

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

На правах рукописи

Филипов Александр Геннадиевич

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗОК ДЛЯ УСКОРЕННОЙ ОТРАБОТКИ
КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

2.5.13. Проектирование, конструкция, производство,
испытания и эксплуатация летательных аппаратов

Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, доцент
Иголкин Александр Алексеевич

Самара - 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

1 ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ВИБРАЦИОННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ. СУЩЕСТВУЮЩИЕ ПОДХОДЫ ОТРАБОТКИ ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	12
1.1 Этапы жизненного цикла КА с точки зрения вибрационных нагрузок.....	12
1.2 Методы коррекции КЭМ КА по результатам вибрационных испытаний	14
1.3 Анализ существующих подходов экспериментальной отработки космических аппаратов на вибрационную прочность.....	20
2 РАЗРАБОТКА КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЯ. АНАЛИЗ СОВМЕСТНОГО НАГРУЖЕНИЯ.....	27
2.1 Разработка проектной динамической модели и расчёт динамических характеристик КА	27
2.2 Расчёт эксплуатационных нагрузок на конструкцию КА.....	36
3 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЙ	46
3.1 Выбор и обоснование экспериментального оборудования и средств измерений.....	46
3.2 Проведение экспериментальных исследований динамических характеристик.....	50
3.3 Разработка методики формирования пониженных режимов вибрационного нагружения для вибропрочностных испытаний	58
3.4 Экспериментальное исследование нелинейных динамических характеристик конструкции КА	62
4 РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗОК ДЛЯ УСКОРЕННОЙ ОТРАБОТКИ КОНСТРУКЦИИ КА	70

4.1 Методика автоматизированной коррекции оболочечной КЭМ.....	70
4.2 Расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА	86
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	93
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	95
СЛОВАРЬ ТЕРМИНОВ	97
СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.....	101

ВВЕДЕНИЕ

На различных этапах жизненного цикла конструкции ракетно-космической техники (РКТ) подвергаются влиянию совокупности внешних и внутренних силовых факторов, таким как ветровое воздействие, набегающий поток воздуха, работа двигательной установки, работа систем разделения, работа систем охлаждения, работа систем ориентации и коррекции положения в пространстве и др.

Долгое время процесс разработки космических аппаратов (КА) в основном базировался на отработке прототипов объектов исследования. В настоящее время растущие требования к производительности оборудования и сокращению времени разработки, а также требования к повышению её рентабельности, в сочетании с доступностью высокопроизводительных компьютеров, привели к значительному сдвигу в сторону компьютерного моделирования (виртуальное прототипирование). В области структурной динамики широко используются математические модели. Такие модели учитывают свойства материала, геометрию изделия, свойства структурных соединений, граничные условия, условия нагружения и т. п. Для обеспечения надёжности виртуального прототипирования, математические модели должны быть проверены и подтверждены экспериментальными данными на протяжении всего процесса разработки.

Зарубежная практика отработки вибрационной прочности конструкции космических аппаратов всё чаще применяет отказ от использования отдельного динамического макета и перенос экспериментальных работ на лётный образец исследуемого изделия с предварительной обработкой испытательных режимов в части ограничения нагрузок, опасных для целевой аппаратуры изделия. В отечественной практике, в соответствии с принятыми в отрасли стандартами (ГОСТ РВ серии 20.57, серии 20.39 и др.), устанавливающими требования к проведению испытаний при создании, постановке на производстве и серийном производстве КА, наземным испытаниям подвергаются все вновь разрабатываемые, модернизируемые и с принципиально изменившимися условиями эксплуатации КА. Однако, всё чаще при разработке единичных КА прибегают к отработке на прочность на единственном лётном образце.

В данной работе приводится альтернативная методика для проведения наземной экспериментальной отработки в части вибрационной прочности конструкции КА для вновь разрабатываемых малых серий и существующих модернизированных серийных КА, для которых, согласно действующему в отрасли стандарту, необходимо провести отработку на вибрационную прочность.

Актуальность темы

Одним из основных этапов жизненного цикла космических аппаратов является его наземная экспериментальная отработка и, как правило, это весьма затратный по стоимости и продолжительный по времени этап.

Традиционный подход наземной экспериментальной отработки конструкций ракетно-космической техники в части вибрационной прочности предполагает, что образцы конструкции, успешно прошедшие зачётные испытания, не допускаются к лётной эксплуатации. Однако в зарубежной практике применяются альтернативные подходы, которые позволяют уменьшить количество применяемых при отработке образцов. Эти подходы могут использоваться вместе или независимо друг от друга при отработке. При этом признается, что использование альтернативных методов связано с повышенным риском по сравнению с принятой в отрасли стандартной процедурой, где лётный образец проходит приёмочные испытания и демонстрирует квалификационные запасы на опытном образце КА при зачётных испытаниях. Возможные риски при таких методах отработки могут быть уменьшены более тщательным проведением конструкторско-доводочных испытаний и применением более высоких проектных коэффициентов безопасности.

Анализ методик отработки вибрационной прочности, применяемых в отечественной практике, показал, что альтернативных подходов к отработке вибрационной прочности для вновь разрабатываемых малых серий космических аппаратов, а также для существующих серийных космических аппаратов при их модернизации, предложено не было.

Степень разработанности темы

В диссертационной работе использовались основные соотношения теории упругости, которые были подробно рассмотрены ранее в работах таких авторов, как

А.С. Вольмир, А.М. Кац, Л.Д. Ландау, С.П. Тимошенко, В.И. Феодосьев и других [1 – 8]. Исследование метода конечных элементов, который применяется в настоящей работе, основывалось на трудах таких авторов, как Н. Бате, О. Зенкевич, М. Секулович, С.П. Рычков, Д.Г. Шимкович и других [9 – 13].

Постановке и решению задач динамики и прочности конструкций, определению требований и методов наземной отработки конструкций посвящены работы авторов А.И. Белоусова, А.В. Кармишина, С.И. Ткаченко, А.И. Лиходеда и др. [14 – 20].

Теория колебаний и анализ динамических процессов рассмотрены в работах В.Л. Бидермана, В.В. Болотина, Я.Г. Пановко, С.Ф. Редько и др. [21 – 26].

Большой вклад в исследования по определению вибрационных нагрузок и прочности конструкций ракетно-космической техники при вибрационном нагружении внесли А.В. Анисимов, А.И. Лиходед, С.Н. Золкин, В.А. Титов, А.Ю. Бондаренко, А.Н. Софинский, И.М. Безмозгий, А.Г. Чернягин, В.С. Межин, В.В. Обухов, В.А. Бернс, Д.А. Маринин и др. [27 – 37]. О наземной экспериментальной отработке в части вибрационной прочности, а также об альтернативных подходах наземной отработки говорится в работах [38 – 43].

Цель работы: сокращение номенклатуры материальной части и сроков экспериментальной отработки конструкции КА за счёт применения разработанной расчётно-экспериментальной методики определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА путём повышения точности моделирования его динамических характеристик.

Задачи исследования:

- разработка оболочечной конечно-элементной модели (КЭМ) КА, описывающей динамические характеристики конструкции КА;
- разработка расчётно-экспериментальной методики определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА;
- разработка методики формирования пониженных режимов для вибропрочностных испытаний первого лётного образца КА;
- проведение экспериментальных исследований динамических характеристик конструкции КА с целью получения валидированной КЭМ КА;

- разработка методики и программного обеспечения (ПО) для коррекции оболочечной КЭМ КА по результатам экспериментально полученных динамических характеристик.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Разработана расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА, которая позволит сократить номенклатуру и сроки отработки вибропрочности конструкции КА при малосерийном производстве, при модернизации существующих серий, а также при изменениях условий их функционирования. Методика отличается отработкой вибропрочности конструкции КА с помощью виртуальных испытаний КЭМ на квалификационных режимах нагружения. При этом КЭМ уточнена по результатам испытаний лётного образца исследуемого объекта.

2. Предложена методика формирования пониженных режимов вибрационного нагружения, отличающаяся возможностью испытаний лётного образца КА на вибропрочность при малосерийном его производстве, при модернизации существующих серий, а также при изменениях условий их функционирования, позволяющая провести отработку конструкции КА на материальной части лётного образца.

3. По результатам вибрационных испытаний натурального объекта разработана методика автоматизированной коррекции оболочечной КЭМ КА, позволяющая сократить сроки разработки валидированной КЭМ изделия с большим количеством варьируемых параметров.

Теоретическая и практическая значимость работы:

Проведённые исследования повышают точность математического моделирования динамических характеристик конструкции КА и позволяют использовать её КЭМ для демонстрации квалификационных запасов прочности на виртуальных испытаниях.

Расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных характеристик, применённая при проектировании серии малого космического аппарата (МКА) «Аист-2Т», позволит сократить сроки наземной экспериментальной отработки, а также исключить динамический макет из номенклатуры наземной

экспериментальной отработки КА.

Методология и методы исследований

В диссертационной работе использовались методы математического моделирования, теории колебаний, численные методы решения дифференциальных уравнений, экспериментальные методы модального анализа. Экспериментальные исследования проведены на оборудовании АО «РКЦ «Прогресс» на динамическом макете МКА «Аист-2Д», расчётные – на ЭВМ с использованием лицензионных программных комплексов конечно-элементного анализа и анализа экспериментально полученных динамических характеристик.

Основные положения, выносимые на защиту:

- расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА, позволяющая провести отработку на вибрационную прочность с применением имитационного математического моделирования на квалификационных режимах, используя откорректированную оболочечную модель КА по результатам вибрационных испытаний первого лётного образца КА на пониженных режимах;

- методика формирования пониженных режимов вибрационного нагружения, позволяющая провести вибропрочностные испытания первого лётного образца с целью выявления возможных конструктивных и технологических несовершенств (проверка надёжности, контроля резьбовых соединений, механической целостности узлов крепления КА), проверки работоспособности отдельных агрегатов и приборов КА после воздействия вибрации, проверки сохранности геометрических и юстировочных характеристик конструктивных элементов испытываемых сборок КА и т.д.;

- методика для автоматизированной коррекции оболочечной КЭМ КА, реализованная в программном обеспечении;

- экспериментальные данные вибрационных характеристик динамического макета МКА ДЗЗ, позволяющие провести автоматизированную коррекцию его КЭМ.

При решении поставленных задач **достоверность** научных результатов определяется применением методов, **эффективность** и **достоверность** которых

подтверждена отечественной и зарубежной практикой, например, методом конечных элементов для анализа механических систем, валидацией разработанных моделей на основе экспериментальных данных, полученных на базе сертифицированного испытательного центра АО «РКЦ «Прогресс».

Апробация работы. Результаты работы докладывались и публиковались на конференциях: международной научно-практической конференции «Решетневские чтения» г. Железногорск в 2018, 2022 г., международной конференции «Динамика и виброакустика машин», г. Самара, в 2018, 2022 г., международной научно-практической конференции имени Н.Д. Кузнецова «Перспективы развития двигателестроения», г. Самара, в 2023 г.

Соответствие работы паспорту научной специальности

В соответствии с формулой специальности 2.5.13. «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов», в диссертации разработаны новые и усовершенствованы существующие методы решения задачи отработки вибрационной прочности конструкции КА на первом лётном её образце с применением методики коррекции КЭМ КА и методики формирования пониженных режимов для вибропрочностных испытаний первого лётного КА. Полученные результаты соответствуют следующим пунктам паспорта научной специальности:

«1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы, агрегатов и систем ЛА, с учётом особенностей технологии изготовления и отработки, механического и теплового нагружения, взаимосвязи ЛА с наземным (космическим планетным) комплексом, неопределённости реализации проектных решений».

«2. Создание теоретической, методической, экспериментальной и производственной базы, позволяющих обеспечить требуемые показатели качества по назначению, надёжности, точности, взаимозаменяемости, технологичности, унификации, стандартизации, эргономичности, технической эстетики, патентной чистоты».

«5. Разработка методов, моделей и программного обеспечения для принятия

оптимальных решений проектно-конструкторских задач при заданных ограничениях с учётом их компромиссного характера, риска и различимости сравниваемых вариантов изделий (процессов), в том числе, для космических планетных баз».

Публикации. Результаты диссертации опубликованы в 14 работах [44 – 57]: две статьи в научных изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России [44, 45]; две статьи в научных изданиях, индексируемых базой Scopus [46, 47]; и статьи в прочих изданиях, в том числе работы, опубликованные в материалах и трудах международных и всероссийских конференциях.

В первом разделе приведены основные этапы жизненного цикла КА, среди которых важное значение с точки зрения вибрационной прочности имеют этапы транспортирования от завода-изготовителя до космодрома, и выведение на орбиту. Описаны основные методы коррекции математических моделей и проведён анализ существующих подходов отработки на прочность конструкции РКТ, который позволил сделать вывод, что в настоящий момент в отечественной производственной практике отсутствуют методики применения альтернативных способов отработки вибропрочности конструкций малых серий КА, а также модернизированных серийных КА при изменении их конструкции, материалов, технологии изготовления, условий эксплуатации.

Во втором разделе разработана оболочечная КЭМ КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), с помощью которой проведены исследования по определению динамических характеристик и разработана расчётно-экспериментальная методика для наземной отработки изделий РКТ на вибрационные воздействия. Проведены численные исследования динамических характеристик исследуемой конструкции КА на разработанной КЭМ и проведён для одного из определяющих случаев эксплуатации анализ совместного нагружения, который подразумевает расчётный анализ нагрузок на конструкцию КА в составе сборки ракеты космического назначения.

Третий раздел посвящён экспериментальным исследованиям динамических характеристик объекта исследования. Выбраны и обоснованы используемые при исследованиях испытательное оборудование и средства измерения. Проведены серии

испытаний динамического макета КА для определения динамических характеристик. Полученные результаты экспериментального исследования подверглись анализу.

В четвёртом разделе приведена методика автоматизированной коррекции КЭМ КА и её результаты, в которой с применением разработанной методики, основанной на ПО, был проведён автоматизированный подбор варьируемых параметров. Результаты коррекции показали хорошую сходимость расчётных откликов конструкции с его амплитудно-частотными характеристиками, полученными экспериментальным путём (показатели МАС – критерия модальной достоверности в диапазоне 0,75 – 1). Разработана расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА, основанная на экспериментальном определении динамических характеристик, вибропрочностных испытаниях первого лётного образца КА на пониженных режимах и виртуальных испытаниях исследуемой конструкции на уточнённой КЭМ на квалификационных режимах.

В заключении представлены основные выводы по работе, предложены возможные области применения полученных результатов и возможное направление для дальнейших исследований.

1 ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ВИБРАЦИОННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ. СУЩЕСТВУЮЩИЕ ПОДХОДЫ ОТРАБОТКИ ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

1.1 Этапы жизненного цикла КА с точки зрения вибрационных нагрузок

На различных этапах жизненного цикла космические аппараты подвергаются механическим воздействиям, которые подразделяются на статические, вибрационные, ударные и акустические (акустический шум). В настоящей работе проводится исследование вибрационного воздействия на конструкцию КА и его элементы.

Для ракетно-космической техники выделяют следующие основные этапы эксплуатации:

- наземная эксплуатация,
- выведение в составе ракеты космического назначения (РКН), блока выведения (БВ) (разгонного блока (РБ)),
- орбитальный полёт для КА,
- возвращение на Землю (для возвращаемых аппаратов, как пилотируемых, так и автоматических).

Поскольку работа посвящена отработке конструкции автоматического аппарата дистанционного зондирования Земли, то рассмотрим подробно только три первых основных этапа эксплуатации.

Наземная эксплуатация с точки зрения вибрационных нагрузок включает в себя этапы автономной транспортировки от завода-изготовителя до эксплуатирующей организации (космодрома) и транспортировку в составе РКН и космической головной части (КГЧ) в эксплуатирующую организацию (ЭО), при этом основное вибрационное нагружение изделия осуществляется, как правило, при автономном транспортировании, обусловленное большими дальностями транспортирования, что вызывает существенное накопление повреждаемости конструкции.

Транспортировка ракеты-носителя (РН) и КА чаще всего производится

железнодорожным транспортом. В соответствии с нормативной документацией (ГОСТ Р 56514) для расчётной оценки прочности изделия выделяют два расчётных режима нагружения: соударение и установившееся движение. Дополнительно при транспортировке используются автомобильный и авиационный виды транспорта, которые характеризуются свойственными им нагрузками. При изготовлении РН и КА проводится вибропрочностная отработка на случаи транспортирования по испытательным режимам, сформированным на основании проведённых экспериментальных работ. Нормативные значения перегрузок формируются в результате статистической обработки результатов измерений виброускорений при транспортировании ракетно-космической техники.

Этап выведения включает в себя следующие случаи нагружения:

1. Предстартовая подготовка. Рассматриваются случаи нагружения характерные для всех подготовительных работ с РН, автоматическими космическими аппаратами, КГЧ, РКН перед стартом РКН, который характеризуется нагружением ветровым воздействием и собственным весом, с учётом данных по особенностям проведения работ и динамическим схемам нагружения.
2. Старт. Для данного случая также учитывается ветровое воздействие, но источником основной динамической нагрузки является выход на режим двигательной установки (пульсация тяги). Случай является одним из определяющих для РН и КА при расчёте вибрационных нагрузок.
3. Активный участок полёта, который включает в себя расчётные случаи:
 - участок критического числа Маха, который является определяющим для нагружения головного обтекателя,
 - максимальная поперечная нагрузка ($\max C_{\alpha}^n$),
 - максимальный скоростной напор ($\max q$).
4. Максимальная продольная перегрузка ($\max n_{x1}$) – один из определяющих случаев нагружения для РН.
5. Разделение 1 и 2 ступени – значительные динамические нагрузки, обусловленные спадом тяги двигательной установки первой ступени, одновременным набором тяги двигательной установки второй ступени (горячее

разделение) и срабатыванием пиросредств разделения ступеней. Случай является также одним из определяющих для РН и КА при расчёте вибрационных нагрузок.

6. Разделение 3 ступени, характерное, например, для трёхступенчатой РН.

Количество и тип случая нагружения могут уточняться в соответствии с нормами прочности (ГОСТ Р 56514).

В качестве одного из расчётных случаев для участка выведения также выделяют случай аварийного выключения двигательной установки (АВДУ) на участке старта РКН (Старт-АВДУ). Этот случай связан с выключением двигательной установки при недопустимых отклонениях контролируемых параметров начального этапа запуска, когда РН ещё находится на стартовом столе, и удерживающие фермы опоры ещё не отведены. Случай Старт-АВДУ может являться одним из определяющих при расчёте вибрационных нагрузок, что зависит от типа конструкции РКН и условий эксплуатации.

С исследованиями динамических характеристик на этапах транспортировки и выведения связаны труды авторов [30, 58 – 67] и др.

После завершения активного участка выведения и отделения КА производится раскрытие крупногабаритных конструкций, таких как: солнечные батареи, рефлекторы антенн и различные трансформируемые на орбите агрегаты, в зависимости от назначения КА. Анализ динамических характеристик трансформируемых конструкций КА посвящены работы [68 – 70] и др. При орбитальном полёте основным внутренним источником возмущения является работа бортовых электромеханических устройств: система терморегулирования, приводы ориентации панелей солнечных батарей, приводы ориентации антенн, системы ориентации КА (гироскопы) и др.

1.2 Методы коррекции КЭМ КА по результатам вибрационных испытаний

В установившейся тенденции к увеличению требований к КЭМ объектов исследования, а также к повышению значимости КЭМ в задачах отработки вновь разрабатываемых изделий РКТ, задача повышения достоверности разрабатываемых

КЭМ становится всё более актуальной.

Коррекция КЭМ определяется как процесс количественной оценки различий между результатами расчётного анализа методом конечных элементов и соответствующими экспериментальными данными с последующей минимизацией разницы.

Причинами несоответствия КЭМ реальному объекту исследования могут быть физическая неопределённость и численная. К физической неопределённости можно отнести:

- 1) не соответствие граничных условий модели и реального объекта,
- 2) не соответствие свойств материалов: коэффициентов упругости, локальные дефекты в реальной конструкции и др.,
- 3) не соответствие геометрических параметров: форм, толщин, допусков на сборку и др.

