенно зависят не только от таких параметров, как число Маха и скоростной напор, но и таких как число Рейнольдса и коэффициент подъемной силы. Расчетами показано, что учет особенностей трансзвукового обтекания может привести к тому, что скоростной напор флаттера в реальном полете будет на 20% ниже полученного без корректного моделирования потока по числу Рейнольдса и коэффициенту подъемной силы [77, 78].

Существенное влияние нестационарности аэродинамических нагрузок проявляется в условиях полета с большими углами атаки и скольжения, при наличии срыва потока с крыла и

других элементов самолета, а также в условиях воздействия атмосферной турбулентности и атмосферных порывов. Кроме того, при полете с трансзвуковыми скоростями, когда на поверхности крыла существуют развитые зоны сверхзвукового течения, возникают нестационарные аэродинамические нагрузки, вызванные изменением интенсивности и колебаниями скачков уплотнения. Нестационарные нагрузки вызывают колебания всей конструкции самолета, в первую очередь, крыла и оперения. Применение стреловидных сверхкритических крыльев большого удлинения ( $\lambda=10.5-12.0$ ) для перспективных околозвуковых магистральных самолетов обеспечивает высокое аэродинамическое качество, однако с ростом удлинения крыла снижается запас по углу атаки между режимом крейсерского полета и режимами начала бафтинга и сваливания. Поэтому при аэродинамическом проектировании таких самолетов актуальным является вопрос об обеспечении необходимого запаса по углу атаки до развития явлений бафтинга крыла и оперения.

Поэтому, основная роль в исследованиях нестационарных аэродинамических характеристик летательных аппаратов по-прежнему принадлежит экспериментальным методам. Для этого проводятся испытания в аэродинамических трубах «жестких» геометрически подобных моделей, упругоподобных моделей, динамически подобных моделей и разработанных сравнительно недавно ДДПМ.

Испытания ДДПМ на сегодня представляют наибольший интерес, как с точки зрения их использования для промышленных задач, так и для верификации методов расчетной аэродинамики. При проектировании ДПМ необходимо соблюсти следующие требования:

1. Критерии подобия, перечисленные в параграфе 1.1
2. Обеспечение требуемых расчётных запасов прочности при испытаниях модели в АДТ на углах атаки и скоростных напорах в заданных диапазонах
3. Выполнение непрерывного контроля за фактическим напряжённо-деформированным состоянием модели во время пуска АДТ
4. Возможность дренирования модели и установки датчиков динамического давления под поверхностью модели в количестве необходимом для воспроизведения физической картины обтекания модели.
5. Наличие внутренних объемов и каналов для акселерометров, кабелей и трубок опорного давления.

Изготовление ДДПМ представляет наибольшую сложность, так как помимо дренирования обтекаемых поверхностей модели необходимо выполнить условие подобия натурной конструкции по формам и частотам собственных колебаний и обеспечить модели необходимую прочность в соответствии с заданными режимами проведения эксперимента в АДТ (диапазона чисел  $M$ , скоростного напора и углов атаки).

Применение полимерных композиционных материалов в конструкции модели, имеющих наибольшую удельную жесткость и прочность, дает возможность спроектировать и изготовить модель, наиболее совершенную по упруго-массовым характеристикам.

Применение ПКМ требует изготовления сложной объемной технологической оснастки в виде мастер моделей, негативных и позитивных прессформ, матриц, прижимов и т.д. Опыт применения аддитивных технологий для изготовления технологической оснастки из термопластиков показал, что этот способ в данном случае является наиболее эффективным. Но главным преимуществом применения этой инновационной технологии является возможность образования внутри модели криволинейных дренажных каналов к датчикам динамического давления, установленных вблизи обтекаемой поверхности модели в заданных сечениях (зонах).

Выполнение требований к геометрическим характеристикам модели осуществляется за счет точности изготовления технологической оснастки, которая в свою очередь зависит от точности работы установки быстрого прототипирования FDM (Fused Deposition Modeling). Поэтому после изготовления оснастка проходит проверку на координатно-измерительной машине (КИМ) на наличие неточностей и дефектов изготовления. В случае необходимости выполняется доводка поверхности оснастки. Завершающим этапом изготовления модели является контрольная проверка ее геометрических характеристик на координатно-измерительной машине.

### **2.1 Применение аддитивных технологий при создании дренированных динамически подобных моделей летательных аппаратов**

На современном этапе промышленной конкуренции основным направлением совершенствования производства является модернизация известных и создание новых технологических процессов [67, 124]. Ведущую роль при этом играют аддитивные технологии или, иначе, технологии послойного синтеза. Из семи базовых принципов процесса 3D печати, наибольшее распространение на сегодняшний день получила экструзия материала, который выборочно подается через сопло или жиклёр. Этот вид печати называется *FDM*-печатью (сокращение от Fused Deposition Modeling). (Типовой 3D принтер показан на рисунке 2.1.1).

Подобные технологии позволяют реализовать основные принципы создания материалов нового поколения и представляют собой инновационный подход к проектированию и изготовлению деталей ДДПМ ЛА по сравнению с традиционными методами литья и обработки на металлорежущих станках.

Широкое распространение *FDM* печати объясняется относительной дешевизной в сравнении с другими принципами 3D-печати и возможностями при проектировании и изготовлении изделий. Однако стоит отметить что прочностные характеристики материала деталей, получаемых с использованием *FDM*-печати, не соответствуют прочностным свойствам

материала нитей, которые при этом используются. Последовательное нанесение чередующихся слоев с заранее определенным и повторяющимся ориентацией укладки ведет к образованию многоуровневой структуры материала.



Рисунок 2.1.1 – 3D принтер

Получаемые в результате материалы отличаются анизотропией свойств в зависимости от направления укладки нитей, различием в толщине укладываемых нитей, и, следовательно, характером разрушения.

Перечисленные факторы отражаются на прочностных характеристиках получаемых материалов, что подтверждается результатами экспериментальных исследований образцов материалов [65]. Разрывная машина с образцами материалов приведена на рисунке 2.1.2.

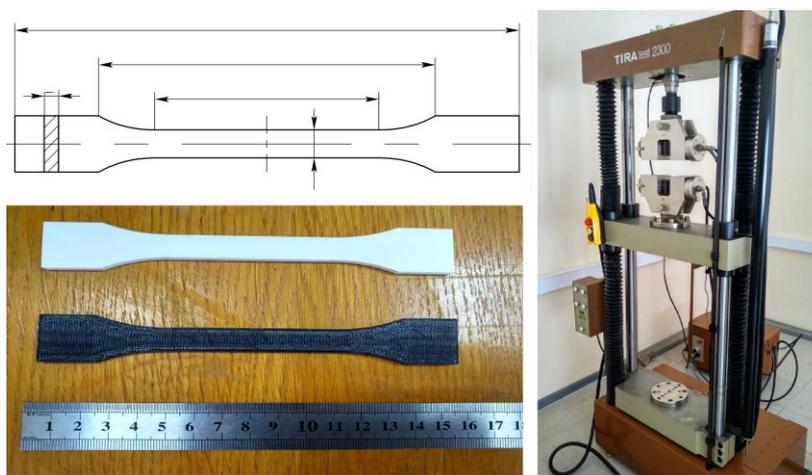


Рисунок 2.1.2 – Разрывная машина и образцы материала

Для соблюдения подобия ДДПМ по массовым и жесткостным характеристикам натурной конструкции в качестве материалов силовых элементов используются ПКМ, обладающие высокими удельными жесткостными и прочностными характеристиками.

Как правило, формообразующие элементы ДДПМ изготавливаются из термопластиков при помощи аддитивных технологий. Такие элементы, обладая сложной пространственной геометрией обеспечивают местную жесткость и устойчивость конструкции, и одновременно являются позитивной прессформой для формования ПКМ.

При проектировании моделей консолей крыльев по балочной схеме из термопластика последовательно изготавливаются: пустотелый сердечник балки, формообразующие нервюры, дренированные блоки, легкоъемные крышки, прессформы для формования из ПКМ отдельных силовых элементов конструкции модели.

Для повышения рациональности сечения балки по массовым и жесткостным характеристикам, формообразующий сердечник балки изготавливается из термопластика на установке быстрого прототипирования в виде пустотелой балки, на которую затем наформовываются несущие слои ПКМ с заданной ориентацией волокон по отношению к оси жесткости несущей балки.

Пустотелый сердечник имеет поперечный силовой набор в виде стенок, из термопластика дающий необходимую жесткость конструкции в направлении перпендикулярном оси жесткости.

Нервюры, изготовленные при помощи аддитивных технологий, имеют наиболее эффективную конструкцию с точки зрения жесткости и весовой эффективности. Уже на стадии проектирования учитываются места для установки акселерометров и технологические отверстия для проводки проводов и трубок от датчиков давления. Так же нервюры выполняют функцию малок для обработки формообразующего пенопласта, заполняющего пространство между нервюрами. Для увеличения жесткости и прочности нервюр, на полки наформовываются ленты из ПКМ (рисунок 2.1.3).

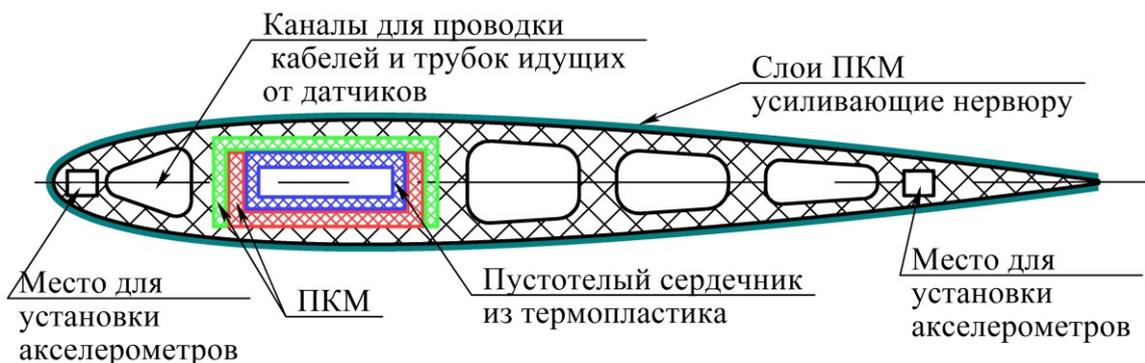


Рисунок 2.1.3 – Типовое сечение трансзвуковой ДДПМ консоли крыла

Для установки датчиков динамического давления используются специальные дренированные блоки из термопластика. Такие блоки имеют сложную пространственную геометрию, содержат много внутренних криволинейных каналов.

ДДПМ имеет множество легкосъёмных люков и вставок для обеспечения доступа к внутримодельному оборудованию. Обеспечение ДДПМ такими элементами конструкции является сложной задачей. При проектировании в конструкцию закладываются специальные углубления конической формы для впаивания металлических втулок в термопластик, а также элементы конструкции выполняющие функции правильной ориентации и посадки двух деталей относительно друг друга.

Исходя из теории подобия органы управления консоли крыла должны быть изготовлены без перетяжеления. Для этого их изготавливают из ПКМ в прессформах. От их качества и точности изготовления зависит качество и точность изготавливаемой детали.

При создании ДДПМ консоли крыла балочной схемы панели обшивки так же изготавливаются из термопластика. Внешние поверхности этих панелей образуют обтекаемую поверхность модели.

Для установки съёмных дренированных вставок, изготовленных из термопластика (например, из поликарбоната), на модели, между панелями обшивки предусмотрены посадочные места.

Передний носок модели изготавливается пустотелым и состоит из съёмных секций для доступа к датчикам и электро - пневмо трассам, закреплённых на передней стенке силовой балки. Задняя кромка модели так же состоит из съёмных секций и изготовлена пустотелой и съёмной для доступа к датчикам, электро- пневмо трассам и к электрогидравлическому силовозбудителю, установленному на задней стенке силовой балки.

При изготовлении ДПМ управляющих поверхностей, имеющих кессонную силовую схему, на 3D принтере изготавливаются крупногабаритные прессформы. Ответной, позитивной, частью прессформы, на которую укладываются слои композита служит сердечник модели, представляющий собой полую сотовую конструкцию, с местами для установки дренированных вставок, и внутренних каналов для трубок опорного давления.

Варьируя внутренней геометрией (толщиной стенки) сердечника можно менять массово-инерционные характеристики модели, практически не меняя общих жесткостных характеристик, т.к. термопластик имеет низкий модуль упругости, а его удельный вес практически идентичен удельному весу ПКМ. С точки зрения весового совершенства конструкции модели, пустотелая форма сердечника является наиболее рациональной.

Благодаря применению аддитивных технологий удалось интегрировать в конструкцию модели посадочные места для установки дренированных вставок, а также изготовить в передней

и задней части формообразующего сердечника каналы для проводки кабелей и трубок опорного давления к датчикам динамического давления (рисунок 2.1.4).

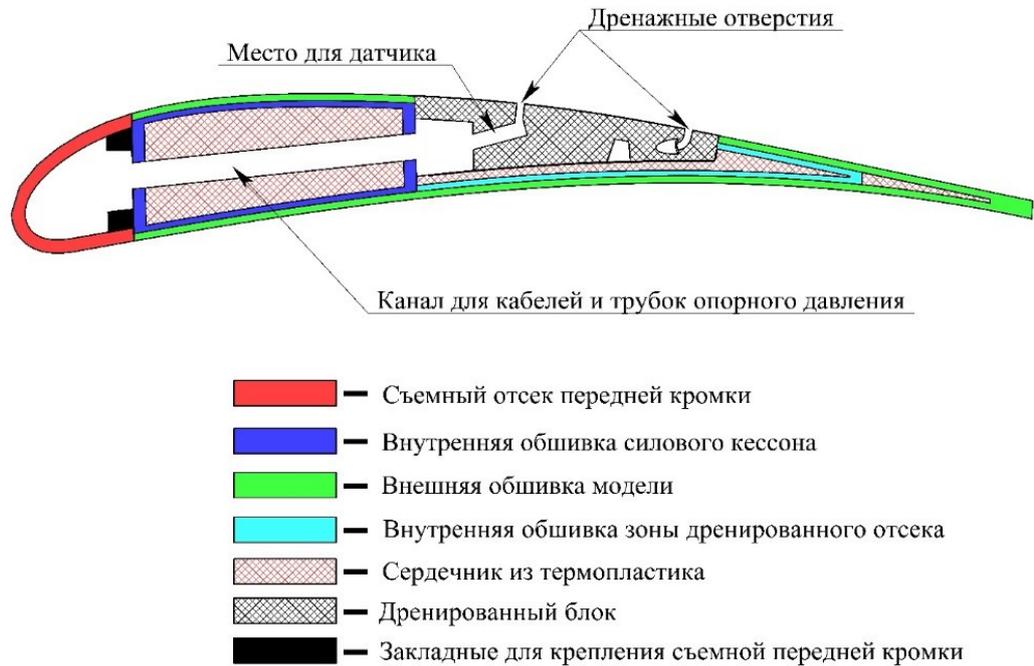


Рисунок 2.1.4 – Конструкция типового сечения ДДПМ внутренней секции закрылка

## 2.2 Дренированная динамически подобная модель консоли крыла ближнемагистрального пассажирского самолета

Созданная модель предназначена для экспериментальных исследований аэроупругих характеристик крыла в диапазоне чисел  $M=0.5 \div 1.1$  в трансзвуковой аэродинамической трубе (рисунок 2.2.1).

ДДПМ имеет пять вариантов аэродинамической компоновки за счёт установки сменных законцовок, имеющих различную геометрическую форму и массово-инерционные характеристики.

Кроме того, при разработке конструкции ДДПМ предусмотрено два варианта жёсткости крепления двигателя, один вариант выноса двигателя вперёд, пять вариантов жёсткости крепления элерона на вращение и два варианта жёсткости пружины, моделирующей центроплан.



Рисунок 2.2.1 – Модель в рабочей части АДТ

Особенностью данной ДДПМ является установка внутри неё специально разработанной малогабаритной электрогидравлической системой возбуждения вынужденных колебаний с дистанционной системой управления [10, 13].

Другой отличительной и важной особенностью ДДПМ является высокая степень оснащения измерительными средствами:

- установлены 30 миниатюрных акселерометров для определения частот и форм колебаний ДПМ в потоке и оценки её состояния до и после пуска АДТ,
- 12 тензометров для мониторинга напряжённо-деформированного состояния ДДПМ в процессе пуска АДТ
- в трёх характерных сечениях по размаху на верхней и нижней поверхности ДДПМ установлены 60 сверх миниатюрных датчиков давления и дополнительно 2 датчика на элероне,
- одновременно для определения распределения давления по всей поверхности в 4-х пусках АДТ использовался метод PSP, для чего поверхность модели была покрыта слоем специальной люминесцентной краски.

В результате разработка конструкции многофункциональной ДДПМ крыла потребовала значительных усилий, поиска новых конструкторских и технологических решений, применения новых материалов и современных технологий, изготовления опытных образцов элементов конструкции модели и выполнения большого объёма жесткостных и частотных испытаний на стендах.

### 2.2.1 Выбор конструктивно-силовой схемы модели

Обычно при моделировании крыла большого удлинения используется балочная схематизация натурной конструкции. Крайне редко на модели воспроизводится конструктивно-силовая схема натурной конструкции. Это обусловлено тем, что при балочной схематизации значительно больше возможностей для проведения параметрических исследований, чем у конструктивно подобной модели.

Поэтому во многом конструкция динамически подобной модели крыла была предопределена большим количеством вариантов сменных параметров, относящихся как к внешним элементам, изменяющим аэродинамическую компоновку модели (законцовкам), так и набором упругих элементов для варьирования жёсткостью крепления элерона, двигателя и консоли крыла к фюзеляжу.

Однако следует подчеркнуть, что в большей степени на разработку конструкции и технологии изготовления модели повлияло требование проведения эксперимента в АДТ на высоком информационно-измерительном уровне. Для этого в модели было установлено 100 датчиков различного типа, проложено более 200 проводов и кабелей, установлено 9 воздушных коллекторов для подачи опорного давления к 62 датчикам динамического давления, разработан и установлен малогабаритный внутримодельный электрогидравлический вибровозбудитель [10].

Выбор балочной схематизации позволил обеспечить оперативный доступ ко всем системам для проверки их функционирования и наладки, как при проведении стендовых испытаний модели в лабораторных условиях, так и при проведении эксперимента в АДТ.

Преимуществом балочной модели является также то, что её прочностные характеристики существенно выше, чем у модели конструктивно-подобной схемы. Последнее очень важно не только с точки зрения повышения «живучести» модели в случае возникновения флаттера, но и для предотвращения возможного повреждения компрессора трансзвуковой АДТ.

### 2.2.2 Исходные данные для проектирования модели

Исходными данными для разработки конструкции модели и расчёта по заданным масштабам моделирования проектных параметров модели являются геометрические, жесткостные и массовые характеристики натурного крыла.

В соответствии с выбранным масштабом линейных размеров ДДПМ спроектирована геометрически - подобной по внешним обводам натурному крылу.

### 2.2.3 Конструкция и технология изготовления модели

Общий вид ДДПМ крыла показан на рисунке 2.2.2, а её конструктивно-технологическая схема подробно представлена на рисунке 2.2.3 и фотография процесса изготовления модели (рисунок 2.2.4).

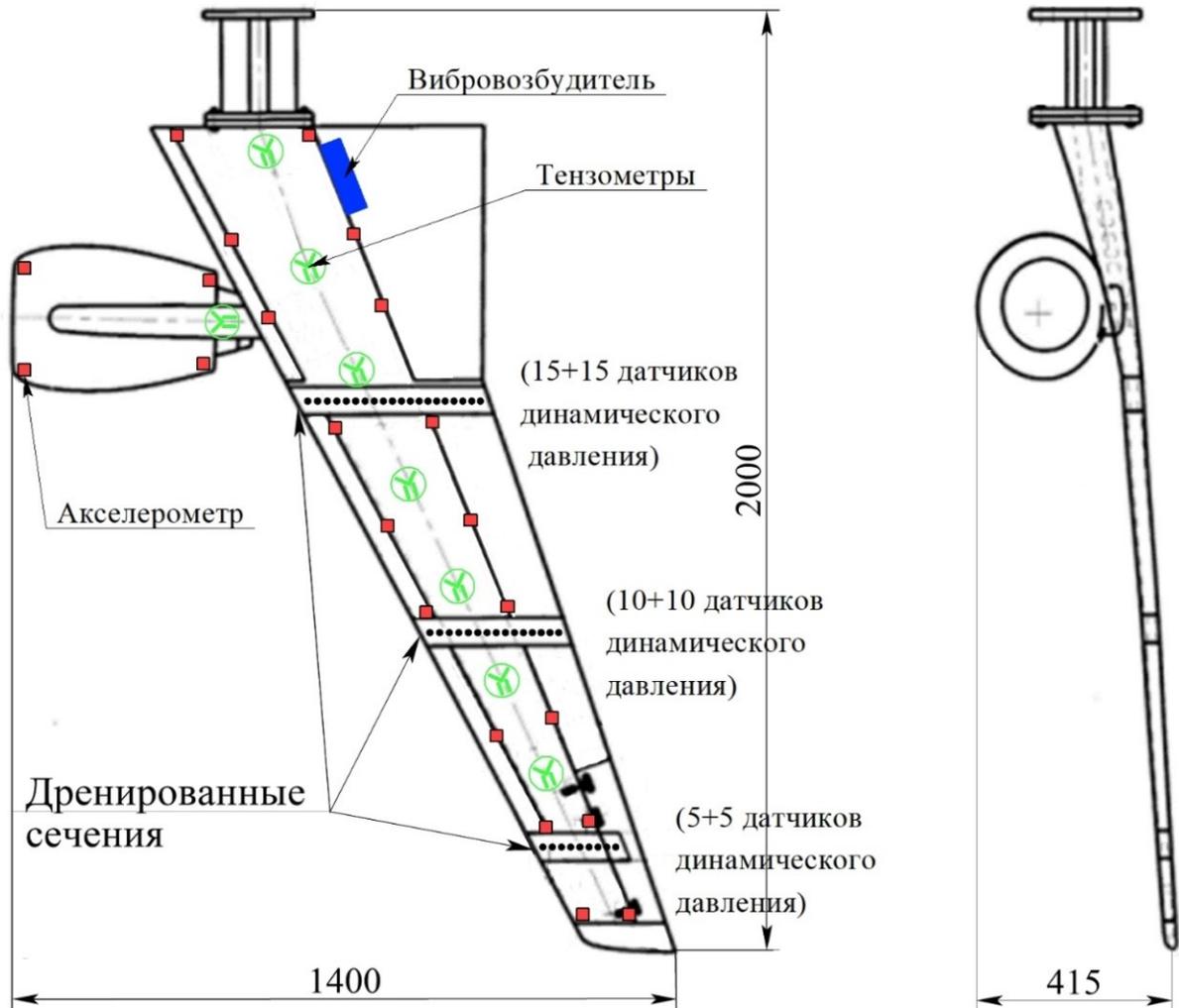


Рисунок 2.2.2 – Общий вид модели

ДДПМ состоит из:

- балки-кессона;
- переднего съёмного носка, состоящего из четырёх секций,
- задней части модели, состоящей из трёх съёмных секций
- элерона
- шарнирных и сменных упругих узлов навески элерона;
- модели двигателя;
- обтекателя пилона двигателя;
- пружины, моделирующей жесткостные характеристики системы крепления двигателя к крылу,

- упругого узла, моделирующего жёсткость центроплана (2 варианта),
- пяти вариантов сменных законцовок крыла,
- обтекателя, имитирующего фюзеляж.

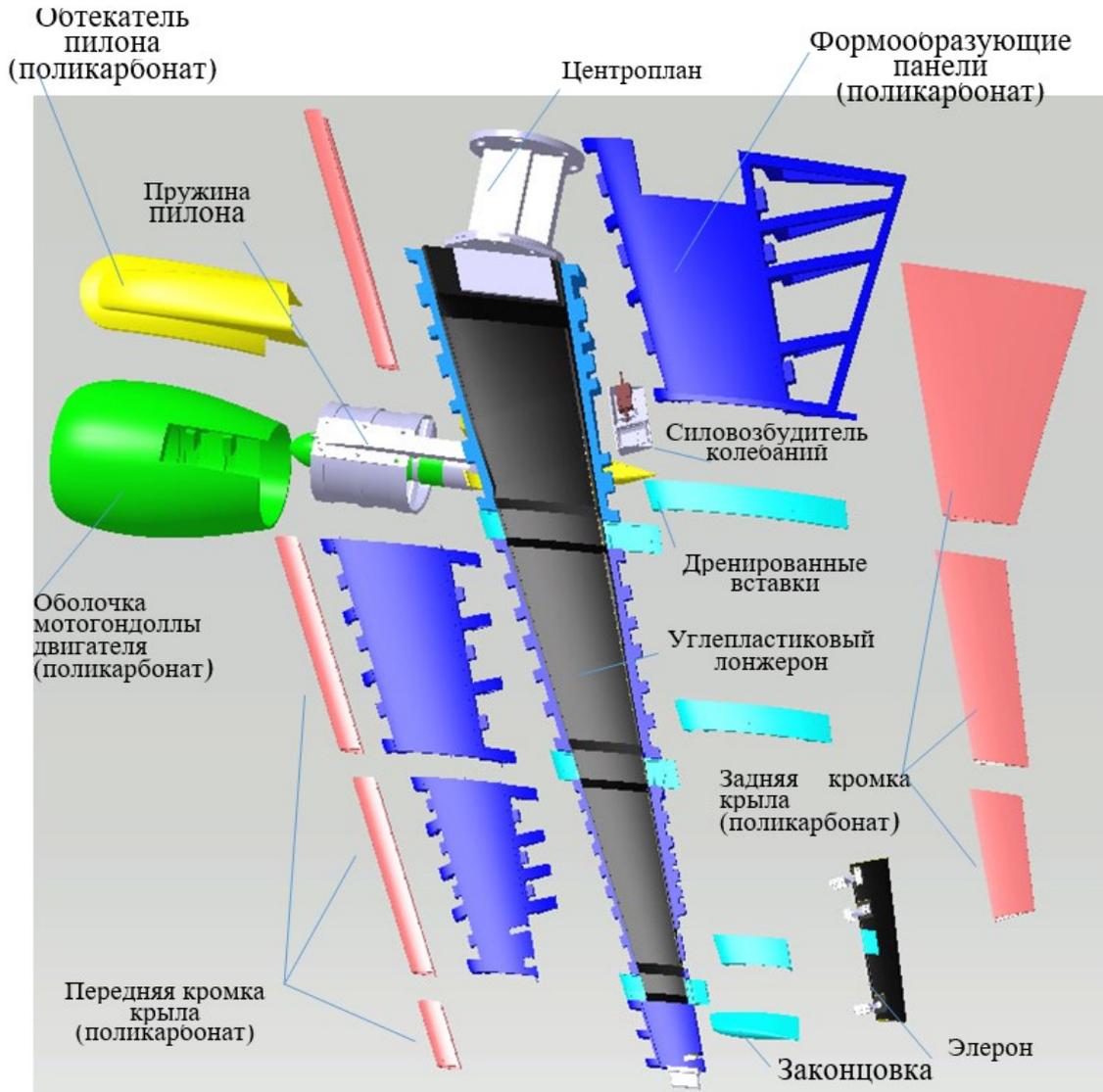


Рисунок 2.2.3 – Конструктивно-технологическая схема ДПМ

Основным несущим элементом модели является лонжерон. На модели он представляет собой балку переменного сечения по размаху из композиционного материала – углепластика. Внутренний, формообразующий контур балки изготовлен из низко модульного материала – поликарбоната. Заданное распределение жесткостных характеристик по размаху обеспечивается слоями высокомодульного и высокопрочного однонаправленного углепластика с расположением слоёв  $[\pm 45^\circ_n/0^\circ_m]$  по отношению к оси жёсткости. Чтобы получить внешние обводы балки с необходимой точностью она была изготовлена методом формования в прессформе. Для

крепления пружины, моделирующей жёсткость пилона двигателя, внутри балки был заложен специальный стальной узел.

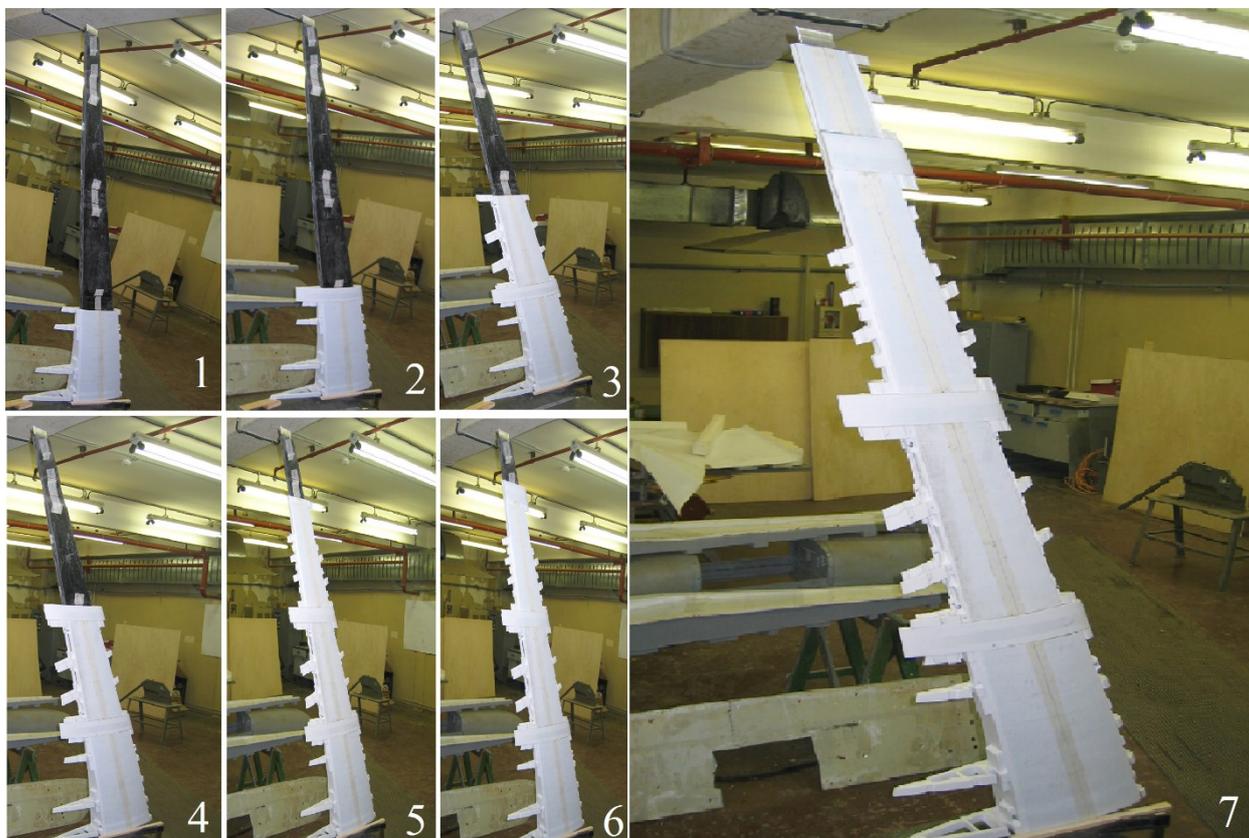


Рисунок 2.2.4- стадии изготовления ДПМ

На верхнюю и, соответственно, на нижнюю поверхность балки были наклеены по четыре панели, изготовленные из поликарбоната методом быстрого прототипирования. Внешние поверхности этих панелей образовывали среднюю обтекаемую часть поверхности модели. Дополнительно кроме клеевого соединения панели стягивались винтами по боковым сторонам силовой балки. При установке на балку между смежными панелями обеспечивался промежуток шириной 60мм. В каждый из них на верхней и нижней поверхности модели устанавливались съёмные дренажные вставки, изготовленные из поликарбоната. Количество дренажных отверстий сверху и снизу в каждом сечении было одинаковым, но по размаху разным. В первом (от корневой нервюры) дренажном сечении модель имела 15+15 дренажных отверстий диаметром 0.8мм, во втором 10+10 и в третьем 5+5 отверстий. Каждое дренажное отверстие заканчивалось камерой, в которой устанавливался ультраминиатюрный датчик давления.

Передний носок модели изготовлен пустотелым из поликарбоната и состоит из 4-х съёмных секций для доступа к датчикам и электро - пневмо трассам, закреплённых на передней стенке силовой балки.

Задняя часть модели состоит из 3-х секций и также изготовлена пустотелой и съёмной для доступа к датчикам, электро-пневмо трассам и к электрогидравлическому силовозбудителю, установленному на задней стенке силовой балки. Поскольку площадь задней части сопоставима с площадью средней силовой частью крыла, то для повышения её прочности и жёсткости на каждую секцию сверху и снизу были наклеены по 4-е слоя однонаправленного углепластика с ориентацией волокон  $[0^\circ/90^\circ/\pm 45^\circ]$  по отношению к задней кромке модели.

На передней и задней стенках силовой балки были также установлены 9 воздушных коллекторов (1 на передней и 8 на задней), через которые подавалось из камеры давления аэродинамической трубы опорное давление воздуха к датчикам динамического давления. Корпуса коллекторов изготавливались из поликарбоната и после запрессовки в них распределительных трубок покрывались герметизирующим лаком. Затем каждый канал отдельно проверялся на герметичность.

Модель элерона спроектирована жёсткой. Она состоит из каркаса, заполненного бальзой, и верхней и нижней панелей обшивки. Каркас изготовлен из поликарбоната, а панели обшивки из 3-х слоёв однонаправленного углепластика с ориентацией волокон по отношению к оси вращения  $[0^\circ/\pm 45^\circ]$ . Элерон имеет три узла крепления к силовой балке модели. Два крайних шарнирных узла с подшипниками, а третий средний узел выполнен в виде крестообразного сменного упругого шарнира для варьирования частотой вращения элерона в заданном диапазоне во время эксперимента в АДТ. Для этого изготовлено пять упругих шарниров с пружинами различной ширины и толщины. Для измерения давления на элероне в его носке была установлена вставка с двумя датчиками давления, расположенными в плоскости концевой дренированной сечения модели (5+5). Одно приёмное отверстие находится на верхней поверхности элерона, а другое на нижней.

Модель двигателя спроектирована жёсткой с протоком и подобной натурному по геометрическим и суммарным массово-инерционным характеристикам. Жесткостные характеристики пилона двигателя моделировались стальной пружиной прямоугольного сечения. В качестве исходных жесткостных характеристик при расчёте параметров пружины использовалась расчётная матрица коэффициентов упруго влияния в центре тяжести двигателя. Один конец пружины крепился тремя болтами к балке крыла, а другой крепился 4 болтами к двигателю. Было изготовлено две пружины: одна с номинальной жёсткостью, а другая с жёсткостью в вертикальной плоскости 75% от номинала. Конструкция двигателя обеспечивала также установку двигателя в более переднее положение по отношению к передней кромке модели крыла.