Можно выделить следующие типы численной неопределённости:

- 1) неопределённость моделирования: выбор типа элементов, плотность сетки модели, уровень детализации и др.,
- 2) неопределённость численного анализа: округления и усреднения результатов, допуски сходимости, принятые допущения, выбор шага интегрирования и др.,
- 3) ошибки в вычислениях: ошибки в коде выбранного программного обеспечения, ошибки в анализе данных,
- 4) не соответствие степеней свободы модели и реального объекта,
- 5) неопределённость в учёте особенностей выбранного программного обеспечения для анализа, то есть один и тот же тип анализа одной и той же модели, проводимого с помощью разных решателей.

К вышеуказанным неопределённостям в систему сравнения расчётных и экспериментальных данных следует добавить неопределённости при экспериментальном исследовании: погрешности задания воздействия (возбуждения колебаний), погрешности измерения, включение массы измерительной аппаратуры (вес датчиков) в массу объекта исследования и др.

Существуют две категории методов коррекции модели:

- прямые,
- итерационные.

В 1970-80х годах были разработаны методы уточнения моделей, основанные на прямых подходах. Матрицы жёсткости и масс могут быть определены напрямую лишь в том случае, если определены все собственные формы колебаний натурального объекта в каждой точке конструкции. На практике такое достичь не представляется возможным. Поэтому уточнение моделей прямыми методами не получили развития. В настоящее время, такие методы применяются в основном при уточнении моделей сборочных конструкций с использованием их редуцирования. Коротко рассмотрим некоторые из прямых методов:

Метод множителя Лагранжа

Суть метода заключается в том, что один набор параметров, аналитическая матрица массы и аналитическая матрица жёсткости, среди измеряемых считаются правильными. Два других набора будут обновлены отдельно путём минимизации целевой функции, которая ограничена множителями Лагранжа [71 – 73].

Метод матрицы ошибок

Метод матрицы ошибок непосредственно оценивает погрешность в матрицах массы и жёсткости [74 – 77]. Авторы статьи [78] провели процедуру коррекции модели по результатам измерений с помощью лазерного виброметра. Исследования проводились на примере консольно-ступенчатой пластины. После использования метода сглаживания экспериментально полученных форм процедура обновления с использованием метода матрицы ошибок позволила получить улучшенную модель.

Метод присвоения собственной структуры

Данный метод разработан на основе теории управления. В этом методе матрица обратной связи должна быть найдена таким образом, чтобы система имела желаемые собственные значения и собственные векторы. Затем матрица обратной связи изменяет матрицы жёсткости и демпфирования для получения обновлённой модели. У этого метода есть некоторые ограничения. Например, экспериментальные формы должны быть измерены для всех степеней свободы как в исходной КЭМ. В данном методе сложность заключается в сохранении свойств симметрии матриц жёсткости и

демпфирования.

С помощью этих методов коррекция КЭМ может точно воспроизводить исходные данные, и процедура коррекции не повторяется. Если различия между экспериментальными данными и расчётными не велики, методы прямого обновления могут быть лучшим инструментом для получения достоверной КЭМ.

Экспериментальные данные, используемые в методах прямого обновления, должны быть измерены для всех степеней свободы, как это реализуется в КЭМ. Однако, в подавляющем большинстве исследований экспериментально измеренных степеней свобод намного меньше, чем в КЭМ, хотя применение лазерных виброметров может улучшить ситуацию. Альтернативой является редуцирование КЭМ или расширение экспериментальных данных [79], но это вносит свои погрешности в исследуемую систему.

Все методы прямого обновления очень чувствительны к шуму в измеренных данных. Несмотря на высокую точность измерения собственных частот, точность измерений форм мод обычно не может удовлетворить цели прямого обновления КЭМ.

Итерационные методы коррекции КЭМ применяются для минимизации целевой функции, которая отражает разницу между результатами расчёта и соответствующими результатами модальных испытаний. Целевая функция не линейна и зависит от многих параметров, выбираемых с помощью методов градиентного спуска за несколько итераций. На каждой итерации выбранные варьируемые параметры, такие как матрицы масс, жёсткости и демпфирования, корректируются в соответствии с расчётными коэффициентами. Эти коэффициенты связаны с изменениями физических свойств в КЭМ [80]. Тем самым обеспечивается контроль над коррекцией КЭМ. Выбор варьируемых параметров может основываться на анализе чувствительности целевой функции к изменениям параметров или на степени неточности системы. Однако, недостатком итерационных методов является необходимость проведения численного модального анализа на каждой итерации. При коррекции сложных оболочечных моделей больших сборок каждая итерация займёт немало времени. Метод взвешенных наименьших квадратов или метод Байеса [81] (Байесовский метод), как один из итерационных, использует взвешенные матрицы,

которые являются обратными к ковариационным матрицам искомым параметрам и измеренным опорным значениям. Этот метод применяется в задачах уточнения статистических моделей.

В настоящее время всё чаще находят применение эвристические или неградиентные методы для уточнения расчётных моделей [82]. Генетические алгоритмы и метод Монте-Карло [83] требуют множества повторных расчётов и могут быть применимы только к небольшим или сильно упрощённым моделям с небольшим количеством уточняемых параметров. С помощью этих алгоритмов можно найти глобальный максимум или глобальный минимум, то есть могут быть использованы для минимизации целевой функции.

Некоторые исследователи при коррекции КЭМ вместе с собственными частотами и формами мод применяют антирезонансные частоты [84, 85]. Собственные частоты и формы некоторых моделей конструкции могут дать информацию о её динамических свойствах в определённом частотном диапазоне. Теоретически каждая антирезонансная частота содержит информацию обо всех режимах конструкции. Однако, при практических измерениях антирезонансных частот, шумы могут повлиять на результаты обновления и сделать их зависимыми от выбора частотных точек для обновления. Антирезонансные частоты являются структурными свойствами, которые зависят от всех моделей структуры, хотя их чувствительность в основном зависит от ближайших собственных значений и собственных векторов. Частоты антирезонансов в одной модели отличаются от частот в других моделях. Каждая измеренная антирезонансная частота может предоставить независимую информацию для обновления модели. Такой подход позволяет сделать уравнения обновления модели менее чувствительными.

В процессе оценки корреляции между результатами расчётного и экспериментального модального анализа, когда обе модели приведены к одной размерности, можно рассчитать численный показатель соответствия собственных частот и форм колебаний. Для сравнения собственных форм колебаний используется МАС-критерий, также известный как матрица модальной достоверности [86]. Использование МАС, как способа корреляции расчётных и экспериментальных

данный, обосновано в статье [87].

МАС можно рассчитать с помощью уравнения (1.1):

$$MAC(\{\theta_x\}_i \{\theta_A\}_j) = \frac{|\{\theta_x\}_i^T \{\theta_A\}_j|^2}{(\{\theta_x\}_i^T \{\theta_x\}_i)(\{\theta_A\}_j^T \{\theta_A\}_j)}, \quad (1.1)$$

где $\{\theta_x\}_i$ и $\{\theta_A\}_j$ представляют i -я экспериментальная и j -я форма расчётные моды соответственно; в то время как верхний индекс «Т» обозначает транспонирование соответствующего вектора.

Значение каждого элемента в этой матрице указывает на уровень корреляции соответствующих собственных векторов, где «1» означает полную корреляцию, а «0» – её полное отсутствие. Считается, что собственные вектора с соответствующим значением элемента МАС-матрицы, равным 0,75, имеют хорошую корреляцию между собой [88].

При множестве методов обновления, нельзя выделить универсальный для применения в любой области. Чаще всего каждая область имеет свои особенности, как, например, исследование вибропрочности ракетно-космической техники. Есть несколько успешных примеров, но они лишь показывают, что успех зависит от конкретного случая, и решения не являются уникальными.

Необходимо учесть ограничения экспериментальных данных, которые могут быть неполными в плане измерения частот и степеней свободы, что, в свою очередь, ограничивает возможность обновления параметров в КЭМ. Для оптимального обновления параметров в КЭМ необходимо учитывать не только математические расчёты, но и инженерные суждения. Различные исходные данные, такие как собственные частоты, формы мод и функции частотной характеристики, имеют разную чувствительность к обновляемым параметрам.

Эффективность обновления значительно зависит от формы целевой функции, которая должна быть монотонной и гладкой относительно обновляемых параметров. После определения остатков и формы целевой функции метод оптимизации играет ключевую роль в нахождении глобального минимума. Использование только метода наименьших квадратов может привести к локальному минимуму, особенно если

целевая функция не является гладкой. Поэтому современные методы, такие как генетический алгоритм, могут улучшить результаты оптимизации при обновлении КЭМ.

1.3 Анализ существующих подходов экспериментальной отработки космических аппаратов на вибрационную прочность

Согласно действующим стандартам отрасли, при разработке конструкций КА решаются следующие задачи в части отработки прочности:

- 1) на этапе разработки рабочей документации по проектным данным производится разработка КЭМ конструкции КА и производится расчёт действующих на конструкцию нагрузок, исходя из условий эксплуатации КА,
- 2) по проектным нагрузкам оценивается напряженно-деформированное состояние конструкции и определяются запасы прочности,
- 3) разрабатывается КД на опытные образцы КА,
- 4) изготавливаются компоненты конструкции КА и производится сборка опытного образца (предварительно всё навесное оборудование подвергается автономным испытаниям),
- 5) изготавливается оснастка для испытаний в соответствии с видом испытания (в рамках отработки прочности конструкции КА – статические и испытания на механические воздействия),
- 6) проводятся испытания в рамках НЭО, этапы которого приведены на рисунке 1.1,
- 7) после испытаний, по результатам которых проводится дефектация, опытный образец подлежит передаче заказчику,
- 8) анализ экспериментальных данных и выдача заключения о лётной годности.

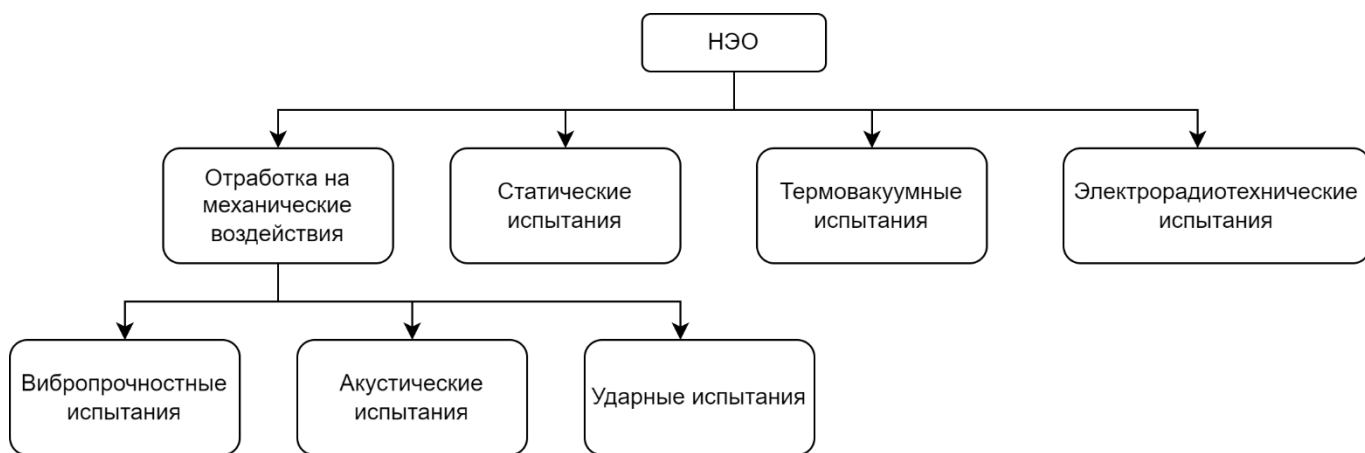


Рисунок 1.1 – Этапы наземной экспериментальной отработки конструкций КА

Анализ существующих подходов к отработке конструкции ракетно-космической техники на вибрационную прочность показал, что в отечественной практике при планировании ракетно-космической техники в серийное производство всегда применяется традиционный подход. При единичном изготовлении всё чаще применяется протолётный подход, подразумевающий проведение наземной экспериментальной отработки и лётных испытаний на единственном образце изделия.

При традиционном подходе к отработке конструкций на механические воздействия в части вибрационной прочности изделия, прошедшие зачётные испытания, не допускаются к лётной эксплуатации. Однако в зарубежной практике используются альтернативные подходы, которые позволяют уменьшить номенклатуру используемых образцов при наземной экспериментальной отработке, – методы отработки, которые отдельно или в совокупности с другими методами могут применяться при отработке. При этом признается, что альтернативные методы ведут к повышенному риску по сравнению со стандартной процедурой отработки, регламентированной действующей в отрасли нормативной документацией, когда квалификационные запасы прочности продемонстрированы при зачётных испытаниях на соответствующем типе испытаний образце, а лётный образец проходит только приёмочные испытания. Риск применения таких методов отработки может быть нивелирован более тщательным проведением конструкторско-доводочных испытаний (КДИ), увеличением проектных коэффициентов безопасности.

Анализируя публикации, посвящённые отработке прочности ракетно-космической

техники, можно выделить некоторые. В работе [89] автор рассматривал вопрос планирования объёмов экспериментальной отработки космического аппарата «Ямал-300К» на базе квалификационной платформы, но альтернативного подхода для его отработки с учётом успешно прошедшей полный цикл наземной экспериментальной отработки, и применение апробированных технических решений на изделиях-аналогах, не предложено.

Авторы публикации [90] проводили анализ применения протолётного подхода при наземной экспериментальной отработке наноспутников. Отмечены актуальность применения протолётного подхода, как альтернативного «классическому», его преимущества и недостатки. Однако применение данного подхода предполагалось только для наноспутников, а также не была подробно описана методика и средства реализации данного подхода.

В работе [91] рассматривался порядок формирования режимов протолётных и приёмных испытаний. В статье описывается проведение отработки в три этапа, на первом этапе которого используется инженерно-квалификационный макет изделия, в результате которых формируются испытательные режимы для протолётных испытаний лётного образца. В такой постановке задачи понятие протолётные испытания при формировании режимов на квалификационном макете по всей видимости подразумевают приёмные испытания лётного образца, то есть при вновь разрабатываемых КА потребуется изготовление динамического макета, что в корне отличается от предложенной мною методики для отработки вибропрочности конструкции КА.

И.И. Зимин и др. [92] в статье о принципах построения унифицированной космической платформы предлагают проводить полный цикл наземной отработки для субмодулей унифицированной платформы, а для последующих платформ объём отработки сократить до объёмов приёмосдаточных испытаний.

Публикации [93, 94] описывают полный цикл отработки на вибропрочность конструкции КА ДЗЗ и сегмента Международной космической станции при «классическом» подходе к отработке конструкции. В публикациях отражены стадии расчётных и экспериментальных работ, приведены полученные результаты и ошибки

в расчётах и конструировании, предложены пути доработок разрушений, полученных при экспериментальной отработке.

В статье [95] изложены основные принципы системы обеспечения вибропрочности изделий ракетно-космической техники. Определена роль моделирования в задаче отработки вибропрочности, сформулированы практические рекомендации по моделированию и способам решения расчётных и экспериментальных задач. С учётом зарубежного опыта обозначены перспективы развития в области отработки и сформированы проблемные вопросы ракетно-космической отрасли.

Работа [42] посвящена сравнительному анализу методов отработки космической техники на механические воздействия, применяемые в США, ЕС и РФ. Отработка космической техники в США, ЕС и РФ имеет следующие различия:

- различие в задании режимов испытаний на ударные воздействия. В МО США установлены чёткие временные границы ударных нагрузок: это процессы, затухающие за 5 - 15 мс., при этом нижняя граница частоты обычно составляет 100 Гц. В РФ же часто «смешивают» испытания на низкочастотную случайную вибрацию и одиночные удары [42, 96, 97]. При этом, если для зарубежных стандартов характерно повсеместное использование спектра удара (отклика) как характеристики ударного воздействия, то в российских ГОСТ и ОСТ (в том числе ГОСТ РВ и 20.39), в основном, предъявляются требования в виде стойкости к определённому импульсному удару, характеризующему амплитудой и длительностью импульса.

- классификацией разбиения всей конструкции КА на уровни сборок с точки зрения соотнесения различных элементов к конструкции. Значительная часть в российской классификации за рубежом относится к оборудованию.

- более глубоким расчётным анализом прочности, системной отработки, которая включает в себя больший объём приёмочных (контрольных, технологических) испытаний. Однако, контрольно-выборочные испытания отсутствуют.

- в РФ требования к вибрационной отработке и акустическим испытаниям не предъявляются, а в зарубежной практике для сборок небольшого размера проводятся или испытания на широкополосную случайную вибрацию или акустические

испытания, для больших - только акустические; испытания на низкочастотную синусоидальную вибрацию обязательны [98, 99], а испытания на обтяжку являются необязательными даже для композитных конструкций (для остальных типов конструкций обтяжка не требуется), в то время как в отечественной практике не сформулированы требования о необходимости проведения испытаний на обтяжку; - требуется проведение испытаний на воздействие ударных нагрузок, если это устанавливается при формировании конкретной программы испытаний; - требуется проведение модальных испытаний.

- опытом проведения приёмочных прочностных испытаний лётных образцов, как силовой конструкции, так и навесного оборудования.

- проведение вибропрочностных испытаний больших КА в сборе не требуется. Они проводятся только с целью отработки оборудования, а не силовой конструкции КА.

- хорошо обоснованными режимами испытаний на механические воздействия по данным телеметрической информации на основе статистических оценок. Режимы уточняются после обязательных модальных испытаний.

За рубежом широко применяются расчётные методы, модальный анализ. Более обоснованы значения нагрузок, применяются альтернативные стратегии отработки. В итоге это позволяет повысить качество отработки и минимизировать затраты, в том числе и путём отказа от испытаний, что встречается в РФ намного реже.

В зарубежной практике применяются следующие основные альтернативные подходы в экспериментальной отработке конструкций ракетно-космической техники. Важно отметить, что эти методы могут быть применены на разных уровнях комплектации, включая различные комбинации на уровнях комплектации всей системы, подсистем или оборудования:

1) Метод резервирования - допущение опытных образцов, успешно прошедших зачётные испытания, к лётной эксплуатации, при условии проведения необходимых ремонтно-восстановительных работ и замены габаритно-массовых макетов навесного оборудования на штатные, успешно прошедшие приёмочные испытания.

2) Метод без зачётных испытаний - проведение приёмочных испытаний на лётных

образцах с повышенным уровнем воздействия, но ниже квалификационных уровней. Однако есть риск того, что оставшийся ресурс конструкции может быть недостаточным, так как не демонстрируется наличие запаса квалификации.

3) Метод "протоквалификации" - первый лётный образец проходит зачётные испытания с некоторыми изменениями, например, смягчёнными уровнями нагружения и более подробным анализом прочности конструкции. Приёмка проводится на основе анализа фактически использованного ресурса, что позволяет определить необходимость восстановительных работ.

Хотя критерии принятия решения об отказе от испытаний в зарубежной практике обычно не являются определёнными и фиксированными, и принимаются на основе подробного анализа, включающего повышенные коэффициенты безопасности, существуют некоторые условия, такие как:

- Использование простых конструктивных решений, таких как статическая определимость, геометрическая неизменяемость и предсказуемое распределение и передача нагрузки на подконструкции. Все возможные комбинации нагрузок полностью моделируются и анализируются для всех предполагаемых случаев эксплуатации исследуемого объекта.

- Подтверждение результатов расчётов измерениями, когда конструкция аналогична ранее успешно испытанной конструкции-аналогу в области общей конфигурации, конструктивных особенностей и комбинаций нагрузок.

- Успешное проведение компонентных конструкторско-доводочных испытаний или испытаний отдельных элементов, которые считаются сложными для анализа, при условии хорошей корреляции результатов испытаний и расчётов.

Таким образом, в данном подразделе проведён анализ существующих методов отработки прочности конструкций ракетно-космической техники. Исследован вклад указанных авторов в исследование динамических характеристик КА, РН и их элементов, отработки прочности конструкции КА, РН и их элементов. Однако, альтернативных методов отработки вибрационной прочности конструкций для вновь разрабатываемой малой серии КА не было предложено. С учётом вышеизложенного были сформулированы следующие задачи диссертации:

- 1) разработка расчётно-экспериментального метода для отработки вибрационной прочности конструкции КА малой серии;
- 2) разработка методики формирования пониженных режимов для вибропрочностных испытаний первого лётного образца КА;
- 3) проведение экспериментальных исследований динамических характеристик конструкции КА с целью получения высокоточной КЭМ КА;
- 4) разработка ПО для оптимизации динамических характеристик КЭМ КА по результатам экспериментально полученных динамических характеристик.

Выводы по разделу 1

Рассмотрены основные этапы жизненного цикла КА, среди которых, с точки зрения вибрационного нагружения на конструкцию КА и его элементы, выделяют наземную эксплуатацию, этапы выведения и орбитальный полёт.

Описаны основные методы коррекции математических моделей и проведён анализ существующих подходов отработки на вибропрочность конструкций РКТ, который позволил сделать вывод, что в настоящий момент в отечественной производственной практике отсутствуют методики применения альтернативных способов отработки вибропрочности конструкций малых серий КА, а также модернизированных серийных КА при изменении их конструкции, материалов, технологии изготовления, условий эксплуатации.

2 РАЗРАБОТКА КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЯ. АНАЛИЗ СОВМЕСТНОГО НАГРУЖЕНИЯ

2.1 Разработка проектной динамической модели и расчёт динамических характеристик КА

С целью проведения предварительного динамического анализа конструкции КА в среде Nastran была разработана проектная оболочечная КЭМ МКА ДЗЗ «Аист-2Д», описывающая динамические характеристики исследуемого объекта. Геометрическая КЭМ представлена на рисунке 2.1. Вся силовая конструкция МКА представляет собой отсек, имеющий форму прямоугольного параллелепипеда, и состоит из рамы, четырёх боковых, двух торцевых и одной центральной панели, на которой установлена оптико-электронная аппаратура. Панели представляют собой трёхслойную конструкцию, состоящую из двух обшивок алюминиевого сплава, соединённых между собой через сотовый наполнитель с помощью плёночного клея, и являются силовыми элементами корпуса. Сотовые панели МКА являются несущими конструкциями для бортовой аппаратуры, установленной на ней, а также для системы терморегулирования МКА.

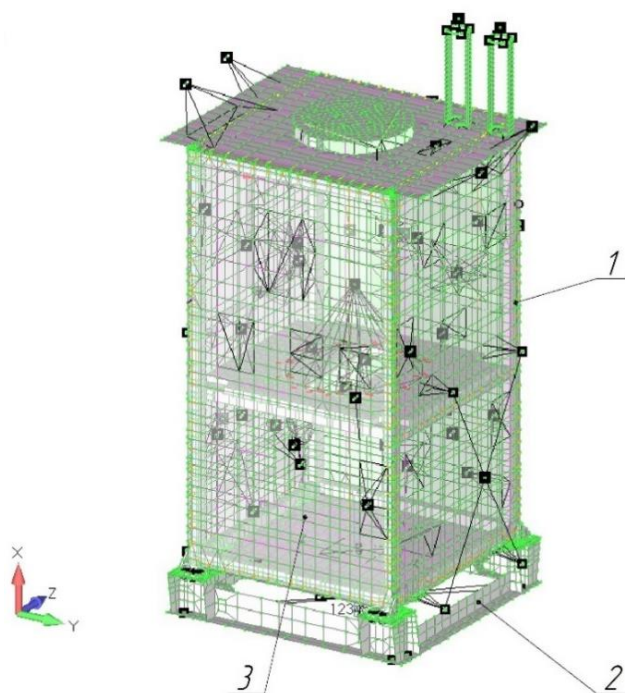


Рисунок 2.1 – КЭМ МКА «Аист-2Д» с устройством отделения (1 – платформа, 2 – устройство отделения, 3 – сотовая панель)

Силовые элементы МКА «Аист-2Д» реализованы в КЭМ с помощью четырёхузловых оболочечных элементов *PLATE*. Конечные элементы деталей платформы (позиция 1 рисунка 2.1) образуют замкнутый прямоугольный контур. КЭМ лапок и рёбер жёсткости фитингов образуют плоскую поверхность с заданной толщиной. Сотовые панели (позиция 3 рисунка 2.1) моделировалась как трёхслойная конструкция и моделировалась посредством элементов *LAMINATE*, где в свойствах слоёв указывался материал и толщина слоя. Тепловые трубы выполнены посредством элементов *SBEAM*. Для закрепления панелей к платформе и приборов к панелям в КЭМ предусмотрены втулки, которые моделировались с помощью балочных элементов *SBEAM* с кольцевым сечением. Втулки, предназначенные для крепления приборов, моделировались с помощью оболочечных элементов *CQUAD4* и двух элементов связи *RBE2*. В качестве независимого узла каждого *RBE2*-элемента указан узел, координаты которого соответствуют центру отверстия штатной втулки. Зависимыми узлами являются узлы, принадлежащие области приклеивания втулки к обшивке панели.

Полная КЭМ объекта исследования содержит 14 617 элементов. Крупногабаритные приборы, такие как оптико-электронная аппаратура (см. рисунок 2.2), гироскопы (см. рисунок 2.3), установки бортовой аппаратуры (см. рисунки 2.4 – 2.5 и др.), закреплялись как точечная масса в месте их центра масс с помощью абсолютно жёстких связей *RBE2*. В качестве зависимых узлов заданы узлы балочных элементов втулок, по расположению соответствующих штатным местам крепления приборов. В качестве независимого узла *RBE2* задан узел, координаты которого соответствуют положению центра масс установок приборов. Остальные приборы, масса которых менее 100 грамм, не моделировались, и их масса была включена в общую массу конечно-элементной модели МКА «Аист-2Д».

В узлах, по расположению соответствующих центру масс установок приборов, размещены точечные элементы *CMASS*.

Для закрепления панелей к платформе использовались абсолютно жёсткие элементы *RBE2*, расположение и количество которых соответствует штатному креплению. Зависимые узлы расположены на платформе, а независимый узел на

панелях.

Крепление рамы к устройству отделения (позиция 2 рисунка 2.1) осуществляется с помощью элементов *RBE3* и пружин, жестких элементов *DOF SPRING* со свойствами, соответствующими штатным элементам крепежа.

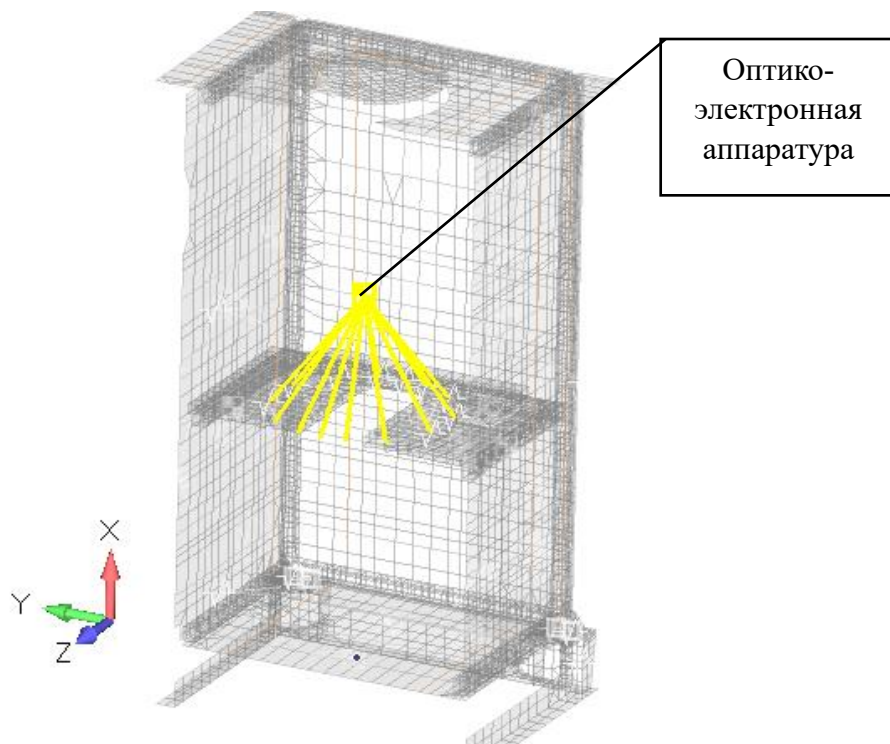


Рисунок 2.2 – Центр масс установки оптико-электронной аппаратуры

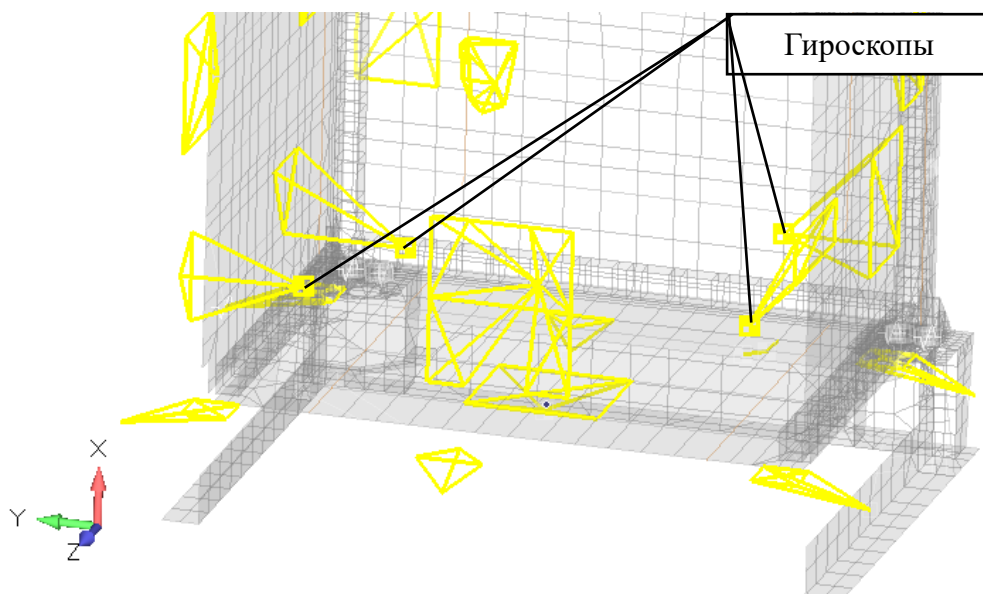


Рисунок 2.3 – Центры масс установок гироскопов

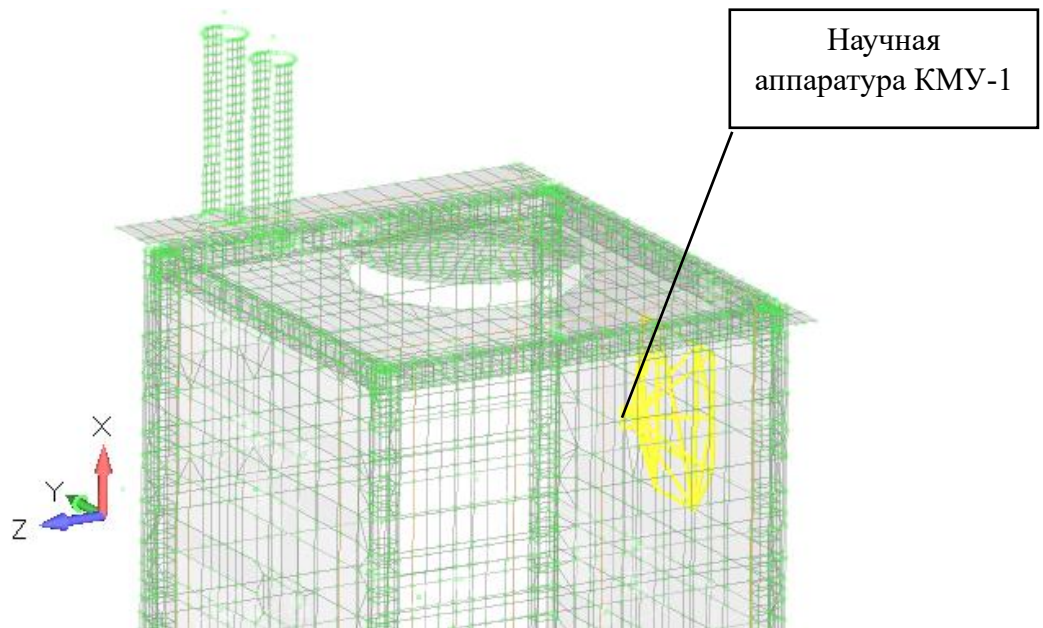


Рисунок 2.4 – Центр масс установки блока научной аппаратуры компенсатора микроускорений (КМУ)

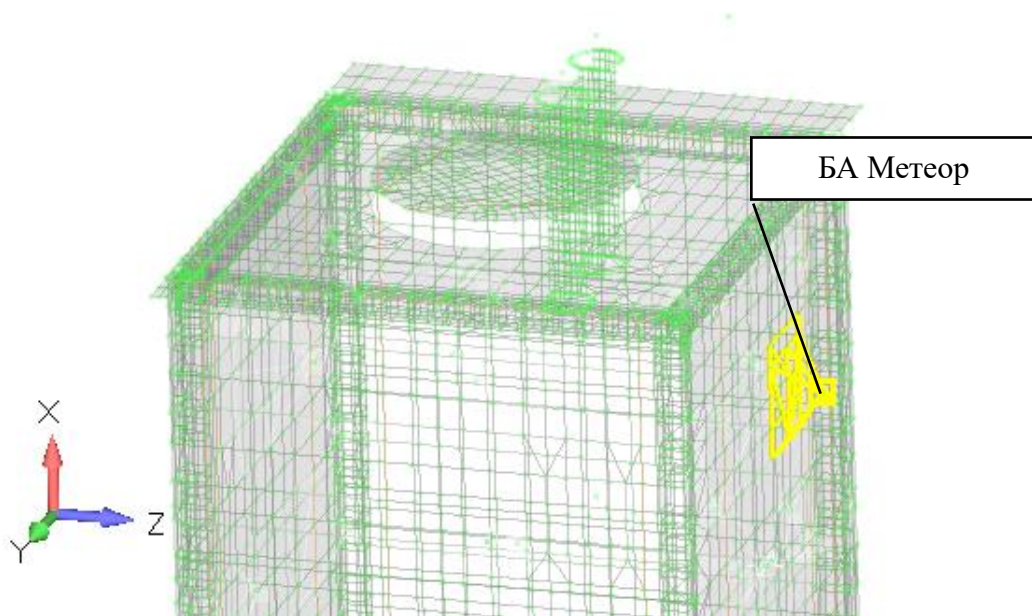


Рисунок 2.5 – Центр масс установки БА Метеор

Динамический анализ может быть разделён на две основные части: свободные колебания и анализ закреплённой модели, т.е. с заданными граничными условиями. Анализ свободных колебаний применяется при определении динамических характеристик системы с нулевой правой частью уравнения [2.1]:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{P\}, \quad (2.1)$$

где $[M]$ – матрица масс конструкции;

$[C]$ – матрица демпфирования;

$[K]$ – матрица жёсткости;

$\{P\}$ – известный вектор внешней нагрузки;

$\{u\}$ – неизвестный вектор перемещений узлов конечно-элементной модели;

$\{\dot{u}\}$ – неизвестный вектор скоростей узлов конечно-элементной модели;

$\{\ddot{u}\}$ – неизвестный вектор ускорений узлов конечно-элементной модели.

Обычно первый шаг при выполнении динамического анализа – это определение собственных частот и форм колебаний конструкции с нормированным значением демпфирования, которое регламентируется нормами прочности. Частоты и формы колебаний характеризуют основные динамические свойства конструкции и показывают, как будет реагировать конструкция на динамическое воздействие.

Собственные частоты конструкции – это частоты, на которых конструкция сама будет колебаться после отклонения от положения равновесия.

Форма деформации конструкции при колебании с собственной частотой называется собственной формой или модальной формой. Каждая собственная форма ассоциируется с определённой собственной частотой.

Собственные частоты и формы являются функциями свойств конструкции и граничных условий. При изменении свойств конструкции изменяются собственные частоты, но собственные формы не обязательно меняются.

Расчёт собственных частот конечно-элементной модели объекта испытаний выполнялся в программном пакете MSC Nastran с нормированным значением демпфирования, которое регламентируется нормами прочности, с помощью решателя SOL103. Это Normal Modes Analysis в MSC/NASTRAN терминологии. Здесь амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) были получены методом Ланцоша, так как этот метод является рекомендуемым для извлечения собственных значений. В процессе при расчёте АЧХ была определена матрица эффективных масс. С помощью неё определялись целевые моды, в которых эффективная масса составляла более 10 %. После проведения расчёта собственных форм и частот с помощью программного обеспечения MSC/NASTRAN в файле результатов расчёта с расширением *op2* в разделе «*MODAL EFFECTIVE MASS FRACTION*» для

исследуемого объекта выделяем собственные частоты при эффективной массе более 10% [36] (см. таблицу 2.1). Здесь указаны эффективные массы в процентном соотношении от общей массы объекта исследования, участвующие в каждой моде.