Пилон на модели воспроизводился только в виде обтекателя, изготовленного из поликарбоната и состоящего из двух частей. Для того чтобы обеспечить свободные колебания

двигателя относительно крыла обтекатель состоял из двух частей, причём одна часть крепилась к двигателю, а другая к крылу. При установке двигателя в переднее положение часть обтекателя, закреплённая на нём, удлинялась с помощью дополнительной секции.

Пять вариантов моделей законцовок крыла спроектированы и изготовлены из поликарбоната и углепластика. Все они подобны натурным конструкциям по геометрическим и массовым характеристикам. При проектировании некоторых законцовок моделировались также и жесткостные характеристики.

Центроплан модели был изготовлен из стали в двух вариантах. Один с номинальной жёсткостью, а другой с уменьшенной жёсткостью на изгиб в вертикальной плоскости ( $\approx 74\%$  от номинала). Центроплан состоит из крестообразной пружины и двух фланцев. При испытаниях в АДТ модель крыла устанавливается на пол рабочей части и находится в вертикальном положении. При этом нижний фланец центроплана крепится к силовой плите пола рабочей части шестью болтами. На верхний фланец крепится консоль модели крыла. Отверстия для болтов в нижнем фланце имеют эллиптическую форму, что позволяет для уменьшения статических аэродинамических нагрузок во время испытаний модели в АДТ изменять перед пуском установочный угол атаки модели в диапазоне  $\pm 5^\circ$ .

Для возбуждения вынужденных колебаний модели в потоке в корневой части модели установлен малогабаритный электрогидравлический вибровозбудитель инерционного типа. Вибровозбудитель смонтирован на дюралевой платформе, которая жёстко закреплена на задней стенке силовой балки на расстоянии 350мм от корневой нервюры. Рабочий диапазон частот силового возбудителя  $5\div 200$  Hz.

Обтекатель крыла представляет собой жёсткий геометрически подобный макет половины фюзеляжа. Обтекатель имеет внизу силовую металлическую раму, на которой закреплён деревянный каркас, заполненный пенопластом. Внешняя поверхность обтекателя оклеена стеклотканью. Для монтажа модели крыла, доступа к болтам крепления центроплана, переходным электроразъёмам и гидравлическим трубкам обтекатель имеет съёмные крышки.

Для измерения давления на ДДПМ наносилось специальное покрытие люминесцентных преобразователей давления (ЛПД). На рисунке 2.2.5 представлен пример представления распределения давления (величин  $C_p$ ) в псевдоцвете на верхней поверхности крыла при  $M=0.85$ . Каждый цвет при данном представлении соответствует определенному значению  $C_p$  в соответствии со шкалой, изображенной на рисунке.

Сравнение результатов (ЛПД) измерений с дренажем для сечения 1 для нескольких чисел Маха показано на рисунке 2.2.6.

В процессе эксперимента существует возможность сравнить два метода распределения давления между собой.

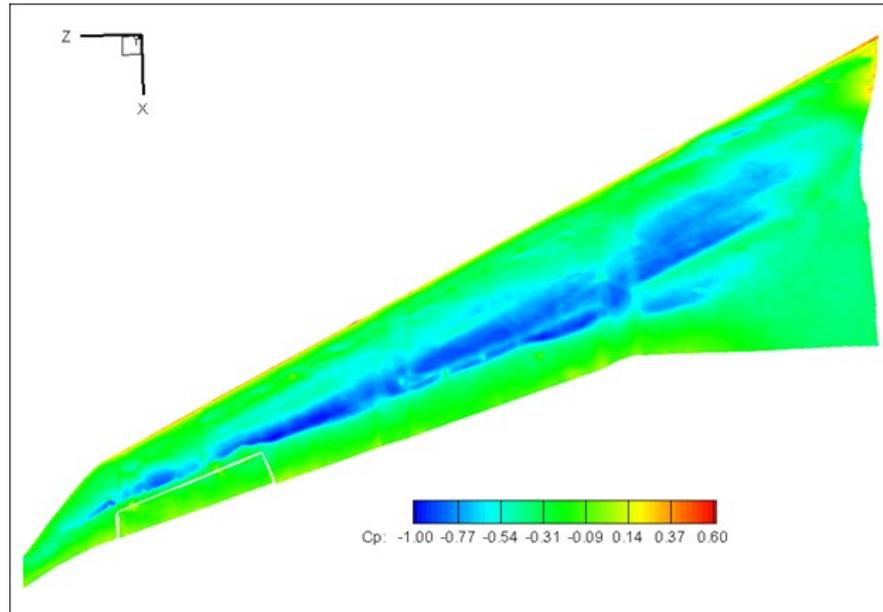


Рисунок 2.2.5 - Распределение коэффициента давления на верхней поверхности крыла при  $M=0.85$  методом (ЛПД)

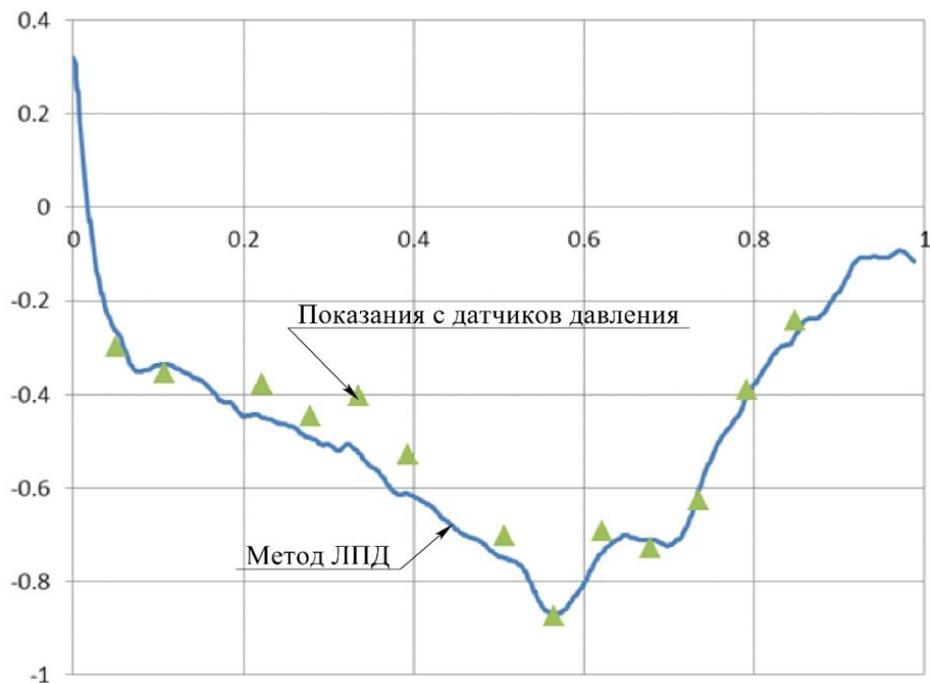


Рисунок 2.2.6 - Сравнение распределения коэффициента давления на верхней поверхности крыла в сечении 1 при  $M=0.82$

Наземные частотные испытания динамически подобной модели крыла (ДПМ) были проведены специалистами отделения аэроупругости ЦАГИ (П.Г. Карклэ, М.А. Пронин, С.Н. Гарцев, Г.В. Лисейкин, А.Н. Шелемова)

Крыло было установлено на горизонтальную силовую плиту. Модель во время наземных частотных испытаний показана на фото (рисунок 2.2.7)

Во время наземных частотных испытаний были получены все собственные тона колебаний в диапазоне частот 8-180 Гц для всех вариантов модели в соответствии матрице наземных частотных испытаний. Были получены частоты собственных колебаний, формы и декременты колебаний (пример изгиба 1-го тона на рисунке 2.2.8 (амплитудно-частотная характеристика и фазово-частотная характеристика))

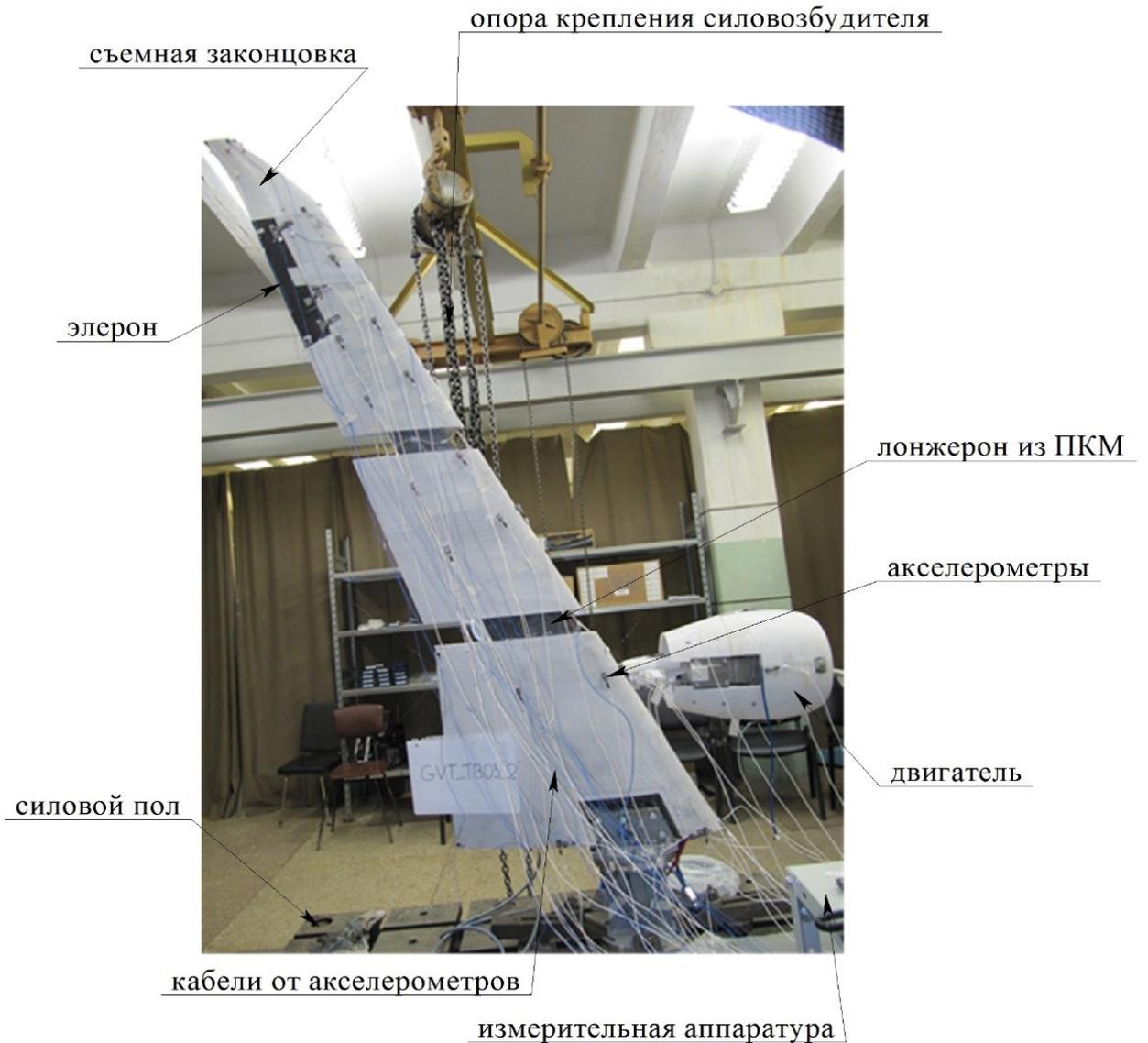


Рисунок 2.2.7 - ДПМ во время наземных частотных испытаний

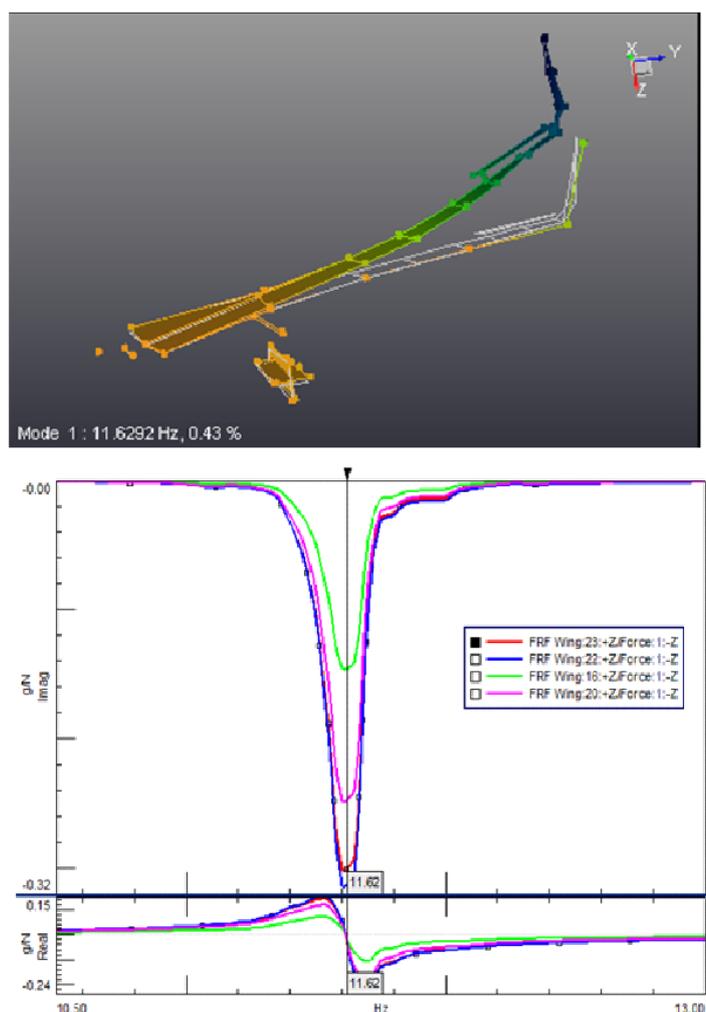


Рисунок 2.2.8 - Изгиб 1-го тона

### 2.3 Дренированная динамически подобная модель консоли крыла самолета транспортной категории

Объектом исследований является ДДПМ консоли крыла самолета транспортной категории для отработки расчетно – экспериментальных методов исследований аэроупругости ЛА с инновационными конструктивными решениями на дозвуковых и трансзвуковых АДТ, сопоставление расчетов и экспериментов, коррекция математических моделей (рисунок 2.3.1).

ДДПМ служит для решения следующих задач:

- получение экспериментальных данных для верификации современных методов и алгоритмов вычисления нестационарных аэродинамических сил, в том числе на трансзвуковых режимах потока;
- получение экспериментальных данных по влиянию статических деформаций на явления аэроупругости;
- отработка принципов моделирования современных систем автоматического, активного управления;

- отработка методов визуализации течения и оценки бафтинга.

### 2.3.1 Конструктивно-силовая схема модели

При проектировании ДДПМ была использована балочная схематизация. Модели балочной схемы обладают большим свободным пространством внутри модели, что обеспечивает возможность для установки внутримодельного оборудования и проведения параметрических исследований.

Следует отметить, что во многом на разработку конструкции повлияло требование проведения эксперимента в АДТ на высоком информационном уровне. Для этого был разработан и изготовлен дренированный блок с 36 датчиками нестационарного динамического давления в сечении крыла на 60% размаха. Кроме того, на модели установлены акселерометры в 7 сечениях на передней и задней кромках. В 5 сечениях лонжерона устанавливаются полумосты тензорезисторов для измерения деформаций кручения и вертикального изгиба. Выбор балочной конструкции позволил обеспечить монтаж и оперативный доступ ко всем измерительным системам для наладки и проверки функционирования, как во время стендовых испытаний, так и при проведении эксперимента в АДТ.

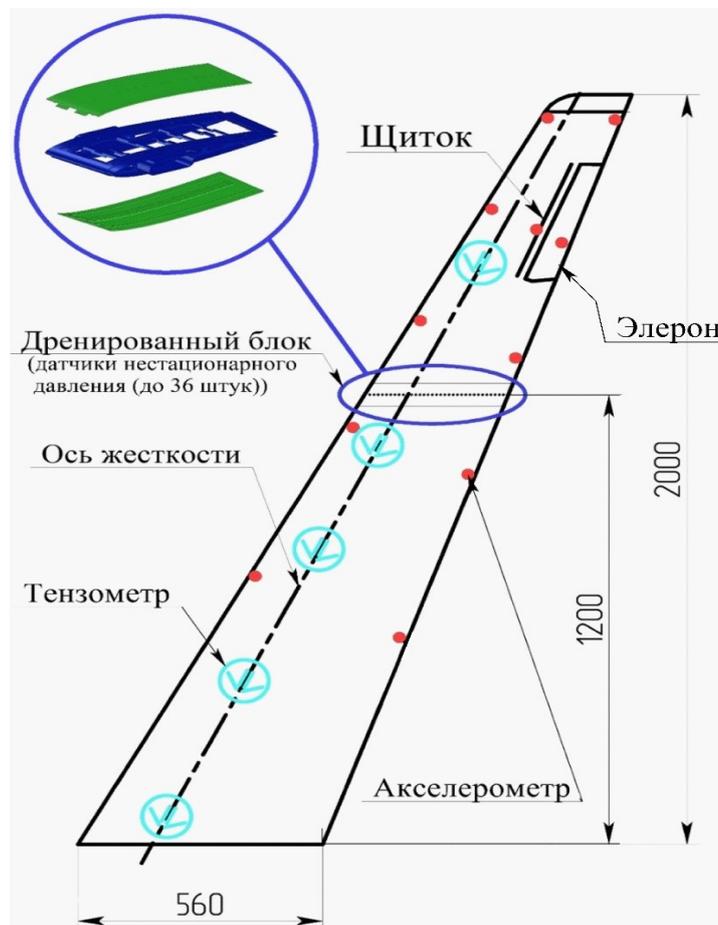


Рисунок 2.3.1- Плановая проекция

Выбор балочной конструкции позволяет обеспечить установку и оперативный доступ ко всем системам для наладки и проверки функционирования, как во время стендовых испытаний, так и при проведении эксперимента в АДТ.

### 2.3.2 Конструкция и технология изготовления модели

Конструктивно-технологическая схема модели представлена на рисунке 2.3.2

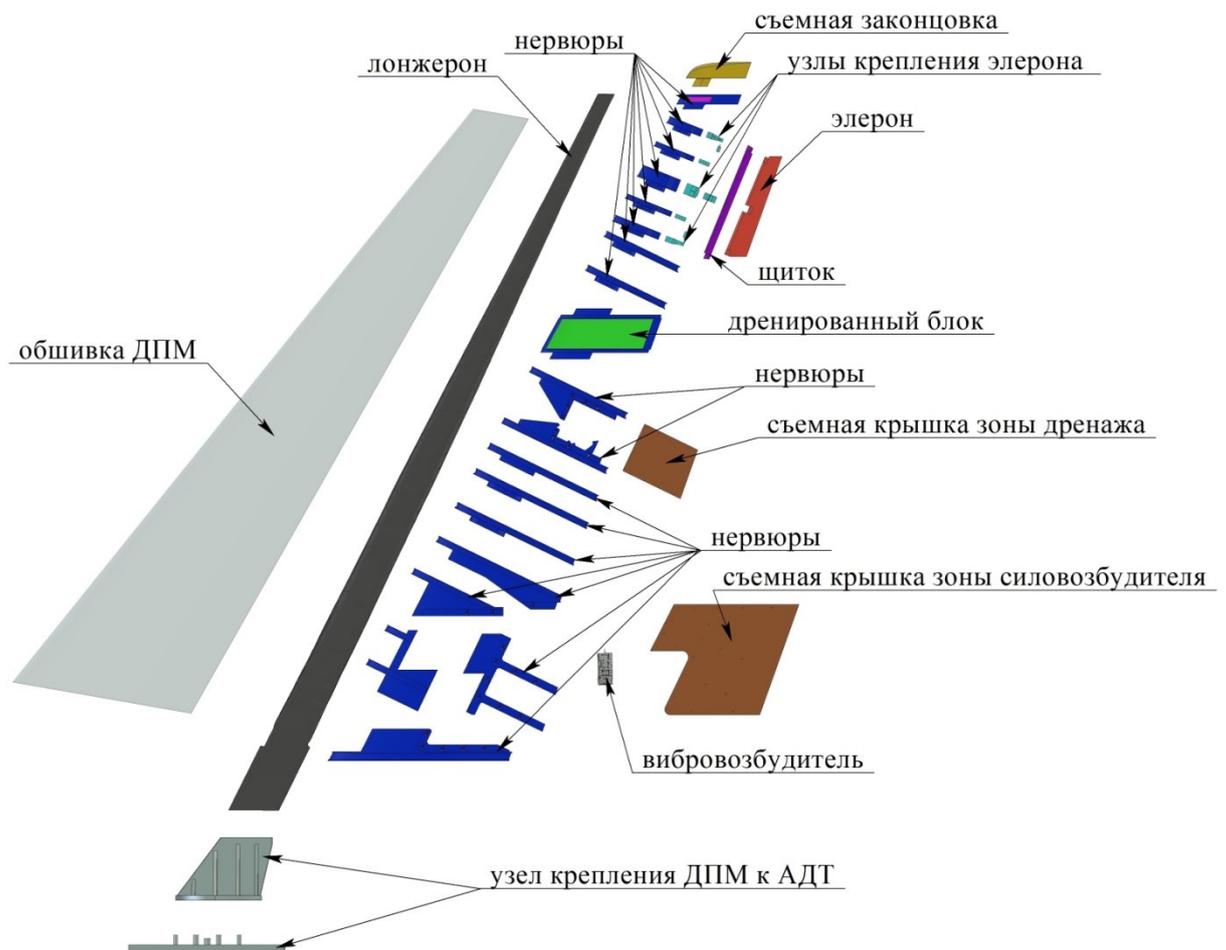


Рисунок 2.3.2- Конструктивно-технологическая схема ДПМ

ДПМ состоит из основных конструктивных элементов:

- балки-лонжерона
- дренированного блока
- нервюр, расположенных перпендикулярно оси жесткости балки лонжерона
- формообразующего заполнителя
- обшивки
- элерона
- 2-х съемных планок для возможности крепления предэлеронных щитков

- шарнирных и сменных упругих узлов навески элерона
- съемной крышки в зоне дренированного блока
- съемной крышки в зоне вибровозбудителя
- вибровозбудителя
- съемной законцовки крыла
- жесткого узла крепления модели в АДТ
- обтекателя, имитирующего фюзеляж

Основным несущим элементом модели является лонжерон, который представляет собой балку переменного прямоугольного сечения, выполненную из высокопрочного композиционного материала - углепластика. Внутренний формообразующий контур балки представляет из себя сборную конструкцию, состоящую из стальной комлевой части, занимающей 23% размаха, в которую вставлена остальная фанерная часть сердечника. Конструктивная схема сердечника лонжерона представлена на рисунке 2.3.3

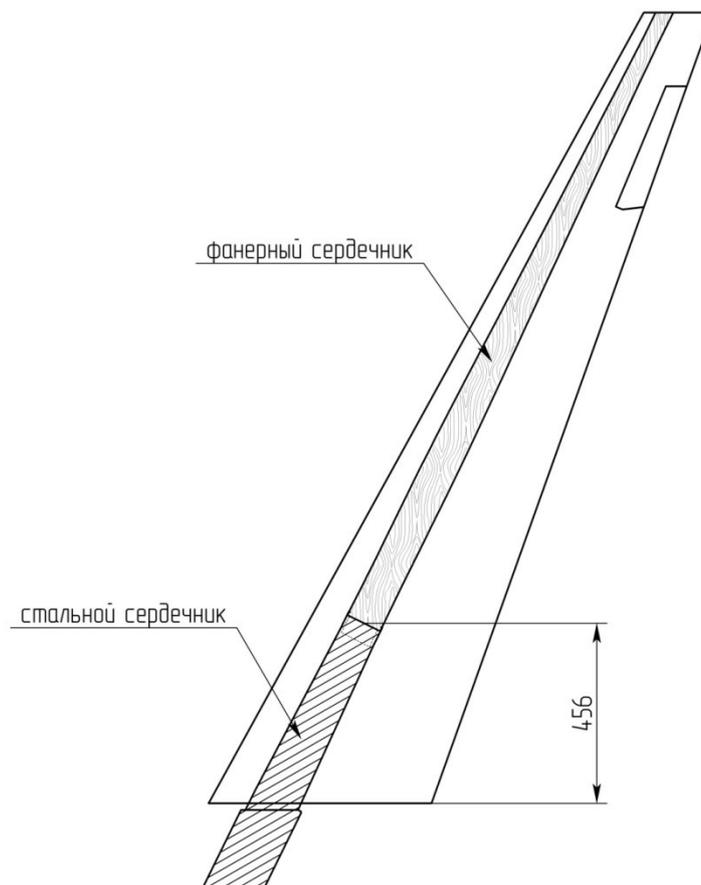


Рисунок 2.3.3 - Схема сердечника лонжерона ДПМ

Заданное распределение жесткостных характеристик по размаху обеспечивается слоями высокомодульного однонаправленного углепластика с расположением слоёв  $[\pm 45^\circ_n/0^\circ_m]$  по

отношению к оси жёсткости. На рисунке 2.3.4 представлена схема укладки слоев вдоль лонжерона.

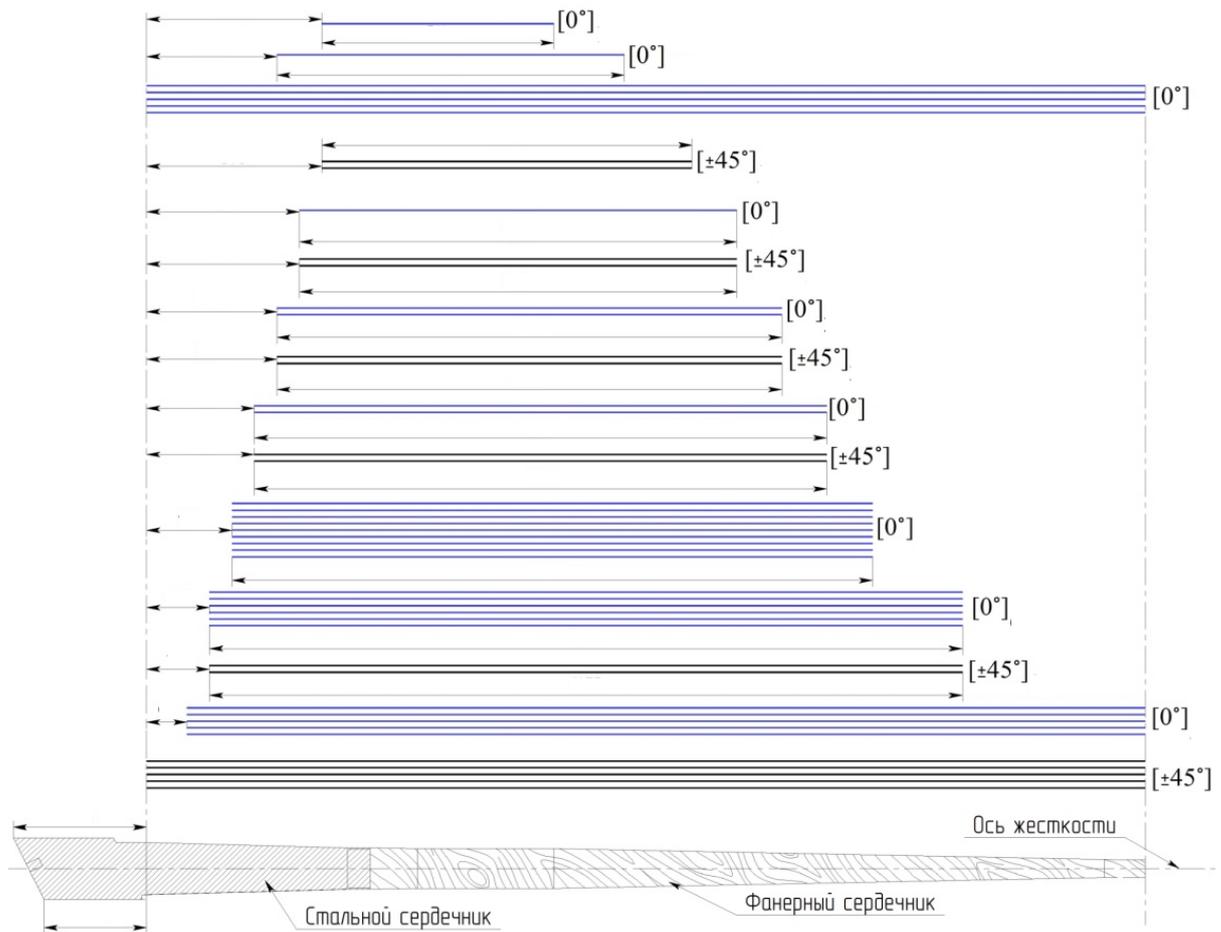


Рисунок 2.3.4 - Схема укладки слоев углепластика вдоль лонжерона

Для хорошего соединения слоев и создания замкнутого контура, слои с ориентацией волокон  $\pm 45^\circ$  укладывались на сердечник в обхват, так как показано на рисунке 2.3.5

На балку-лонжерон, перпендикулярно оси жесткости, установлены нервюры, изготовленные при помощи аддитивной технологии из термопластика. Для придания большей жесткости и прочности на полки нервюр наклеивались пояса из однонаправленного углепластика.

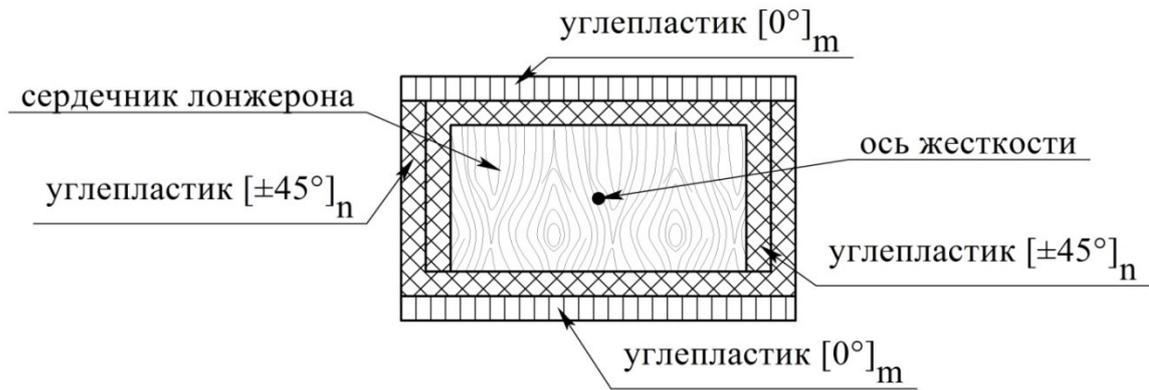


Рисунок 2.3.5 - Схема укладки слоев углепластика на сердечник лонжерона

Слои углепластика ориентированы вдоль хорды профиля нервюры. В носике и хвостике нервюр сделаны отверстия для проводки кабелей и трубок. На рисунке 2.3.6 изображена типовая нервюра, а нервюра, предназначенная для крепления узла навески элерона, показана на рисунке 2.3.7.



Рисунок 2.3.6 - Типовая нервюра



Рисунок 2.3.7 - Нервюра зоны элерона

Для измерения нестационарных аэродинамических характеристик была разработана конструкция дренированного блока. На рисунке 2.3.8 представлены 3D модели дренированного блока в сборе и отдельно верхняя и нижняя панели.

Дренированный блок состоит из жесткого неразъемного каркаса и двух легкоъемных дренированных панелей (верхней и нижней), изготовленных из термопластика по 3D модели на

установке FDM за одну технологическую операцию в автоматическом режиме (изготовленный блок, в сборе и со снятыми панелями изготовленный на 3D принтере показан на рисунке 2.3.9). Это обеспечило высокое качество обтекаемой поверхности, минимальное требуемое расстояние между приемными отверстиями на поверхности модели и минимальную длину канала от дренажного отверстия до приемного отверстия в датчике динамического давления в соответствии с требованиями к получению необходимого объема информации и точности измерения нестационарных аэродинамических нагрузок.

Верхняя и нижняя легкосъёмные панели блока имеют приёмные дренажные отверстия, и камеры внутри них для установки датчиков динамического давления. Посадочные места для установки легкосъёмных дренированных панелей в каркас блока имеют герметизирующие канавки, которые заполняются перед установкой панелей эластомерным материалом типа силиконовой резины для герметизации обтекаемой поверхности модели.

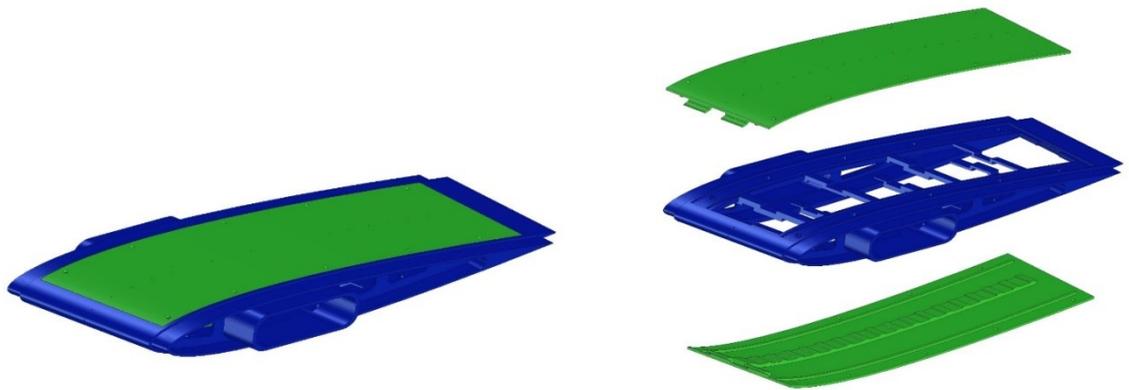


Рисунок 2.3.8 - 3D модель дренированного блока

Каркас состоит из двух силовых нервюр, жёстко соединённых по передней и задней кромкам и продольных стенок, расположенных параллельно боковым стенкам балки-лонжерона. Передняя и задняя кромки каркаса также имеют приёмные дренажные отверстия с камерами для установки датчиков динамического давления.

По существу, дренированный блок с установленными датчиками динамического давления представляет собой прецизионный легко адаптируемый в конструкцию ДДПМ многоканальный прибор для измерения распределённых нестационарных аэродинамических характеристик в сечении с произвольной формой профиля.