Эффективная масса рассчитывается по формуле:

$$[M]_r = \frac{\{L\}_r^T \{L\}_r}{m_r} \geq 10\%, \quad (2.2)$$

где $\{L\}_r$ – коэффициент модального участия, который рассчитывается как:

$$\{L\}_r = \{\Phi_{RB}\}^T [M] \{\Phi\}_r$$

$\{\Phi\}_r$ – диагональные значения матрицы модальной массы,

m_r – обобщенная масса

Таблица 2.1 - Расчётные собственные частоты КА в диапазоне частот 5-130 Гц

№ моды	Частота, Гц	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	6,93	0,00%	2,75%	0,01%	0,42%	0,04%	8,05%
2	7,57	0,00%	0,95%	0,01%	0,23%	0,03%	2,66%
3	9,77	0,00%	0,01%	3,11%	1,43%	8,20%	0,02%
4	12,13	0,00%	0,00%	3,46%	0,28%	7,77%	0,01%
5	16,11	0,00%	70,98%	0,00%	0,00%	0,01%	86,01%
6	18,23	0,00%	0,01%	66,00%	0,20%	79,08%	0,00%
7	28,56	0,19%	0,00%	1,20%	0,05%	0,37%	0,00%
8	30,70	0,00%	0,29%	0,03%	0,14%	0,00%	0,16%
9	32,19	0,24%	0,03%	1,42%	0,04%	0,03%	0,05%
10	32,56	6,95%	0,07%	0,04%	0,03%	0,01%	0,00%
11	34,74	29,33%	0,02%	0,04%	0,02%	0,57%	0,03%
12	35,53	16,75%	0,04%	0,09%	0,08%	0,60%	0,08%
13	36,72	0,03%	0,35%	0,02%	4,15%	0,35%	0,55%
14	40,62	0,09%	0,00%	2,53%	0,07%	1,61%	0,01%
15	42,27	0,04%	0,37%	0,01%	0,02%	0,01%	0,24%
16	43,12	0,13%	1,45%	0,00%	1,01%	0,00%	0,35%
17	44,47	2,62%	0,16%	0,20%	0,32%	0,00%	0,01%
18	45,26	0,01%	0,08%	1,56%	0,96%	0,02%	0,01%
19	46,69	2,99%	0,09%	0,18%	0,46%	0,01%	0,01%
20	47,75	0,15%	0,02%	0,07%	68,70%	0,00%	0,02%
21	49,01	13,38%	0,30%	0,00%	0,04%	0,00%	0,00%
22	50,28	1,35%	1,28%	0,01%	0,47%	0,00%	0,03%
23	50,44	0,01%	0,08%	0,78%	6,13%	0,04%	0,00%

Продолжение таблицы 2.1

№ моды	Частота, Гц	T1	T2	T3	R1	R2	R3
24	50,97	0,00%	0,20%	0,13%	0,29%	0,02%	0,01%
25	53,19	0,58%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
26	54,46	0,01%	2,43%	0,05%	0,64%	0,00%	0,06%
27	55,99	0,03%	0,47%	0,21%	0,00%	0,00%	0,02%
28	57,65	0,28%	2,03%	0,01%	0,31%	0,00%	0,00%
29	59,14	12,31%	1,19%	0,03%	0,04%	0,01%	0,21%
30	60,79	0,05%	0,14%	0,01%	0,01%	0,00%	0,02%
31	61,39	0,04%	1,68%	0,23%	0,07%	0,02%	0,16%
32	63,28	2,88%	0,66%	0,38%	0,01%	0,01%	0,04%
33	64,40	0,44%	0,00%	0,00%	0,31%	0,00%	0,00%
34	65,01	0,90%	0,60%	0,07%	0,08%	0,00%	0,05%
35	66,27	0,19%	0,08%	1,02%	0,03%	0,04%	0,01%
36	67,22	0,64%	0,12%	0,02%	0,05%	0,00%	0,01%
37	68,97	0,01%	0,01%	0,01%	0,10%	0,00%	0,00%
38	69,11	1,32%	0,00%	0,09%	0,00%	0,00%	0,00%
39	71,14	0,00%	0,01%	0,02%	0,39%	0,01%	0,00%
40	72,37	0,00%	0,00%	0,00%	0,04%	0,00%	0,00%
41	73,08	1,03%	0,08%	0,53%	0,01%	0,00%	0,01%
42	76,00	0,03%	0,20%	0,00%	0,01%	0,00%	0,01%
43	78,70	0,03%	0,30%	1,98%	0,37%	0,09%	0,01%
44	81,50	0,05%	1,13%	3,85%	0,01%	0,12%	0,13%
45	81,67	0,14%	0,71%	2,49%	0,05%	0,12%	0,04%
46	82,45	0,00%	0,36%	0,10%	0,20%	0,00%	0,00%
47	84,47	0,01%	0,26%	0,01%	0,00%	0,01%	0,00%
48	85,81	0,15%	0,01%	0,31%	0,28%	0,02%	0,00%
49	87,87	0,09%	0,48%	0,05%	0,07%	0,01%	0,02%
50	89,21	0,25%	0,00%	0,58%	0,00%	0,01%	0,00%
51	91,14	0,15%	0,28%	0,54%	0,00%	0,00%	0,03%
52	91,48	0,10%	0,00%	0,22%	0,06%	0,00%	0,00%
53	93,85	0,03%	0,01%	0,69%	0,42%	0,03%	0,00%
54	95,12	0,01%	0,09%	0,00%	0,03%	0,01%	0,02%
55	96,13	0,06%	0,01%	0,54%	0,22%	0,05%	0,00%
56	97,70	0,17%	0,00%	0,26%	0,09%	0,00%	0,00%
57	100,26	0,03%	0,04%	0,08%	0,06%	0,00%	0,02%
58	101,04	0,02%	0,01%	0,02%	0,00%	0,00%	0,00%
59	102,13	0,01%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
60	104,31	0,00%	0,01%	0,05%	0,09%	0,00%	0,00%
61	105,60	0,00%	0,05%	0,00%	0,03%	0,00%	0,01%
62	108,69	0,03%	0,20%	0,00%	0,25%	0,00%	0,03%

Продолжение таблицы 2.1

№ моды	Частота, Гц	T1	T2	T3	R1	R2	R3
63	112,26	0,00%	0,00%	0,00%	0,05%	0,00%	0,00%
64	113,74	0,03%	0,03%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
65	114,29	0,02%	0,26%	0,11%	0,07%	0,01%	0,01%
66	115,64	0,01%	0,00%	0,01%	0,00%	0,00%	0,00%
67	116,41	0,01%	0,01%	0,00%	0,04%	0,00%	0,00%
68	116,62	0,01%	0,00%	0,01%	0,00%	0,00%	0,00%
69	117,92	0,02%	0,09%	0,01%	0,01%	0,00%	0,00%
70	119,04	0,00%	0,14%	0,00%	0,04%	0,00%	0,00%
71	119,87	0,01%	0,01%	0,01%	0,04%	0,00%	0,00%
72	121,21	0,00%	0,18%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
73	121,99	0,01%	0,03%	0,03%	0,01%	0,00%	0,00%
74	122,99	0,00%	0,04%	0,00%	0,00%	0,00%	0,00%
75	125,47	0,03%	0,00%	0,05%	0,13%	0,01%	0,00%
76	128,06	0,00%	0,03%	0,00%	0,05%	0,00%	0,00%
77	128,54	0,36%	0,01%	0,01%	0,03%	0,00%	0,00%

Как видно из таблицы, мод, подпадающих под критерий выбора по эффективной массе в выбранном диапазоне частот, получилось семь. Выбранные моды для удобства вынесены отдельно в таблицу 2.2. Значениям T1, T2 и T3 соответствуют колебания вдоль осей X, Y и Z. Значения R1, R2 и R3 – крутильные колебания относительно осей X, Y и Z, соответственно.

Таблица 2.2 – Выбранные расчётные собственные частоты КА в диапазоне частот 5-130 Гц

№ моды	Частота, Гц	T1(X)	T2(Y)	T3(Z)	R1(X)	R2(Y)	R3(Z)
5	16,2	0,00%	70,98%	0,00%	0,00%	0,01%	86,01%
6	18,2	0,00%	0,01%	66,00%	0,20%	79,08%	0,00%
11	34,7	29,33%	0,02%	0,04%	0,02%	0,57%	0,03%
12	35,5	16,75%	0,04%	0,09%	0,08%	0,60%	0,08%
20	47,8	0,15%	0,02%	0,07%	68,70%	0,00%	0,02%
21	49,0	13,38%	0,30%	0,00%	0,04%	0,00%	0,00%
29	59,1	11,31%	1,19%	0,03%	0,04%	0,01%	0,21%

Некоторые формы, соответствующие данным частотам, приведены на рисунках 2.6 – 2.8.

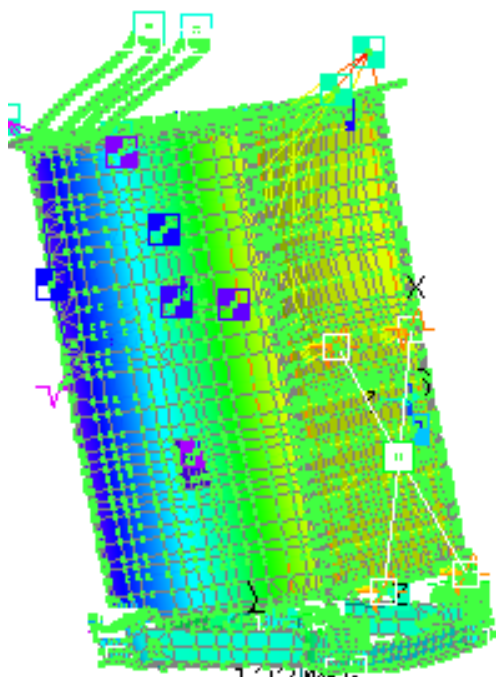


Рисунок 2.6 – Форма колебаний КА на частоте 16,2 Гц

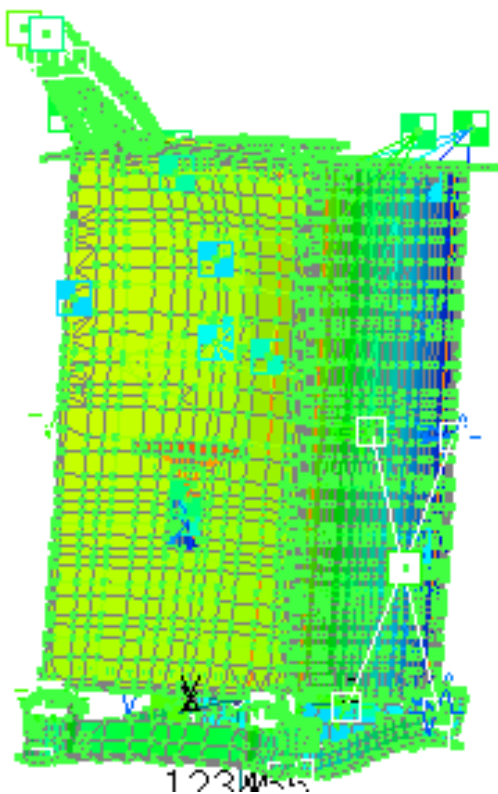


Рисунок 2.7 – Форма колебаний КА на частоте 18,2 Гц

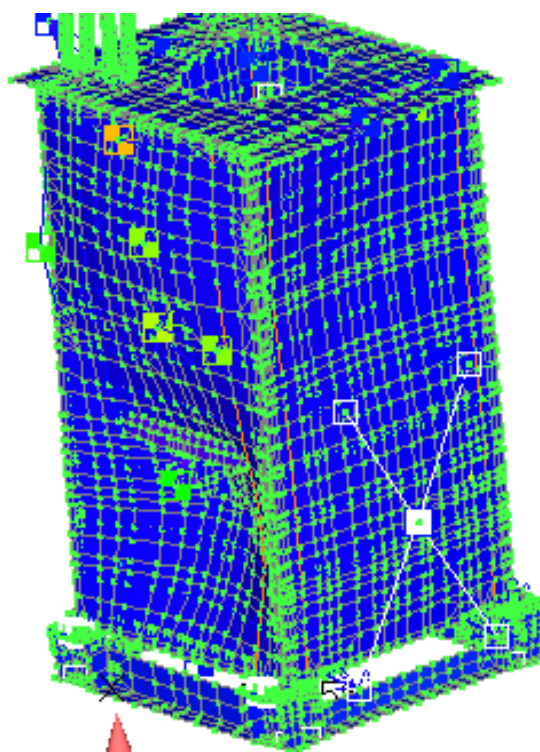


Рисунок 2.8 – Форма колебаний КА на частоте 34,7 Гц

Остальные формы колебаний представлены в сравнительной таблице в разделе 4.

В таблице 2.2 приведены доли массы КА, участвующие в динамической реакции конструкции КА на определённой частоте колебаний в направлениях X, Y и Z.

Результаты расчётного анализа собственных частот послужат в дальнейшем для сравнения их с экспериментально полученными данными и оценить их корреляцию.

2.2 Расчёт эксплуатационных нагрузок на конструкцию КА

Расчёт эксплуатационных нагрузок проводится с целью определения проектных параметров конструкции КА. Как известно, для негерметичных КА задача вибропрочности решается в основном для вторичной конструкции, т.е. для навесного оборудования, закреплённого на корпусе КА (приборы, антенны, солнечные батареи, двигательные установки и др.). Таким образом, основной целью при расчёте вибрационных нагрузок является реакция навесного оборудования на все воздействующие факторы на всех предполагаемых этапах эксплуатации КА.

Задача расчёта эксплуатационных нагрузок представляет собой анализ совместного нагружения. При расчёте нагрузок на случаи транспортирования разрабатывается расчётная модель сборки, то есть КЭМ КА дополняется, в соответствии с условиями транспортирования, в части включения транспортировочных приспособлений (рам, опор и т.д.). Расчёт нагрузок для участка выведения также требует разработки моделей сборок, где сборками являются ракеты космического назначения, учитывающие каждый из случаев выведения. Также в сборках учитывается состав полезной нагрузки, если попутно выводится ещё один или несколько КА. Ниже коротко описаны особенности моделей сборок для некоторых случаев выведения для РН типа «Союз-2», представленных в разделе 1.

Для случая Старт модель сборки учитывает силу тяжести, ветровые воздействия, тягу двигательной установки. Расчёт выполняется в нелинейной постановке задач, поскольку учитывается процесс схода со стартовых опор.

Случай «*max q*» соответствует полёту РКН в зоне максимальных аэродинамических воздействий, характеризуется максимальным скоростным напором и воздействиями, обусловленными силой тяги двигателя и порывами ветра. В расчёте нагрузок учитывается требование по обеспечению неперевышения угла атаки C_y РН при воздействии струйного течения ветра с максимальными скоростями на высотах, соответствующих зоне максимальных скоростных напоров при полете РН. Расчёт выполняется в линейной постановке.

Случай «*max nx1*» характеризуется максимальной осевой перегрузкой, достигаемой во время работы ступеней РН с добавлением поперечной составляющей, вследствие отклонения рулевых органов, и внешним воздействием от тяги двигательной установки. Расчёт выполняется в линейной постановке задач.

До момента разделения ступеней для каждого случая учитывается уменьшение массы РН ввиду расхода горючего и окислителя в баках ступеней.

Случаи «*Разделение I-II*» и «*min nxII*» – боковые блоки первой ступени РН Союз отделяются, параметры нагружения КА рассчитываются с учётом воздействия динамических усилий и моментов на центральный блок РН. При этом учитываются

разбросы времени начала выключения и градиентов изменения силы тяги ДУ противоположащих боковых блоков. В процессе разделения возбуждаются динамические колебания конструкции центрального блока РН в продольном и поперечных направлениях, которые не успевают затухнуть и после полного отделения боковых блоков. Начало полёта II-ой ступени соответствует случаю «*min pxII*», когда действуют минимальные квазистатические ускорения II-ой ступени.

Следующими сборками для расчёта нагрузок являются модель сборки для случая разделения второй ступени, где, как было описано в 1 разделе, учитывается спад тяги двигательной установки второй ступени, а также одновременное включение и набор тяги третьей ступени (горячее разделение). Расчёт выполняется в нелинейной постановке задач, т.к. необходимо учесть разделение связей.

В качестве примера одного из случаев характеризующегося высокими перегрузками со стороны двигательной установки РН и её аварийного выключения, для расчёта нагрузок был выбран случай нагружения «*Старт-АВДУ*» при выведении РН «Союз-2.1а». Для реализации данного расчёта была разработана балочная модель РН для выбранного случая «*Старт-АВДУ*», настроенная для конкретной конфигурации КГЧ. На рисунке 2.9 изображена балочная модель РН без полезной нагрузки для расчёта вибрационных нагрузок на случай «*Старт-АВДУ*». Расчёт проводился с помощью ПО MSC Nastran [100].

В качестве конфигурации, для примера, в данном случае выберем два МКА «Аист-2Д». Выводимые на орбиту КА устанавливаются на адаптер. Данный адаптер, в свою очередь, устанавливается на модуль полезного груза, который располагается на разгонном блоке «Фрегат» (РБФ). РБФ устанавливается на переходный отсек (ПхО). Все вышеперечисленные модели представлены в виде суперэлементов в формате Крейга-Бэмптона. К ПхО также крепится головной обтекатель типа 14С738, смоделированный балочными *Beam*-элементами, с включением дискретных масс.

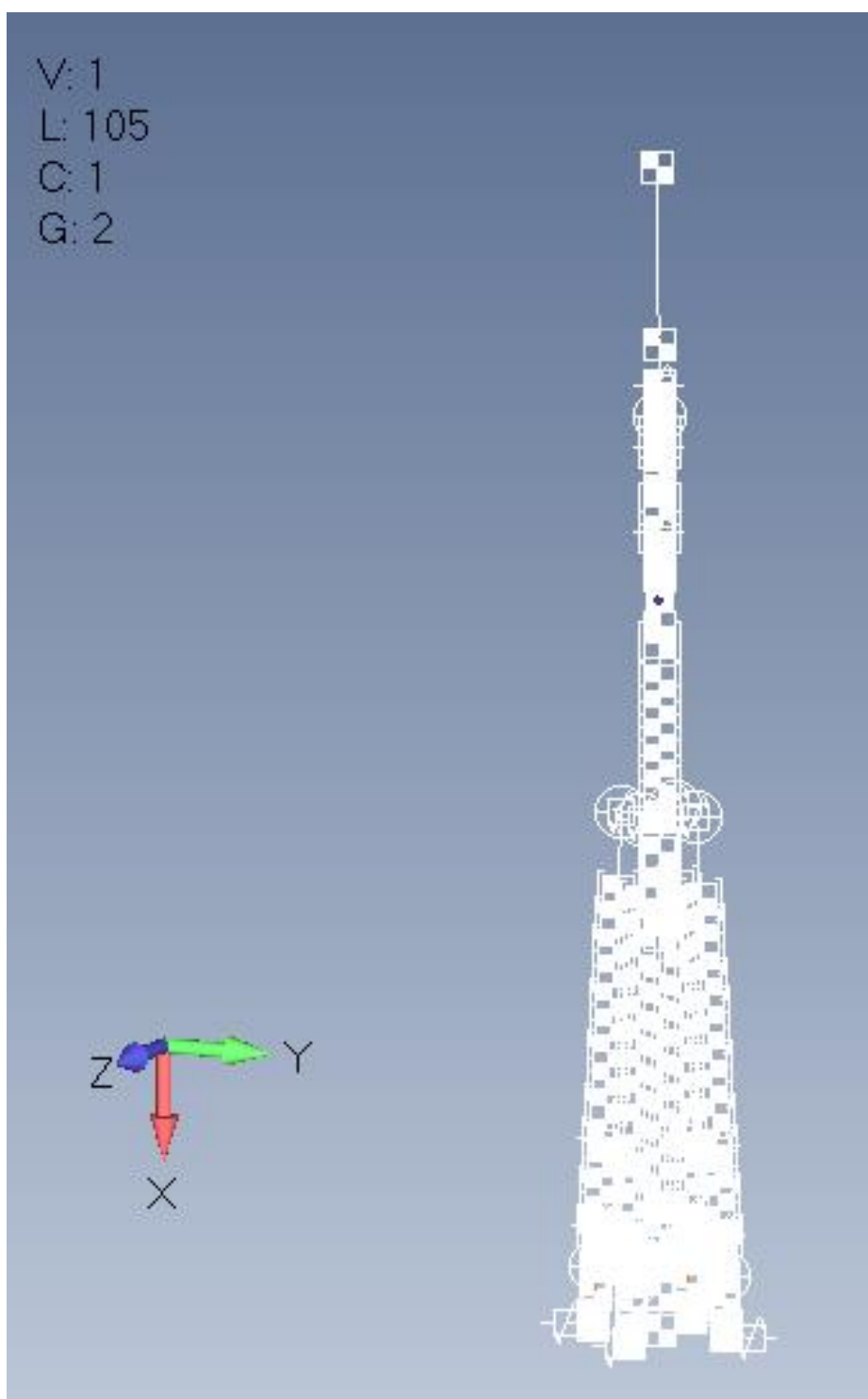


Рисунок 2.9 – Балочная модель РН для случая Старт-АВДУ

Оболочечные КЭМ КА связываются с балочной РН в месте стыка с адаптером через центральный узел жёсткого элемента *RBE3*, который обеспечивает равномерную передачу нагрузки с балочного элемента адаптера на оболочечную КЭМ. В качестве воздействия прикладывается ветровое воздействие по всей длине РН и КГЧ, и тяга от двигательной установки. График воздействия от двигательной

установки показан на рисунке 2.10. На рисунке 2.11 показана схема расположения центрального узла для стыковки с адаптером.

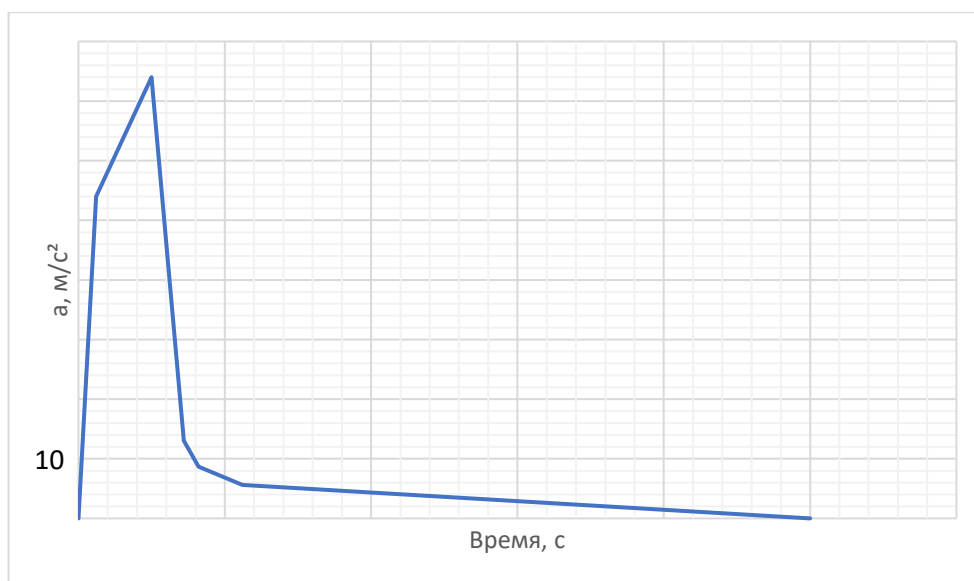


Рисунок 2.10 – Воздействие от двигательной установки для случая Старт-АВДУ

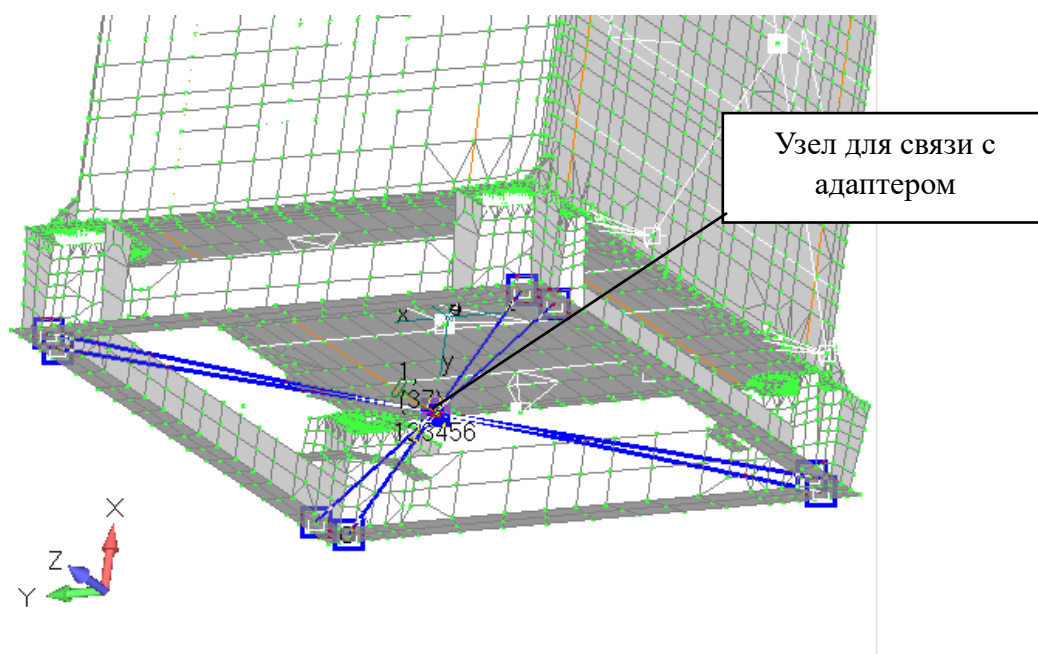


Рисунок 2.11 – Схема расположения центрального узла сборки «устройство-отделения-КА» для стыковки с адаптером

Поскольку проектная КЭМ разрабатывалась без учёта особенностей установок БА, значения логарифмических декрементов затухания для центров масс установок приборно-агрегатного оборудования подбирается исходя из статистических данных, полученных при измерениях на динамических испытаниях схожих конструкций.

По подобранным значениям логарифмического декремента колебания для каждой массы БА рассчитывается процент от критического демпфирования:

$$\zeta = \frac{\delta}{2\pi},$$

где $\delta_{\text{уст.агр.,пр.}}$ – логарифмический декремент затухания.

В таблице 2.3 представлены рассчитанные значения логарифмического декремента затухания и коэффициенты демпфирования.

Таблица 2.3 – Значения логарифмического декремента затухания и коэффициенты демпфирования для установок некоторых БА

Наименование БА	Масса установки БА, кг	δ	ζ
ОЭА	55,0	0,421	0,067
Метеор	3,0	0,236	0,038
КМУ - 1	19,5	0,357	0,057

Решение задачи определения нагрузки в центре масс установки БА находится путём определения отклика массового осциллятора, к которому прикладывается воздействие, полученное из КЭМ, если установка БА не смоделирована в явном виде в КЭМ, при этом параметры демпфирования принимаются согласно таблице 2.3, т.е. фактически находится спектр ударного отклика для массового осциллятора с характеристиками, соответствующими рассматриваемой установке.

Результатом определения спектра ударного отклика для каждого центра масс установки БА будут зависимости виброускорений от частоты для каждой оси изделия. В полученных зависимостях выбираются максимальные значения виброускорений.

В результате расчётного анализа для выбранных центров масс установок БА (см. рисунки 2.3 – 2.5) получим зависимости ускорений от времени (см. рисунки 2.12 – 2.14).

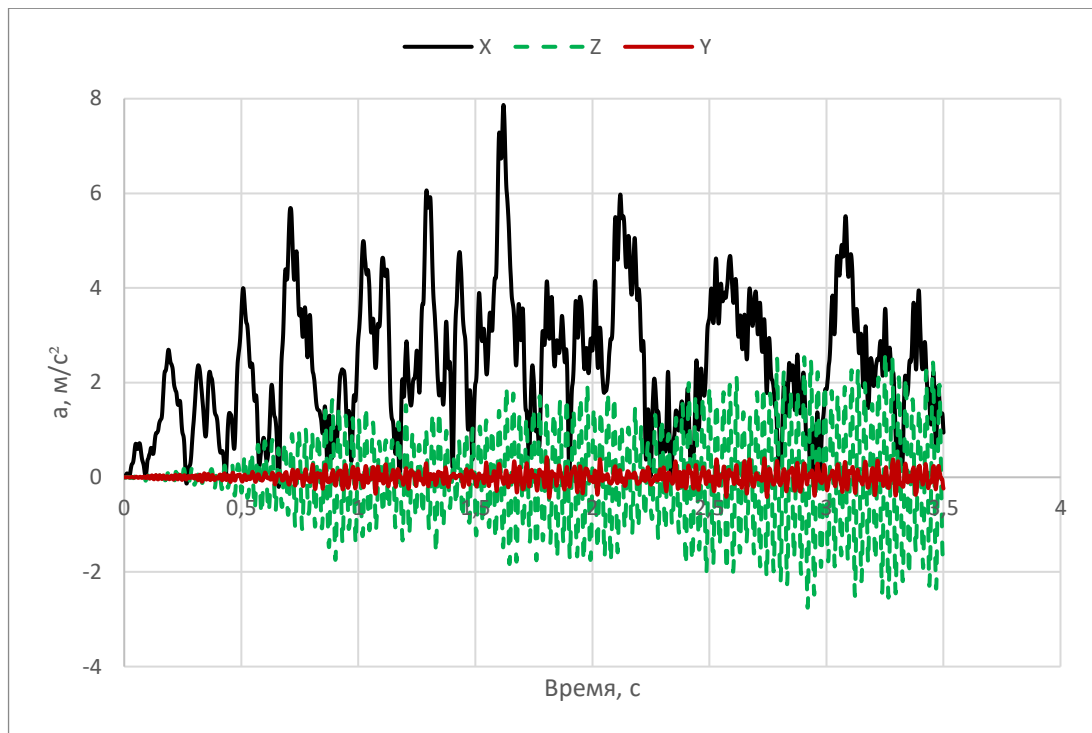


Рисунок 2.12 – Зависимость ускорения от времени для места установки БА КМУ-1 при расчёте на случай «Старт-АВДУ»

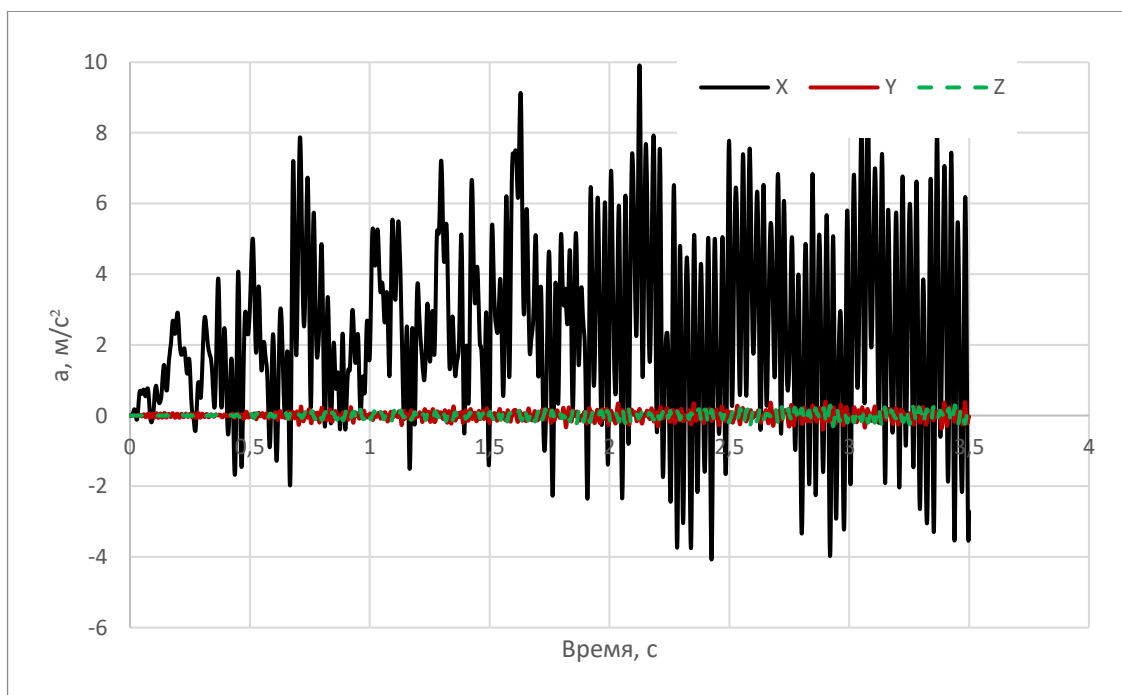


Рисунок 2.13 – Зависимость ускорения от времени для места установки оптико-электронной аппаратуры при расчёте на случай «Старт-АВДУ»

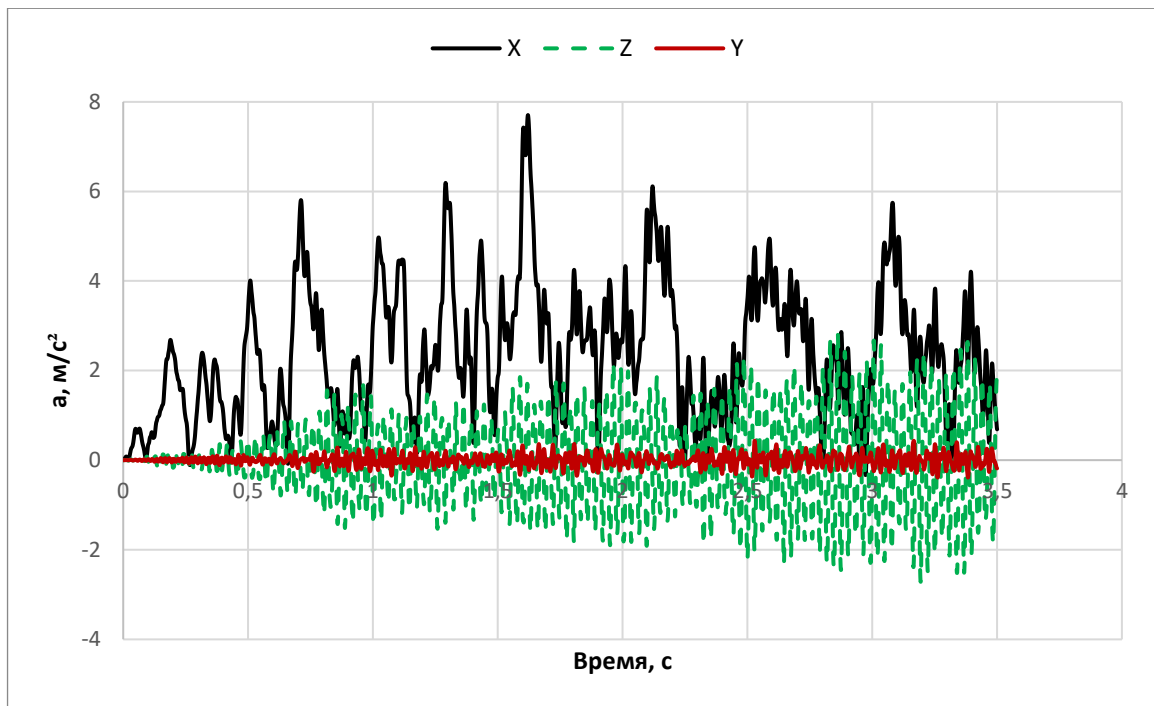


Рисунок 2.14 – Зависимость ускорения от времени для места установки БА Метеор при расчёте на случай «Старт-АВДУ»

По полученным зависимостям ускорений от времени для мест установок (значения, полученные на корпусе КА) БА с заданными параметрами рассчитываются спектры ударного отклика. Следует учесть, что в полученных временных откликах необходимо вычесть квазистатику, поскольку интересуют динамические составляющие. Результат расчёта представлены на рисунках 2.15 – 2.17.

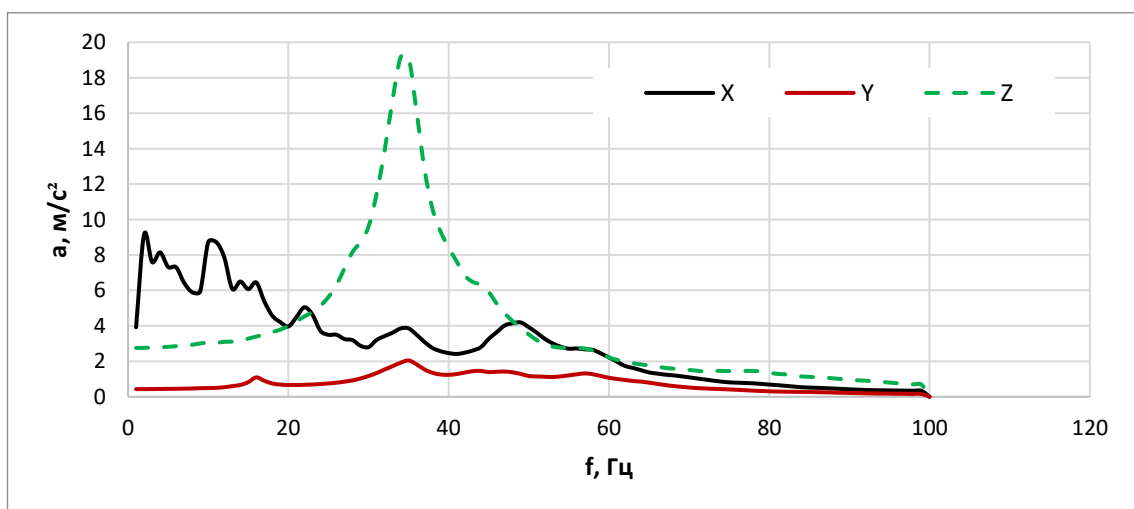


Рисунок 2.15 – Значения ускорений для центра масс установки БА КМУ-1 при расчёте на случай «Старт-АВДУ»

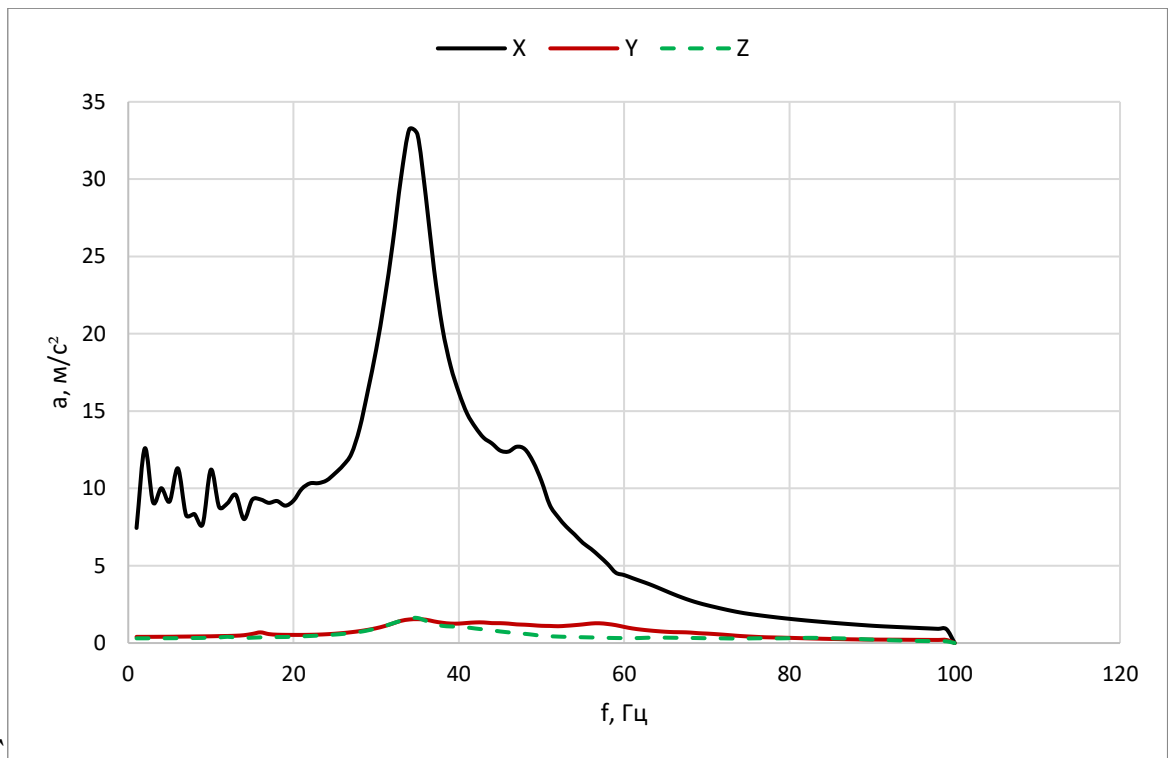


Рисунок 2.16 – Значения ускорений для центра масс установки оптико-электронной аппаратуры при расчёте на случай «Старт-АВДУ»

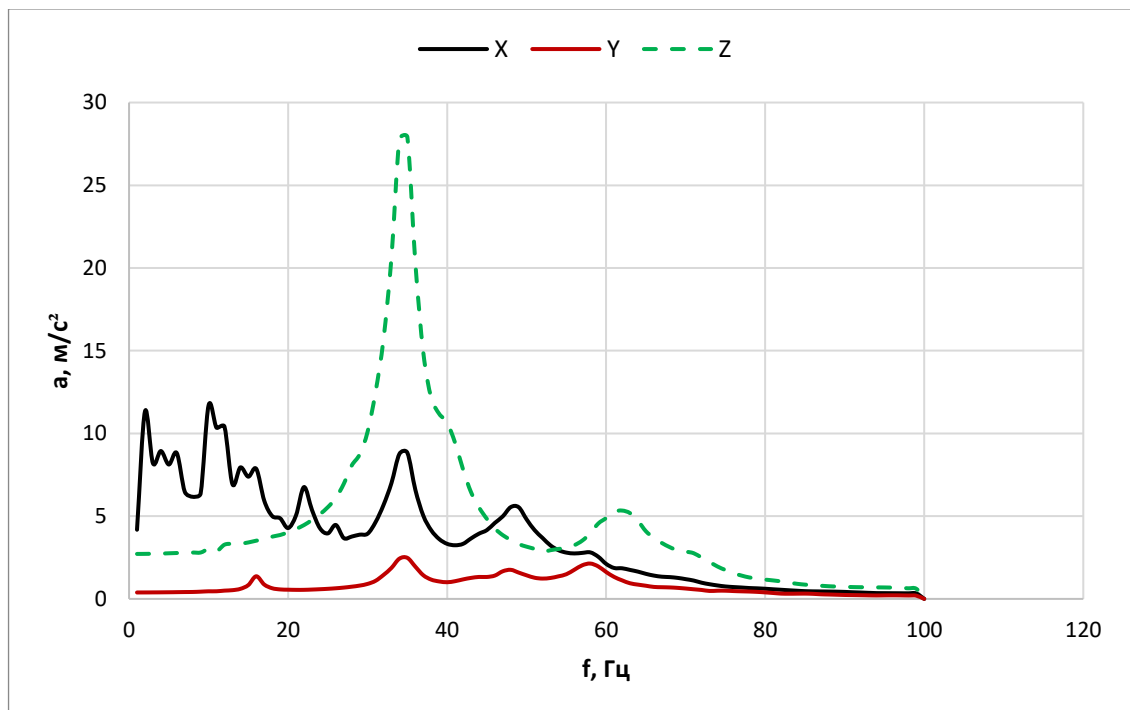


Рисунок 2.17 – Значения ускорений для центра масс установки БА Метеор при расчёте на случай «Старт-АВДУ»

Анализ результатов преобразования в частотную область приведён в таблице 2.4. В таблице 2.4 указаны максимальные значения перегрузок,

полученные путём деления виброускорений на $9,81 \text{ м/с}^2$ (ускорение свободного падения).