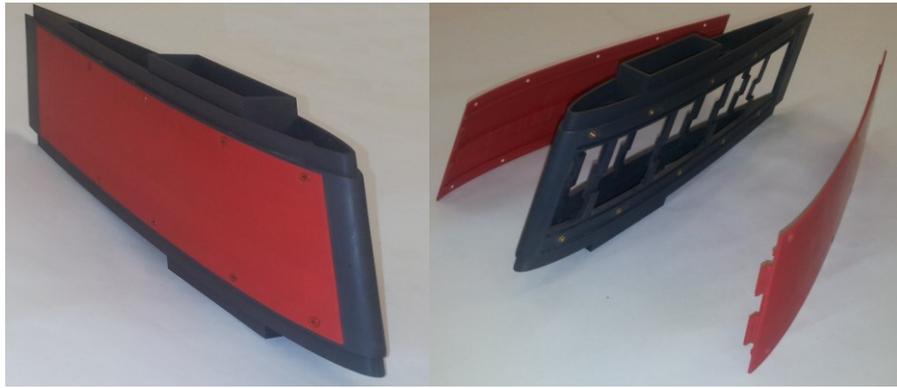


Рисунок 2.3.9 - Дренированный блок

Внутренний свободный объём каркаса модели между элементами конструкции заполнен формообразующим пенопластом (рисунок 2.3.10) с удельным весом  $0,14 \text{ гр/см}^3$  марки ПХВ-1-115. В пенопласте выполнены каналы для подводки электропитания и трубок с опорным давлением воздуха к датчикам динамического давления. Снаружи на поверхность модель наклеен защитный слой стеклопластика. Поперечное сечение модели дано на рисунке 2.3.11.

Элерон модели состоит из верхней и нижней панелей обшивки и пенопластового наполнителя. Панели обшивки состоят из шести слоёв однонаправленного углепластика с ориентацией волокон по отношению к оси вращения  $[0^\circ; \pm 45^\circ]_m$ . Для обеспечения точности геометрических характеристик элерона панели обшивки формовались в негативных прессформах, изготовленных с помощью аддитивных технологий (рисунок 2.3.12). Элерон имеет три узла крепления к силовым нервюрам модели. Два крайних узла выполнены в виде шарниров, а третий средний узел в виде упругого шарнира со сменными пружинами. Изготовлено 3 варианта пружин для испытаний ДДПМ с углами отклонения  $0^\circ$ ,  $2^\circ$  и  $4^\circ$ . При отклонении элерона на  $4^\circ$  был дополнительно разработан вариант бесщелевого элерона.

Для обеспечения проведения эксперимента с щитком элерона, перед элероном на верхней и нижней поверхностях крыла устанавливаются специальные легкосъёмные планки. При испытаниях без щитка планки обеспечивают воспроизведение геометрии внешнего контура крыла. При проведении эксперимента с щитком/элероном планки демонтируются и на их место устанавливается щиток. Сечение крыла с установленным щитком/элероном показано на рисунке 2.2.13.

ДДПМ крыла имеет съёмную законцовку (рисунок 2.3.14). Для крепления к модели крыла законцовка имеет выступ, вставляемый внутрь лонжерона. В лонжероне выступ законцовки фиксируется винтами. Для простоты монтажа и демонтажа законцовки в концевой нервюре крыла предусмотрены с двух сторон небольшие лючки, расположенные симметрично, относительно плоскости хорд крыла, обеспечивающие доступ к винтам крепления законцовки. 3D модель концевой части крыла представлена на рисунке 2.3.15.



Рисунок 2.3.10 - ДДПМ с установленным пенопластом

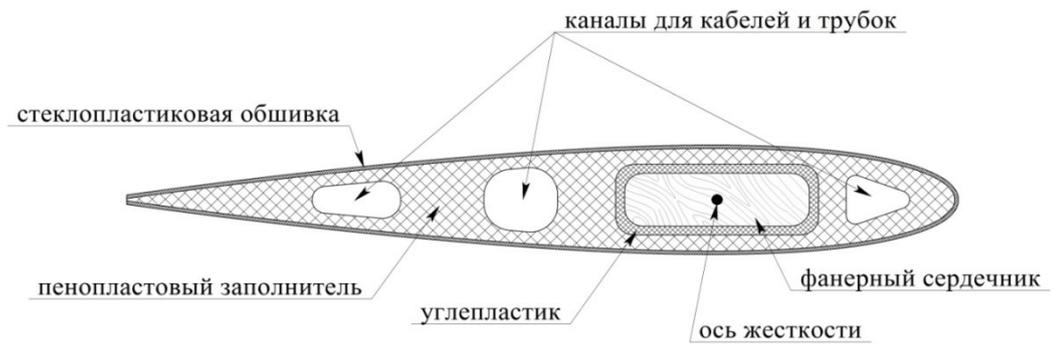


Рисунок 2.3.11 - Поперечное сечение ДДПМ



Рисунок 2.3.12 - Две половины элерона, уложенные в прессформы

Внутри модели установлены 3 коллектора через которые подавалось из камеры давления АДТ опорное давление воздуха к датчикам динамического давления. Корпуса коллекторов изготавливались из поликарбоната и после запрессовки в них распределительных трубок покрывались герметизирующим лаком (рисунок 2.3.16)



Рисунок 2.3.13 - Сечение крыла с установленным щитком/элероном



Рисунок 2.3.14 - Съемная законцовка ДДПМ

Для доступа к разъёмам датчиков давления, установленным в дренированном блоке, выполнен специальный отсек с легкосъёмной крышкой. В отсеке помимо разъемов установлены коллектора опорного давления. Легкосъёмная крышка отсека изготовлена из термопластика с последующим армированием ПКМ.

Для установки модели в рабочей части аэродинамической трубы используется поворотный узел крепления (рисунок 2.3.17). Узел крепления состоит из 2-х жестких уголков, между которыми зажимается комлевая часть лонжерона ДДПМ. Узел закрепляется болтами к массивной и жёсткой плите, установленной на силовом полу рабочей части АДТ. Конструкция узла обеспечивает возможность изменения угла атаки ДДПМ.

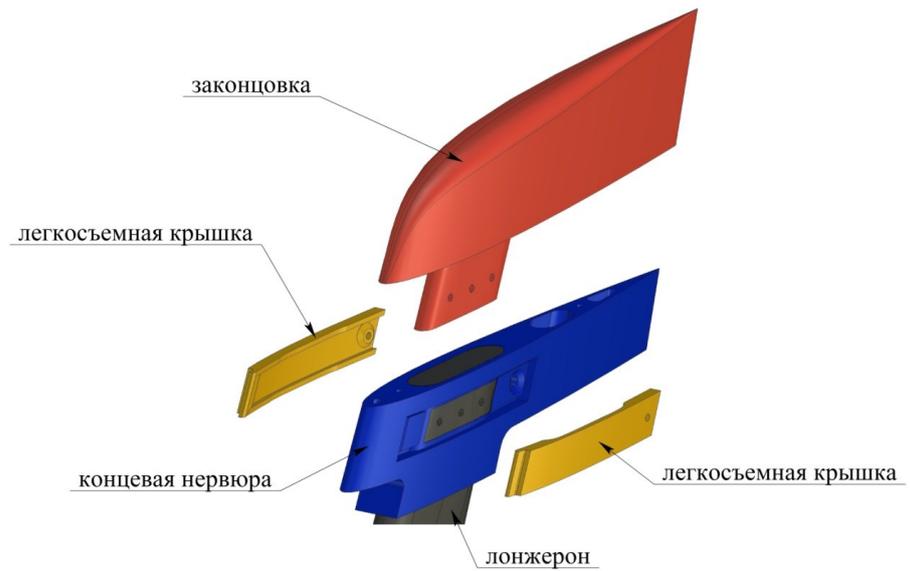


Рисунок 2.3.15 - 3D модель зоны конца крыла

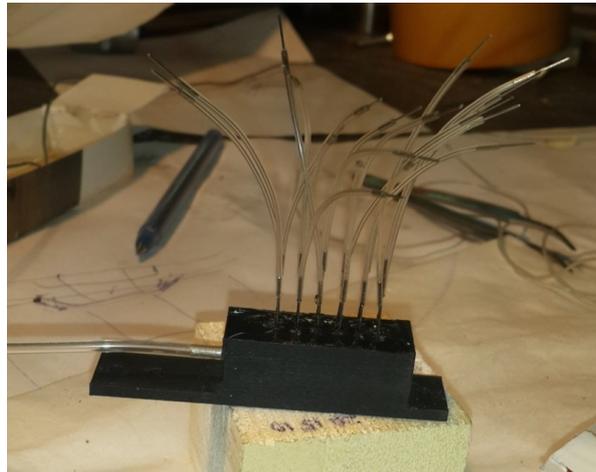


Рисунок 2.3.16 - Коллектор опорного давления



Рисунок 2.3.17 - Узел крепления модели в трубе

Фотография ДДПМ , установленной в рабочей части АДТ, приведена на рисунке 2.3.18.



Рисунок 2.3.18 - ДДПМ в рабочей части АДТ

2.3.3 Проверяемые с помощью ДДПМ результаты расчетных исследований обтекания упругого крыла

На рисунках 2.3.19 и 2.3.20 (Амирьянц Г.А.) приведены расчетные зависимости производной аэродинамической силы  $C_y$  и аэродинамического момента  $m_x$  от угла отклонения элерона на числе Маха  $M=0,7$ . Видно, что на скоростном напоре  $q > 20$  кПа возникает реверс элерона, что не допустимо для самолетов транспортной категории.

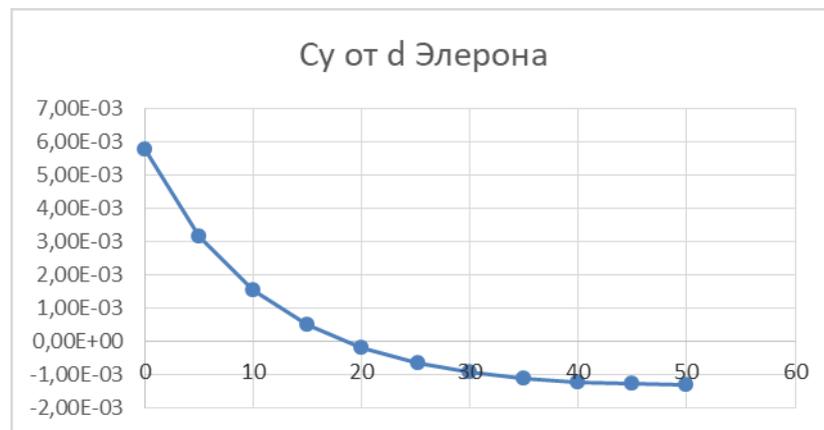


Рисунок 2.3.19 – Влияние скоростного напора на производную аэродинамической силы  $C_y$  от угла отклонения элерона на числе Маха  $M=0,7$

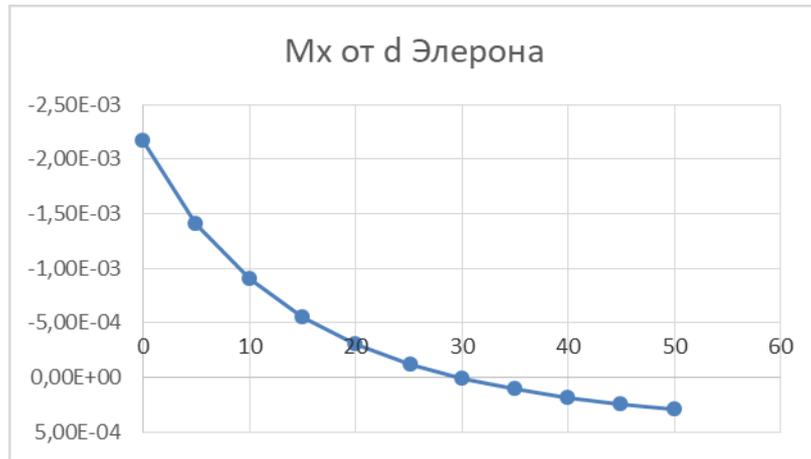


Рисунок 2.3.20 - Влияние скоростного напора на производную аэродинамического момента  $m_x$  от угла отклонения элерона на числе Маха  $M=0,7$

Применение инновационных конструктивных решений для обеспечения безопасности полетов по условиям нагруженности, ресурса, аэроупругости требуется комплексные исследования их эффективности с учетом различных факторов, в том числе динамического нагружения. На рисунках 2.3.21 – 2.3.26 приведены результаты расчетных исследований по программе ANSYS динамического нагружения консоли (Теперин Л.Л.). Образование вихря за щитком-интерцептором (рисунок 2.3.21) резкое увеличение пульсации в зоне щитка с частотой 12 – 15 Гц, близкой к собственной частоте 1-го тона изгиба консоли, перераспределению подъемной силы и положению аэродинамического фокуса вдоль размаха (рисунок 2.3.22 – 2.3.23). При числах Маха  $M=0,5-0,7$  происходит затухающие колебания модели (пульсаций).

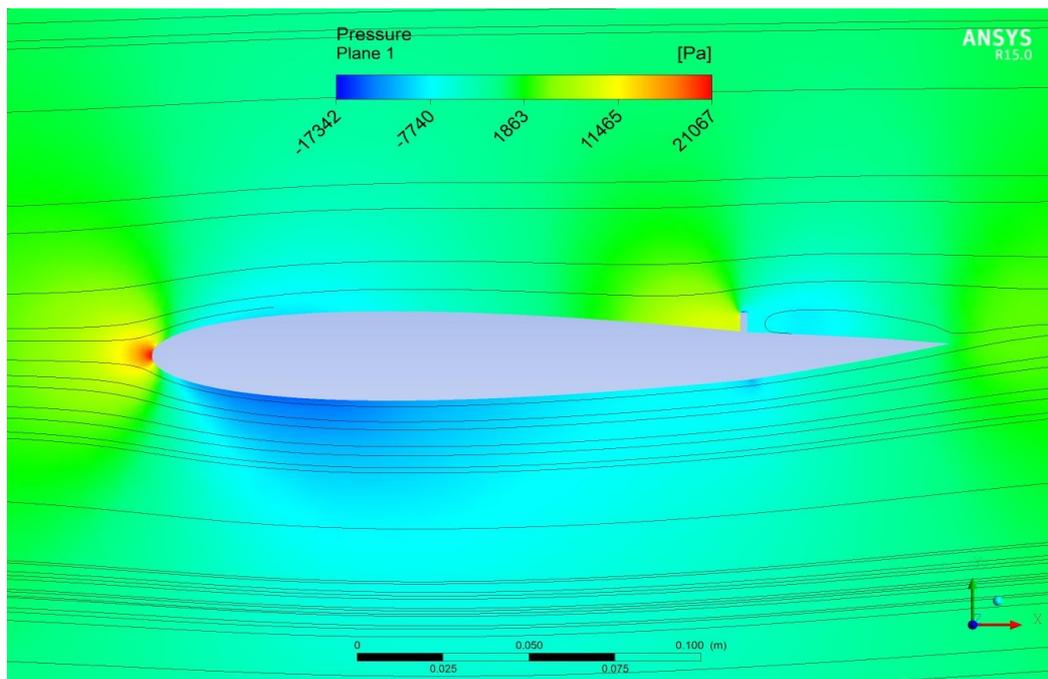


Рисунок 2.3.21 - Образование вихря за щитком-интерцептором

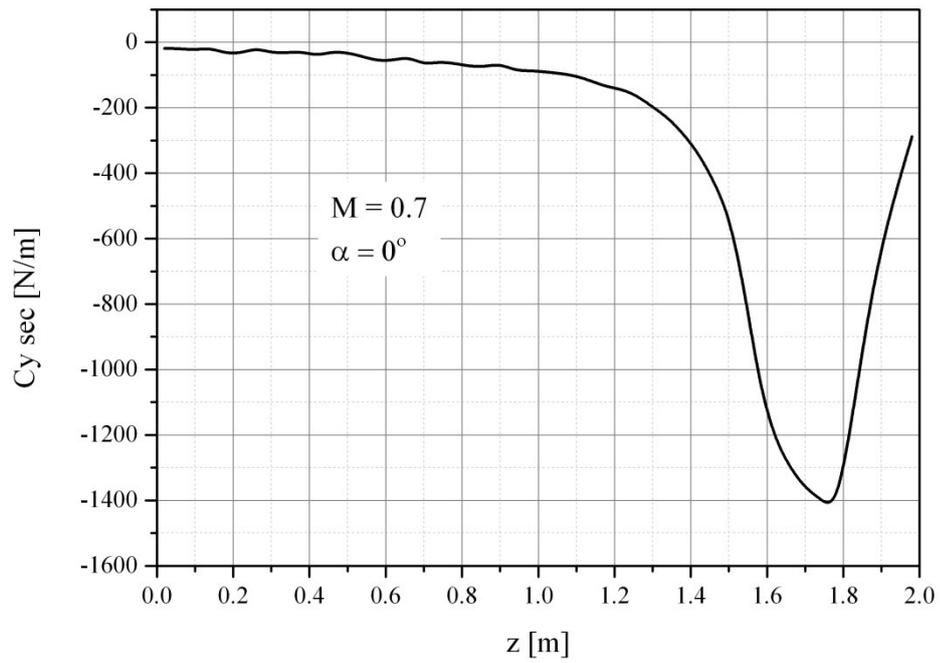


Рисунок 2.3.22 - Распределение подъемной силы вдоль размаха

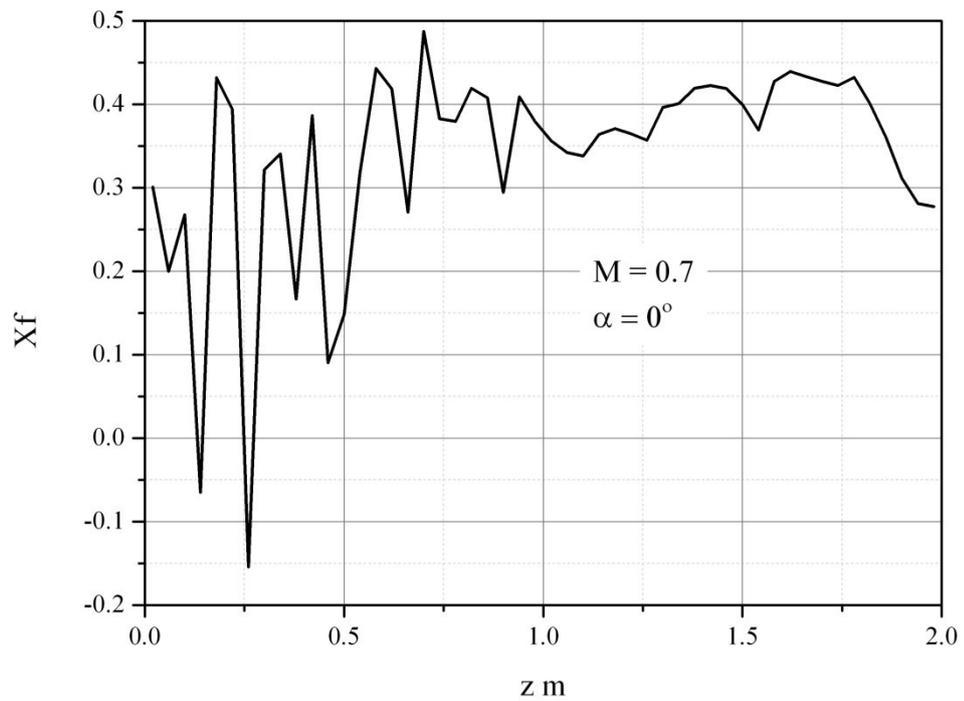


Рисунок 2.3.23 - Распределение аэродинамического фокуса вдоль размаха

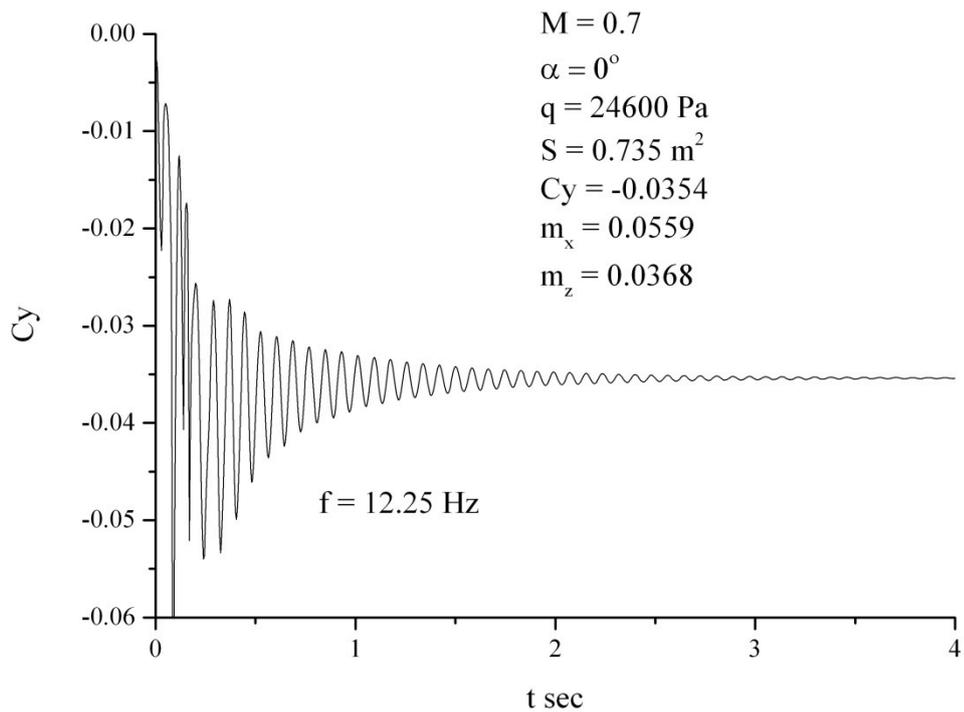


Рисунок 2.3.24 – Динамическое нагружение консоли

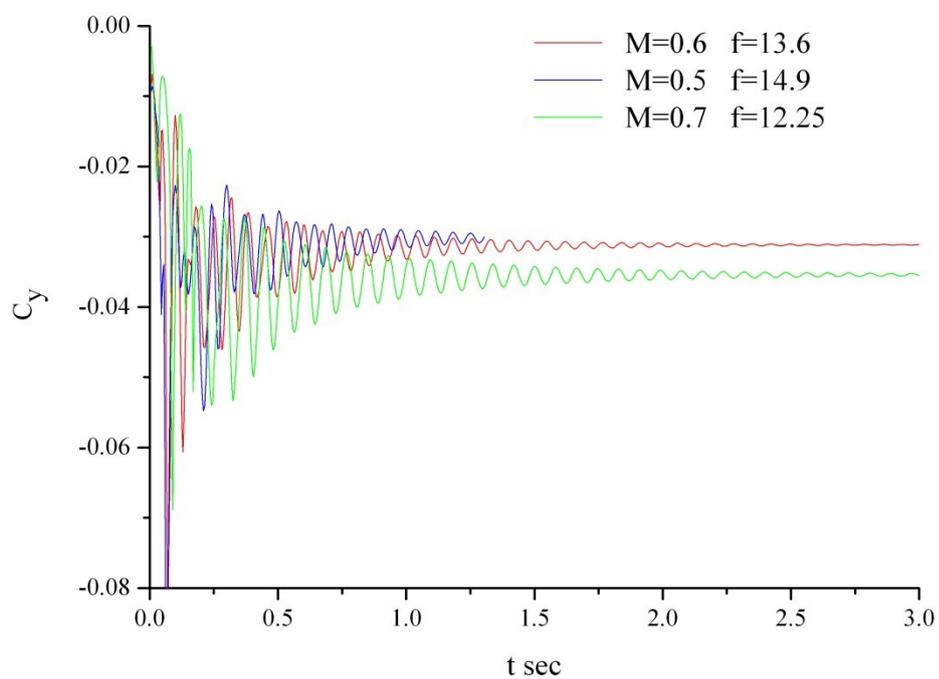


Рисунок 2.3.25 – Динамическое нагружение консоли

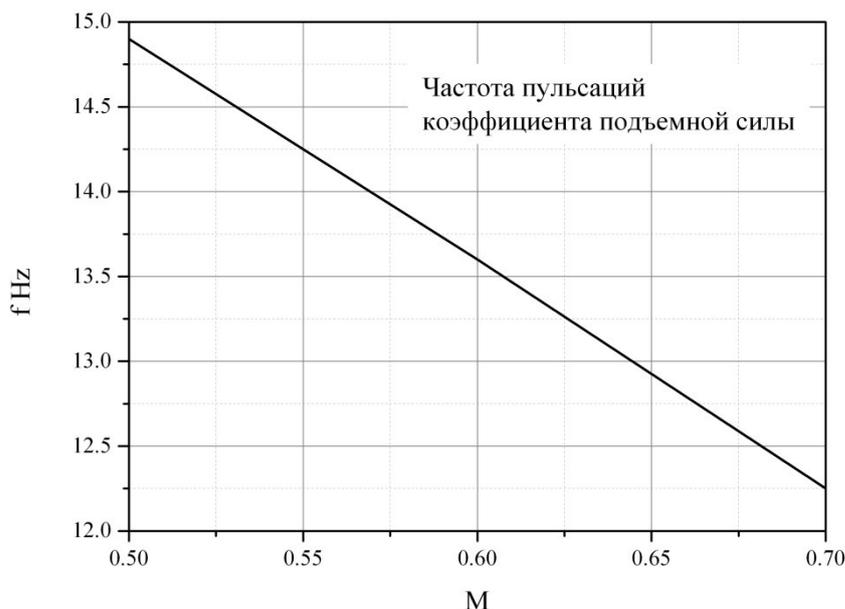


Рисунок 2.3.26 – Частота пульсаций коэффициента подъемной силы консоли

Некоторые результаты испытаний динамически-подобной модели в трансзвуковой аэродинамической трубе:

С помощью, разработанной ДДПМ при различных числах М проведены исследования комбинаций:

- Щиток элерон, различных вариантов законцовок, измерены шарнирные моменты элерона.
- Проведены исследования флаттерных характеристик ДДПМ.
- Показано что комбинация щиток-элерон увеличивает амплитуды колебаний от 30%-200%, но при этом снижается шарнирный момент.

Некоторые результаты показаний тензодатчиков для крутящего момента приведен на рисунке 2.3.28, для изгибающего момента на рисунке 2.3.29, для шарнирного момента элерона на рисунке 2.3.30.

По изгибающему и крутящему моментам наибольшую эффективность показывает комбинация «щиток-элерон» и угол атаки. При этом элерон по показаниям датчиков изгибающего момента находится в реверсе.

M=0.5 Сечение 2 (кручение)

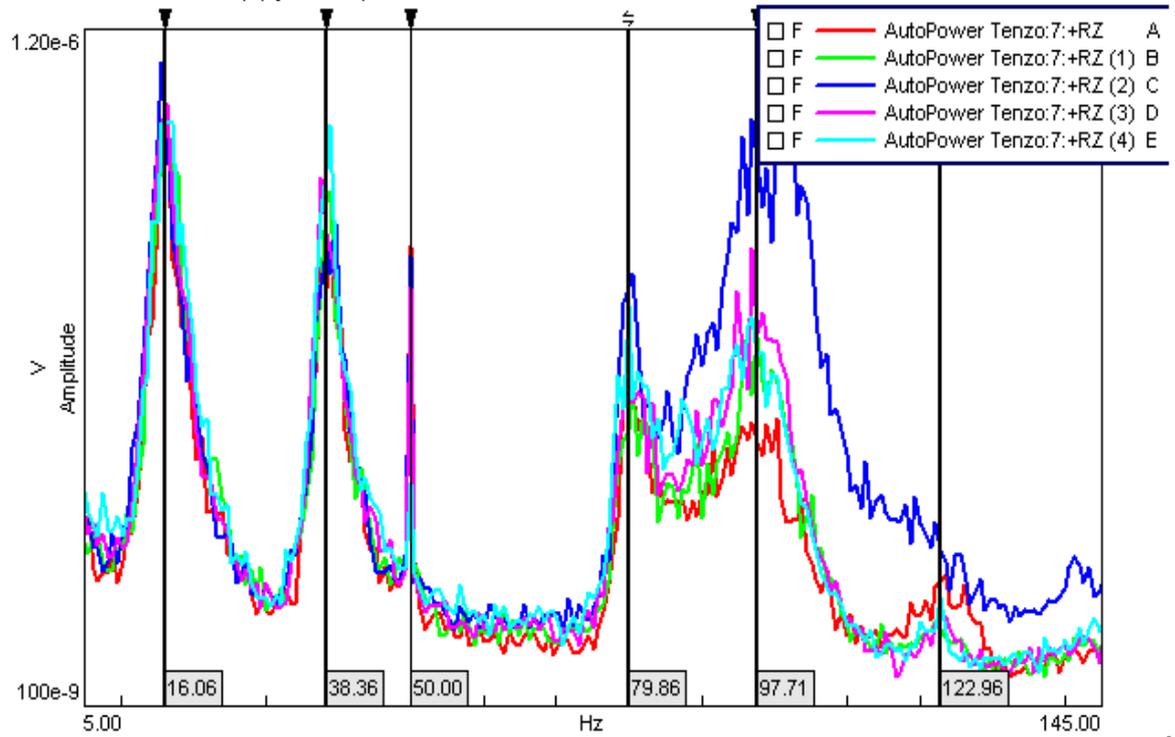


Рисунок 2.3.28 – Амплитуды крутящих моментов

M=0.5 Сечение 1 (изгиб)

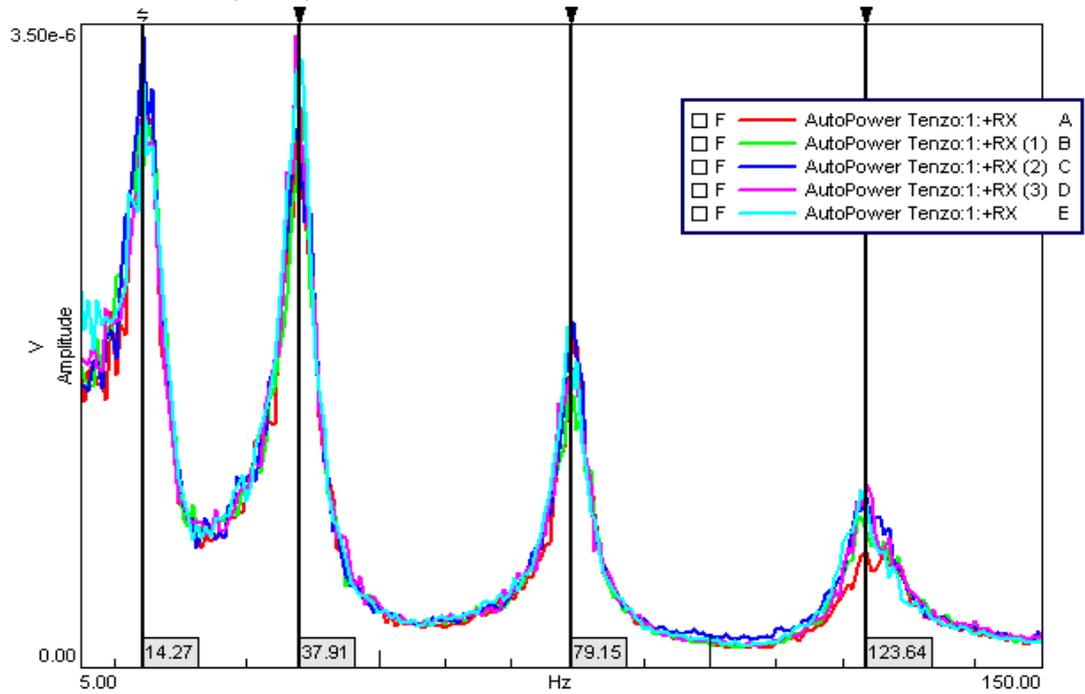


Рисунок 2.3.29 - Амплитуды изгибающих моментов

M=0.7 Элерон (шарнирный момент)

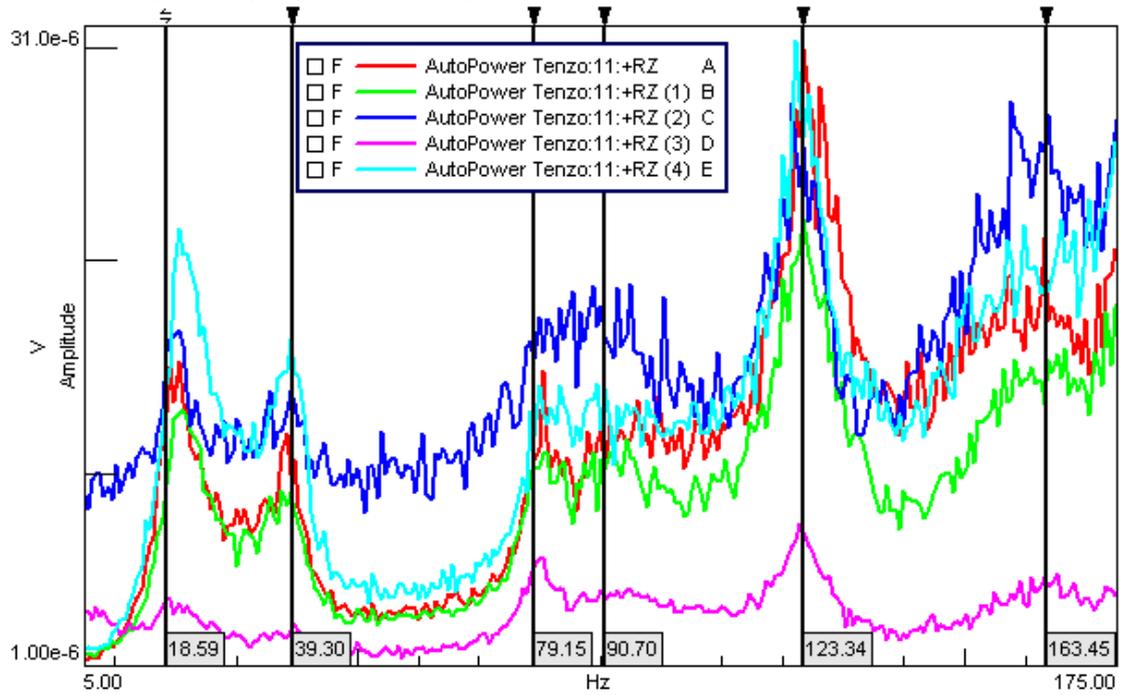


Рисунок 2.3.30 – Датчик шарнирного момента элерона (тензодатчик)

Приведены зависимости распределений  $C_p$  и перепадов давления  $\Delta C_p$  от конфигурации модели. Существенные изменения распределений возникают для комбинации «щиток-элерон». (Рисунки 2.3.31, 2.3.32)

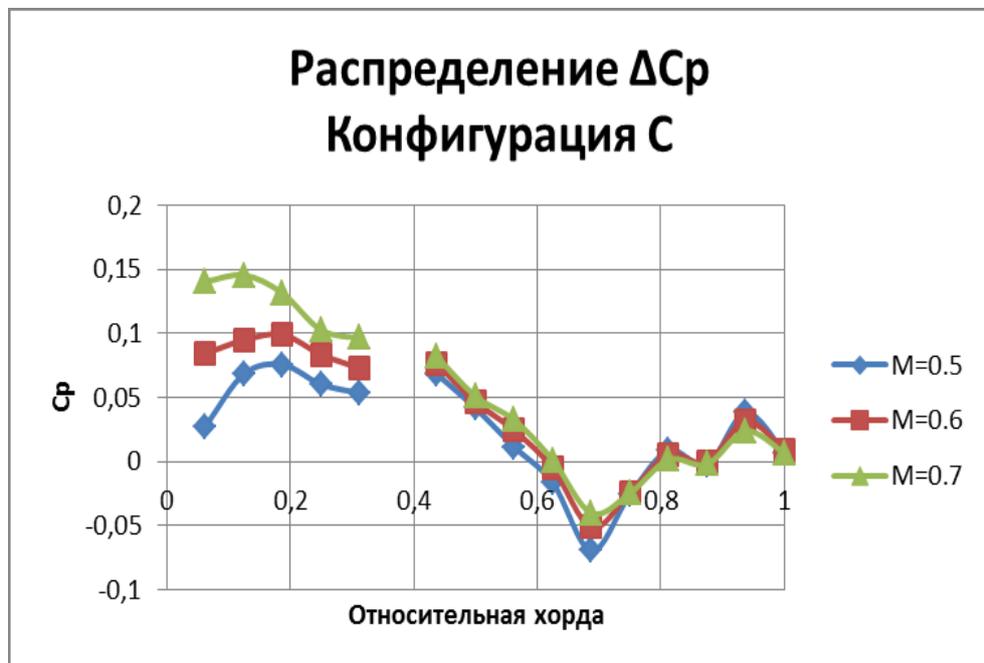


Рисунок 2.3.31 - Зависимость перепадов давления  $\Delta C_p$  от конфигурации модели (Элерон + щиток)

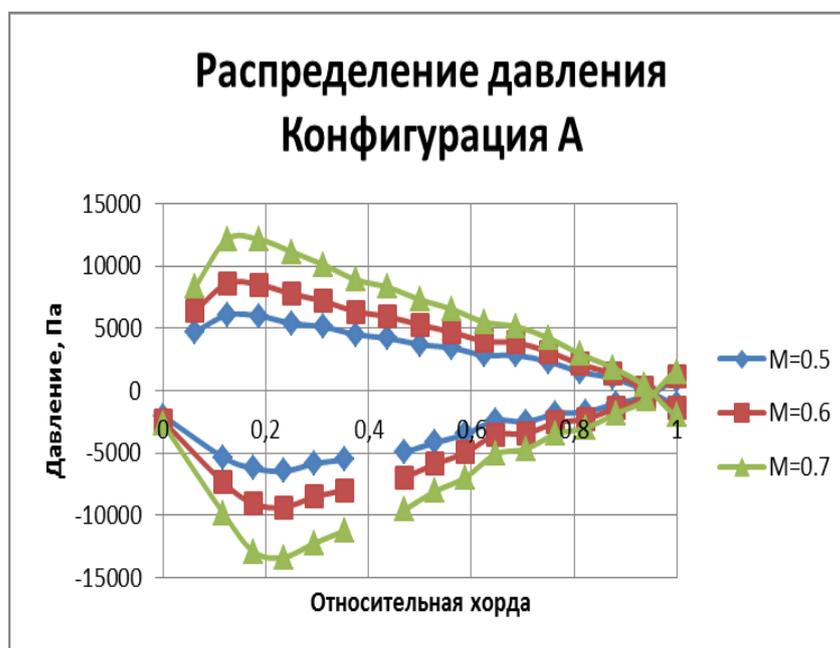


Рисунок 2.3.32 - Зависимости распределений  $C_p$  (штатная конфигурация)

Итогом проведения испытаний стало уточнение результатов расчетных исследований по нагруженности консоли, статической аэроупругости и флаттера ДДПМ.

#### 2.4. Дренированная динамически подобная модель горизонтального оперения ближнемагистрального пассажирского самолета

Для хвостового оперения самолетов всех типов опасность могут представлять, как вихри, стекающие с самого оперения, так и (еще в большей степени) вихри, стекающие с элементов самолета, расположенных выше по течению [49, 50, 123, 125]. В первую очередь, это относится к вихревому следу, стекающему с корневой зоны крыла (рисунок 2.4.1).

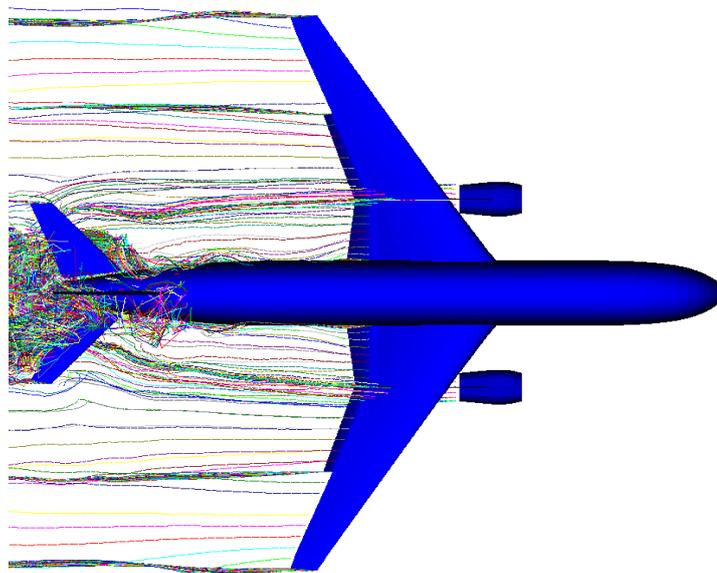


Рисунок 2.4.1 – Пример визуализации вихревого следа, приходящего на ГО

Объект исследования – ДДПМ ГО ближнемагистрального пассажирского самолета.

Цель работы – экспериментальное определение в АДТ параметров бафтинга самолёта при различных режимах полёта.

Полумодель самолёта изготовлена жёсткой из металла в масштабе линейных размеров 1/6,32. Она состоит из полуфюзеляжа, полукрыла, мотогондолы с пилоном и ГО. Полумодель предназначена для исследований аэродинамических характеристик самолёта и для сравнения с результатами лётных испытаний.

В данной работе полумодель используется для исследований бафтинга ГО, стоящего в следе за крылом. Вместо жёсткой модели ГО устанавливается ДДПМ ГО, спроектированная и изготовленная из углепластика. На ДДПМ в двух сечениях по размаху (1/4 и 3/4) на верхней и нижней поверхности вблизи передней и задней кромок установлены ультраминиатюрные датчики нестационарного давления (всего 8 штук) и акселерометры. Для удобства монтажа и обслуживания датчики давления установлены внутри съёмных вставок, изготовленных из термопластика на установке быстрого прототипирования.

#### 2.4.1 Общие требования к модели

Для исследований параметров бафтинга, ДДПМ горизонтального оперения геометрически подобна натурному ГО и имеет частоту низшего тона собственных изгибных колебаний, соответствующую выполнению условия подобия по числу Струхала.

При этом конструкция модели ГО имеет максимально возможную прочность для испытаний полумодели на ненулевых углах атаки. Для обеспечения безопасности оборудования контура АДТ в случае разрушения модели ГО, она полностью спроектирована и изготовлена из полимерных и композиционных материалов. ДДПМ ГО устанавливалась в посадочном месте аэродинамической модели ГО.

#### 2.4.2 Масштабы моделирования

Основным масштабом для проектирования ДДПМ ГО в данном случае является масштаб линейных размеров и его величина равна масштабу  $K_L=1/6,32$  уже изготовленной аэродинамической полумодели самолёта.

Модель испытана в АДТ при натуральных числах  $M$ . Масштаб частот  $K_\omega$  определялся из условия подобия по числу  $Sh$  и равен  $K_\omega = K_v / K_L = 6,32$ .

Частота колебаний симметричного изгиба стабилизатора 1 тона натурального самолета равна  $9,43 \div 9,75$  Гц. В пересчёте на модель это означает, что частота 1 тона изгибных колебаний должна быть равна  $\omega_{\text{мод}} = \omega_{\text{нат}} \times K_\omega \approx 60 \div 62$  Гц

Выполнение на модели условия подобия натурной конструкции по распределенным массовым и жесткостным характеристикам в данном случае не требовалось.

#### 2.4.3 Описание конструкции модели

ДДПМ ГО спроектирована по однолонжеронной схеме с работающей обшивкой.

Общий вид модели приведен на рисунке 2.4.2, а конструктивно-технологическая схема членения модели на рисунке 2.4.3.

ДДПМ ГО состоит из: лонжерона, передней стенки, задней стенки, панелей обшивки, корневой нервюры, внутреннего заполнителя, 4-х съёмных вставок для установки датчиков давления и акселерометров, съёмного узла крепления ДДПМ ГО к полумодели фюзеляжа, внешних съёмных накладок формообразующих контур модели в зоне установки узла, законцовки модели.

Лонжерон выполнен из углепластика в виде двутавровой балки.

Он состоит из 1 «пакета» материала, состоящего из 4-х монослоёв с направлением  $\pm 45^\circ$  по отношению к стенке лонжерона и дополнительных продольных монослоёв на полках балки. Количество продольных монослоёв поделено на 3 зоны укладки и меняется по длине лонжерона (рисунок 2.4.4).

Передняя и задняя стенки выполнены из углепластика в виде тавровой балки, стенки и полки которой изготовлены из 1 «пакета» материала, состоящего из 2-х монослоёв с направлением  $\pm 45^\circ$  по отношению к продольной оси балки.

Панели обшивки, являющиеся основными силовыми элементами конструкции модели, выполнены из углепластика с переменным количеством монослоёв по размаху и имеют 3-и зоны укладки. Схема укладки монослоёв приведена на рисунке 2.4.5.

Заполнителем внутреннего объёма служит пенопласт. Он необходим для формообразования панелей обшивки и для создания местной жесткости панелей.

Блоки для датчиков изготовлены из поликарбоната (на установке быстрого прототипирования). Каждый блок состоит из 2-х частей – легкосъёмной вставки, в которую устанавливаются датчики давления и акселерометры, и рамки, жестко закрепленной в конструкции модели (рисунок 2.4.2 и рисунок 2.4.6). Типовое дренированное сечение приведено на рисунке 2.3.7.

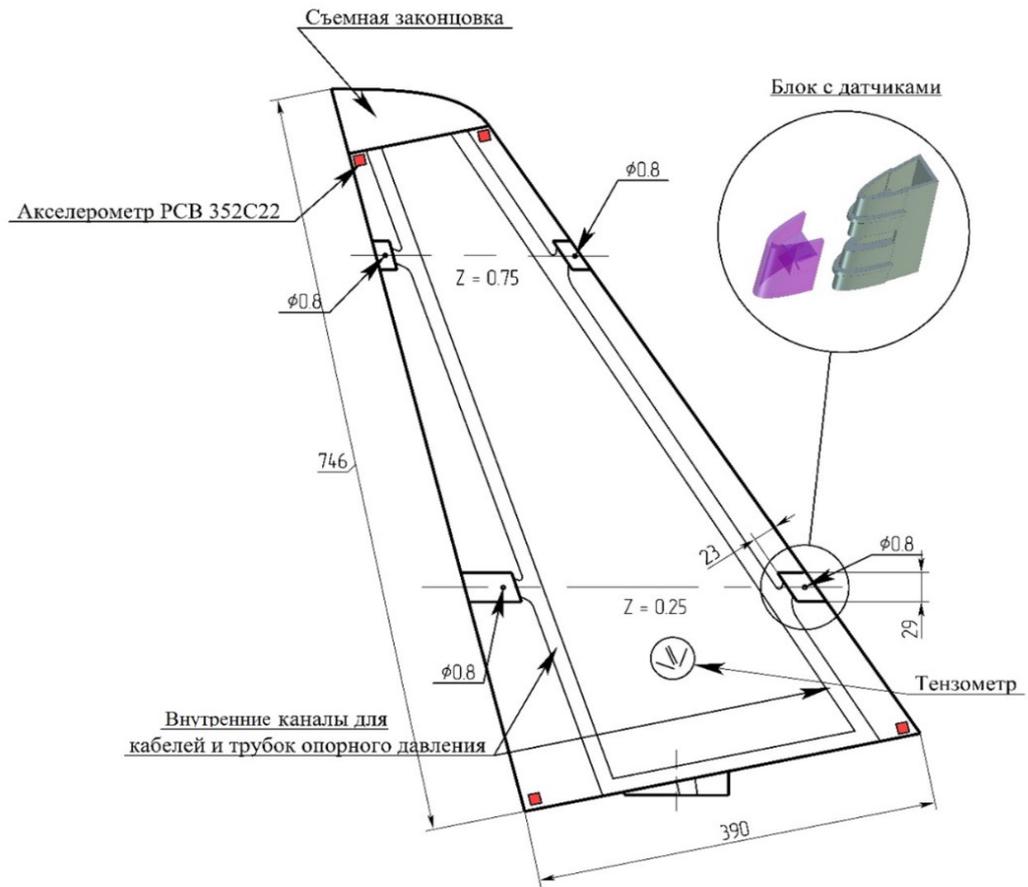


Рисунок 2.4.2 – ДДПМ ГО

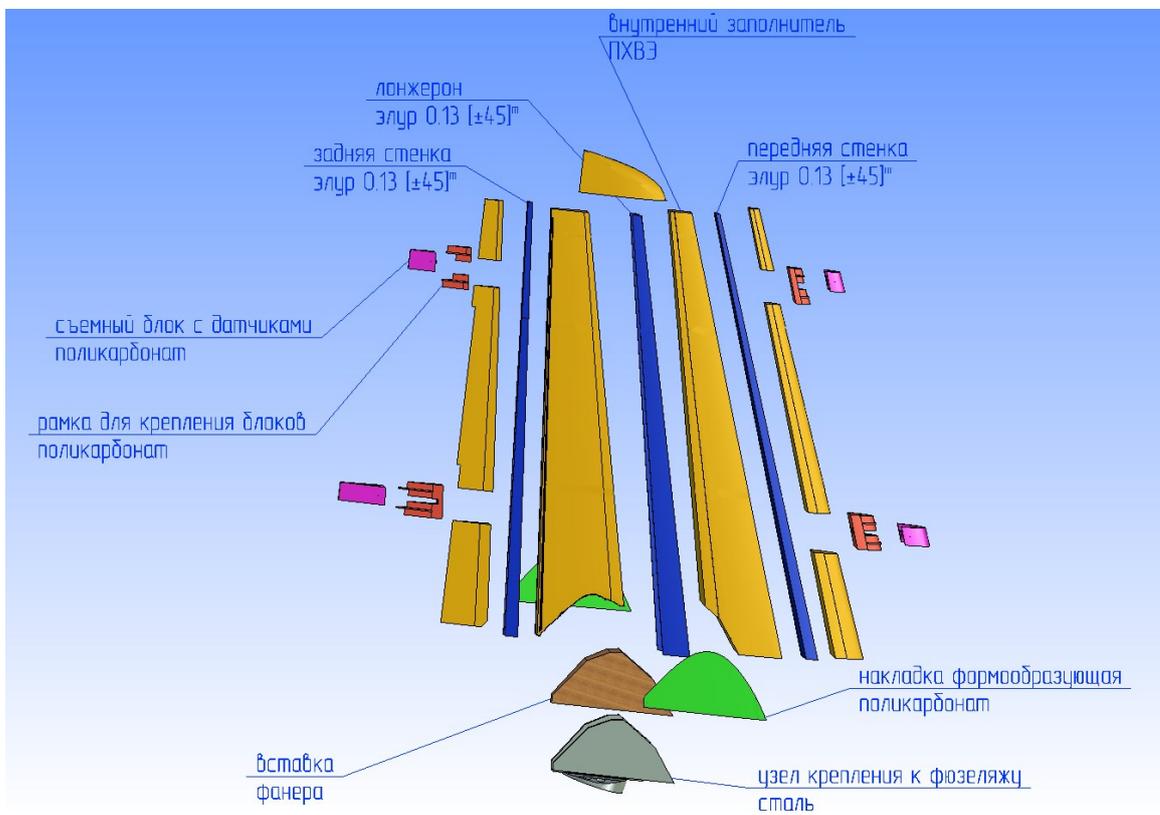


Рисунок 2.4.3 – Конструктивно технологическая схема ДДПМ ГО





Рисунок 2.4.6 – Блок с установленными датчиками динамического давления

Для электропроводки и подводки к датчикам динамического давления опорного давления внутри пенопластового наполнителя сделаны каналы с выходом через узел крепления модели ГО в полумодель фюзеляжа.

Фанерная вставка в корневой части модели необходима для обеспечения местной жесткости и прочности конструкции модели. Во вставку вклеены резьбовые втулки для установки стального узла крепления на модели ГО.

Формообразующие накладки выполнены из поликарбоната и служат для выдерживания исходной геометрии, после установки на горизонтальное оперение стального узла крепления.

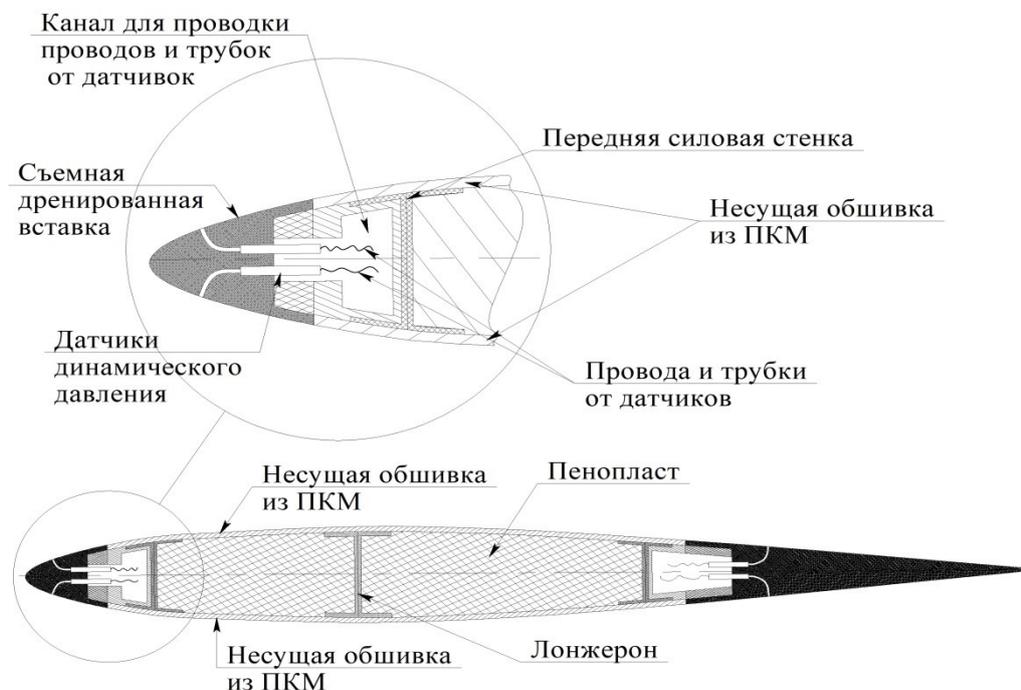


Рисунок 2.4.7 – Типовое дренированное сечение

Для измерения частот и амплитуд изгибных и крутильных колебаний модели в потоке в ней установлены 4 акселерометра. Два акселерометра установлены на передней стенке, один на  $1/4$  размаха модели, а другой в концевом сечении. Аналогичным образом установлены два акселерометра на задней стенке модели. Акселерометры установлены стационарно при сборке модели.

Тензодатчики необходимы для контроля за напряжённо – деформированным состоянием ДДПМ ГО при испытаниях полумодели самолёта на углах атаки  $\alpha \neq 0$ . Они наклеены на верхний и нижний пояс лонжерона в корневой части модели ГО.

При испытаниях ДДПМ ГО в АДТ (рисунок 2.4.8) использовалась многоканальная высокопроизводительная измерительная система, созданная на базе аппаратных средств ИВК МИС-300М, позволяющая проводить измерения параметров быстроизменяющихся и быстропротекающих процессов. В ходе проведения испытаний для обеспечения их безопасности в режиме online с по показаниям датчиков, размещенных на ДДПМ ГО, обеспечивался оперативный контроль за допустимым по условиям прочности уровнем изгибающего момента в корневой части ГО.



Рисунок 2.4.8 – ДДПМ ГО установленная на аэродинамическую полумодель

Испытания полумодели, оборудованной датчиками, подключенными к такой измерительной системе, создали возможность получать большой объем информации о нестационарных характеристиках давления на крыле и ГО (рисунок 2.4.9), интенсивности вибраций (рисунок 2.34.10) и после проведения анализа данных определить параметры бафтинга.

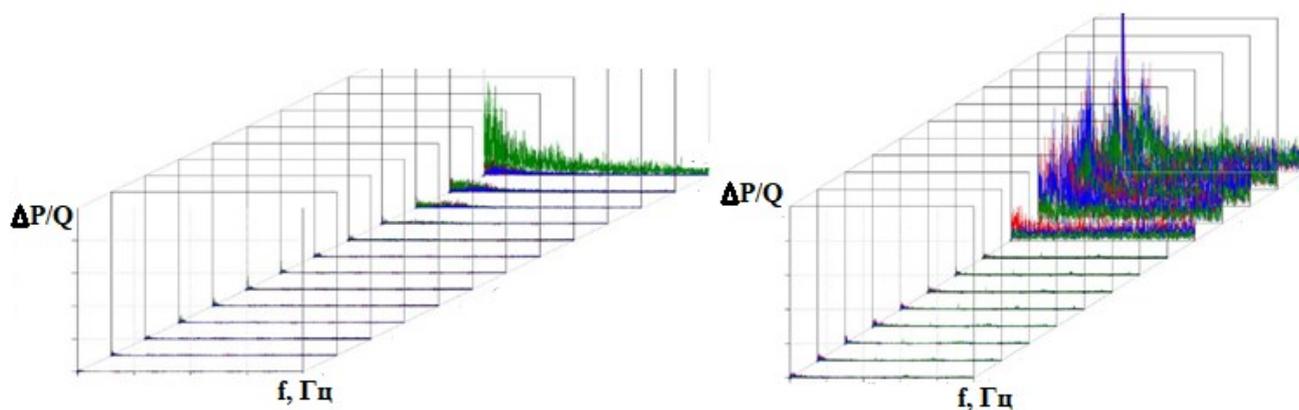


Рисунок 2.4.9 - Амплитудный спектр пульсаций давлений на ДДПМ ГО в зависимости от углов атаки полумодели

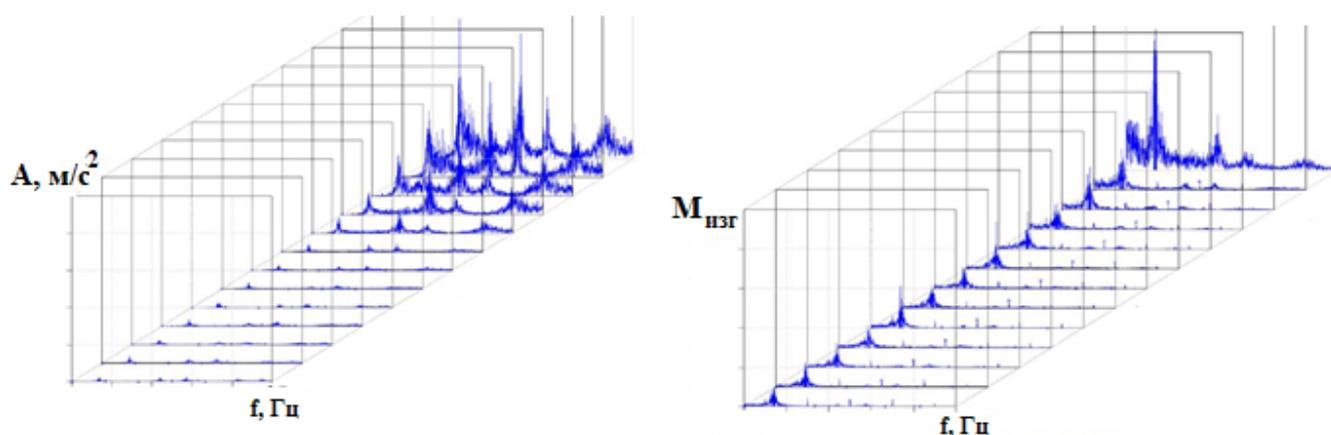


Рисунок 2.4.10 - Амплитудный спектр виброперегрузки и изгибающего момента в корне ДДПМ ГО в зависимости от углов атаки полумодели

По результатам этой серии испытаний были сделаны следующие выводы:

1. Подтверждена возможность проведения исследований в АДТ параметров бафтинга и бафтинговых нагрузок с помощью ДДПМ ЛА, разработанных на базе полимерных композитных материалов и метода аддитивных технологий
2. Спектр аэродинамических нагрузок, действующих на ГО, широкополосный, но конструкция ГО, работая как механический фильтр, откликается на резонансные тона. Поэтому спектр отклика ГО имеет ярко выраженные резонансные пики.
3. Помимо упругих тонов колебаний в спектре отклика присутствуют и низкочастотные гармоники, частоты которых существенно ниже частоты первого тона упругих колебаний горизонтального оперения. Такие колебания связаны с низкочастотным движением всей полумодели на упругих элементах весов, посредством которых полумодель крепится в АДТ.
4. При малых углах атаки на ГО пульсации давлений не велики. С увеличением угла атаки происходит рост амплитуд пульсаций давления. При переходе к большим углам атаки

пульсации давлений резко увеличиваются. Это связано с попаданием на ГО вихревого следа, стекающего с крыла. Кроме того, сам вихревой след при отрывных режимах обтекания крыла состоит из вихрей большой интенсивности, что также вызывает рост пульсаций давлений на ГО.

5. При малых углах атаки амплитуды пульсаций давлений в точках, расположенных вблизи передней кромки корневой хорды ГО выше, чем в точках, расположенных вблизи передней кромки концевой хорды.

6. При больших углах атаки наблюдается обратная картина. Амплитуды пульсаций давлений в точках, расположенных вблизи передней кромки корневой хорды ГО ниже, чем в точках, расположенных вблизи передней кромки концевой хорды.

7. Более высокий уровень пульсаций давлений при малых углах атаки в точках, расположенных на ГО вблизи его корневого сечения и менее выраженная реакция на эффекты, вызванные отрывным обтеканием крыла при больших углах атаки, можно объяснить влиянием на характер течения в этой зоне толстого пограничного слоя в задней части фюзеляжа, который охватывает корневое сечение ГО.

8. Пульсации давлений в точках, расположенных вблизи задней кромки ГО существенно ниже, чем в точках, расположенных вблизи передней кромки.

9. Наибольший уровень пульсаций давлений при положительных углах атаки и отрывном обтекании крыла наблюдался на горизонтальном оперении в точках, расположенных на верхней поверхности ГО вблизи его концевой сечения и передней кромки.

10. Отклик упругой конструкции ГО происходит, в основном, по низшим тонам собственных колебаний даже в случае широкополосного спектра воздействующей на ГО аэродинамической нагрузки.

При одинаковых значениях чисел Маха и углов атаки отклик конструкции примерно пропорционален скоростному напору. При удвоении скоростного напора амплитуды колебаний упругой конструкции почти удваиваются

## **2.5 Дренированная динамически подобная модель закрылка среднемагистрального пассажирского самолета**

Для исследования в АДТ-128 нестационарных нагрузок на режимах взлета и посадки самолета, была изготовлена ДДПМ внутренней секции закрылка. Фотография закрылка, установленная на полумодели приведена на рисунке 2.5.1.

Конструкция разрабатывалась из условий максимальной прочности для испытаний модели при больших скоростных напорах для выполнения условий подобия по числу Рейнольдса.

Модель оснащена датчиками динамического давления и акселерометрами, с возможностью обеспечения быстрого их монтажа/демонтажа.

На модели предусмотрен кабельный канал для проводки по нему кабелей и трубок для подачи опорного давления к датчикам давления.



Рисунок 2.5.1 – ДДПМ внутренней секции закрылка установленная на аэродинамическую полумоделю

Для исследования напряженно-деформированного состояния модели на нее установлены полумосты тензорезисторов.

Конструкция модели обеспечивает возможность варьирования частотой вращательных колебаний модели за счет набора сменных пружин.

По условиям технического задания изготовлено три варианта упругих пружин при установке которых моделируются три варианта частот собственных колебаний вращения натурной секции закрылка:  $\omega_1=10\text{Гц}$ ,  $\omega_2=15\text{Гц}$  и  $\omega_3=20\text{Гц}$ . В пересчете на модель пружины обеспечивают частоты вращения равные:  $\omega_{\text{мод}1}\approx 82\text{Гц}$ ,  $\omega_{\text{мод}2}\approx 122\text{Гц}$ ,  $\omega_{\text{мод}3}\approx 163\text{Гц}$

### 2.5.1 Масштабы моделирования

Основным масштабом для проектирования ДДПМ внутренней секции закрылка в данном случае является масштаб линейных размеров и его величина равна масштабу  $K_L=1/8,16$  уже изготовленной аэродинамической полумодели самолёта.

Заданные масштабы моделирования: скоростей  $K_v=1.0$ , плотности  $K_p=1.0$ , частот  $K_\omega=8,16$ .

Строгое выполнение на модели условия подобия натурной конструкции по распределенным массовым и жесткостным характеристикам в данном случае не требовалось.

### 2.5.2 Описание конструкции модели

ДДПМ внутренней секции закрывка спроектирована по кессонной схеме с работающей обшивкой. Общий вид 3D-модели без панелей обшивки и конструктивно-технологическая схема членения модели приведены на рисунке 2.5.2.

ДДПМ внутренней секции закрывка состоит из: кессона, стальных вставок, панелей обшивки, задней кромки, носка, полых пластиковых сердечников, пластикового заполнителя, съемных крышек носка, держателей съемных крышек носка, съемных задних кромок, легко съемных дренированных вставок, осей вращения, набора упругих пружин, шарниров, накладок, фиксирующих оси вращения.

Основным силовым элементом модели является кессон, изготовленный формованием углеродной ленты на позитивную прессформу. Кессон выполнен в виде балки, по краям которой имеются места установки стальных вставок. Ориентация слоев углепластика  $[\pm 45^\circ]$  относительно оси вращения кессона (рисунок 2.5.3). Слои уложены в "обхват" сердечника, создавая замкнутый контур (рисунок 2.5.4), и тем самым наиболее эффективную работу на кручение. Кессон имеет сквозные технологические отверстия в дренированных сечениях, через которые проходят провода и трубки опорного давления от датчиков динамического давления (рисунок 2.5.5).

В качестве сердечника кессона, служащего одновременно позитивной прессформой, используется полая балка из термопластика, с внутренним набором силовых ребер (рисунок 2.5.6). Выбор такого конструктивного решения позволил максимально облегчить модель, а изготовление стало возможным благодаря использованию аддитивных технологий.

Задняя кромка модели закрывка изготовлена аналогичным способом, с той разницей, что там имеются места установки съемных дренированных вставок.

Кессон и задняя кромка модели разделены на 3 части силовыми вставками, изготовленными из стали.

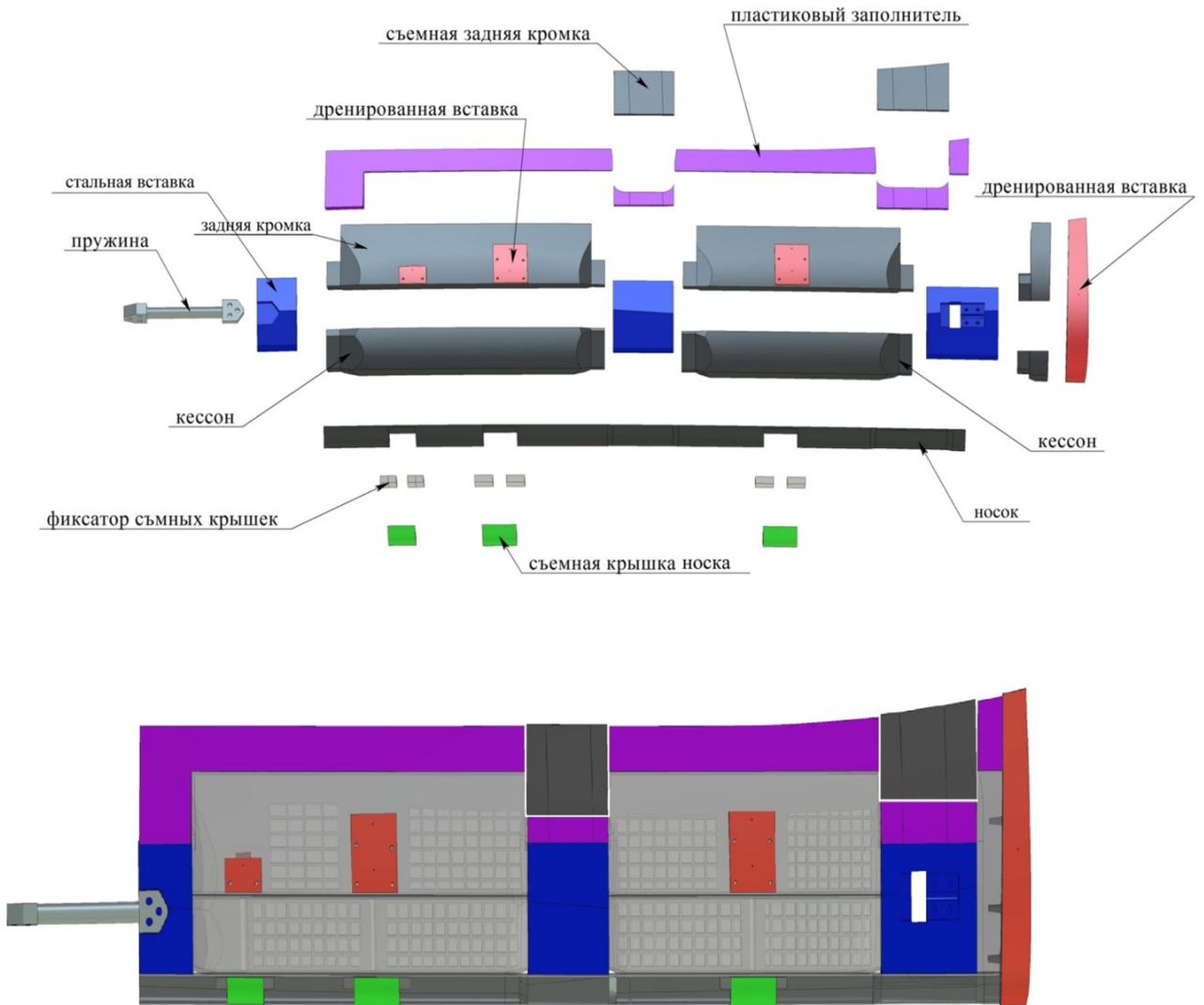


Рисунок 2.5.2 – Конструктивно технологическая схема ДДПМ закрылка

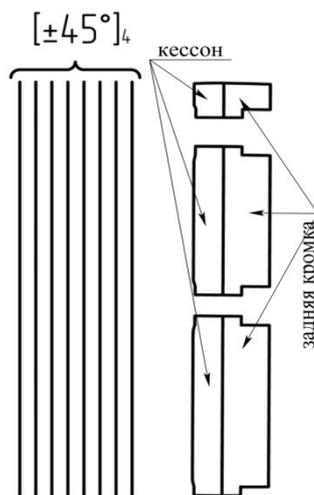


Рисунок 2.5.3 – Ориентация слоев ПКМ кессона и задней кромки

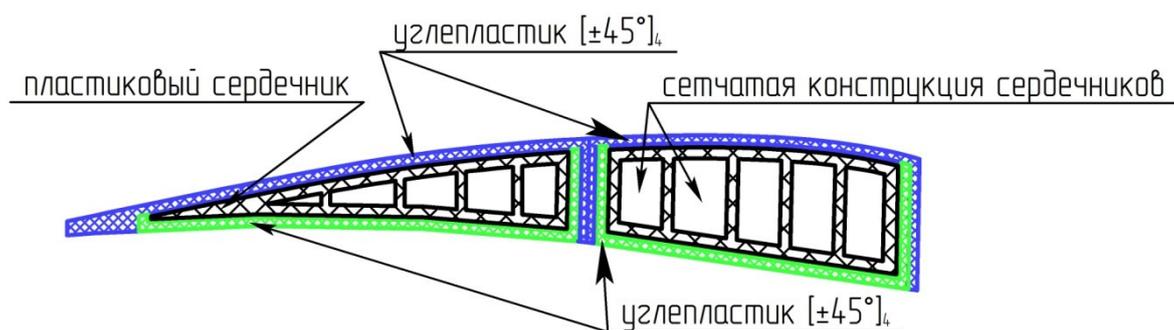


Рисунок 2.5.4 – Сечение кессона и задней кромки

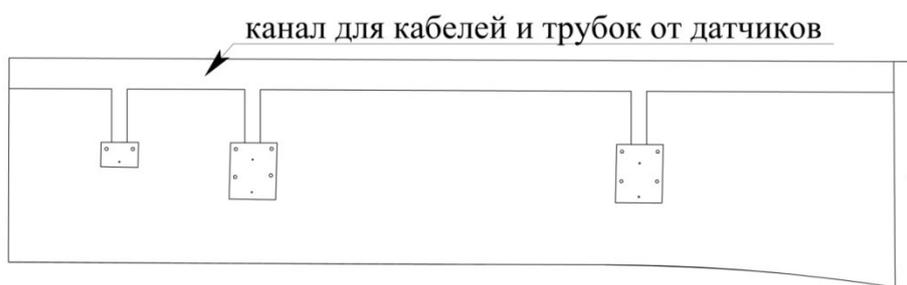


Рисунок 2.5.5 - Расположение каналов внутри ДДПМ закрылка

Сечение стальной вставки представляет собой сечение закрылка, за минусом величины толщины обшивки строительной высоты с верхней и нижней поверхностей, усеченное по передней и задней кромкам. С торцов стальной вставки предусмотрены места установки элементов кессона и задней кромки закрылка. Основной функцией стальных вставок является крепление закрылка к шарнирам и пружине. Для этого в конструкции вставок предусмотрены места установок шарнира, пружины и осей вращения.