Таблица 2.4 – Значения перегрузок для выбранных установок приборов

Наименование места установки прибора	Перегрузка по оси X, g	Перегрузка по оси Y, g	Перегрузка по оси Z, g
БА КМУ-1	0,8	0,2	2,0
ОЭА	3,3	0,2	0,2
БА Метеор	1,2	0,3	2,8

Выше был описан алгоритм и получены результаты динамических перегрузок для центров масс установок некоторых приборов для случая Старт – АВДУ. Данная процедура является предварительной и проводится для всех случаев выведения и транспортирования, согласно выбранному типу РН и условиями транспортирования КА. Для каждого случая расчёт проводится для конкретных установок БА с учётом их особенностей. Для протяжённых агрегатов и БА расчёт нагрузок производится с учётом распределённой массы и имеет свою специфику. Стоит отметить, что полученные значения перегрузок по осям принимаются действующими одновременно для обеспечения повышения консервативности оценки нагружения.

Выводы по разделу 2

В результате расчётного анализа динамических характеристик по проектной КЭМ КА были получены расчётные динамические характеристики, необходимые для дальнейших исследований, приведённых в следующих разделах.

Анализ совместного нагружения на примере расчёта одного из случаев нагружения, позволил получить нагрузки, которые служат для определения прочностных характеристик конструкции КА. По результатам расчётов на прочность определяются и уточняются геометрические параметры конструкции КА, и разрабатывается КД. По КД изготавливается первый лётный образец, который проходит этапы наземной экспериментальной отработки.

3 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЙ

3.1 Выбор и обоснование экспериментального оборудования и средств измерений

Объектом для расчётно-экспериментального исследования динамических характеристик был выбран натурный динамический макет, состав, конструкция и компоновка которого соответствовали лётному изделию опытно-технологического малого космического аппарата «Аист-2Д» в комплектации, соответствующей лётным случаям эксплуатации, выдержавший воздействие вибрационных нагрузок в процессе динамических испытаний при наземной экспериментальной отработке конструкции МКА «Аист-2Д».

Вместо штатных приборов, агрегатов и бортовой кабельной сети были установлены технологические или габаритно-массово-центровочные макеты (ГМЦМ), выполненные со штатными элементами и узлами крепления к корпусу, а также штатными узлами подсоединения кабелей.

В качестве оптико-электронной аппаратуры и узла крышки оптико-электронной аппаратуры использовались их ГМЦМ.

Макет солнечной батареи состоял из ГМЦМ панели солнечной батареи.

Устройство отделения - штатное. Вместо штатных пиропатронов в пирозамках были установлены выхолощенные пиропатроны или технологические заглушки.

С учётом габаритов и массы макета изделия было выбрано следующее оборудование и средства измерения:

3.1.1 Оборудование для возбуждения вибрации

В качестве средства возбуждения вибрации использовался электродинамический вибростенд DATA PHYSICS «LE-2016 DSA10-200K» с горизонтальным столом скольжения, с усилием толкания 9 тонн и системой управления вибростендом – SignalStar Vector (см. рисунок 3.1).



Рисунок 3.1 – Испытательный вибростенд

Основные технические характеристики вибростенда DATA PHYSICS «LE-2016 DSA10-200K»:

- Максимальное толкающее усилие – 90 кН;
- рабочий диапазон (частота вибрации) – от 5 до 3000 Гц;
- максимальное перемещение арматуры (пик-пик) – 76,2 мм (переходные процессы), 55 мм (для стабильного синус-хода);
- максимальная скорость – 1,8 м/с;
- максимальное расчётное ускорение (пустой стол) – 160 g;
- максимальная статическая нагрузка – 907 кг;
- основная резонансная частота арматуры – 2280 Гц $\pm 10\%$;
- диаметр стола – 440 мм.

3.1.2 Система обезвешивания

Объект исследования был вывешен на податливых упругих подвесах, такая система называется системой обезвешивания. Данная схема часто используется в экспериментальном модальном анализе для компенсации веса в условиях наземной отработки конструкции изделия. Она позволяет максимально приблизить условия закрепления к отсутствию ограничений на перемещения, так называемый

свободный подвес. Применение свободного подвеса является удобным для моделирования и проведения последующего расчётного модального анализа.

При разработке системы обезвешивания учитывались частоты колебаний системы «Макет – стенд». Она не должна находиться в диапазоне исследуемых частот. В качестве подвеса можно использовать резиновые жгуты, а также пружинно-тросовую систему, состоящую из набора пружин необходимой жёсткости и не растяжимого цельнометаллического троса. Последнее считается более предпочтительным, так как резиновые жгуты со временем растягиваются, и их нельзя использовать в эксперименте после их продолжительного нагружения.

3.1.3 Средства измерения:

Акселерометр

Для контроля воздействия и для измерения виброускорения использовались трёхкомпонентные акселерометры AP1038 (GLOBAL TEST).



Рисунок 3.2 – Акселерометр AP1038P

Технические характеристики акселерометра AP1038 (GLOBAL TEST):

Рабочий диапазон частот: 0,5... 10000 Гц

Максимальное значение амплитуды измеряемой величины: 25000 м/с²

Максимальный удар (пиковое значение): 10000 g

Деформационная чувствительность (менее): 0,02 гм/мкм

Масса (без кабеля): 20 г.

Лазерный виброметр

Исследование динамических характеристик конструкции МКА выполнялось с использованием трёхкомпонентного лазерного сканирующего виброметра Polytec PSV 400-3D.

Внешний вид используемого лазерного виброметра и аппаратуры, необходимой для его работы, изображён на рисунке 3.3.



Рисунок 3.3 – Трёхкомпонентный лазерный сканирующий виброметр Polytec

Сканирующий лазерный виброметр PSV-400-3D является современной технологией измерения, анализа и визуализации вибрации конструкции с частотами до 20 МГц. Любые поверхности могут быть быстро отсканированы и автоматически исследованы на гибкой интерактивно создаваемой сетке без изменения массы и жёсткости объекта исследования с минимальными затратами времени. В основе каждой системы Polytec – лазерный доплеровский виброметр – прецизионный лазерный односточечный преобразователь, используемый для определения виброскорости и виброперемещения в точке путём измерения частотного сдвига луча, отражённого от движущейся поверхности. Традиционные способы измерения вибрации в нескольких точках, при которых на объект испытания крепятся контактные датчики и коммутируются проводами, являются менее эффективными, так как вносят в систему дополнительную массу и жёсткость, что затрудняет анализ мод и форм колебаний и требует много времени при монтаже. При использовании двухкоординатных сканнеров позиционирование лазерного луча может быть автоматизировано. Это значительно упрощает построение форм колебаний, модальный анализ и измерение АЧХ.

Измерительная система состоит из трех сканирующих лазерных головок, установленных на отдельных настраиваемых штативах. Одна головка называется

«TOP»), она является главной и центральной, в неё встроена камера. Две другие называются «RIGHT» и «LEFT» соответственно их расположению. Они устанавливаются и настраиваются около объекта исследования так, чтобы камера захватила весь объект, и лазерные лучи от головок могли беспрепятственно перемещаться по его поверхности. Диапазон охвата каждой из лазерных головок составляет ± 20 градусов.

Так же в систему входит компьютерная установка, состоящая из блоков управления, которые анализируют информацию с каждой сканирующей лазерной головки и передают информацию на центральный компьютер, в котором установлено необходимое специализированное программное обеспечение.

3.2 Проведение экспериментальных исследований динамических характеристик

Динамические испытания проводились методом кинематического возбуждения колебаний объекта испытаний, жёстко закреплённого на столе стационарного вибростенда. Испытания проводились в два этапа – в диапазоне частот 5 - 70 Гц и 70 - 130 Гц. Это обусловлено возможностями оборудования, которое в выбранном диапазоне частот (5 - 130 Гц) не могло обеспечить возбуждение с требуемым уровнем нагружения. Репрезентативная экспериментальная установка для модальных испытаний МКА вдоль осей Y и Z показана на рисунке 3.4, для испытаний вдоль оси X – на рисунке 3.5.

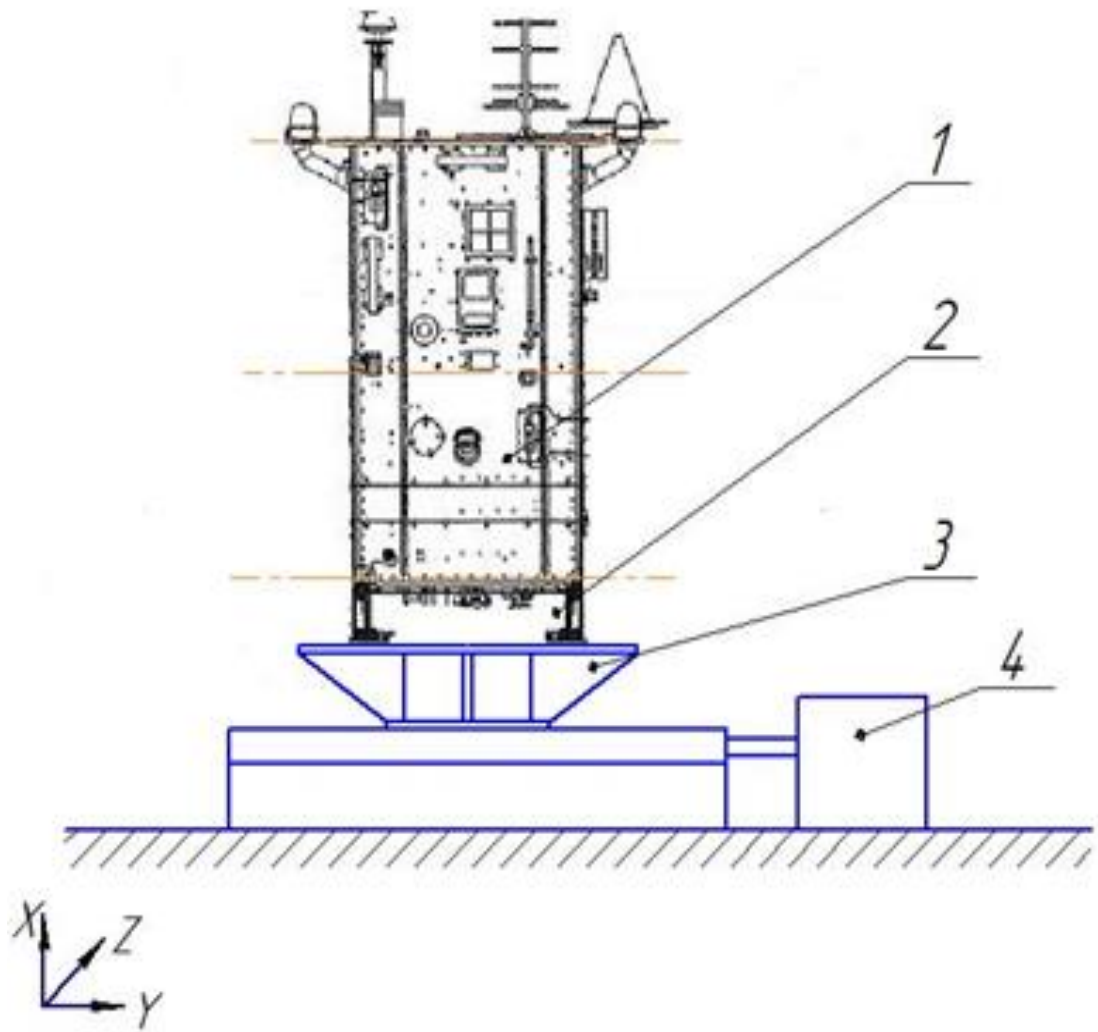


Рисунок 3.4 – Экспериментальная установка для модальных испытаний вдоль осей Y и Z (1 – динамический макет изделия, 2 – устройство отделения, 3 – переходной конус, 4 – вибропульсатор)

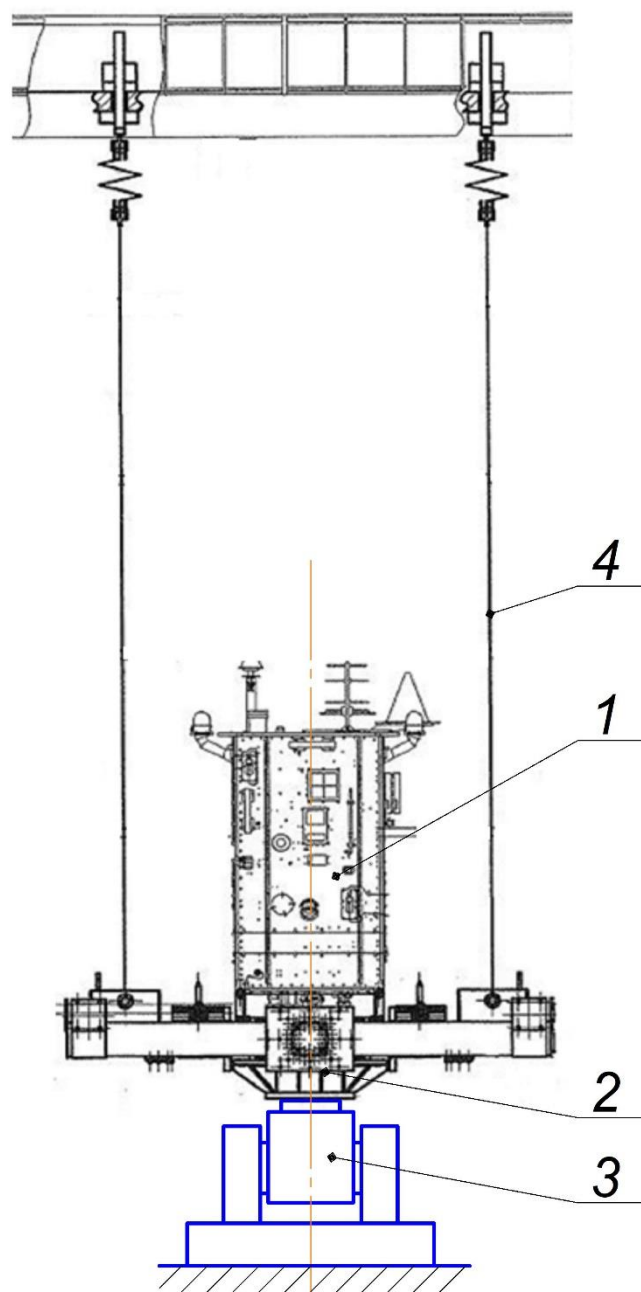


Рисунок 3.5 – Экспериментальная установка для модальных испытаний вдоль осей X (1 – динамический макет изделия, 2 – переходной конус, 3 – вибропульсатор, 4 – система обезвешивания)

Для исследования АЧХ МКА «Аист-2Д» использовался лазерный виброметр Polytec PSV-400-3D [101]. Данное средство измерения относится к бесконтактным и имеет ряд преимуществ по сравнению с датчиковой аппаратурой [102]. Так, например, бесконтактные средства измерения не оказывают влияния на результаты измерений, количество мест замеров не ограничивается количеством имеющихся в наличии датчиков, время проведения испытаний меньше за счёт отсутствия

монтажа большого количества датчиков и пр.

Для анализа полученных данных используется метод PolyMAX в программном пакете LMS Test.Lab. Метод PolyMAX является технологией оценки по методу наименьших квадратов в комплексной частотной области (LSCF – Least - Squares Complex Frequency - domain). Он позволяет извлекать очень точные модальные параметры при очень небольшом объёме вычислений. Важное преимущество данного метода, по сравнению с другими, заключается в том, что этот метод обеспечивает получение очень ясных стабилизационных диаграмм. Ещё одной особенностью реализации общего знаменателя является то, что стабилизационную диаграмму можно создать, пользуясь только сведениями о полюсах (собственные частоты и относительное демпфирование). Эти особенности стали причиной разработки модели многоопорной версии метода LSCF, которая называется PolyMAX.

В методе PolyMAX в качестве вводных данных используются измеренные амплитудно-частотные характеристики. Такие данные получают после проведения экспериментального модального анализа испытуемого объекта в программном обеспечении к бесконтактному лазерному виброметру Polytec scanning vibrometer.

Было проведено 3 серии замеров:

- 1) замеры при возбуждении МКА вдоль оси X;
- 2) замеры при возбуждении МКА вдоль оси Y;
- 3) замеры при возбуждении МКА вдоль оси Z.

Результаты измерений при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль вертикальной оси X.

Объект испытаний, МКА «Аист-2Д», был закреплён на систему обезвешивания и установлен на вибростол. МКА возбуждался вдоль оси X сигналом «белый шум» последовательно в частотных диапазонах 5-70 Гц и 70-130 Гц. Датчик опорного сигнала, измеряющий виброускорение, крепился на подвижную часть катушки вибростола. Замер виброускорения объекта производился с использованием трёхкомпонентного лазерного виброметра PSV-400-3D.

Поскольку в качестве средства измерения использовался один комплект

оборудования лазерной виброметрии, замеры проводились в четыре этапа с четырёх сторон. Записи по четырём этапам усреднялись и обрабатывались. Для идентификации собственных форм и частот колебаний применялся метод «PolyMAX», разработанный компанией LMS.

На рисунке 3.6 представлены результаты модального синтеза в Test.Lab, где видно, что для первого этапа, когда проводились испытания в диапазоне частот 5 – 70 Гц, выявлено 7 частот: 13,7 Гц, 14,2 Гц, 22,5 Гц, 32,4 Гц, 36,3 Гц, 57,6 Гц и 59,2 Гц. На графике зависимости фазы от частоты на выбранных резонансных частотах наблюдается характерный переход фазы через 0.

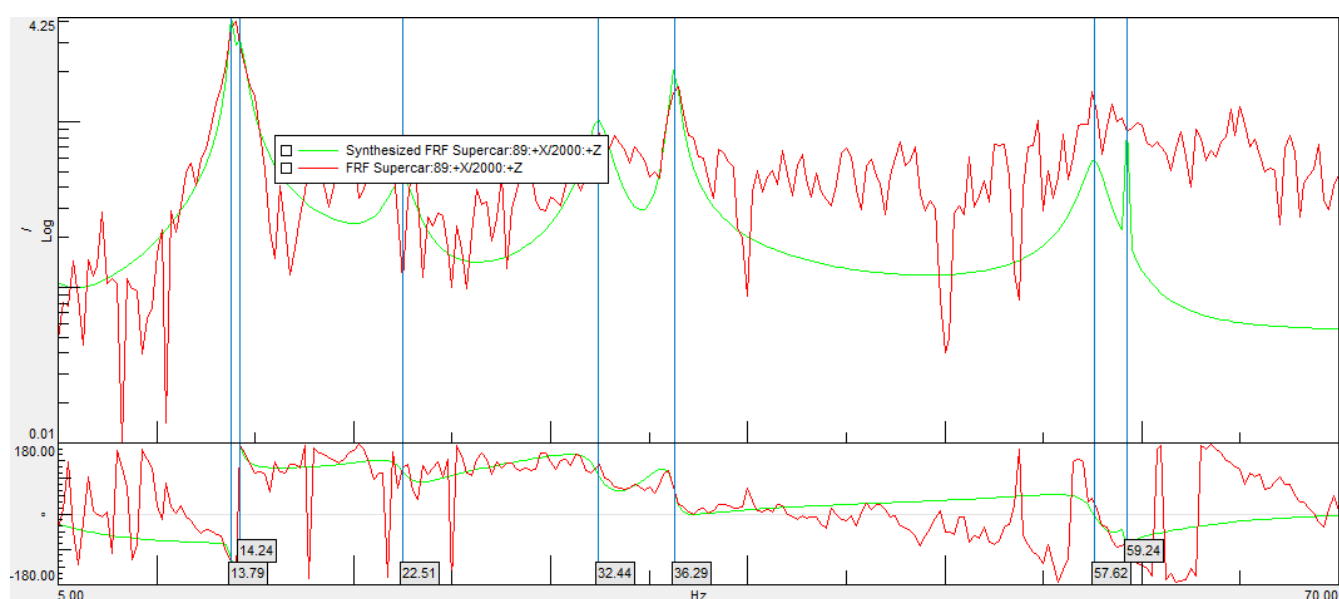


Рисунок 3.6 – Окно программы с результатами модального синтеза для первого этапа испытаний

Графики зависимости коэффициента вибропередачи и фазы точки с максимальной амплитудой колебаний от частоты при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль оси X изображены на рисунке 3.7. Также на рисунке 3.7 представлены результаты обработки в Test.Lab.