Оси вращения изготовлены из стали. Для фиксации осей используют специальные детали - накладки, также изготовленные из стали по две на каждую ось.

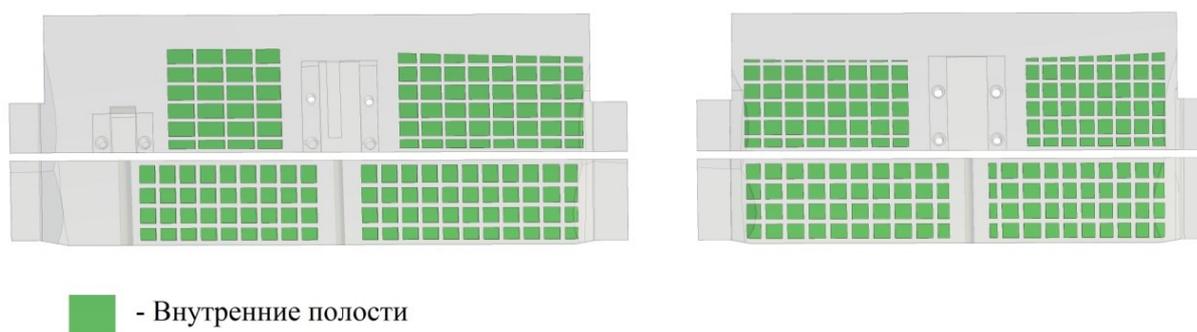


Рисунок 2.5.6 - Сетчатая структура пластикового сердечника кессона и задней кромки

Пружина, установленная на закрылок, представляет собой цилиндр, по концам которого предусмотрены места крепления - с одной стороны к ДДПМ закрылка, с другой к силовому кронштейну внутри полуфюзеляжа модели. Всего изготовлено 3 пружины с разными диаметрами окружности сечения цилиндра, обеспечивающие разные частоты колебаний.

Шарнир, изготовленный из стали, представляет собой цилиндр один край которого заканчивается ограничительной пластиной и ухом с запрессованными туда подшипником и фиксирующим кольцом (рисунок 2.5.7).

Носок закрылка изготовлен из углепластика с ориентацией слоев  $[\pm 45^\circ]$  относительно продольной оси формованием двух его половинок с последующим склеиванием между собой. В образовавшейся полости проходят провода и трубки от датчиков. Носок служит для связи обшивок друг относительно друга в месте стыка.



Рисунок 2.5.7 - Схема установке модели закрылка на модель консоли крыла

Верхняя и нижняя панели обшивки изготовлены из углепластика с помощью формования в прессформах. В обшивках сделаны вырезы для установки дренированных вставок, шарниров, пружины, съемных носков.

Для оперативного доступа к датчикам на модели предусмотрены специальные съемные крышки носка, изготовленные из углепластика с ориентацией слоев  $[\pm 45^\circ]$  относительно хорды, установленные на держателях, изготовленных из поликарбоната.

Для установки на модель датчиков нестационарного давления, разработаны специальные легко съемные дренированные вставки (рисунок 2.5.8). Во вставки №1 и №2 установлены, друг за другом по 2 датчика. Во вставки №3 и №4 установлено по одному датчику. Торцевая вставка №4 представляет из себя отсеченную концевую часть закрылка (рисунок 2.5.9).

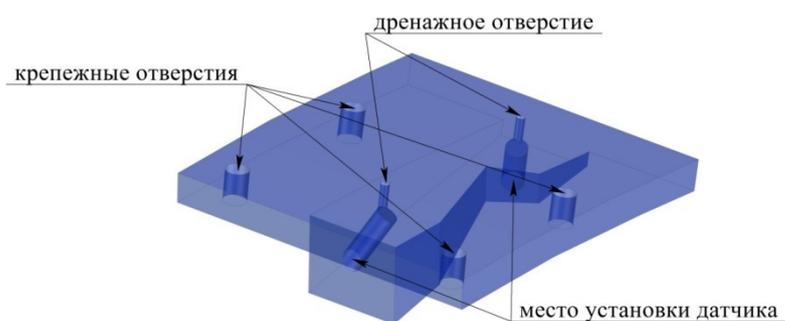


Рисунок 2.5.8 - Дренированная вставка с местами для установки 2-х датчиков

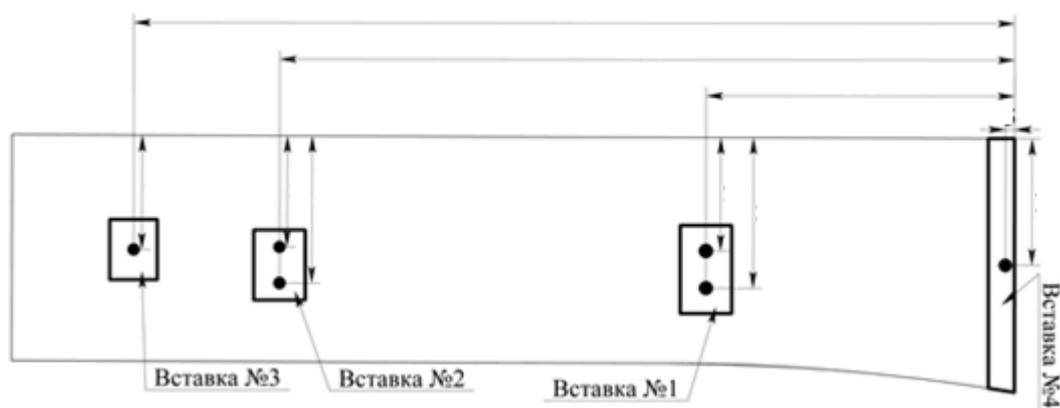


Рисунок 2.5.9 - Схема установки дренированных вставок на модель

Для обеспечения геометрического подобия ДДПМ внутренней секции закрылка на установке быстрого прототипирования были изготовлены прессформы для формования панелей обшивки (рисунок 2.5.10).

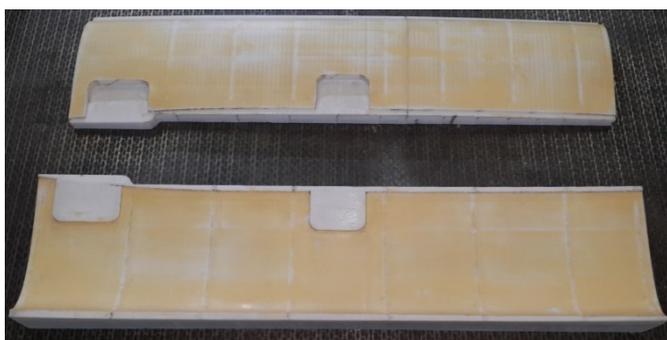


Рисунок 2.5.10 - Прессформы для формования панелей обшивки

Для измерения частот и амплитуд изгибных и крутильных колебаний модели в потоке в ней установлены 4 акселерометра. Акселерометры устанавливаются в углах закрылка.

Тензодатчики необходимы для контроля за НДС ДДПМ закрылка при испытаниях полумодели самолёта. Они наклеены на пружину закрылка.

## 2.6 Внутримodelьное оборудование дренированных динамически подобных моделей

Современный эксперимент предполагает наличие высокой информативности испытаний. При изучении флаттера и бафтинга на моделях в АДТ основной информацией является частота, форма флаттера и параметры потока. Параметры потока определяются информационно-измерительной системой АДТ и передаются в цифровом виде на системы измерения.

Частота флаттера может определяться по записи сигнала «любого» датчика, установленного на модели, и не представляет особых затруднений при обработке.

Форма флаттера при выполнении некоторых требований к частоте кадров может быть качественно зарегистрирована с помощью видеозаписи. Количественно измерить форму намного труднее. Применение тензодатчиков не позволяет непосредственно оценить форму, поскольку регистрируются только напряжения в месте установки.

Для измерения формы колебаний акселерометры (рисунок 2.6.1) устанавливались на передней и задней кромках крыла в нескольких сечениях. Форма при этом регистрируется в терминах ускорений. При необходимости ее легко пересчитать в перемещения.

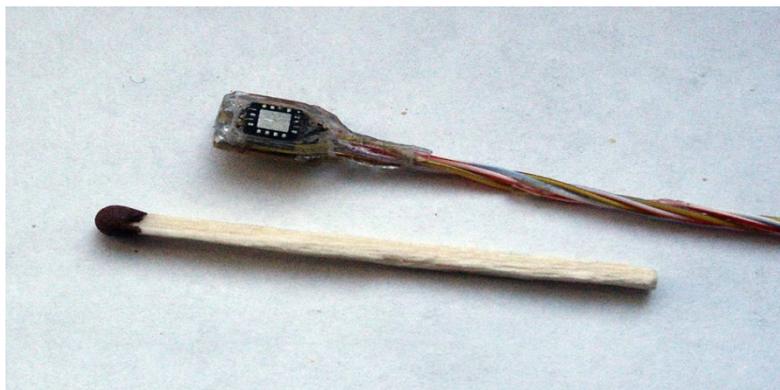


Рисунок 2.6.1 – Акселерометр

По результатам измерений давления определяются скоростной напор, направление скорости потока, а по измерениям распределения давлений на поверхности модели или в следе за нею можно определять аэродинамические силы и моменты, действующие на обтекаемое тело и отдельные его элементы. Колебания воздуха в подводящих каналах к датчикам могут снизить точность измерений. Для того чтобы минимизировать такие погрешности целесообразно устанавливать датчик максимально близко к поверхности модели.

Датчиками давлений принято называть приборы, преобразующие деформацию воспринимающего давления в электрический сигнал. Эти измерения используются при изучении динамических нагрузок при вибрациях, а также для исследования вопросов динамической устойчивости элементов летательных аппаратов. Так, например, при исследовании флаттера

крыла самолета иногда прибегают к определению нестационарных аэродинамических сил путем исследования распределения давления на колеблющемся крыле. Измерения проводятся специальными миниатюрными датчиками давлений, располагаемыми непосредственно на поверхности модели либо в ее теле поблизости от дренажных отверстий.

Вибровозбудитель колебаний механических конструкций необходим для экспериментальных исследований динамической устойчивости различных объектов, методом моделирования в АДТ на ДПМ [10].

Особенно актуален данный прибор для прогнозирования флаттера (как катастрофического явления) при испытаниях в АДТ аэродинамических ДПМ несущих поверхностей ЛА (крыла, киля, стабилизатора) на больших дозвуковых скоростях потока и в трансзвуковом диапазоне чисел Маха ( $0.8 \div 1.2$ ).

Целью применения силовозбудителей при испытаниях ДПМ в АДТ является исследование её основных динамических характеристик (собственных частот, форм колебаний и коэффициентов демпфирования) при изменении скорости потока (числа Маха) и скоростного напора для прогнозирования по полученным данным границы области возникновения флаттера и соответственно в итоге определения допустимых безопасных режимов полёта натурального ЛА.

Для создания возбуждающих колебания сил применяются различные типы вибровозбудителей: электродинамические, инерционные, струйные, пружинно-эксцентрикковые и др. Основное требование, предъявляемое к ним, состоит в том, чтобы при передаче на конструкцию необходимых усилий они не оказывали существенного влияния на её массово - инерционные, жесткостные и демпфирующие характеристики. Как правило, они имеют большой вес и крупные габариты и поэтому в большинстве случаев размещаются вне испытываемого объекта.

Недостатком большинства устройств являются:

- большие габариты, расположение в потоке за моделью и, как следствие, нарушение структуры потока, обтекающего модель при испытании модели на больших дозвуковых и трансзвуковых скоростях,

- сложная многоэлементная конструкция устройства, имеющая широкий спектр собственных колебаний, являющихся «паразитными» тонами для испытываемой модели в АДТ,

- увеличение коэффициента демпфирования модели за счёт повышения конструкционного трения в устройстве при действии на него статической аэродинамической нагрузки и изменения температуры потока в рабочей части во время пуска АДТ.

Автор (совместно с Ю.А. Азаровым) разработал конструкцию малогабаритного внутримодельного силовозбудителя сравнительно небольшого веса и направленного действия, обеспечивающего возбуждение в потоке в требуемом диапазоне частот вынужденных

собственных колебаний ДДПМ несущих поверхностей, как в направлении перпендикулярном плоскости хорд, так и в плоскости хорд, а также изменение закона возбуждающей силы (гармоническое, полигармоническое и случайное возбуждение) для экспериментальных исследований характеристик флаттера на докритических режимах потока (чисел Маха и скоростного напора) в трансзвуковых и сверхзвуковых АДТ.

Вибровозбудитель колебаний состоит из: силового привода, упругих шарниров, штока, соединённого с упругой тягой, шток силового привода соединён упругой тягой с подвижной платформой со сменным грузом, которая установлена на упругом шарнире, состоящем из двух пересекающихся под углом  $90^\circ$  упругих пластин, соединяющих подвижную платформу с корпусом. (Рисунок 2.6.2)

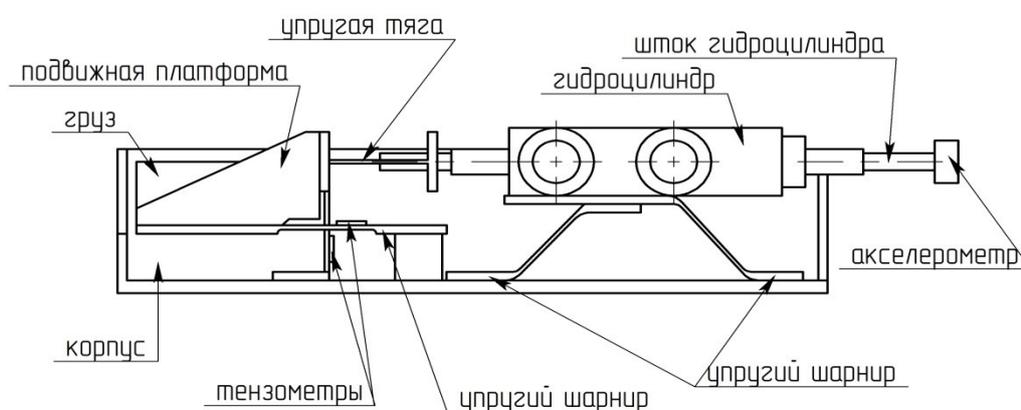


Рисунок 2.6.2 – Вибровозбудитель колебаний

Процедура испытаний модели заключается в том, что сначала модель с встроенным вибровозбудителем колебаний механических конструкций устанавливают в рабочей части АДТ, затем устройство с помощью гибких гидравлических трасс и кабелей подсоединяют к блоку управления. Разработанная кинематическая схема и конструкция вибровозбудителя обеспечивают преобразование продольно-поступательного движения штока гидроцилиндра в колебания инерционной массы в направлении перпендикулярном плоскости хорд модели несущей поверхности в колебания инерционной массы в направлении перпендикулярном плоскости хорд модели. Рабочая жидкость подаётся по гидро-трассе под давлением из расположенного вне контура АДТ блока управления. Вибровозбудитель управляется дистанционно из кабины управления АДТ. Требуемые диапазоны частот и законы изменения возбуждающей силы задают с помощью блока управления

Перед пуском АДТ выполняют контрольную проверку функционирования всех подсистем (в «наземных» условиях). Для этого включают вибровозбудитель, затем определяют в заданном диапазоне частот амплитудно-частотные характеристики модели и регистрируют сигналы с датчиков. Далее выполняют программу испытаний. Каждый пуск АДТ выполняют по заданной

траектории  $q(M)$  ( $M$  – число Маха,  $q$  – скоростной напор) в соответствии с программой испытаний. Пуск выполняют в пошаговом режиме. На заранее заданных фиксированных числах  $M$  включают вибровозбудитель и в заданном диапазоне частот вынужденных колебаний модели регистрируют сигналы с установленных датчиков. Для уменьшения погрешностей при обработке сигналов включение устройства и регистрацию сигналов выполняют несколько раз. Обработку и анализ полученной информации выполняют после пуска АДТ. Также после каждого пуска АДТ проводят контрольные частотные испытания модели и по результатам сравнения динамических характеристик модели до и после пуска принимают решение о пригодности модели для продолжения испытаний.

Спроектирована и изготовлена трансзвуковая ДДПМ крыла большого удлинения с установленным вибровозбудителем колебаний. Модель успешно прошла испытания на флаттер в трансзвуковой АДТ в диапазоне чисел  $M=0.3\div 1.05$ .

На рисунке 2.6.3 представлена амплитудно-частотная характеристика модели в потоке в диапазоне частот от 0 до 150 Гц при возбуждении колебаний модели силовозбудителем. На рисунках 2.6.4 и 2.6.5 приведены зависимости собственных частот колебаний  $f(\text{Гц})$  и коэффициентов демпфирования основных форм колебаний ДДПМ от величины скоростного напора потока  $Q$  ( $\text{кг/м}^2$ ). По полученным данным выполнен прогноз границы флаттера, результаты которого показаны на рисунке 2.6.6.

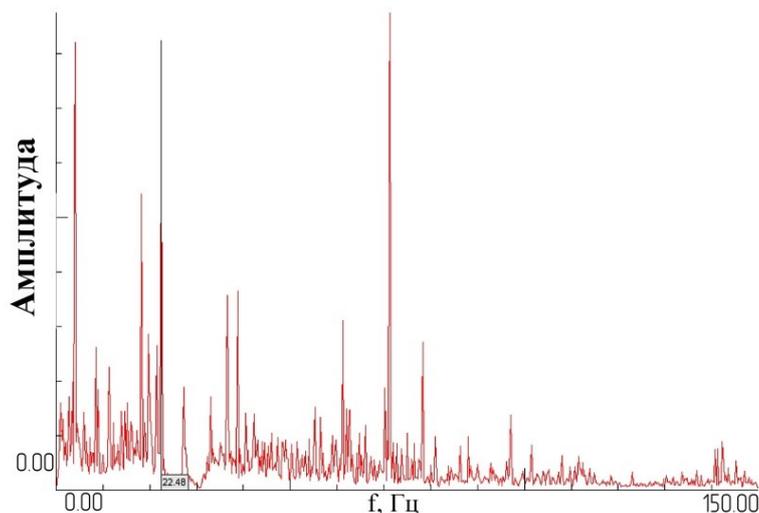


Рисунок 2.6.3 - Амплитудно-частотная характеристика модели в потоке

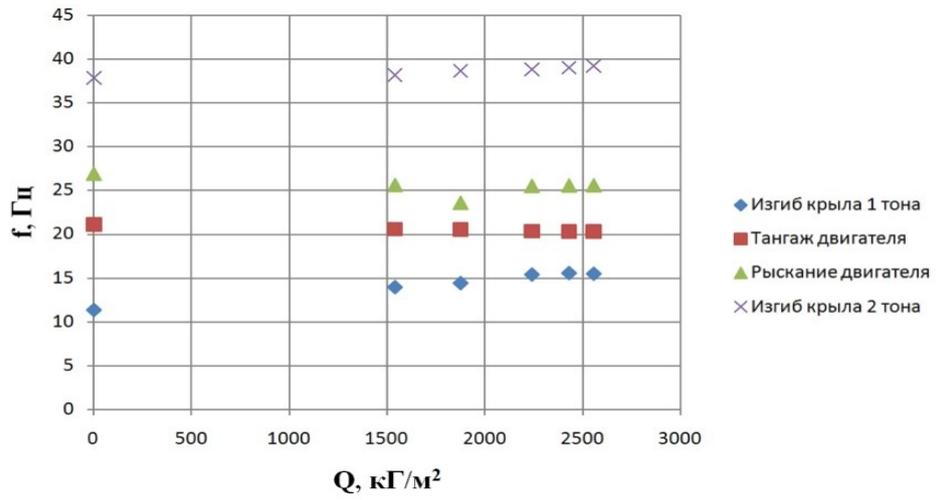


Рисунок 2.6.4 - Зависимости собственных частот колебаний от величины скоростного напора потока

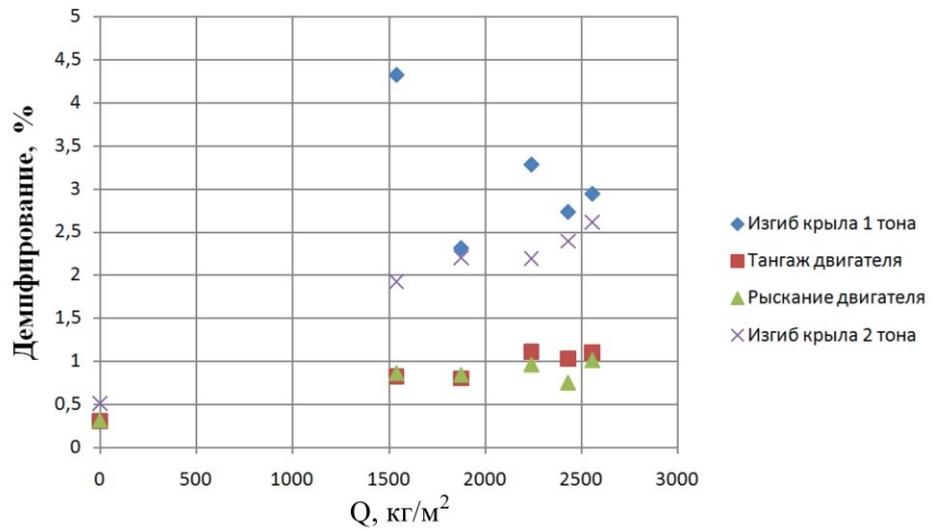


Рисунок 2.6.5 - Зависимости коэффициентов демпфирования от величины скоростного напора потока

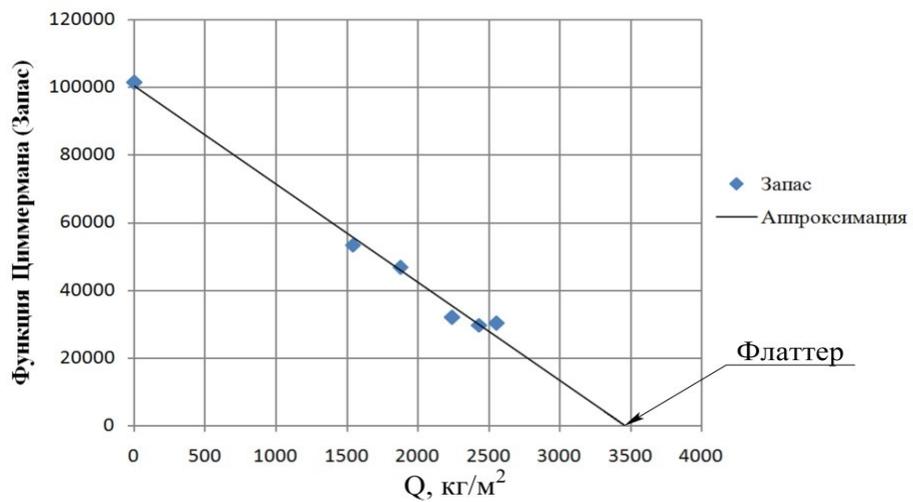


Рисунок 2.6.6 - Прогноз границы флаттера

Применение вибровозбудителя обеспечивает расширение диапазона возбуждаемых в потоке собственных колебаний ДДПМ до 200 Гц и отсутствие в данном диапазоне частот «паразитных (лишних)» тонов резонансных колебаний элементов конструкции силового возбудителя, что повышает точность измерения собственных частот, форм колебаний и коэффициентов демпфирования колебаний.

В результате, многократное повышение информативности и точности эксперимента позволяет на основании полученных качественно новых результатов по влиянию на динамические характеристики модели числа Маха и скоростного напора определить границу области флаттера, верифицировать математическую модель ДДПМ и значительно увеличить объём более дешёвых расчётных параметрических исследований для выдачи рекомендаций по обеспечению безопасности от флаттера натурального ЛА в процессе эксплуатации.

**Выводы по главе 2:**

1. Разработаны и изготовлены конструкции ДДПМ нового поколения с применением изложенных методов проектирования с использованием ПКМ и современных аддитивных технологий.
2. Разработаны конструкции и технология изготовления съёмных дренированных блоков и вставок для размещения датчиков динамического давления, устанавливаемых в основную силовую конструкцию моделей.
3. На ДДПМ проведены экспериментальные исследования явлений аэроупругости и нестационарных аэродинамических нагрузок в трансзвуковой аэродинамической трубе. Созданные модели обеспечили выполнение заданных требований при испытаниях в АДТ. Они стали надёжным инструментом исследований нестационарных аэродинамических нагрузок с учетом упругости крыла.
4. Разработана и апробирована конструкция внутримодельного вибровозбудителя колебаний.
5. Аддитивные технологии позволяют повысить точность и сократить трудоёмкость изготовления элементов ДДПМ сложной геометрии благодаря совместимости САД моделей с рабочими файлами 3D принтеров.

### Глава 3. Расчетно-экспериментальные исследования спроектированных дренированных динамически подобных моделей

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.

#### 3.1 Расчетно-экспериментальные исследования дренированной динамически подобной модели горизонтального оперения

##### Конечно-элементная модель

Основные параметры ДДПМ были выбраны с использованием простых соотношений балочной теории. Силовая конструкция ДДПМ представляет собой лонжерон, воспринимающий перерезывающую силу и изгиб, две вспомогательные стенки и внешнюю композитную многослойную оболочку из углепластика с ориентацией слоев  $[0; 90; \pm 45]$  (рисунки 2.3.4 и 2.3.5).

Параметры ДДПМ выбраны из условий обеспечения прочности и жесткости при воздействия перерезывающей силы изгибающего и крутящего моментов [28, 34, 68, 98, 108, 117, 118].

Для того чтобы уточнить запасы прочности спроектированной модели был проведен более детальный расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) методом конечного элемента с использованием коммерческого пакета программ.

Многослойная композитная обшивка ДДПМ моделировалась 2D элементами. Для оценки запасов прочности обшивки использовались критерии прочности Хашина:

при растяжении вдоль волокон:

$$f_f = \left( \frac{\sigma_1}{X_t} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{12}}{S} \right)^2, \sigma_1 \geq 0, \text{ где } \sigma_1 - \text{значение нормального напряжения вдоль волокон, } X_t -$$

предел прочности материала (нормальное) при растяжении вдоль волокон,  $\tau_{12}$  - значение касательного напряжения,  $S$  - предел прочности материала (касательное)

при сжатии в направлении волокон:

$$f_f = \frac{\sigma_1}{X_c}, \sigma_1 < 0$$

при растяжении в поперечном направлении:

$$f_m = \left( \frac{\sigma_2}{Y_t} \right)^2 + \left( \frac{\tau_{12}}{S} \right)^2, \sigma_2 \geq 0, \sigma_2 - \text{значение нормального напряжения поперек волокон, } Y_t -$$

где предел прочности материала (нормальное) при растяжении поперек волокон

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.

С целью выявления опасных режимов нагружения была проведена серия расчетов. Некоторые результаты приведены ниже. На рисунке 3.1.1 показано распределение упругих перемещений по поверхности ДПМ, возникающие при воздействии равномерно распределенной нагрузки (давления) приложенной к нижней поверхности крыла. Величина нагрузки  $Y_{Г0max}=140$  кг задавалась в соответствии с выбранным режимом проведения испытаний.

Максимальное значение прогиба получено 15 мм. Место максимальной деформации на рисунке 3.1.1 выделено красным цветом. На рис. 3.1.2 приведено распределение напряжений во внешнем слое обшивки. Запасы по компонентам напряжений приведены в таблице 3.1.1

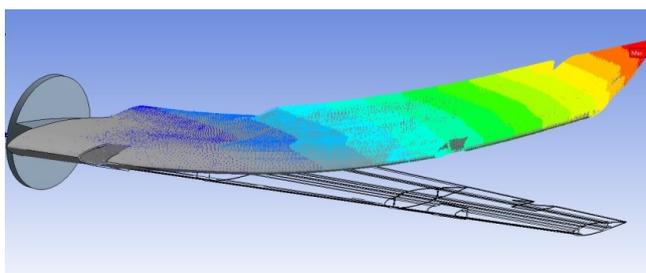


Рисунок 3.1.1 - Деформации модели от приложения распределенной по поверхности нагрузки

Таблица 3.1.1 – Запасы прочности по компонентам напряжений

|                     | Запас на растяжение | Запас на сжатие | Запас на касательное напряжение |
|---------------------|---------------------|-----------------|---------------------------------|
| Критическое сечение | 6.1                 | 6.7             | 8.3                             |

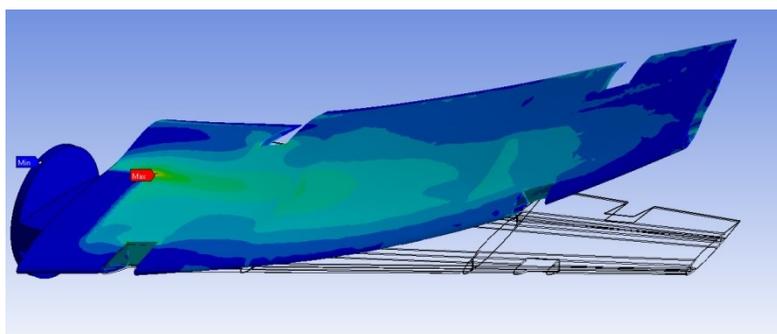


Рисунок 3.1.2 – Распределение напряжений

Показано что максимальная составляющая напряжений находится в сечении края металлической вилки крепления модели и напряжения не превышают допусаемые значения.

Пример результата расчета собственных форм и частот колебаний низших тонов приведен на рисунке 3.1.3.

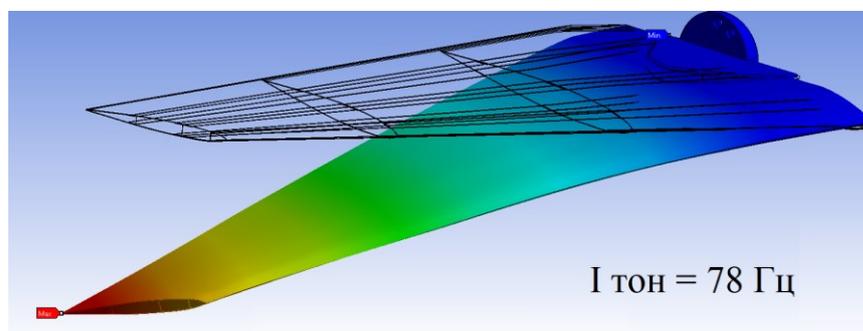


Рисунок 3.1.3 - Формы и частота первого изгибного тона собственных колебаний ДПМ

В результате испытаний удалось определить формы и частоты колебаний консольно-закрепленной ДДПМ ГО (рисунок 3.1.4 а).

Для определения амплитуды прогиба и оценки прочности модель, модель нагружалась статической нагрузкой (рисунок 3.1.4 б). Экспериментально значение амплитуды получилось 13 мм. Расхождение составило около 15%.

Для упрощения процесса приложения нагрузки модель нагружалась в одной точке. Для корректного сопоставления расчетного и натурного эксперимента, был рассчитан случай приложения силы в этой же точке. (рисунок 3.1.5).

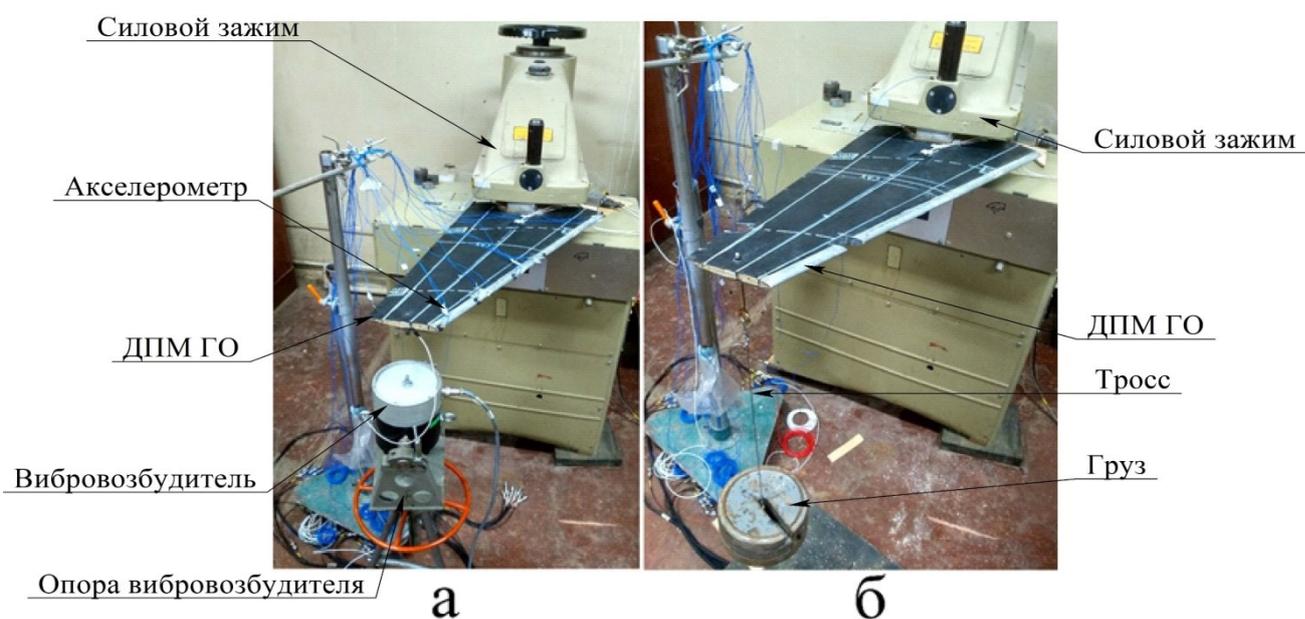


Рисунок 3.1.4 – Проведение экспериментов над ДДПМ ГО

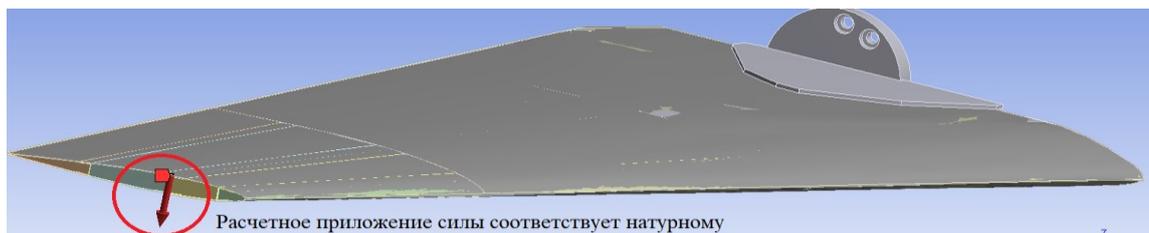


Рисунок 3.1.5 – Расчетная точка приложения нагрузки

На рисунке 3.1.6 приведены результаты изменений отклика ДДПМ от частоты возбуждения амплитуд и фаз колебаний модели по показаниям датчиков ускорений, размещенных на ее поверхности.

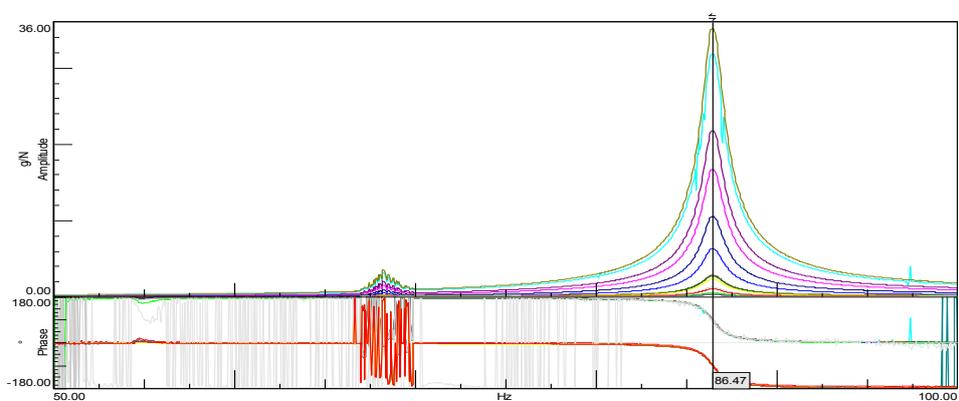


Рисунок-3.1.6 - Частота резонансных колебаний первого тона (80 Гц)

Разработанные дренажные блоки выполнены таким образом, что внутренняя часть (рамка) закрепляется в корпусе модели на силовые элементы конструкции. Легкосъемная дренажная вставка устанавливается в рамку на посадочное место и крепится с помощью метизов. Рамка и дренажная вставка изготавливаются из термопластиков при помощи аддитивных технологий. Характеристики термопластиков представлены в таблице 3.1.2.

Нагрузка, приходящая на эти элементы модели незначительна, по сравнению с общей нагрузкой, действующей на модель. Таким образом запас по прочности составляет значение  $n > 6$ . Деформация элементов дренажного блока находится в рамках допустимых значений (рисунок 3.1.7).

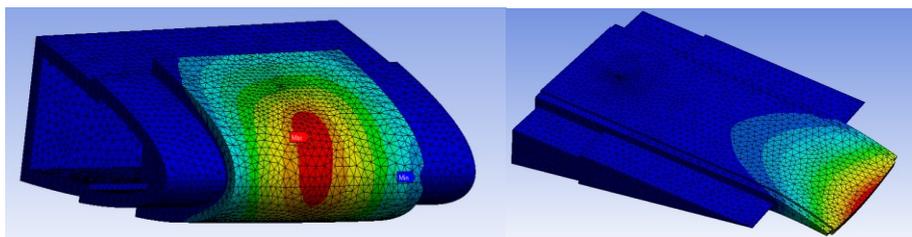


Рисунок 3.1.7 - Распределение прогибов элементов конструкции ДДПМ

Таблица 3.1.2 – Характеристики термопластиков

| Характеристика             | Размерность       | ABS-M30 | PC    | PPSF |
|----------------------------|-------------------|---------|-------|------|
| Предел прочности на разрыв | Н/мм <sup>2</sup> | 36      | 52    | 69   |
| Модуль упругости           | Н/мм <sup>2</sup> | 2413    | 2000  | 2344 |
| Предел прочности на изгиб  | Н/мм <sup>2</sup> | 61      | 97    | 91   |
| Модуль изгиба              | Н/мм <sup>2</sup> | 2317    | 2137  | 2412 |
| Ударная вязкость           | Дж/м              | 139     | 53,39 | -    |
| Твердость                  | по Роквеллу       | 109,5   | 115   | -    |
| Теплостойкость             | °С                | 99      | 161   | 207  |
| Удлинение при разрыве      | %                 | 4       | 3     | 12   |
| Плотность                  | г/см <sup>3</sup> | 1,04    | 1,2   | 1,1  |

### 3.2 Расчетно-экспериментальные исследования спроектированной дренированной динамически подобной модели консоли крыла самолета транспортной категории

Основная несущая балка модели изготовлена из углепластика. Схема укладки слоев приведена на рисунках 2.3.4 и 3.2.1. В процессе испытаний параметры исследования модели в АДТ варьируются (меняются законцовки, установочные углы атаки модели, числа Маха, характеристики скоростного напора и др.).

Для определения распределенных изгибных и крутильной жесткостей вдоль размаха лонжерона, а также коэффициентов влияния упругости модели были проведены жесткостные испытания лонжерона (рисунок 3.2.2) (Малютин В.А.). На основе полученных характеристик (рисунки 3.2.3 – 3.2.5) составлена балочная упругая расчётная схема лонжерона и проведена верификация экспериментальных данных.

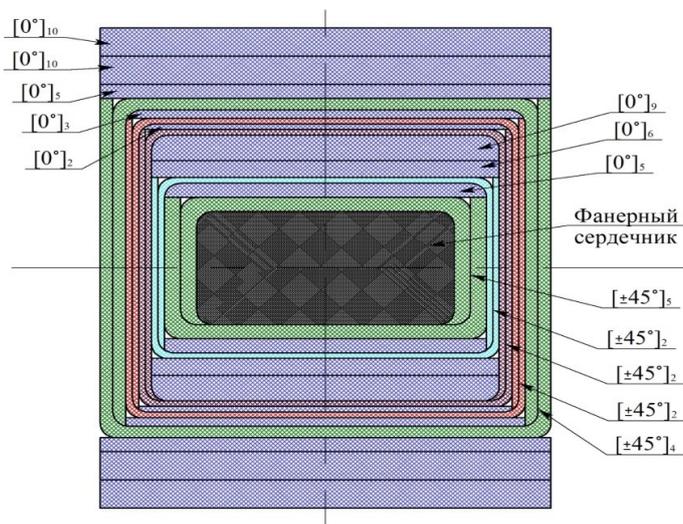


Рисунок 3.2.1 - Схема укладки ПКМ (сечение с максимальным количеством слоев)



Рисунок 3.2.2 – Лонжерон в процессе проведения жесткостных испытаний

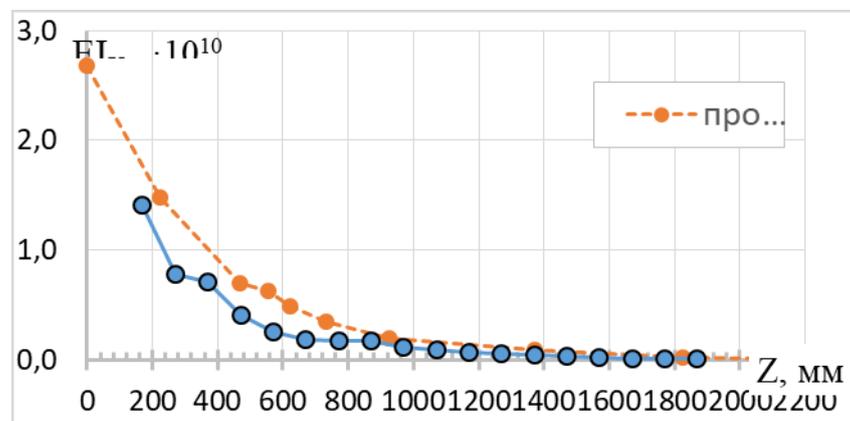


Рисунок 3.2.3 - Распределение балочной жесткости на изгиб  $EI_x$  вдоль оси  $Z$

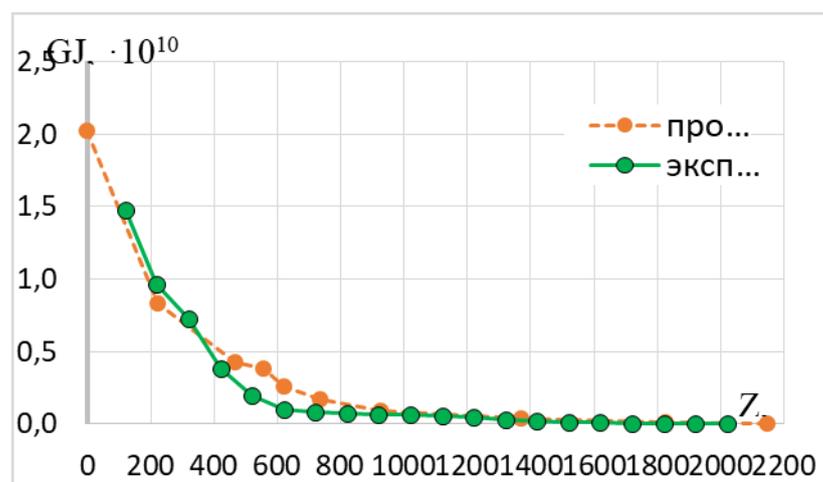


Рисунок 3.2.4 - Распределение балочной жесткости на кручение  $GJ$  вдоль оси  $Z$

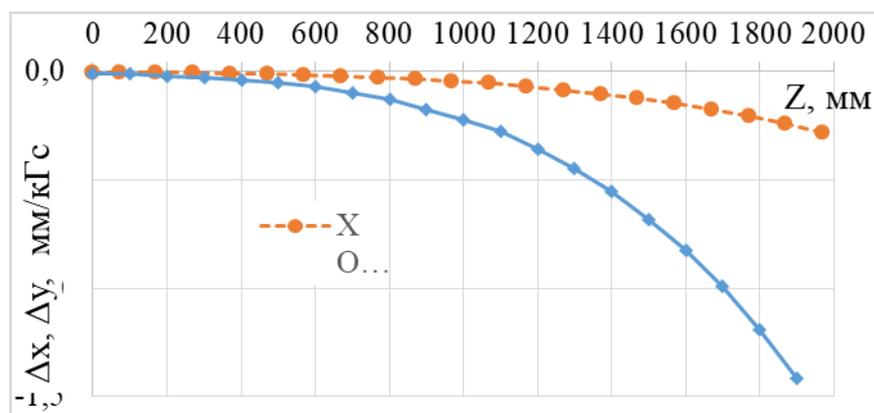


Рисунок 3.2.5 – Линии прогибов лонжерона вдоль оси Z в плоскостях XOZ и YOZ

Для определения частот, форм колебаний и логарифмического декремента ( $\zeta$  - коэффициент демпфирования колебаний) (таблица 3.2.1) были проведены частотные испытания ДПМ консоли крыла самолета транспортной категории (Пронин М.А.).

Для определения частот, форм колебаний и логарифмического декремента (таблица 3.2.1) были проведены частотные испытания ДДПМ консоли крыла самолета транспортной категории (Пронин М.А.). Испытания выполнялись с использованием аппаратно-программного комплекса на основе 256-канального генератора-анализатора частотных характеристик *LMS SC316* с усилителями измерительными *V12-L Scadas III*, к которым непосредственно подключались ИСР-датчики силы и ИСР-акселерометры;

Гармоническое возбуждение колебаний при ЧИ осуществлялось при помощи двух электродинамических вибровозбудителей типа *Prodera EX58*, которые были подключены к усилителям мощности *Prodera A648*. Возбуждение колебаний объекта осуществлялось через посредство специального устройства.

Контроль за величиной возбуждающей силы осуществлялся с применением ИСР-датчиков силы РСВ 208С02, которые устанавливались в цепочку вибровозбудитель–тяга - устройство–изделие и подключенных к измерительным усилителям *V12-L Scadas III* 256-канального генератора-анализатора частотных характеристик *LMS SC316*

Измерение колебаний осуществлялось акселерометрами типа ИСР РСВ 333В32 (масса одного датчика 4 г.), в 25 точках.

Регистрация сигналов датчиков (функций частотного отклика) осуществлялась в виде мнимой (квадратурной) и действительной (синфазной) составляющих виброускорения по отношению к силе (возбуждению) с использованием специализированного пакета программ определения характеристик собственных колебаний при гармоническом возбуждении *Stepped Sine LMS Test.Lab* версии *V10A*. С помощью программного модуля *LMS PolyMAX* выполнялась экспресс- и пост-обработка экспериментальной информации: построение

амплитудных частотных характеристик в виде резонансных кривых. Формы колебаний строились по мнимой составляющей.

При пост-обработке экспериментальной информации с использованием программного модуля *LMS PolyMAX* на ЭВМ выполнялось построение амплитудных частотных характеристик, измеренных в контрольных точках, в виде резонансных кривых.

Величину амплитуды вибросмещения  $A_i$  в  $i$ -той контрольной точке измерения колебаний при необходимости вычисляют по формуле:

$$A_i = \frac{a_i}{4\pi^2 f_{рез}^2} \quad (1)$$

Таблица 3.2.1 – Результаты измерений в точке возбуждения:

| Наименование тона             | $f$ , Гц | $\zeta$ |
|-------------------------------|----------|---------|
| Вертикальный изгиб крыла I    | 11.50    | 0.037   |
| Горизонтальный изгиб крыла I  | 31.20    | 0.074   |
| Вертикальный изгиб крыла II   | 36.00    | 0.042   |
| Вертикальный изгиб крыла III  | 76.14    | 0.048   |
| Горизонтальный изгиб крыла II | 87.42    | 0.065   |
| Кручение I                    | 100.28   | 0.0741  |
| Вертикальный изгиб крыла IV   | 123.94   | 0.0735  |
| Вращение элерона              | 144.82   | -       |

Величины логарифмического декремента колебаний  $\mathcal{D}$  для зарегистрированных тонов определялись с применением указанных ниже формул для случая установившихся вынужденных колебаний механической конструкции при действии на нее системы гармонических сил:

$$\mathcal{D} = \frac{2\pi}{\sqrt{\left(\frac{1}{\zeta}\right)^2 - 1}} \cdot \frac{1}{100\%} \quad (2)$$

где:  $\zeta$  – коэффициент демпфирования колебаний [%];

$\varepsilon$  – показатель затухания колебаний ( $\varepsilon = 1/Q$ );

$Q$  – добротность колебательной системы.

Для колебательных систем, имеющих малые силы сопротивления, соотношение (2) можно упростить:

$$\mathcal{D} \approx 2\pi\zeta \cdot \frac{1}{100\%} \quad (3)$$

Величины коэффициентов демпфирования колебаний  $\zeta$  для зарегистрированных тонов вычислялись в процессе пост-обработки экспериментальных данных с использованием программного модуля *LMS PolyMAX*.

В результате частотных испытаний в диапазоне частот до 145 Гц определены частоты, формы колебаний и логарифмические декременты.

Основные формы и частоты приведены на рисунках 3.2.6 – 3.2.12.

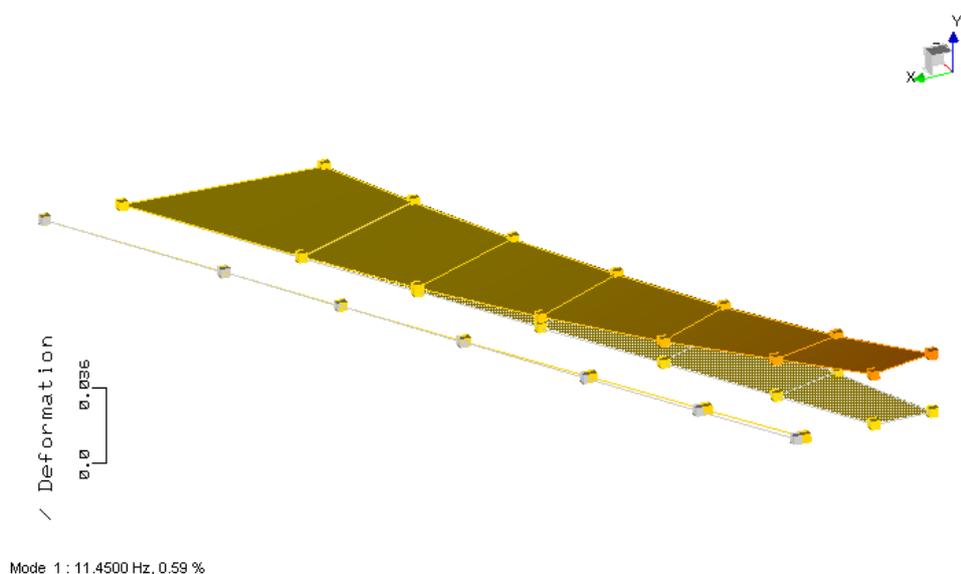


Рисунок 3.2.6 – Вертикальный изгиб крыла I

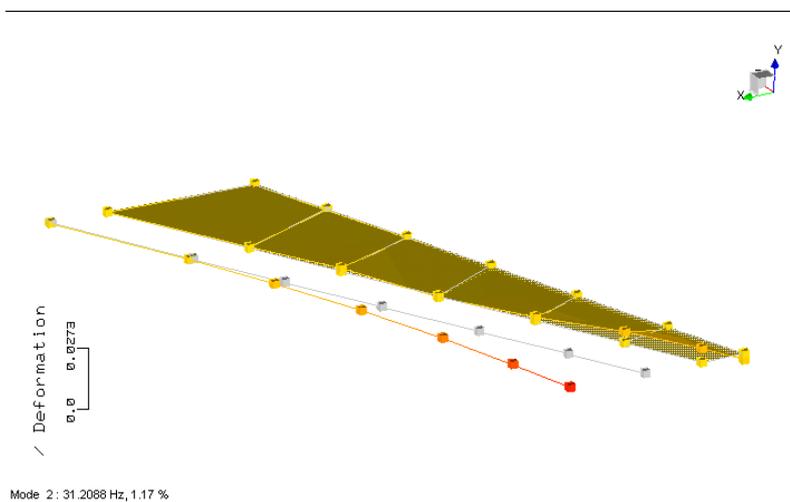


Рисунок 3.2.7 – Горизонтальный изгиб крыла I

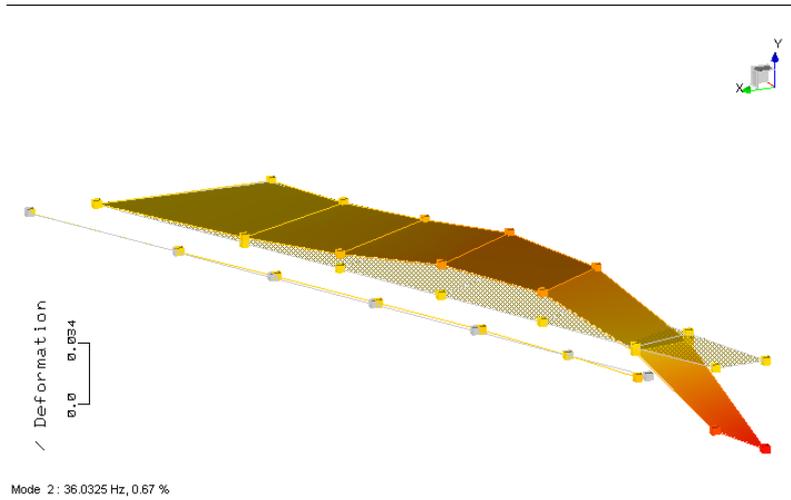


Рисунок 3.2.8 – Вертикальный изгиб крыла II

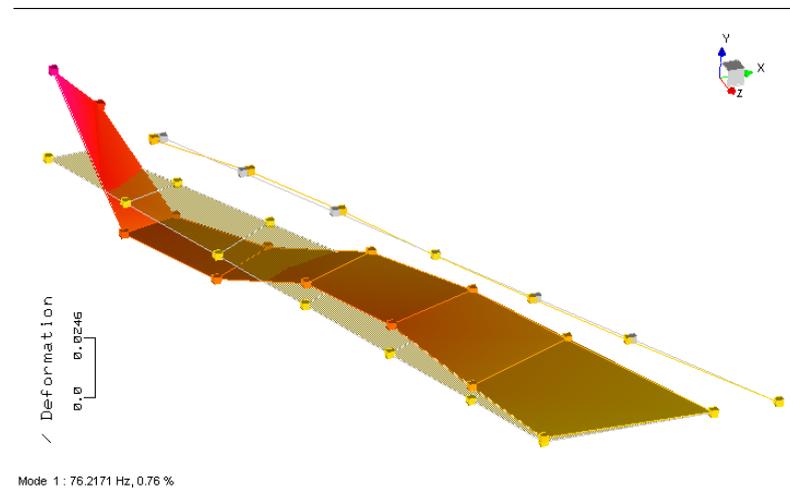


Рисунок 3.2.9 – Вертикальный изгиб крыла III

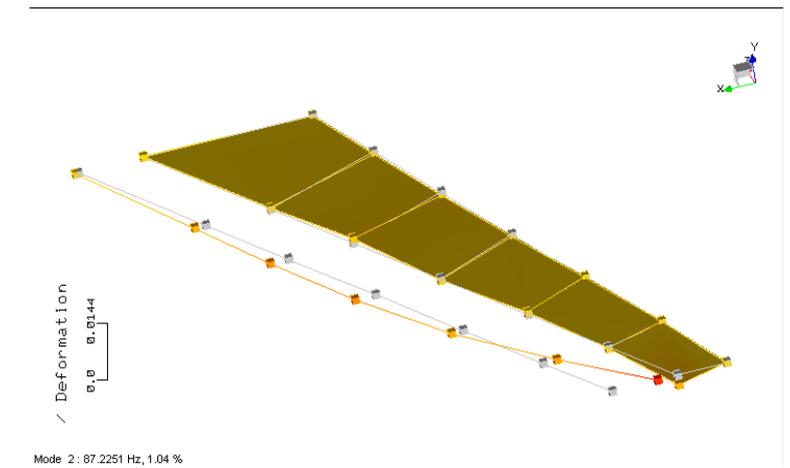


Рисунок 3.2.10 – Горизонтальный изгиб крыла II

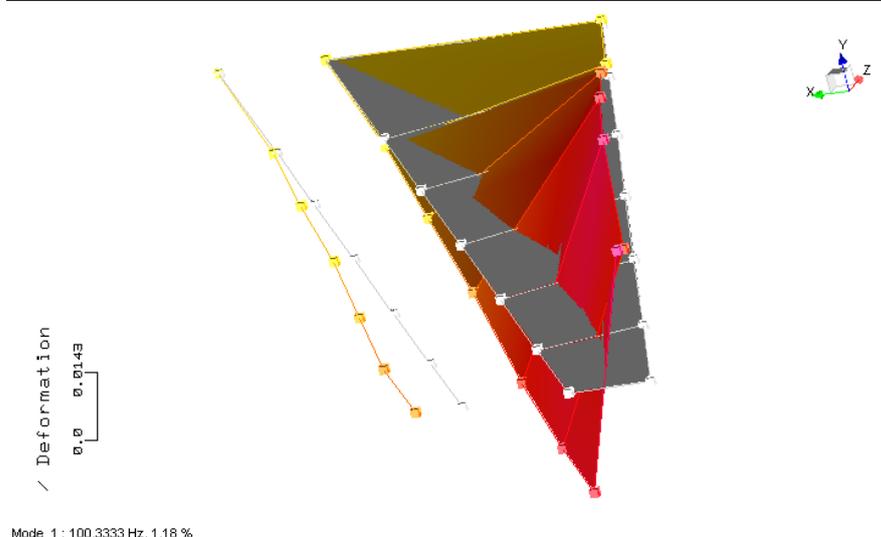


Рисунок 3.2.11 – Кручение I

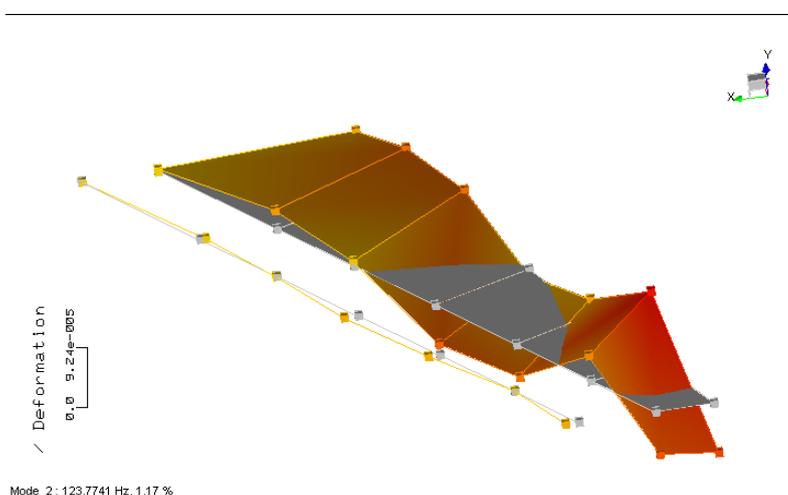


Рисунок 3.2.12 – Вертикальный изгиб крыла IV

Математическая модель консоли крыла для исследования флаттера построена в программном комплексе РИФ (Орлова О.А). Выполнены оценки собственных форм и частот. После согласования результатов расчета с результатами жесткостных испытаний и наземных частотных испытаний (НЧИ) математическая модель была откорректирована. По результатам исследования откорректированной математической модели получены оценки критической скорости флаттера.

Проведены расчеты на флаттер при значениях числа Маха  $M = 0.5$ ,  $M = 0.6$ ,  $M = 0.7$ . Результаты представлены в таблице 3.2.2. В этой таблице даны значения критической скорости флаттера ( $V_{\text{крит.}}$ ), критического скоростного напора ( $q_{\text{крит.}}$ ) и частоты флаттера.

По расчету математической модели, согласованной с НЧИ было получено, что критическая скорость флаттера при всех значениях числах Маха находится выше скоростных напоров предусмотренных программой испытаний ДДПМ в АДТ.

Таблица 3.2.2 – Расчеты флаттера ДПМ консоли крыла

| Число Маха | $V_{\text{крит}}$ , [км/ч] | $q_{\text{крит}}$ , [кгс/м <sup>2</sup> ] | Частота флаттера $f$ , [Гц] |
|------------|----------------------------|---|-----------------------------|
| 0.7        | 730.66                     | 3086.34                                   | 73.49                       |
| 0.6        | 740.90                     | 3173.46                                   | 73.70                       |
| 0.5        | 750.90                     | 3259.70                                   | 73.84                       |

Расчет напряженно-деформированного состояния модели показал, что минимальная величина запаса для консоли модели  $n=6$  и соответствует 23% размаха модели (рисунок 3.2.13)

Проведенный анализ деформаций дренированного блока от воздействующих на него компонент аэродинамической силы показал, что запас прочности напряженно-деформированного состояния  $n>6$ , а расчетные величины предельных деформаций дренированного блока не нарушают требований точности к проведению эксперимента (условий установки датчиков) (рисунок 3.2.14).

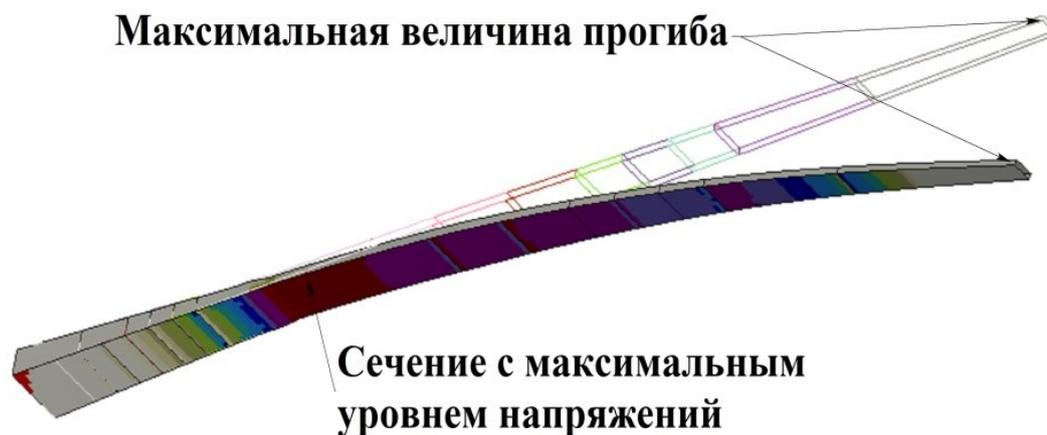


Рисунок 3.2.13 - Напряженно деформированное состояние модели

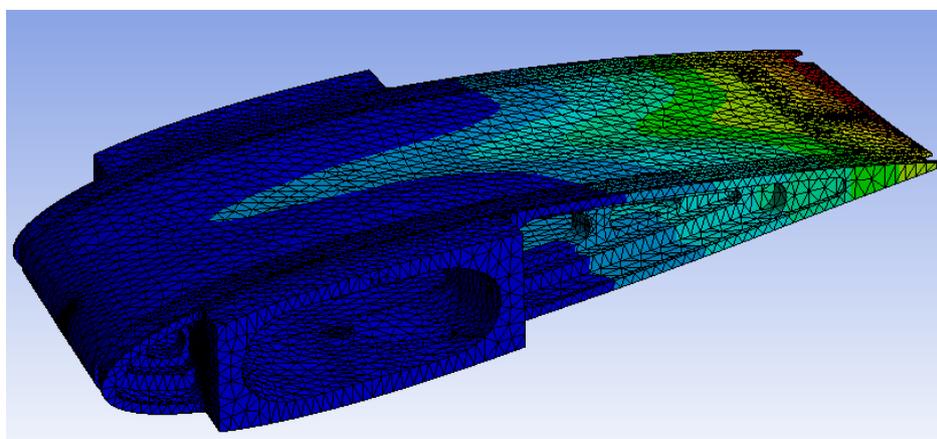


Рисунок 3.2.14 - Распределение деформаций по поверхности дренированного блока

### 3.3 Расчётно-экспериментальные исследования динамических и прочностных характеристик динамически подобной модели внутренней секции закрылка

Целью динамических исследований является определение трёх вариантов диаметров пружин, при которых, первая собственная частота системы «закрылок и узлы крепления к жесткой полумодели самолёта» (в дальнейшем «система») будет составлять 82, 122 и 163 Гц [25, 33, 61, 99, 107, 120]. Целью прочностных исследований является определение критических сечений системы и определение запасов прочности в этих сечениях. Для проведения динамических и прочностных исследований (при следующих условиях закрепления: заделка в корне пружины, моделирующей жесткость привода закрылка, и два шарнира в средней и концевой части закрылка) были использованы два способа расчёта: расчёты методами строительной механики и расчёт методом конечных элементов.

#### 3.5.1 Выбор параметров пружин, моделирующих жесткость привода закрылка.

Поскольку ось вращения закрылка приближённо совпадает с линией центров масс его сечений, были построены следующие расчётные модели колебаний закрылка (сверху – упрощённая схема; снизу – уточнённая схема, учитывающая жёсткость самого закрылка на кручение) (Рисунок 3.5.1).

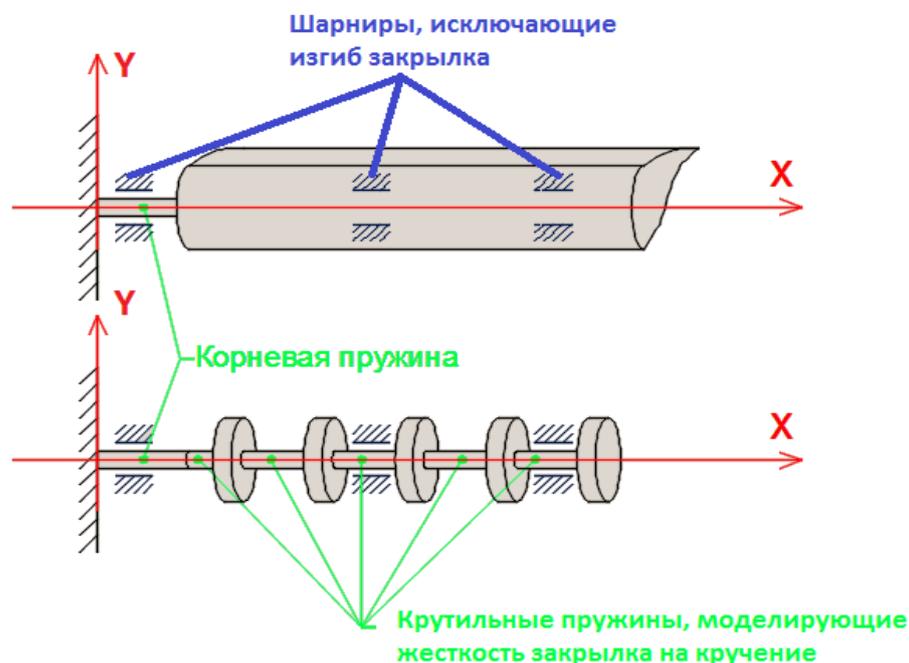


Рисунок 3.5.1 - Расчётные модели закрылка

В упрощённой расчётной схеме система рассчитана как крутильный маятник (закрылок считается абсолютно твёрдым телом, изгибные степени свободы отсутствуют).