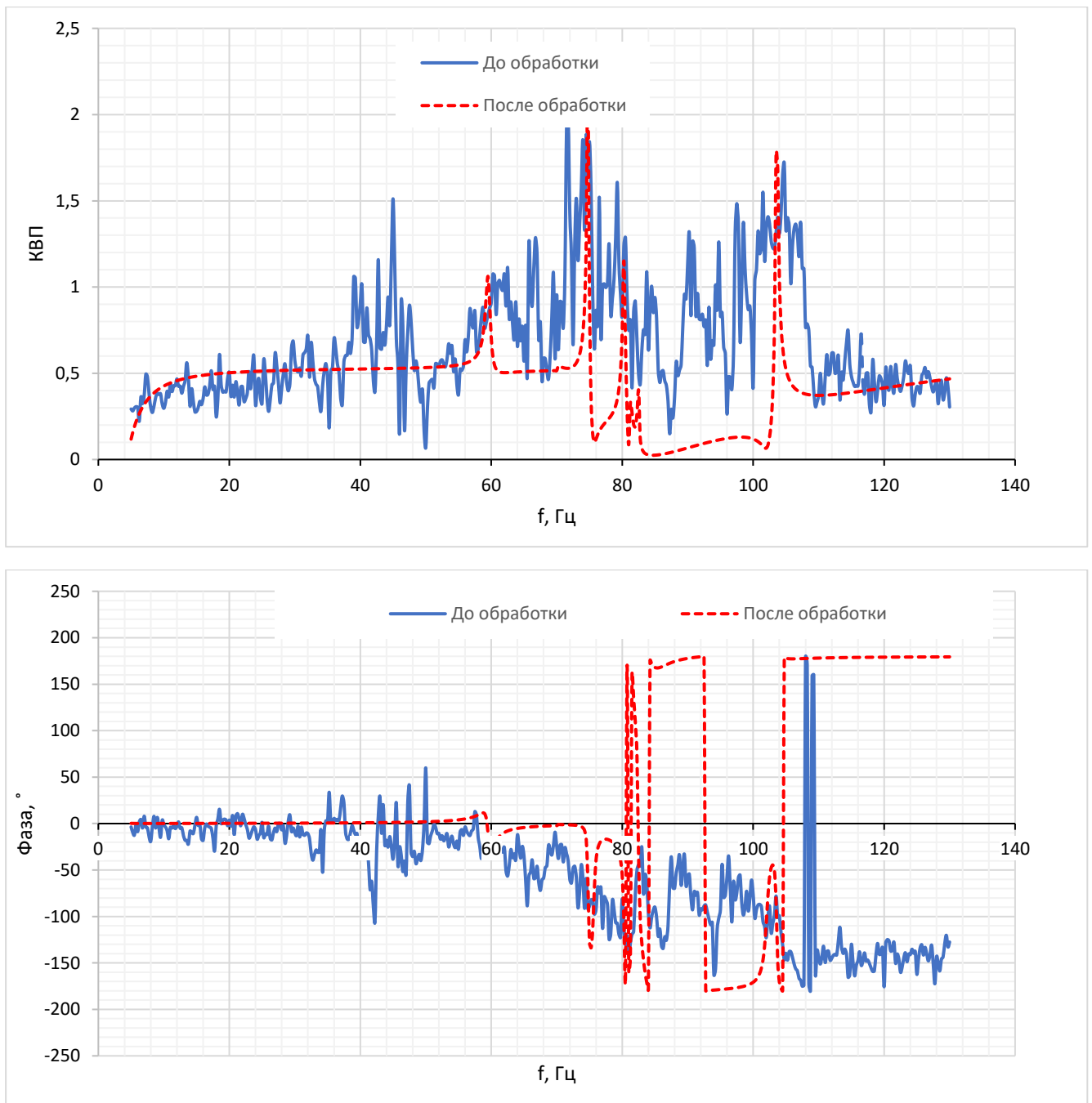


Рисунок 3.7 – Коэффициент вибропередачи объекта испытаний и график зависимости фазы от частоты и результаты обработки исходных данных в программе LMS Test.Lab при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль оси X

Результаты измерений при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль оси Y.

Объект испытаний, МКА «Аист-2Д», был закреплён на систему обезвешивания и установлен на вибростол. КА возбуждался вдоль оси Y сигналом «белый шум» последовательно в частотных диапазонах 5-70 Гц и 70-130 Гц. Датчик опорного сигнала, измеряющий виброускорение, крепился на подвижную часть катушки

вибростола. Замер виброускорения объекта производился с использованием трёхкомпонентного лазерного вибromетра PSV-400-3D. Графики зависимости коэффициента вибропередачи и фазы точки с максимальной амплитудой колебаний от частоты при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль оси Y изображены на рисунке 3.8. На рисунке 3.8 представлены результаты обработки в Test.Lab.

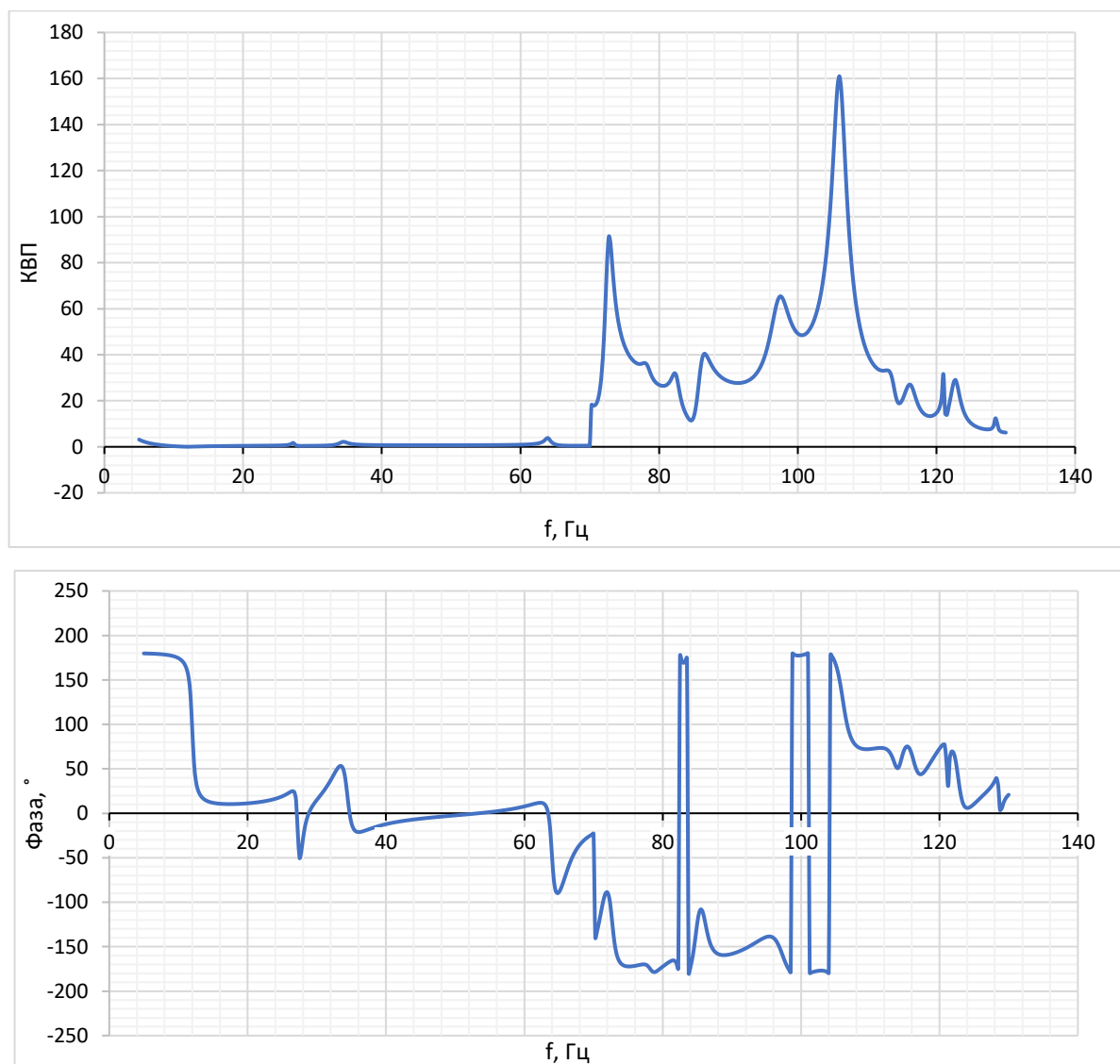


Рисунок 3.8 – Коэффициент вибропередачи объекта испытаний и график зависимости фазы от частоты после обработки исходных данных в программе LMS Test.Lab при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль оси Y

Результаты измерений при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль оси Z.

Объект испытаний, МКА «Аист-2Д», был закреплён на систему обезвешивания и установлен на вибростол. КА возбуждался вдоль оси Z сигналом «белый шум» последовательно в частотных диапазонах 5-70 Гц и 70-130 Гц. Датчик опорного

сигнала, измеряющий виброускорение, крепился на подвижную часть катушки вибростола. Замер виброускорения объекта производился с использованием трёхкомпонентного лазерного вибromетра PSV-400-3D. Графики зависимости коэффициента вибропередачи и фазы точки с максимальной амплитудой колебаний от частоты при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль оси Z изображены на рисунке 3.9. Также на рисунке 3.9 представлены результаты обработки в Test.Lab.

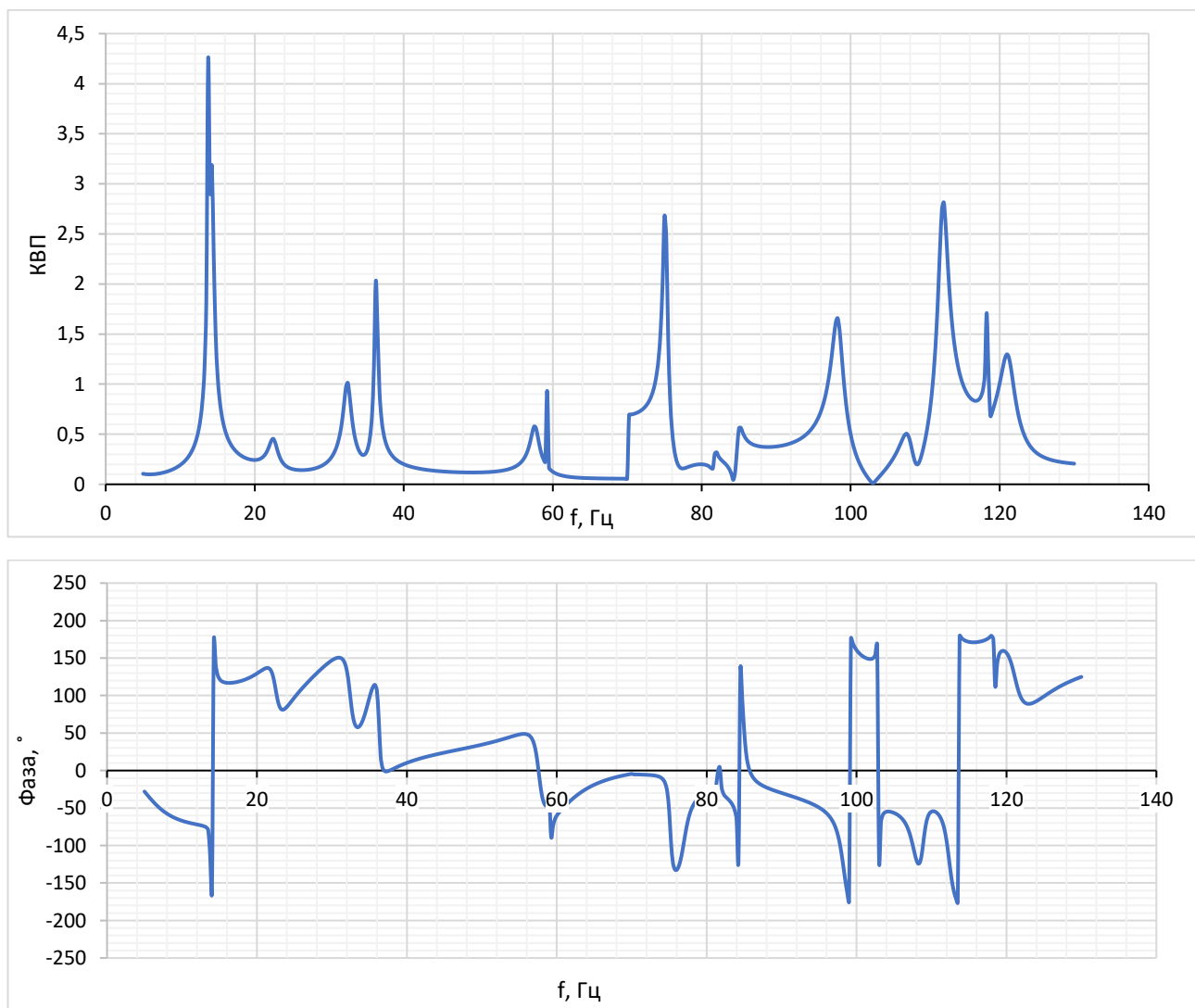


Рисунок 3.9 – Коэффициент вибропередачи и зависимость фазы от частоты объекта испытаний после обработки исходных данных в программе LMS Test.Lab при возбуждении МКА «Аист-2Д» вдоль оси Z

На основе полученных спектров и графиков зависимости фазы от частоты (рисунки 3.7 - 3.9), можно сделать вывод о том, что при возбуждении МКА вдоль оси Z, не создаётся большого количества субгармоник. В результате, можно сказать,

что данная методика измерений хорошо подходит для выполнения поставленной задачи - определения мод МКА «Аист-2Д».

На основании результатов анализа трёх серий замеров (замеры при возбуждении МКА вдоль оси X; Y и Z) установлено, что наиболее оптимальным является возбуждение по оси Z.

Также по результатам обработки в Test.Lab методом PolyMAX видно, что АЧХ сгладилась и отфильтровалась от паразитных частот.

3.3 Разработка методики формирования пониженных режимов вибрационного нагружения для вибропрочностных испытаний

Формирование пониженного режима нагружения для проведения вибропрочностных испытаний первого лётного КА базируется на ограничении испытательных режимов исходя из недостижения суммарно повреждаемости конструкции в результате вибрационного воздействия при испытаниях и эксплуатации. При традиционном подходе к отработке конструкции КА испытательные режимы представляют собой, согласно нормам прочности, как квалификационные режимы, т.е. эксплуатационные с учётом коэффициента безопасности, который для расчёта нагрузок на конструкцию КА принимается на уровне $f \sim 1,5$ для испытаний на случаи транспортирования и $f \sim 1,3$ для испытаний на случаи выведения для автоматических космических аппаратов.

Максимальную допустимую повреждаемость [103, 104] при отработке на вибропрочность на квалификационных режимах примем равной 1:

$$D = \sum_i \frac{n_i}{N_i} = 1,$$

где D – суммарная общая допустимая повреждаемость,

n_i – количество циклов при эксплуатации, рассчитывается как:

$$n_i = N_i \left(\frac{a_n}{a_N} \right)^4,$$

где a_n – испытательные режимы,

a_N – квалификационные режимы,

N_i – количество циклов при квалификационных испытаниях,

i – количество видов испытаний (на выведение, на транспортирование).

С учётом принятых коэффициентов безопасности, уровней нагружения, $D = D_{\text{летн.}} + D_{\text{трансп.}}$ и принимая, что $a_n = a_N * 0,7$, можно рассчитать

$$n_{\text{исп.трансп.}} = N_{\text{трансп.}} \left(\frac{1,5 * 0,7}{1,5} \right)^4 - \text{ для участка транспортирования,}$$

$$n_{\text{исп.вывед.}} = N_{\text{вывед.}} \left(\frac{1,3 * 0,7}{1,3} \right)^4 - \text{ для участка выведения.}$$

Суммарно получим $D \sim 0,5$ от общего значения допустимой повреждаемости, то есть при вибропрочностных испытаниях на пониженных режимах лётное изделие должно не менее двух раз позволять испытывать эксплуатационные нагрузки.

Для учёта откликов на резонансных частотах навесного оборудования, необходимо анализировать результаты испытаний на режимах $0,1 \dots 0,3$ от квалификационных. Отклики конструкции в целом и навесного оборудования в частности при испытаниях на режимах $0,1 \dots 0,3$ от квалификационных представляют собой зависимости виброускорений от частоты. Для каждого отдельного навесного оборудования и элемента эти зависимости индивидуальны. При испытаниях на вибропрочность такой разброс амплитудно-частотных характеристик может вызвать излишнюю перегрузку, что может привести к появлению неисправности и отказу в работе бортовой аппаратуры.

Подготовка к вибропрочностным испытаниям первого лётного образца КА включает следующие этапы:

- 1) анализ АЧХ, полученный при испытаниях первого лётного образца на режимах $0,1 \dots 0,3$ от квалификационных,
- 2) подбор на основе анализа АЧХ и возможностей оборудования режимов для проведения вибропрочностных испытаний первого лётного образца КА.

Рассмотрим алгоритм расчёта пониженных режимов для вибропрочностных испытаний первого лётного образца КА.

Кинематическое возбуждение при определении АЧХ можно представить, как:

$$A_0 = (0,1 \dots 0,3) * A_{\text{квал.}} = A_0(\lambda), \quad (3.1)$$

где A_0 – входное воздействие при испытаниях $0,1 \dots 0,3$ от квалификационных

уровней для определения АЧХ,

$A_{\text{квал.}}$ – квалификационные уровни нагружения, учитывающие коэффициент безопасности, принятые при традиционной стратегии отработки конструкции КА,
 λ – резонансные частоты откликов навесного оборудования КА.

Отклик для каждого места замера, т. е. предположительно для каждой установки прибора, представим, как $A_i = A_i(\lambda)$. Коэффициент вибропередачи для каждой установки прибора можно представить в виде $K_i = A_i/A_0$.

Вычислим прогноз отклика для каждой установки прибора при квалификационном уровне возбуждения, предполагая, что динамическая система линейна:

$$A_{\text{квал.}}^i = A_0/(0,1\dots 0,3) \quad (3.2)$$

Полученный прогноз сравним с откликами, реализованными при автономной вибрационной отработке бортовой аппаратуры, сопоставляя конкретные установки приборов.

$$\frac{A_{\text{квал.}}^i}{A_{\text{автоном.}}} < 0,8 \quad (3.3)$$

Полученное соотношение не следует приводить к единице, поскольку необходимо учитывать такие факторы, как погрешности задания возбуждения при автономной отработке бортовой аппаратуры ($\pm 20\%$), погрешность задания режимов при экспериментальном определении АЧХ всего КА ($\pm 15\%$), погрешности средств измерения при автономных отработках бортовой аппаратуры и экспериментальном определении АЧХ ($\pm 11,5\%$).