В уточнённой схеме закрылок моделируется стержнем, работающим на кручение, с пятью секциями, представляющими собой диски, соединённые вращательными пружинами.

Учитываются только крутильные степени свободы системы (изгибные степени свободы исключены по условиям подвески модели). Момент инерции каждого диска составляет 1/5 момента инерции всего закрылка. Жёсткости крутильных пружин рассчитываются исходя из жёсткости самого закрылка на кручение (учитывалась жёсткость оболочки закрылка из углепластика, а также жёсткость углепластиковых оболочек пластиковых сердечников). Для упрощения в данной схеме погонный момент инерции сечений закрылка и жёсткость сечений закрылка на кручение приняты постоянными вдоль длины закрылка. Результаты расчётов приведены в таблице 3.3.2.

Таблица 3.3.2 - Результаты расчётов закрылка

| № | D, мм | $f_1$ , Гц |
|---|-------|------------|
| 1 | 7.0   | 81         |
| 2 | 10.0  | 124        |
| 3 | 14.0  | 162        |

Где D – диаметр корневой пружины,  $f_1$  – первая собственная частота системы

Для численного исследования прочностных и частотных характеристик закрылка была создана конечно-элементная модель, внешний вид которой показан на рисунке 3.5.2.

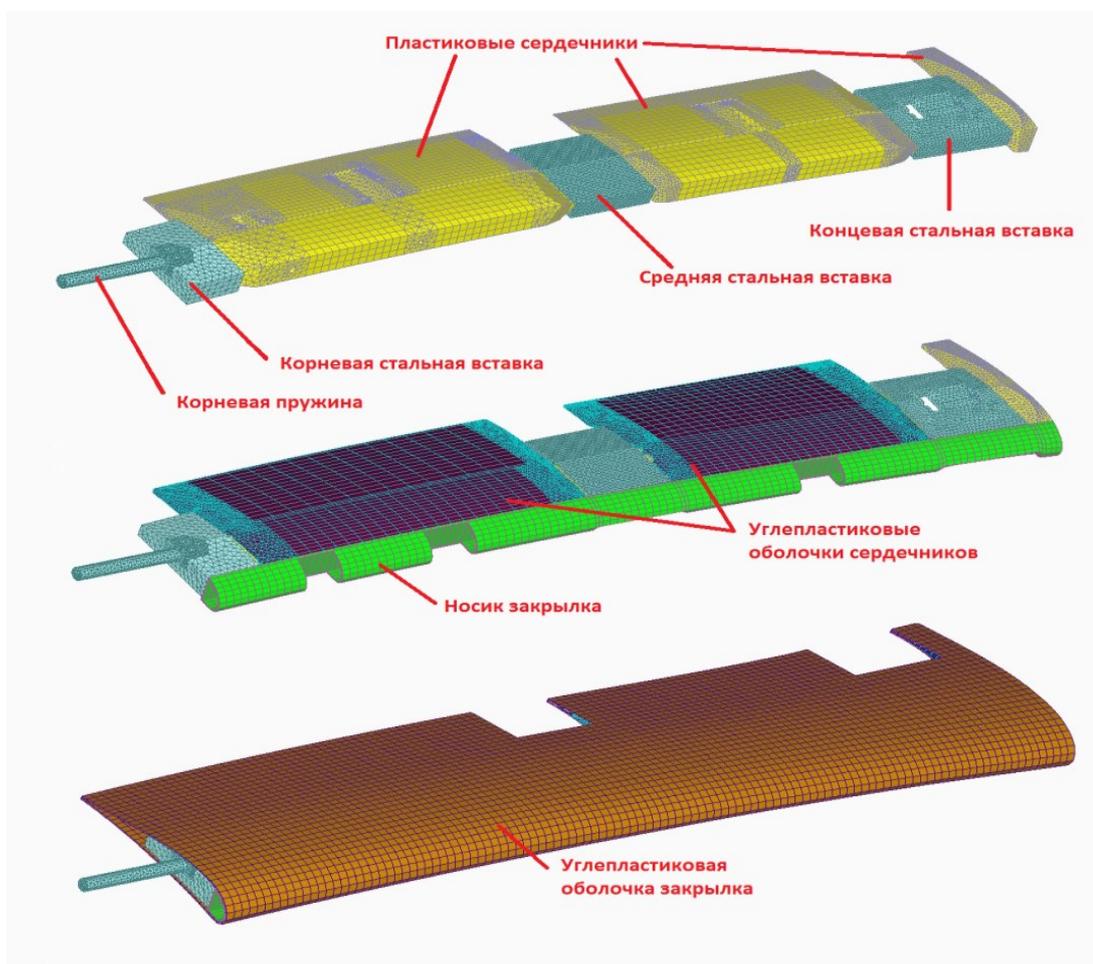


Рисунок 3.3.2 - Конечно-элементная модель системы

На ДДПМ закрылка реализованы следующие условия закрепления, показанные на рисунке 3.5.3 - корневая пружина заделана; в центральной и концевой стальных вставках расположены шарниры, позволяющие закрылку вращаться вокруг оси корневой пружины.

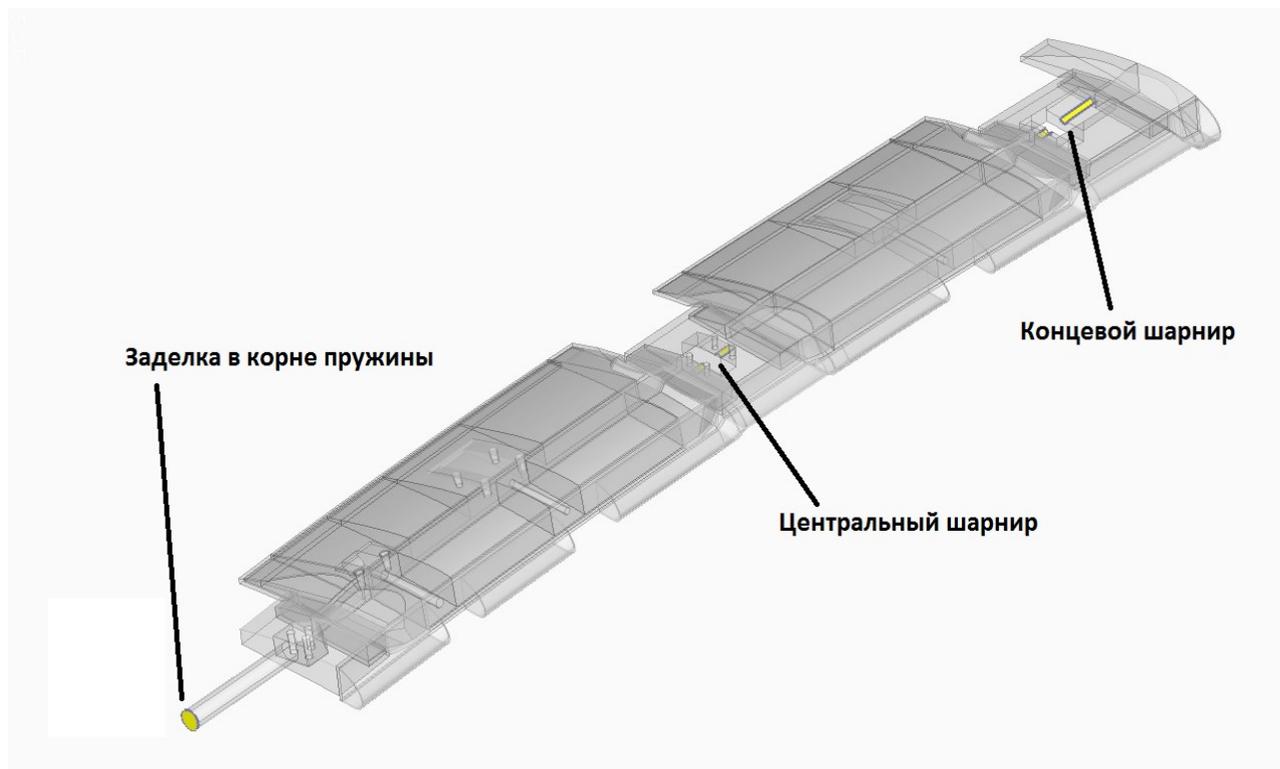


Рисунок 3.3.3 - Условия закрепления конечно-элементной модели закрылка

При создании конечно-элементной модели жесткости материала углепластиковой оболочки закрылка заданы равными величинам, указанным в таблице 3.3.1. Результаты расчёта диаметров пружин приведены в Таблице 3.3.3.

Таблица 3.3.3 - Результаты расчёта диаметров пружин МКЭ

| № | D, мм | $f_1$ , Гц |
|---|-------|------------|
| 1 | 7     | 84         |
| 2 | 10    | 128        |
| 3 | 14    | 171        |

Первые четыре формы и частоты колебаний системы для случая  $D = 10$  мм представлены на рисунках 3.3.4-3.3.7. Формы колебаний для пружин диаметров  $D = 7$  мм и  $D = 14$  мм идентичны.



Рисунок 3.3.4 - Первая форма колебаний системы

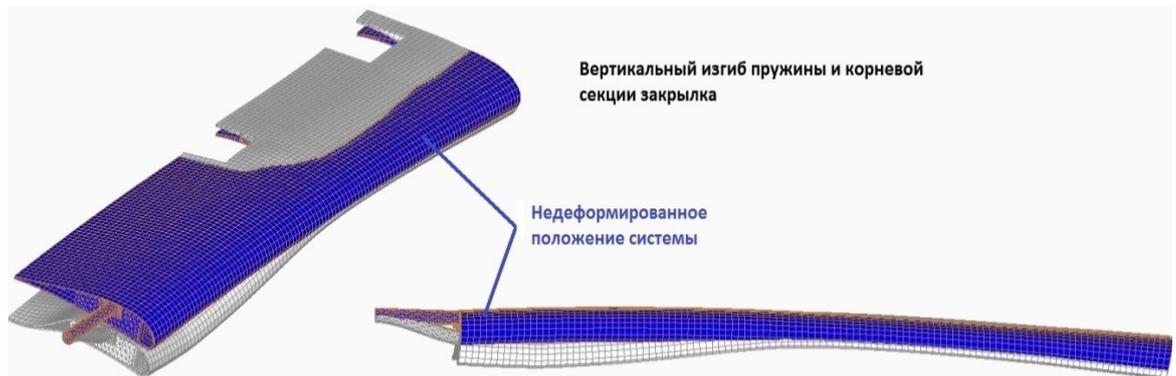


Рисунок 3.3.5 - Вторая форма колебаний системы

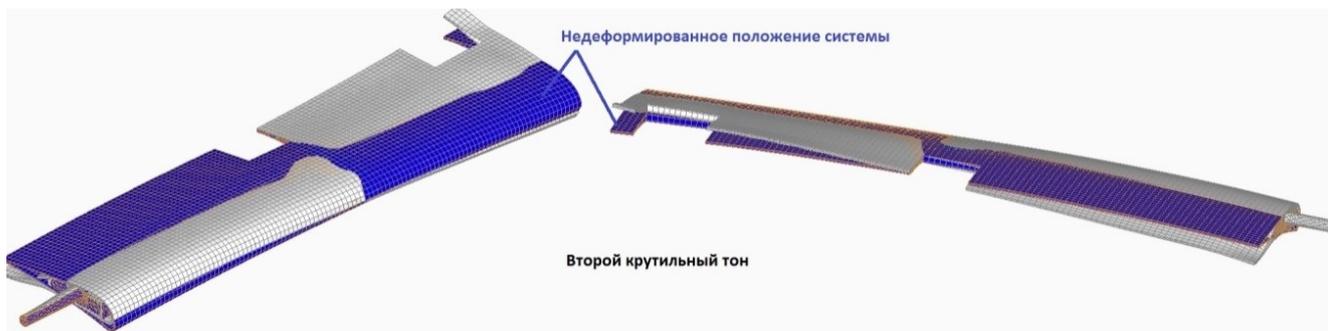


Рисунок 3.3.6 - Третья форма колебаний системы

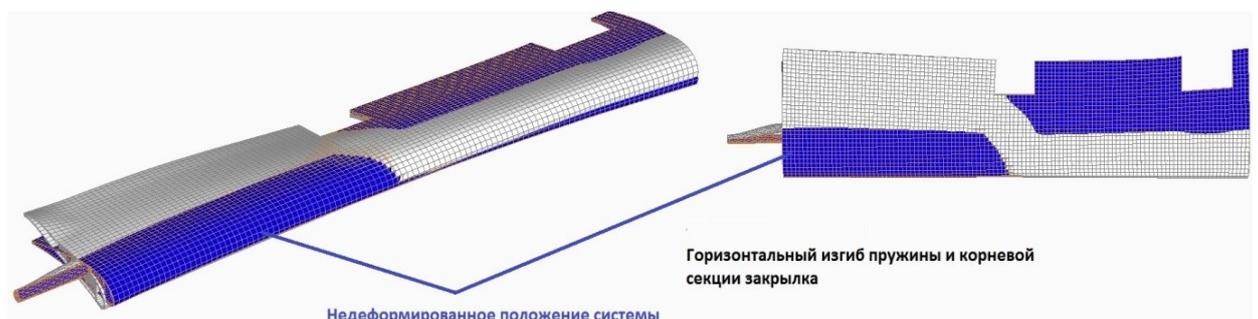


Рисунок 3.3.7 - Четвёртая форма колебаний системы

### Расчетные исследования прочности системы.

Для определения запасов прочности системы были проведены расчётные исследования двумя способами: методами строительной механики и методом конечных элементов.

Областями наиболее вероятного разрушения являются:

- заделка пружины и соединение пружины с закрылком
- «уши» шарниров и оси шарниров
- места соединения пластикового сердечника (с наформованным углепластиком углепластиком) со стальной вставкой
- оболочка из углепластика

### 3.3.2 Прочностной расчёт.

Для определения напряжённо-деформированного состояния системы применены две расчётные схемы, показанные на рисунке 3.3.8. Расчётные схемы для определения нагрузок в системе (вверху – для случая изгиба, внизу – для случая кручения). Корневая пружина расположена слева. Стрелки красного цвета обозначают реакции в опорах Система моделируется балкой переменной жёсткости, воспринимающей крутящий и изгибающий момент, которые вызваны действием аэродинамической силы. В случае изгиба реальная система моделируется заделанной балкой переменной жёсткости, опёртой на два шарнира. В случае кручения система моделируется заделанной балкой переменной жёсткости без дополнительных опор (т.к. шарниры не воспринимают кручение). На основании результатов, полученных при анализе двух описанных схем, рассчитывается суммарное (эквивалентное) НДС закрылка.

Величина крутящего момента определена следующим образом. Центр давления закрылка находится на расстоянии 30% от передней кромки закрылка.

Схема для случая изгиба является дважды статически неопределённой. Для раскрытия неопределённости необходимо задать жёсткости сечений закрылка и пружины (плоскости этих сечений перпендикулярны оси «х», см. рисунок 3.3.8). Жесткость сечений закрылка оценивается постоянной величиной исходя из следующего предположения. Принято, что кручение и изгиб воспринимает только углепластиковая оболочка закрылка (т.к. термопластик является низко модульным материалом).

Изгибающие моменты и нормальные напряжения определены по схеме, моделирующей изгиб. Крутящие моменты и касательные напряжения определены по схеме, моделирующей кручение. Эквивалентное напряжение рассчитано по формуле  $\sigma_{\text{эkv}} = \sqrt{\sigma^2 + 3 * \tau^2}$  (где  $\sigma$  и  $\tau$  – соответственно, нормальное и касательное напряжение). Также отметим, что перерезывающие

напряжения, возникающие при изгибе закрылка, составляют величину порядка 1% от нормальных напряжений, а потому в дальнейшем не учитываются.

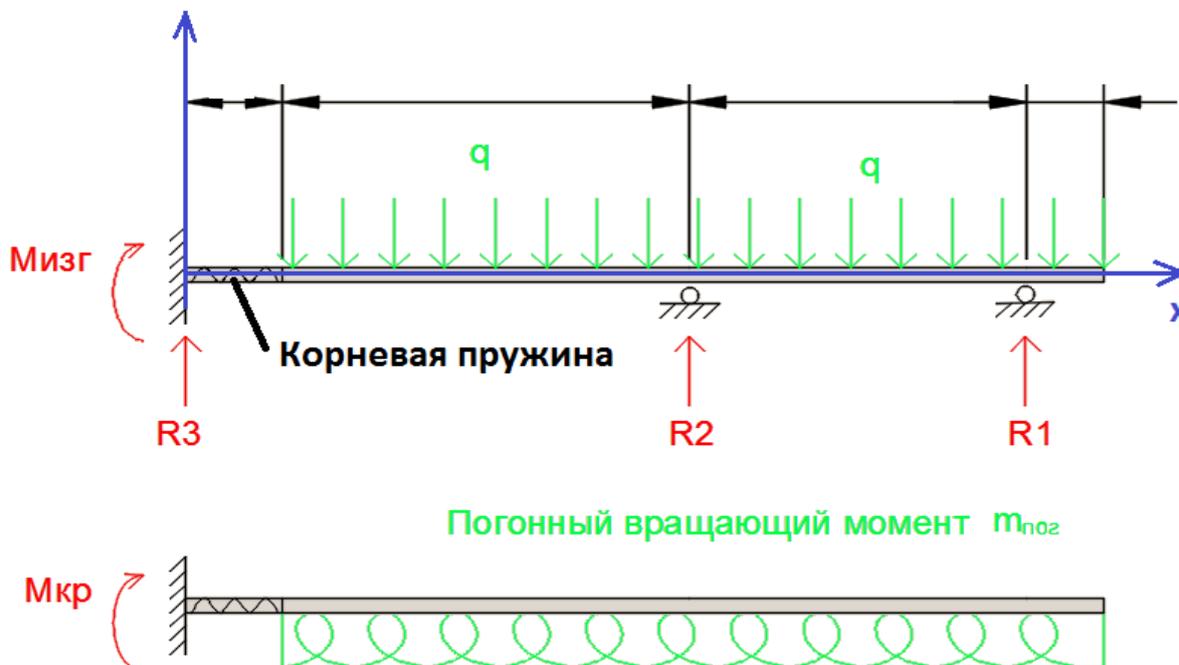


Рисунок 3.3.8 - Расчётные схемы для определения нагрузок в системе

Эпюры рассчитанных изгибающих и крутящих моментов приведены на рисунке 3.3.9. Эпюры касательных, нормальных и эквивалентных напряжений приведены на рисунке 3.3.10.

Расчёт сечения с наибольшим изгибающим моментом.

Расчёт проведён для пружины  $D = 7$  мм, имеющей наименьший запас прочности. В расчёте принято, что изгибающий и крутящий момент воспринимаются оболочкой и сердечниками закрылка. Реакция опоры воспринимается через ось и «ухо» шарнира. Результаты расчёта приведены в таблице 3.3.5 (где  $n$  – запас прочности).

Таблица 3.3.5 – Запасы прочности

| № | Наименование                      | $n$        |
|---|-----------------------------------|------------|
| 1 | Углепластиковая оболочка закрылка | <b>6.0</b> |
| 2 | Ось центрального шарнира          | <b>5.0</b> |

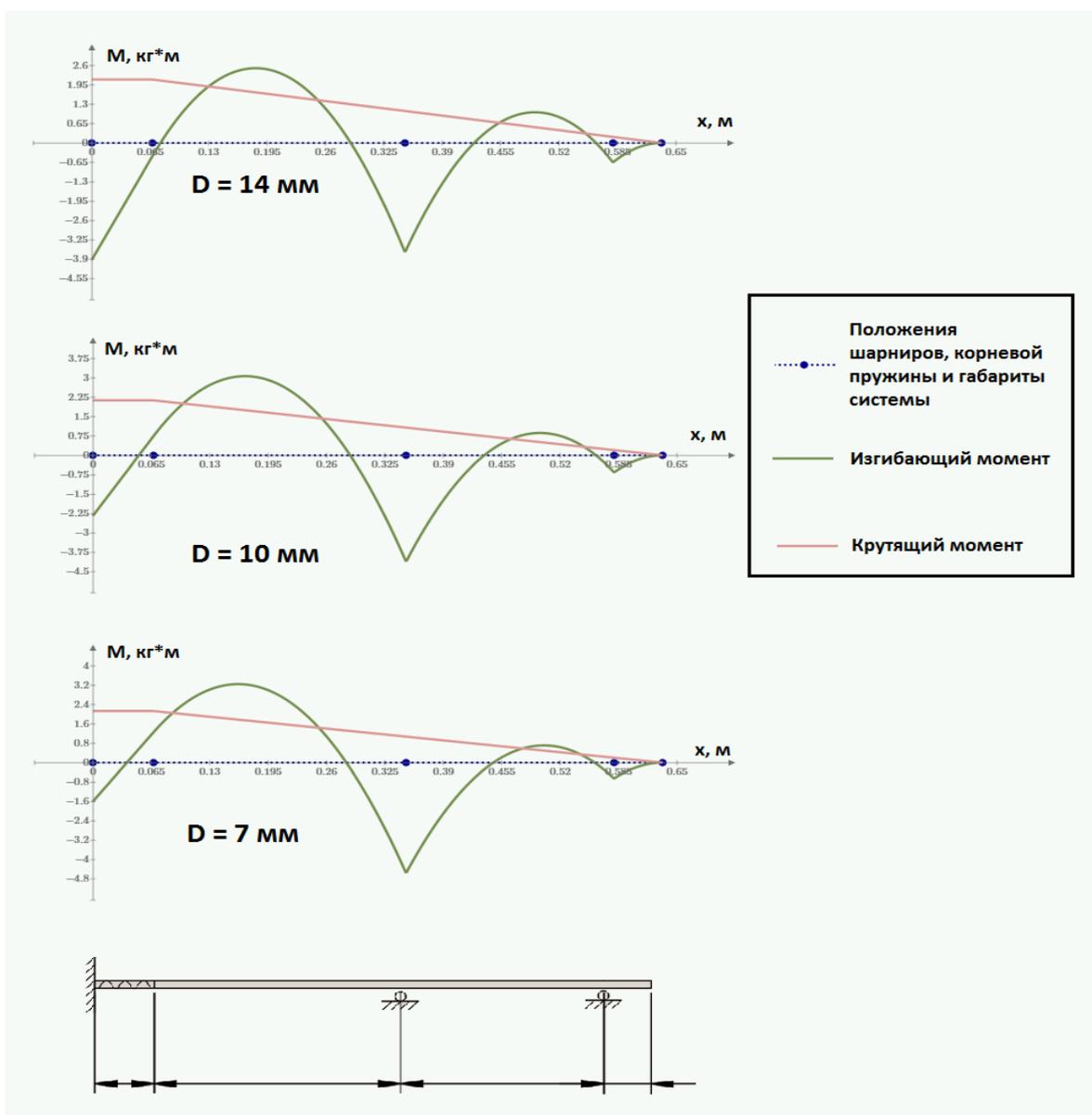


Рисунок 3.3.9 - Эпюры изгибающих и крутящих моментов вдоль оси вращения закрылка

#### Расчёт сечения в заделке пружины

Пружина воспринимает изгибающие, крутящие и перерезывающие нагрузки. Перерезывающие нагрузки дают малый вклад в эквивалентное напряжение. Результаты расчёта приведены в таблице 3.3.6.

Таблица 3.3.6 - Результаты расчёта запасов прочности в заделке пружины

| D, мм | $n_{\text{круч}}$ | $n_{\text{изг}}$ | $n_{\text{эkv}}$ |
|-------|-------------------|------------------|------------------|
| 7     | 6                 | 5                | <b>5</b>         |
| 10    | 9                 | 8                | <b>7</b>         |
| 14    | 21                | 11               | <b>10</b>        |

Расчёт в случае разрушения пружины: поскольку пружина диаметром  $D = 7\text{ мм}$  обладает наименьшим запасом прочности, целесообразно провести расчёт для случая разрушения пружины.

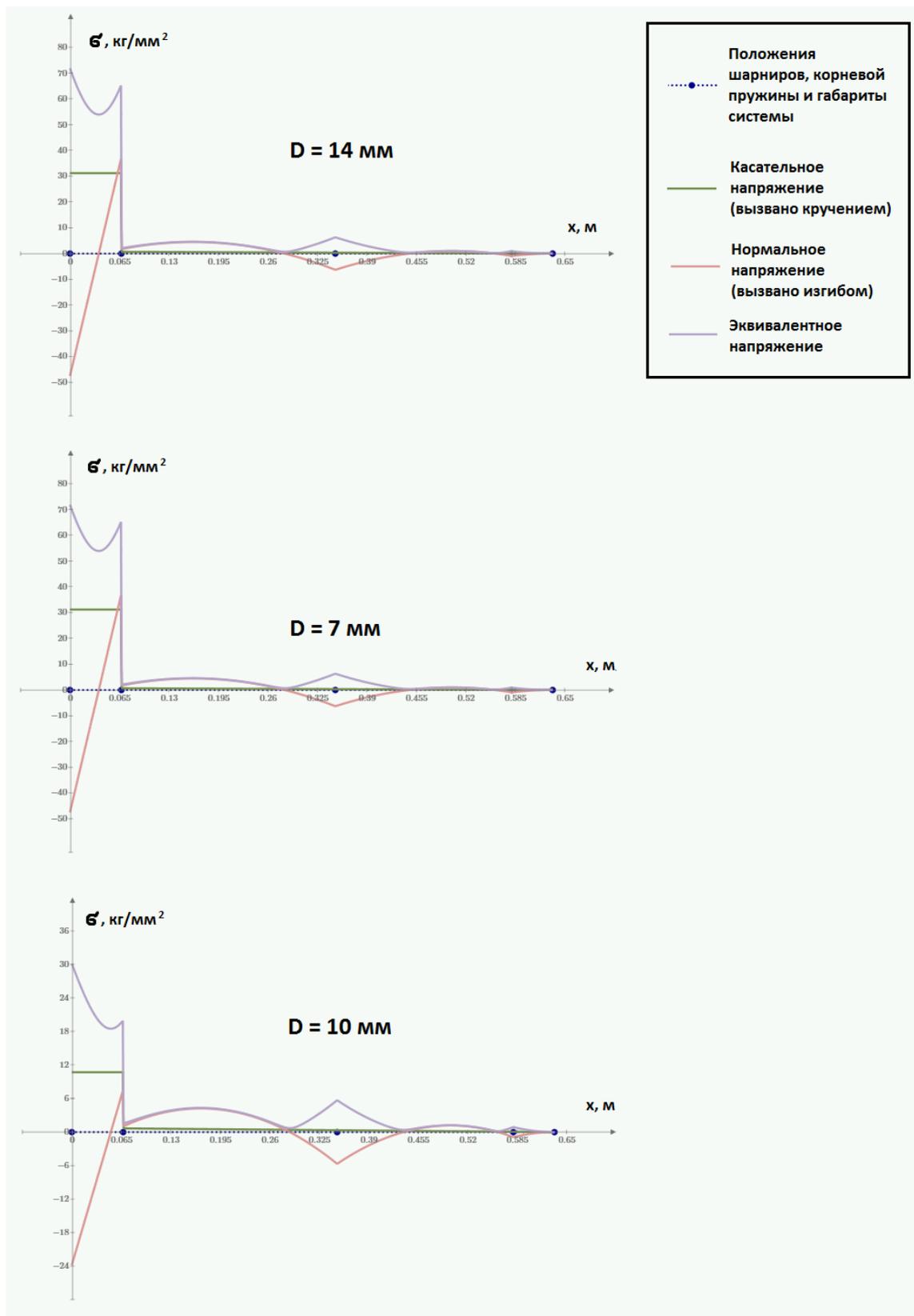


Рисунок 3.3.10 - Эпюры напряжений системы

В случае разрушения пружины система становится статически определённой, и нагрузка  $q$  воспринимается в двух шарнирах (реакции шарниров составят  $R_1$  и  $R_2$ ), крутящий момент при этом отсутствует. Расчёт проведён по центральному шарниру, т.к. он воспринимает значительно более высокую нагрузку. Реакция шарнира воспринимается через ось шарнира (деталь) по схеме, показанной на рисунке 3.3.11. Указаны силы, действующие на ось шарнира. Результаты расчёта прочности оси центрального шарнира показали, что запас прочности  $n_{\text{экв}} \geq 4$  (в случае разрушения корневой пружины).

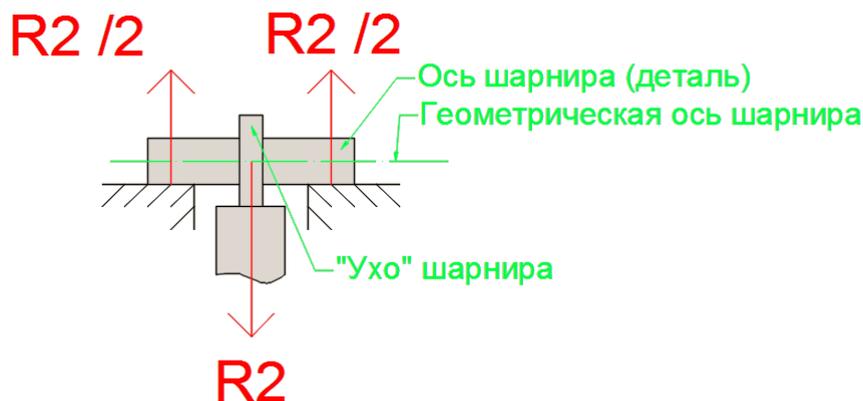


Рисунок 3.3.11 – Шарнир

### 3.3.3 Прочностной расчёт конечно-элементным методом.

Методом конечных элементов определены наибольшие напряжения в корневой пружине, наибольшие напряжения в пластиковых сердечниках, напряжения в центральном шарнире, а также перемещения закрылка. На виде со стороны корневой хорды (рисунок 3.3.12) показано положение аэродинамического фокуса закрылка в корневых сечениях.

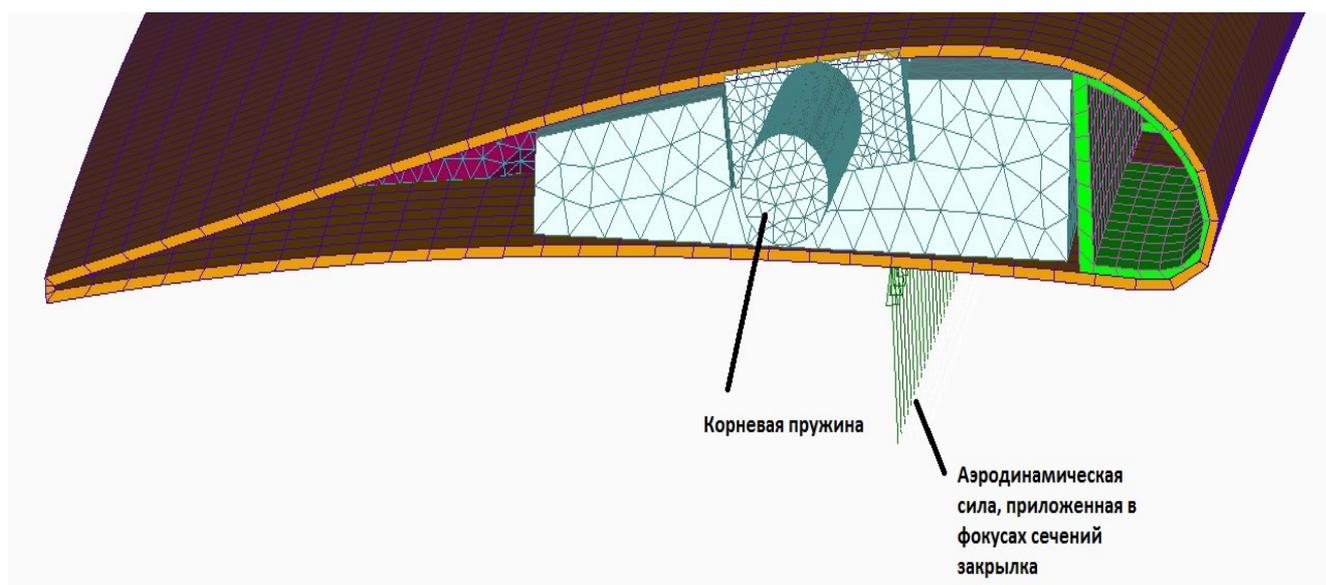
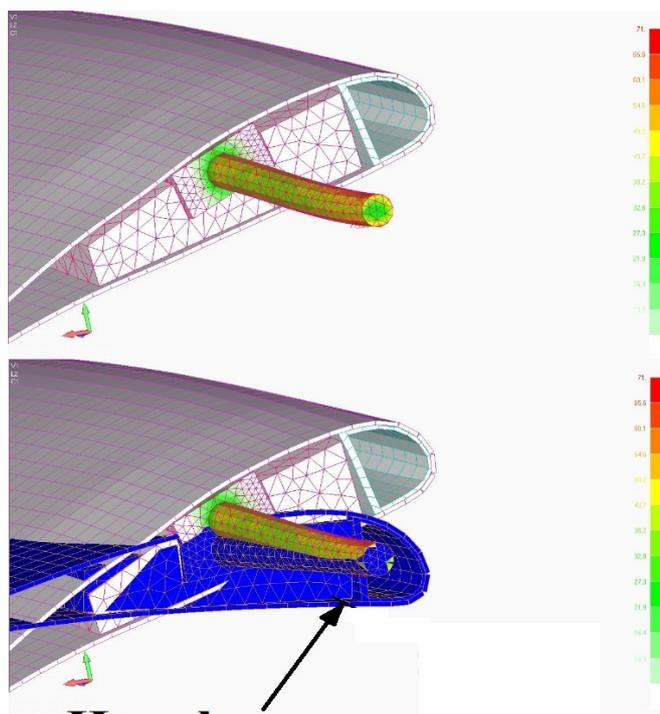


Рисунок 3.3.12 - Вид со стороны корневой хорды закрылка

Оценка напряжённо-деформированного состояния корневой пружины.

На рисунке 3.3.13 приведён результат расчёта НДС пружины диаметром  $D = 7\text{ мм}$ .

В таблице 3.3.8 приведены результаты расчётов НДС пружин всех диаметров ( $n$  – запас прочности).



**Недеформированное  
положение закрывка**

Рисунок 3.3.13 - Напряжённо-деформированное состояние пружины

Таблица 3.3.8 – Запасы прочности для 3-х конфигураций пружин

| D, мм | n |
|-------|---|
| 7     | 5 |
| 10    | 6 |
| 14    | 9 |

Оценка напряжённо-деформированное состояние пластиковых сердечников.

Наиболее напряжённой областью пластиковых сердечников является область соединения задней кромки корневой части сердечника с центральной стальной ставкой (см. рисунок 3.3.14). На рисунке 3.3.13 представлены результаты расчёта при использовании пружины  $D = 7\text{ мм}$ . (Запас  $n = 5$ ).

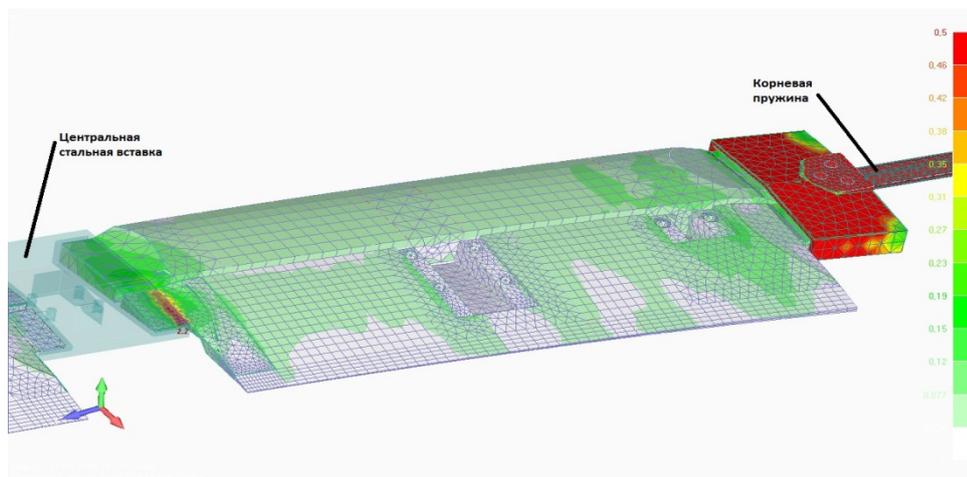


Рисунок 3.3.14 - НДС корневых пластиковых сердечников.

#### Оценка напряжённо-деформированного состояние «уха» центрального шарнира

В случае разрушения пружины центральный шарнир воспринимает большую часть нагрузки. Значение запаса в этом случае составит  $n = 4$ . В случае работающей пружины, запас  $n = 5$ . НДС «уха» центрального шарнира показано на рисунке 3.3.15.

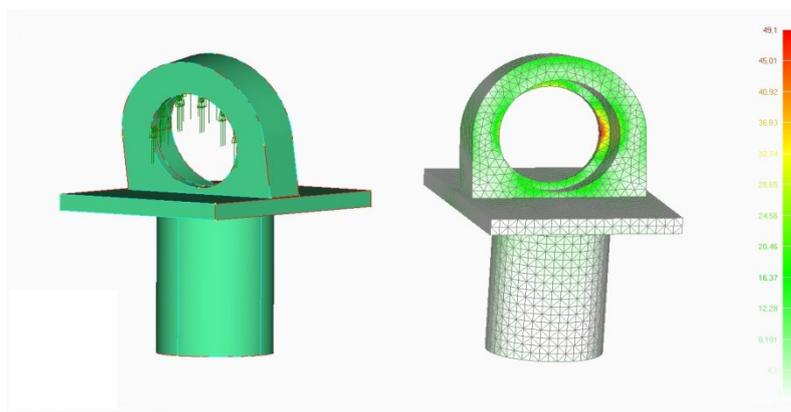


Рисунок 3.3.15 - НДС «уха» центрального шарнира

#### Перемещения закрывка

На рисунке 3.3.16 отображено деформированное состояние закрывка для случая  $D = 7$  мм (качественная картина поля перемещений для пружин для  $D = 10$  мм и  $D = 14$  мм идентична). Цветовая шкала справа указывает полные перемещения в миллиметрах (от недеформированного положения). В таблице 3.3.9 указаны наибольшие перемещения точек носика и хвостика закрывка (наибольшее перемещение имеет концевое сечение).

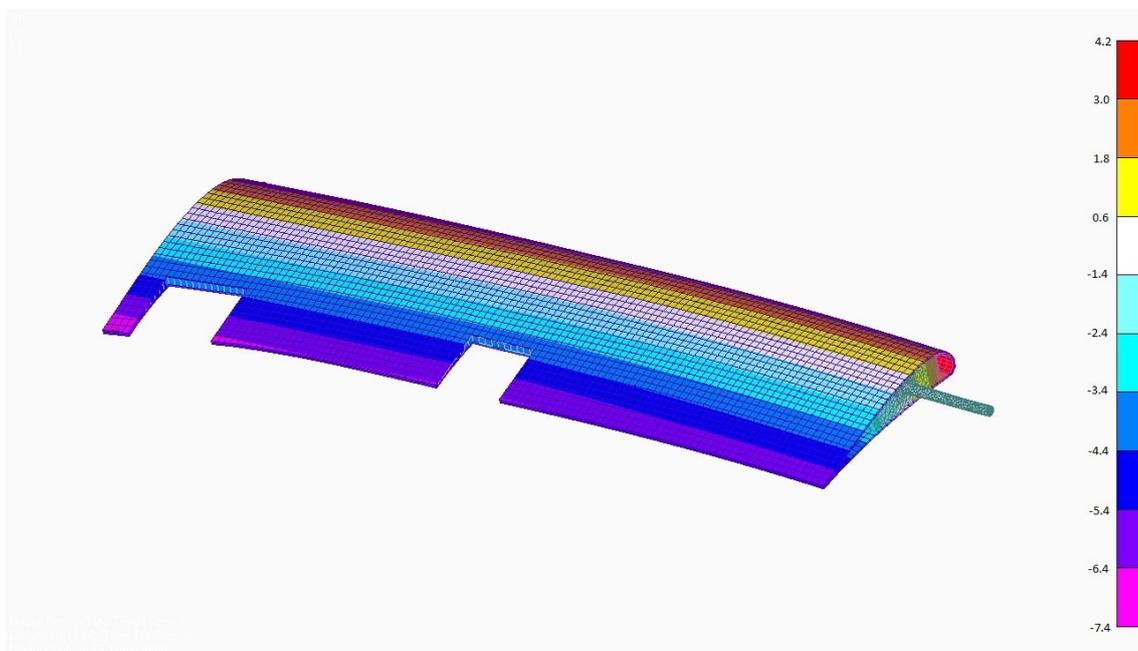


Рисунок 3.3.16 - Поле перемещений системы в случае пружины  $D = 7\text{ мм}$

Таблица 3.3.9 - Наибольшие перемещения закрылка (от недеформированного положения)

| $D$ , мм | $\delta_{\text{носик}}$ , мм | $\delta_{\text{хвост}}$ , мм |
|----------|------------------------------|------------------------------|
| 7        | 4.2                          | -7.4                         |
| 10       | 1.9                          | -3.4                         |
| 14       | 1.3                          | -2.3                         |

Точки, соответствующие перемещениям  $\delta_{\text{носик}}$  и  $\delta_{\text{хвост}}$  находятся в концевом сечении закрылка и расположены, соответственно, на передней и задней кромке закрылка.

3.3.4 Экспериментальное исследование динамических характеристик ДДПМ внутренней секции закрылка.

Целью экспериментальных исследований является определение первых форм собственных колебаний закрылка, как при свободной подвеске, так и при закреплении закрылка на жёсткой полумодели самолёта. На основании полученных результатов проведён расчёт, оценивающий среднюю изгибную и крутильную жесткости поперечных сечений закрылка. Проведено сравнение результатов частотного эксперимента и изложенных выше расчётных исследований.

Экспериментальные исследования динамических характеристик модели внутреннего закрылка при свободной подвеске.

Результаты исследований для случая свободной подвески представлены в таблице 3.3.10.

Таблица 3.3.10 - Первые собственные частоты колебаний закрылка, определённые экспериментальным методом (случай свободной подвески)

| Название тона      | f, Гц |
|--------------------|-------|
| 1 тон - I изгиб    | 162   |
| 2 тон - I кручение | 453   |

Условно принимая постоянными: погонный момент инерции вокруг оси кручения закрылка, погонную массу вдоль длины закрылка, изгибную и крутильную жёсткость поперечных сечений закрылка вдоль его длины – определены средние изгибная и крутильная жёсткость поперечных сечений закрылка. Расчёт для определения жесткостей сечения закрылка проведён по формулам для изгибных и крутильных колебаний упругого стержня:

$$\vartheta_{I_{\text{изгиб}}} = \frac{1}{2\pi} * \frac{(4.73)^2}{L^2} * \sqrt{\frac{EJ}{m_{\text{погон}}}} \quad \vartheta_{I_{\text{круч}}} = \frac{1}{2\pi} * \frac{\pi}{L} * \sqrt{\frac{GJ_{\text{кр}}}{I_{\text{погон}}}}$$

где: L – длина закрылка, EJ – средняя изгибная жесткость поперечных сечений закрылка,  $GJ_{\text{кр}}$  – средняя крутильная жесткость поперечных сечений закрылка,  $m_{\text{погон}}$  – погонная масса закрылка,  $I_{\text{погон}}$  – погонный момент инерции закрылка вокруг оси кручения.

Результаты расчетных и экспериментальных исследований для случая крепления закрылка к жесткой полумодели самолёта приведены в таблице 3.3.11. Первый тон собственных колебаний системы во всех случаях является крутильным тоном.

Таблица 3.3.11 - Первая частота собственных колебаний системы

| D, мм | Расчёт                                       |                              | Эксперимент                 |                              |
|-------|--|------------------------------|-----------------------------|------------------------------|
|       | f <sub>1</sub> , Гц<br>(аналитический метод) | f <sub>1</sub> , Гц<br>(МКЭ) | f, Гц<br>(положение взлёта) | f, Гц<br>(положение посадки) |
| 7.0   | 81   | 84                           | 85                          | 85                           |
| 10.0  | 130  | 128                          | 131                         | 131                          |
| 14.0  | 162  | 171                          | 165                         | 165                          |

**Выводы по главе 3:**

- 1) Выполнены расчетные и экспериментальные исследования прочности и жесткости элементов конструкции ДДПМ нового поколения с применением полимерных композиционных материалов и современных аддитивных технологий.
- 2) Определены формы и частоты собственных колебаний элементов конструкции
- 3) Показано соответствие расчетных и экспериментальных данных

**Выводы по диссертации:**

1) 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.

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

3) 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.

4) 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.

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

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

7) 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.

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

**Список литературы:**

- 1) Абарышев В.М. Конструкционные материалы, используемые в ракетных двигателях: Учебное пособие. – М.: МАИ-Принт – 2009. – 87С.
- 2) Абдрашитов Р.Г., Песецкий В.А., Чучалов И.Б. Снижение интенсивности бафтинга крыла боевого самолета // Ученые записки ЦАГИ. - 2016. - №2. - С.70-81.
- 3) Абдрашитов Г.Г. К вопросу о бафтинге хвостового оперения // Труды ЦАГИ. -1939. - №395. – 44С.
- 4) Авдонин А.С., Фигуровский В.И. Расчет на прочность летательных аппаратов. - М.: Машиностроение. - 1985. – 439С.
- 5) Авиация: Энциклопедия. Гл.ред. Г.П. Свищёв. – М.: Большая Российская энциклопедия. - 1994. - 736С.
- 6) Агеев Ю.И., Назаренко В.В, Невежина Т.П. Экспериментальные исследования установившихся автоколебаний элерона в околосзвуковом потоке // Ученые записки ЦАГИ. – 1974. – Т.5. - №3. – С.71-80.
- 7) Азаров Ю.А., Зиченков М.Ч., Парышев С.Э., Стрелков К.С. Развитие технологии моделирования явлений динамической аэроупругости в аэродинамических трубах. - М.: ФИЗМАТЛИТ. -2018. - 152С.
- 8) Азаров Ю.А., Брускова Е.В., Егоров В.В., Ефименко С.В., Стрелков К.С. Современные научные проблемы и технологии в гражданской авиации. 20 лет сотрудничества учёных России и компании Boeing (1993 – 2013). – Москва. – М.: Наука. - 2013. - С.154-156.
- 9) Азаров Ю.А., Зиченков М.Ч., Ишмуратов Ф.З., Чедрик В.В. Методы проектирования композиционных динамически-подобных моделей агрегатов самолета. // Ученые записки ЦАГИ. - т. XXXVII. - №4. - 2006. - С.42-54.
- 10) Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Патент на изобретение RUS №2594462. - 14.05.2015. -Вибровозбудитель колебаний механических конструкций.
- 11) Азаров Ю.А., Брускова Е.В., Карклэ П.Г., Черноволов Р.А. Патент на изобретение RUS №2578915. - 27.11.2014. - Динамически подобная аэродинамическая модель несущей поверхности летательного аппарата.
- 12) 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.
- 13) Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Дренированные аэроупругие модели летательных аппаратов // Труды МАИ - 2017. - № 92. – 12С.

14) 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.

15) Азаров Ю.А., Черноволов Р.А. Некоторые особенности моделирования динамической аэроупругости летательных аппаратов в трансзвуковых аэродинамических трубах // Труды МАИ. - 2017. - № 97. – 5С.

16) 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. - №2 (51). – С.75-87.

17) Азаров Ю.А., Гарифуллин М.Ф., Черноволов Р.А. Оценка нагруженности динамически подобных моделей при исследовании бафтинга // Труды МАИ. - 2018. - №103. -7С.

18) 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.

19) 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.

20) Альхимович Н.В., Попов Л.С. Моделирование флаттера самолета в аэродинамических трубах. // Труды ЦАГИ. - 1947. - №623. - 37С.

21) Алфутов Н.А., Зиновьев П.А., Попов Б.Г. Расчет многослойных пластин и оболочек из композитных материалов. - М.: Машиностроение. - 1984. – 264С.

22) Амирьянц Г.А., Ишмуратов Ф.З. Об исследованиях в области статической аэроупругости и многодисциплинарной оптимизации конструкций. // Труды ЦАГИ. – 2013. – №2738. – С.133 – 152

23) Амирьянц Г.А., Малютин В.А. Об экспериментальном определении жесткостных характеристик авиационных конструкций. // Труды МАИ. – 2018. - №103. – С.6.

24) Амирьянц Г.А., Вермель В.Д., Ишмуратов Ф.З., Кудряшов А.Б., Орлова О.А., Руденко Д.С. Проектирование упругоподной модели, изготавливаемой с использованием современных цифровых технологий. // Ученые записки ЦАГИ. - 2012. – Т.43. - №3. – С.88-104.

- 25) Ананьев И.В., Тимофеев П.Г. Колебания упругих систем в авиационных конструкциях и их демпфирование. - М.: Машиностроение. - 1965. – 526С.
- 26) Астахов М.Ф. Справочная книга по расчету самолета на прочность. - М.: Оборонгиз. - 1954. – 702С.
- 27) Астапов В.Ю., Хорошко Л.Л., Дудков К.В. Оценка применения аддитивных технологий для создания аэродинамических моделей космических головных частей. // Труды МАИ. – 2018. - №101. – С.14
- 28) Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет. - М.: Высшая школа. - 1984. – 391С.
- 29) Баранов Н.И., Нуштаев П.Д., Нуштаев Ю.П. Флаттер органов управления самолетов и ракет. - М.: Русавиа. - 2003. – 360С.
- 30) Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов: Пер. с англ. - М.: Стройиздат. - 1982. – 448С.
- 31) Бафтинг летательных аппаратов (по материалам открытой иностранной печати за 1968-1985 гг.) // Обзор ЦАГИ. ОНТИ ЦАГИ. - 1989. - №687. – 105С.
- 32) Бертынь В.Р., Назаренко В.В., Небезина Т.П. Экспериментальное исследование некоторых особенностей отрывного трансзвукового обтекания моделей. // Ученые записки ЦАГИ. – 1981. – Т.12. - №2. – С.103-106
- 33) Бидерман В.Л. Теория механических колебаний. - М.: Высшая школа. - 1980. – 408С.
- 34) Бирюк В.И., Липин Е.К., Фролов В.М. Методы проектирования конструкций самолетов. - М.: Машиностроение. - 1977. – 232С.
- 35) Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфмэн Р.Л. Аэроупругость / Пер. с англ. М.: ИЛ. - 1958. - 799с.
- 36) Бойцов В.В., Куприков М.Ю., Маслов Ю.В. Повышение качества подготовки производства применением технологий быстрого прототипирования. // Труды МАИ. - №49. – С.6.
- 37) Брянцев Б.Д. Исследование флаттера на основе частотных испытаний при докритических режимах // Ученые записки ЦАГИ. - 1984. - Том 15. - №2. - С.100-108.
- 38) Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. - М.: Машиностроение. - 1988. – 272С.
- 39) Васильев Б. Е., Магеррамова Л. А., Колотников М. Е., Голубовский Е. Р., Волков М. Е. Банк данных ЦИАМ по конструкционной прочности материалов. // Труды МАИ. - 2017. - №96. – С.24.
- 40) Верховский В.П., Иванов А.И., Михайлов Н.К., Парышев С.Э., Смирнов Д.Е., «Исследование поля течения и разработка методики испытаний в трансзвуковой

аэродинамической трубе профилей крыла и моделей на флаттер» // Ученые записки ЦАГИ. – 2002. - Том 33. - №1-2. – С.111-119.

41) Гавва Л. М. Параметрический анализ в операционной среде MATLAB напряжённо-деформированного состояния конструктивно-анизотропных панелей из композиционных материалов с учётом технологии изготовления. // Труды МАИ. – 2017. - №93. – С.27.

42) Гайфуллин А.М. Вихревые течения. - М.: Наука. - 2015. – 319С.

43) Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы. - М.: Мир. - 1984. – 428С.

44) Галкин М.С., Луцин Л.П. Расчетно-экспериментальный метод учета влияния перетяжеления модели на флаттерные характеристики летательного аппарата // Ученые записки ЦАГИ. - 1993. – Т.24. - №4. - С128-139.

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

46) Гарифуллин М.Ф. Оценка устойчивости крыла по характеру переходного процесса // Изв. вузов. Авиационная техника. - 1992. - №4. - С.7-12.

47) Гарифуллин М.Ф. Динамика и аэроупругость тонкостенных конструкций. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. - 2003. – 315С.

48) Гарифуллин М.Ф., Паймушин В.Н., Рахманкулов Н.У. Статика и аэроупругость сложных и плохообтекаемых конструкций с приложениями к проблемам мостостроения. Казань: Фэн. - 2003. – 327С.

49) Гарифуллин М.Ф. Бафтинг. - М.: Физматлит - 2010. – 216С.

50) Гарифуллин М.Ф. Численные методы в расчетных и экспериментальных исследованиях нестационарных явлений аэроупругости. - М.: Наука - 2016. – 352С.

51) Гарифуллин М.Ф., Скоморохов С.И., Янин В.В. Оценка границ бафтинга крыла // Труды ЦАГИ. - 2012. - №2711. – 12С.

52) Гарифуллин М.Ф., Орлова О.А. Учет влияния упругой крутки при обработке результатов испытаний дренированной модели крыла большого удлинения в АДТ // Ученые записки ЦАГИ. - 2018. - Т.XLIX. - №5. - С.76-85.

53) Гаррик Дж.Э., Рид У.Х.ИИ. Исторический обзор исследования флаттера самолетов // Аэрокосмическая техника. - 1983. - №4. - С.139-161.

54) Горбачев К.П. Метод конечных элементов в расчетах прочности. Л.: Судостроение. - 1985. – 156С.

55) Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика. М.: Высшая школа. - 1970. – 423С.

- 56) Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения (методы и приборы). – М.: Наука. - 1965г. – 720С.
- 57) Гроссман Е.П. Флаттер // Труды ЦАГИ. - 1937. – №284. – 247С.
- 58) Грачев В.С., Караваев Э.А., Кашафутдинов С.Т., Прудников Ю.А., Симонов М.П., Чернов Л.Г. Прогнозирование бафтинга самолета по результатам испытаний его модели в аэродинамической трубе//Техника воздушного флота. 1991. №5-6. С.1-8.
- 59) Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. - М.: Физматлит. - 2013. – 272С.
- 60) Грецов М.А., Карклэ П.Г., Лыщинский В.В., Рыбаков А.А., Шалаев С.В. О выборе материалов при создании динамически подобных моделей. // Труды ЦАГИ. – 2013.- №2738. – С.256-268.
- 61) Ден-Гартог Дж.П. Механические колебания. М.: Физматгиз. - 1960. – 580С.
- 62) Ендогур А.И., Кравцов В.А. Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов. // Труды МАИ. – 2015. - № 81 – С.13
- 63) Ендогур А.И., Кравцов В.А., Солошенко В.Н. Принципы рационального проектирования авиационных конструкций с применением композиционных материалов // Труды МАИ. – 2014. - №72. – С.12.
- 64) Зенкевич О.К. Метод конечных элементов в технике. - М.: Мир. - 1975. – 536С.
- 65) Зленко М.А., Аддитивные технологии в машиностроении / Нагайцев М.В., Довбыш В.М. // пособие для инженеров. - М. ГНЦРФ ФГУП «НАМИ». - 2015. – 220С.
- 66) Ишмуратов Ф.З., Карклэ П.Г., Поповский В.Н. Опыт и исследования ЦАГИ в области аэроупругости летательных аппаратов // Труды ЦАГИ - 1998. - №2631. - С.103-113.
- 67) Камоничкина Н.В. Исследование прочностных характеристик модельного материала, получаемого методом FDM-печати // Аддитивные технологии. – 2018. - №3. С.39-41
- 68) Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. Изд. 5-е. - М.: Машиностроение. - 1966. – 519С.
- 69) Карклэ П.Г. Основные направления деятельности отделения в обеспечении безопасности летательных аппаратов от флаттера. // Труды ЦАГИ. – 2013. - № 2738. – С.183-189.
- 70) Карклэ П.Г., Смыслов В.И. Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. - М.: Техносфера. - 2017г. – 155С.
- 71) Келдыш М.В. Избранные труды. Механика. - М.: Наука. - 1985. – 567С.
- 72) Кербер М.Л., Виноградов В.М., Головкин Г.С. и др. под ред. Берлина А.А., Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология. Учеб. Пособие. – СПб.: Профессия, 2008. – 560С.

- 73) Колтунов М.А., Майборода В.П., Зубчанининов В.Г. Прочностные расчеты изделий из полимерных материалов. - М.: Машиностроение. - 1983. – 239С.
- 74) Краснов Н.Ф., Боровский Е.Э., Хлупнов А.И. Основы прикладной аэрогазодинамики. В 2 кн. Кн.1. Аэродинамика крыла (профиля), корпуса и их комбинаций. М.: Высшая школа. - 1990. – 336С.
- 75) Кристенсен Р. Введение в механику композитов / Пер. с англ. под ред. Ю.М. Тарнопольского. - М.: Мир. - 1982. – 334С.
- 76) Крюк А.А. Исследования бафтинга при создании самолета ВМ-Т "АТЛАНТ" // Техника воздушного флота. - 1997. - №5. - С.34-39.
- 77) Кузьмина С.И. Особенности нестационарной аэродинамики в трансзвуковом диапазоне чисел Маха // Труды ЦАГИ. - 2014. – №2748. - С.189-204.
- 78) Кузьмина С.И. Расчетные исследования трансзвукового флаттера самолета // Ученые записки ЦАГИ. – 1989. - Том 20. - №6. – С.110-115.
- 79) Кузнецов О.А. Динамические нагрузки на самолет. - М.: Физматлит - 2008. – 264С.
- 80) Кузнецов О.А., Политов В.В. Определение нагрузок на упругий самолет с системой автоматического управления при полете в неспокойном воздухе // Труды ЦАГИ - 1982. - №2135. - С.3-20.
- 81) Лампер Р.Е. Введение в теорию флаттера. - М.: Машиностроение. - 1990. – 144С.
- 82) Лампер Р.Е. Введение в теорию нелинейных колебаний авиаконструкций. - М.: Машиностроение. - 1985. – 88С.
- 83) Ли Б.Х.К., Дан Ф.К. Бафтинг при околосзвуковом обтекании сверхкритического профиля с закрылком // Аэрокосмическая техника. - 1990. - №2. - С.128-135.
- 84) Лоренсон Р.М., Трн Р.М. Исследование флаттера рулевых поверхностей ракеты, содержащих конструкционные нелинейности // Ракетная техника и космонавтика. - 1980. - №10. - С.118-126.
- 85) Лыщинский В.В. Моделирование флаттера в аэродинамических трубах. - М.: Физматлит. - 2009. – 80С.
- 86) Лыщинский В.В., Мосунов В.А., Рыбаков А.А. Применение теории подобия в расчетных исследованиях флаттера // Ученые записки ЦАГИ. — 2006. – Т.37. - №3. – С.84-91.
- 87) Любин Дж. Справочник по композиционным материалам. – М.: Машиностроение. - 1988. – 448с.
- 88) Макаревский А.И., Чижов В.М. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов. - М.: Машиностроение. - 1982. – 238С.
- 89) Малютин В.А. О разработке многоцелевой аэроупругой модульной модели // Ученые записки ЦАГИ. – 2009. - Т.40. - №3. – С.82-86.

- 90) Мамедов О.С. Экспериментально-расчетные исследования характеристик статической аэроупругости некоторых устройств аэродинамических труб // Ученые записки ЦАГИ. – 2008. – Т.39. - №3. – С.59-62.
- 91) Меркулова Ю.И., Мухаметов Р.Р. Низковязкое эпоксидное связующее для переработки методом вакуумной инфузии // Авиационные материалы и технологии. – 2014. - №1(30). – С.39-41.
- 92) Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю. Быстрое прототипирование и его применение в аэрокосмической отрасли // Атмосферные энергетические установки. - №1. - 2011.
- 93) Митрофанов О.В. Оценка закритического поведения композитных панелей при сдвиге с учетом жесткого опирания по длинным сторонам и при начальной погиби. // Естественные и технические науки. – 2019. - №1(127). – С.132-135.
- 94) Митрофанов О.В., Кайков К.В. Устойчивость и несущая способность цилиндрических панелей и оболочек из композитных материалов / Учебное пособие. – Москва. – 2017. – С.64
- 95) Образцов И.Ф., Савельев Л.Н., Хазанов Х.С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов. - М.: Высшая школа. - 1985. – 392С.
- 96) Образцов И.Ф., Булычев Л.А., Васильев В.В. и др. Строительная механика летательных аппаратов / Под ред. И.Ф. Образцова. - М.: Машиностроение. - 1986. – 536С.
- 97) Огибалов П.М., Суворова Ю.В. Механика армированных пластиков. - М.: Изд-во МГУ. - 1965. – 479С.
- 98) Одинокоев Ю.Г. Расчет самолета на прочность. - М.: Машиностроение. - 1973. – 392С.
- 99) Пановко Я.Г. Основы прикладной теории колебаний и удара. - М.: Машиностроение. - 1976. – 320С.
- 100) Пархамовский Я.М., Попов Л.С. Исследования М.В. Келдыша в ЦАГИ по автоколебаниям самолетных конструкций // Ученые записки ЦАГИ. – 1971. – Т.2. - №1. – С.3-8.
- 101) Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. - М.: Машиностроение. - 1985. – 272С.
- 102) Победря Б.Е. Механика композиционных материалов. - М.: Изд-во МГУ. - 1984. - 336С.
- 103) Попов Б.Г. Расчет многослойных конструкций вариационно-матричными методами: Учебное пособие. - М.: Изд-во МГТУ. - 1993. – 294С.
- 104) Постнов В.А., Хархурим И.Я. Метод конечных элементов в расчетах судовых конструкций. М.: Судостроение. - 1974. – 341С.

- 105) Проблемы срыва и бафтинга // Техническая информация ОНТИ ЦАГИ - 1977. - №19. - С.18-29.
- 106) Радциг А.Н. Экспериментальная гидроаэромеханика. Учебник. - М.: Изд-во МАИ. - 2004г. – 296С.
- 107) Рокар И. Неустойчивость в механике. - М.: Изд-во иностранная литература. - 1959. – 228С.
- 108) Ромашевский А.Ю., Климов В.И. Строительная механика самолета. - М.: Изд-во МАИ. - 1965. – 302С.
- 109) Русланцев А.Н., Думанский А.М., Алимов М.А. Модель напряженно-деформированного состояния криволинейной слоистой композитной балки // Труды МАИ. -2017. - №96. – С.1
- 110) Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов: Пер. с англ. М.: Мир. - 1979. – 382С.
- 111) Смирнов О.И. Имитационное моделирование технологий послойного синтеза в машиностроении. Электронный журнал // Труды МАИ. – 2010. - № 37. – С.14.
- 112) Смотровая С.А. Разработка авиационных моделей с использованием полимерных материалов для решения задач аэроупругости: диссертация канд. техн. наук: 05.07.03, 05.02.01/ Смотровая Светлана Александровна. – М. - 2005. - 152 С.
- 113) Смотровая С.А. Исследование влияния температуры на динамические характеристики образцов композиционных материалов, применяемых при изготовлении динамически подобных моделей // Ученые записки ЦАГИ. – 2002. – Т.33. - №3-4. – С.143-150.
- 114) Сыпало К. И., Медведский А. Л., Бабичев О. В., Казаринов Г. Г., Кан А. В. Создание демонстратора технологии авиастроения // Труды МАИ. – 2017. - №95. – С.19.
- 115) Томашевич Д.Л. Конструкция и экономика самолета М.: Оборонгиз. - 1960. – 341С.
- 116) Туктаров С.А., Чедрик В.В. Некоторые аспекты моделирования композиционного кессона крыла большого удлинения анизотропной балкой //Ученые записки ЦАГИ. – 2015. - №.3. - С.70-81.
- 117) Уманский А.А. Строительная механика самолета. - М.: Оборонгиз. - 1961. – 530С.
- 118) Феофанов А.В. Строительная механика авиационных конструкций. - М.: Машиностроение. - 1964. – 284С.
- 119) Фершинг Г. Основы аэроупругости / Пер. с нем. под ред. Г.М. Фомина. - М.: Машиностроение. - 1984. – 600С.
- 120) Филиппов А.П. Колебания механических систем. Киев: Наук. думка, 1965. – 716С.
- 121) Фын Я.Ц. Введение в теорию аэроупругости. - М.: Физматгиз. - 1959. – 523С.

- 122) Чесалов А.В. Опыт борьбы с вибрациями на самолетах // Труды ЦАГИ. - 1940. - №494. – 44С.
- 123) Черноволов Р.А., Янин В.В. Исследование бафтинга ЛА в аэродинамической трубе // Авиационная промышленность. - 2016. - №3. - С.9-14.
- 124) Черноволов Р.А. Применение аддитивных технологий при создании трансзвуковых дренированных моделей ЛА // Авиационная промышленность. - 2019. - №1. - С.4-7.
- 125) 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.
- 126) Чубань В.Д. Метод расчета флаттера Т-образного оперения, учитывающий влияние угла атаки и угла установки стабилизатора на критические параметры флаттера // Ученые записки ЦАГИ. - 2004. – Т.35. - №3-4. – С.90-99.
- 127) Чумаков Д.М. Перспективы использования аддитивных технологий при создании авиационной и ракетно-космической техники // Труды МАИ. – 2014. - №78. – С.31
- 128) Шклярчук Ф.Н. Аэроупругость самолета. М.: Изд-во МАИ. - 1985. – 76С.
- 129) Alexander M. Pankonien, James O. Hardin, Nitin Bhagat, Gregory W. Reich, and John D. Berrigan. From model to manufacture: additive aeroelastic morphing testbeds. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD 2017 25-28 June 2017, Como – Italy. 15 p
- 130) Atlee M. Cunningham Jr. Buzz, buffet and LCO on military aircraft – the aeroelastician’s nightmares // IFASD-2003. 19p.
- 131) A. Geeraert, A. Lepage, P. Stephani, D. Feldmann and W. Haberli. Wind tunnel flutter tests of a u-tail configuration; Part1 : model design and testing. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD 2017 25-28 June 2017, Como – Italy. 20 p
- 132) Black C.L., Patel S.R., Zapata F. Buffet Fatigue Sequence Generation from F-22 Flight Test Data Using Frequency Domain Methods // AIAA-2007. 13p.
- 133) Breitsamter C., Laschka B. Fin buffet load alleviation using an actively controlled auxiliary rudder at sideslip // ICAS-2000. 13p.
- 134) Controlling Buffet Loads by Rudder and Piezo-Actuation // 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. // IFASD-2005. 11p.
- 135) E. Paladini, J. Dandois, D. Sipp Analysis and Comparison of Transonic Buffet Phenomenon over Several Three-Dimensional Wings, AIAA JOURNAL, No. 1, January 2019
- 136) Flynn G.A., Morrison J.F., Mabey D.G. Buffet Alleviation on Swept and Unswept Wings at High Incidence // JOURNAL OF AIRCRAFT, 2001. Vol. 38. No. 2. pp.368-378.

- 137) Flynn G.A., Morrison J.F., Mabey D.G. Buffet Alleviation on Swept and Unswept Wings at High Incidence // *Journal of Aircraft*, 2001. Vol. 38. No. 2. pp.368-378.
- 138) I.E. Garrick and Wilmer H. Reed III. Historical development of aircraft flutter. AIAA81-0491R. November 1981.
- 139) Mabey D. Beyond the buffet boundary. – *Aeron. J.*, 1973, IV, vol.77, N 748, p.201-215, ill.-Bibliogr.58 NN.
- 140) Michael W. Kehoe A Historical Overview of Flight Flutter Testing.. NASA Technical Memorandum 4720. October 1995.
- 141) O. Stodieck, G. Francois, D. Heathcote, E. Zympeloudis, B.C. Kim, A.T. Rhead, D. Cleaver, J.E. Cooper. Experimental validation of tow-streered composite wings for aeroelastic design. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD 2017 25-28 June 2017, Como – Italy. 16 p
- 142) Shaw. D. Pre-stall behaviour of combat aircraft. – In: *Aircraft Stalling and buffeting*, 1975, p.6.1-6.18, ill. – (AGARD LS-74).-Bibliogr.13 NN.
- 143) Sheta E.F., Huttshell L.J. Control of F/A-18 vertical tail buffet by vertical blowing // AIAA-RENO-2002. 10p.
- 144) The Canadian and Australian F/A-18 International Follow-On Structural Test Project / Simpson D.L., Landry N., Roussel J., Molent L., Graham A.D., Schmidt N. // ICAS 2002. 17p.
- 145) Ulf Ringertz, David Eller, Donald F. Keller, Wflter A. Silva. Design and testing of a full span aeroelastic wind tunnel model. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics IFASD 2017 25-28 June 2017, Como – Italy. 20 p
- 146) Weisshaar T.A., Foist B.L. Vibration Tailoring of Advanced Composite Lifting Surfaces // *J. Aircraft* // 1985, Vol. 22, №2, pp.141–147.