Если выражение (3.3) в каком-либо диапазоне частот больше, либо равно 0,8, то режимы в этих диапазонах частот следует смягчить, но не ниже предполагаемых.

Таким образом, для формирования режимов для проведения вибропрочностных испытаний первого лётного образца КА необходимо выполнить следующие мероприятия:

- 1) провести вибрационные испытания на режимах $0,1\dots 0,3$ от квалификационных (АЧХ),
- 2) провести анализ АЧХ, полученный при испытаниях первого лётного образца

на режимах 0,1...0,3 от квалификационных,

- 3) рассчитать прогноз на основе анализа АЧХ для квалификационных режимов,
- 4) на основе прогноза и возможностей испытательного оборудования провести вырезку опасных диапазонов частот для проведения вибропрочностных испытаний первого лётного образца КА.

На рисунке 3.10 представлены режимы и результат проведения испытаний на режимах 0,1...0,3 от квалификационных для участка выведения. Разница между режимом и полученным результатом позволяет составить прогноз, согласно формулам (3.1 – 3.3), результатов квалификационных испытаний и подобрать необходимый режим для проведения вибропрочностных испытаний первого лётного образца КА.

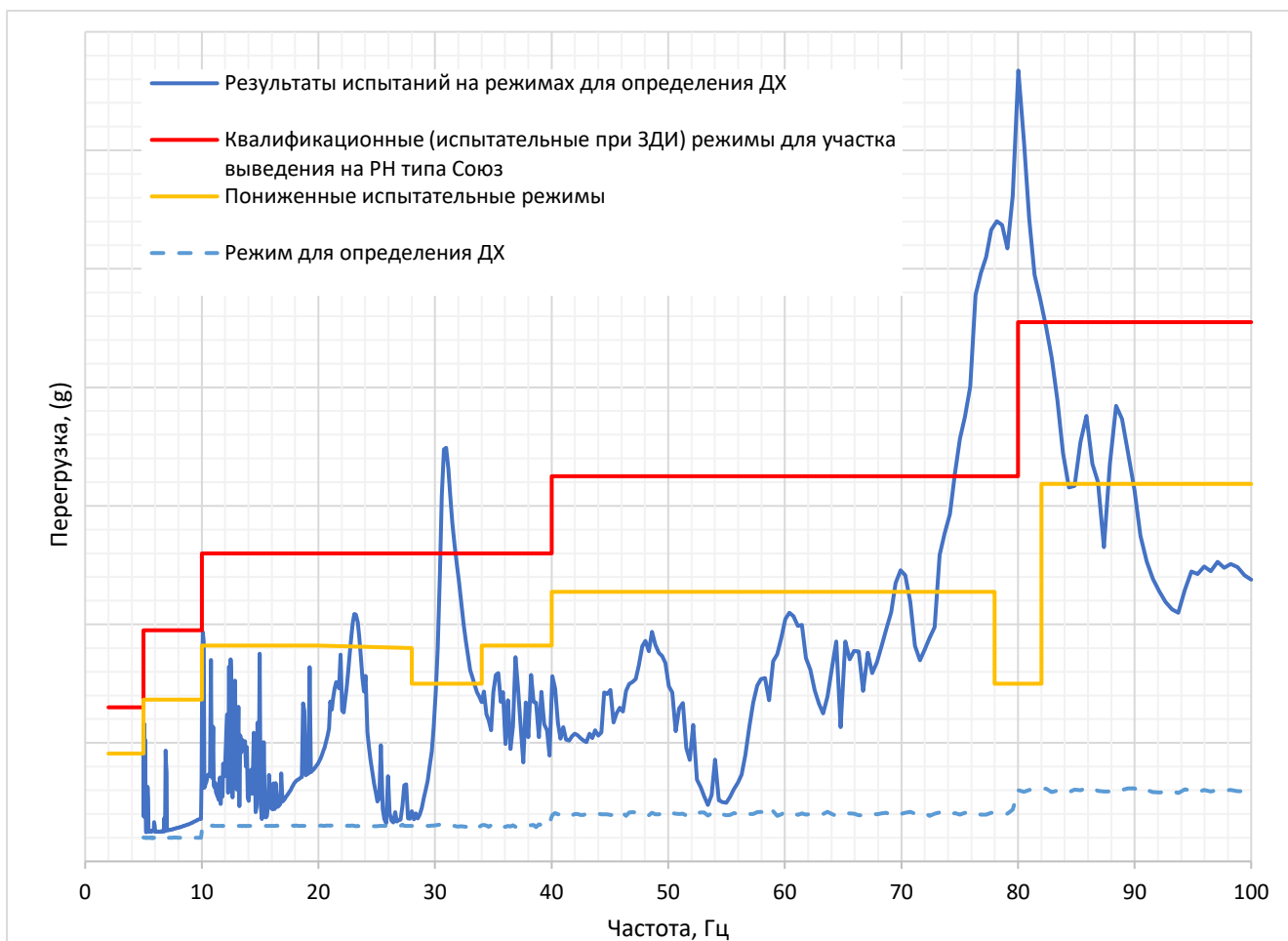


Рисунок 3.10 – Испытательные режимы (прогноз откликов на квалификационных режимах не показан)

Основываясь на соотношении общей повреждаемости при вибропрочностных

испытаниях на режимах 0,7 от квалификационных и вырезке или смягчении уровней предполагаемого воздействия в опасных диапазонах частот, можно обеспечить работоспособность БА и КА в целом при расчётно-экспериментальной отработке вибрационной прочности конструкции лётного КА.

3.4 Экспериментальное исследование нелинейных динамических характеристик конструкции КА

Довольно часто можно наблюдать, что при валидации КЭМ по результатам экспериментального модального анализа сложно добиться сходимости результатов при различных уровнях воздействия на реальный объект исследования. Во многих случаях отклонения вызваны структурными нелинейностями, не учитываемыми в моделях. Линейные КЭМ, в которых нелинейные эффекты игнорируются путём линеаризации, часто используются при анализе вибрации из-за их простоты и эффективности. Однако линейность – это идеализация, и для реальной конструкции всегда присутствует некоторая степень нелинейности. Недавние требования к более лёгкой и чувствительной целевой аппаратуре космических аппаратов приводят к более гибким структурам с потенциально более значительными нелинейными характеристиками.

Нелинейность может также проявляться в повреждённой структуре. Нелинейность может породить сложную динамику, такую как сдвинутые резонансные частоты, быстрые переходы между откликами с совершенно разными амплитудами, суб- и супергармонические отклики, модальные взаимодействия, квазипериодичность и хаос. Когда конструкции демонстрируют значительные нелинейные характеристики, линейные модели могут не спрогнозировать реакцию конструкции с необходимой точностью, и следует отказаться от линеаризации при валидации КЭМ. Следовательно, для повышения точности прогнозирования структурных моделей важно учитывать нелинейные эффекты. Основываясь на локализованном характере нелинейных признаков, большинство механических систем могут быть точно представлены линейными моделями конечных элементов в сочетании с нелинейными элементами [105], что позволяет сочетать высокую

точность прогнозирования с высокой вычислительной эффективностью. Линейные модели конечных элементов могут иметь много степеней свободы, в то время как число степеней свободы, связанных с нелинейными элементами, относительно невелико. Локальные нелинейности вызывают общие нелинейные эффекты модели. Чтобы правильно определить параметры-кандидаты, которые могут описывать нелинейности, необходимо понимать физику, стоящую за нелинейными явлениями. Разработано множество методов для обнаружения [106], локализации [107] и идентификации [108, 109] структурных нелинейностей. Другие методы идентификации нелинейных систем в области структурной динамики были рассмотрены в [110, 111].

Для исследования нелинейности динамических характеристик МКА были выбраны некоторые его элементы (бортовая аппаратура и корпус телескопа). Схемы расположения датчиков на МКА приведены на рисунках 3.11, 3.12, где позиции указывают на места установки датчиков. В скобках указаны места их установки с противоположной стороны МКА.

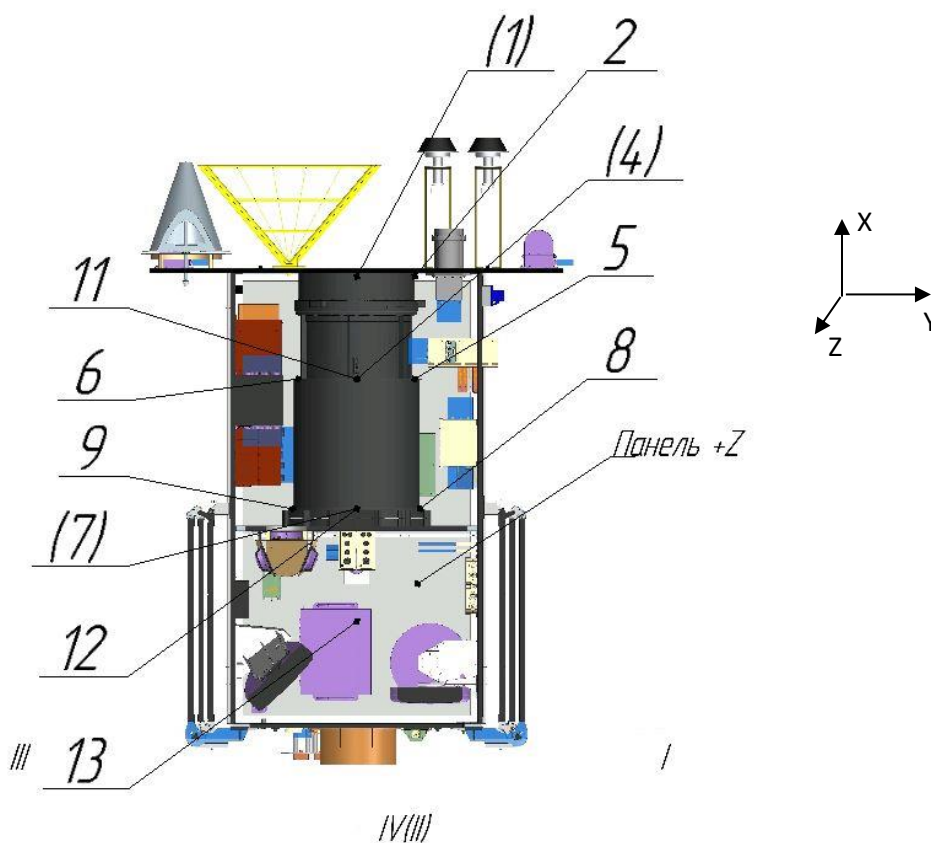


Рисунок 3.11 – Схема расположения датчиков на элементах МКА

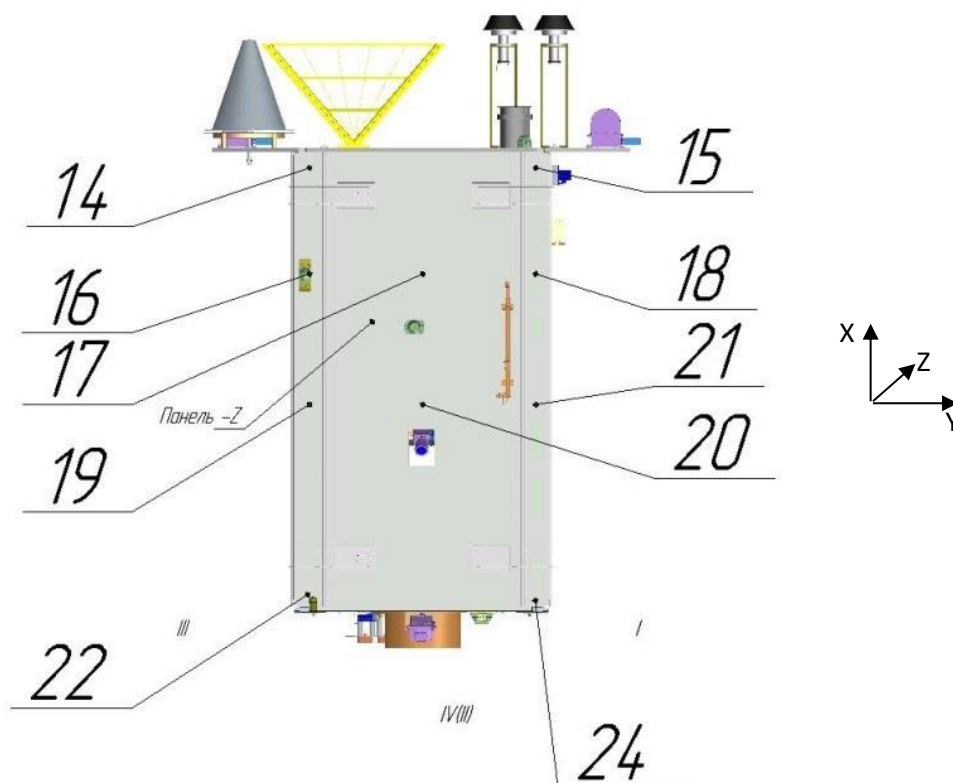


Рисунок 3.12 – Схема размещения датчиков снаружи на МКА (на панели – Z)

В ходе эксперимента были проведены замеры при возбуждении МКА вдоль оси Z. Испытательные режимы для определения нелинейных характеристик задавались в соответствии с резонансными частотами, полученными при проведении модальных испытаний МКА. На каждой резонансной частоте задавались уровни в соответствии с таблицей 3.1.

Таблица 3.1 – Режимы определения нелинейности конструкции

Внутри КА (на телескопе)						
Резонансные частоты, Гц	Перегрузка, g					
	22,5	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
32,4	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,8

С внешней стороны на платформе КА						
Резонансные частоты, Гц	Перегрузка, g					
	13,7	0,1	0,2	0,4	0,8	-
22,5	0,1	0,2	0,4	-	-	-
32,4	0,1	0,2	0,4	-	-	-
36,3	0,1	0,2	0,3	0,4	0,8	-
57,6	0,1	0,2	0,3	0,4	0,8	-

По завершению испытаний по режимам таблицы 3.1 были получены результаты, приведённые в таблице 3.2 и рисунках 3.13 – 3.16. В таблице и на рисунках 3.13 – 3.16 приведены значения отклика в ускорениях (м/с^2) по датчикам.

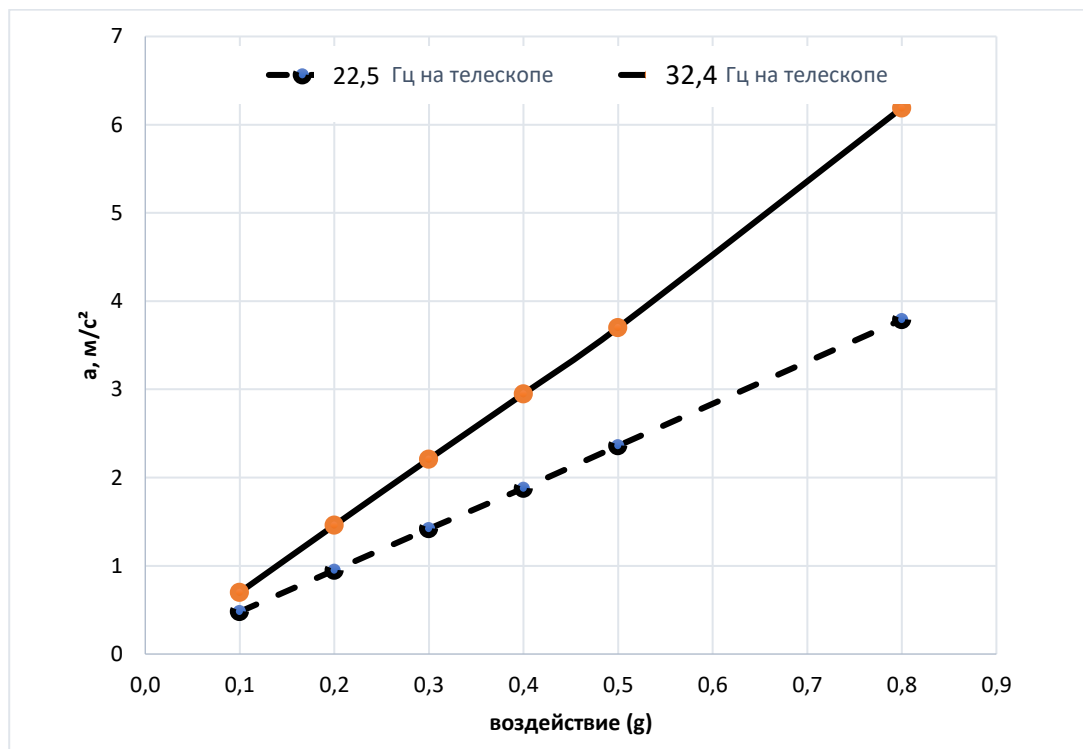


Рисунок 3.13 – Результаты испытаний внутри МКА (телескоп)

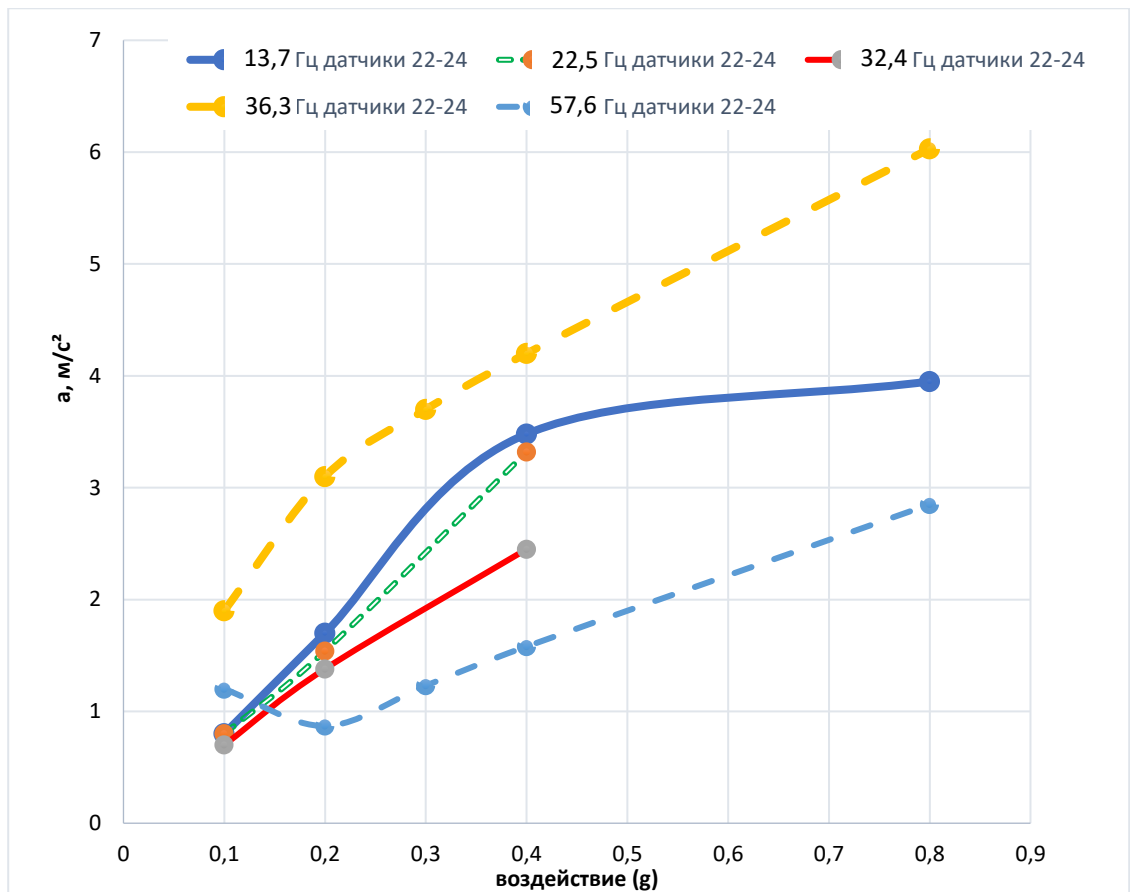


Рисунок 3.14 – Результаты испытаний у основания МКА (платформа)

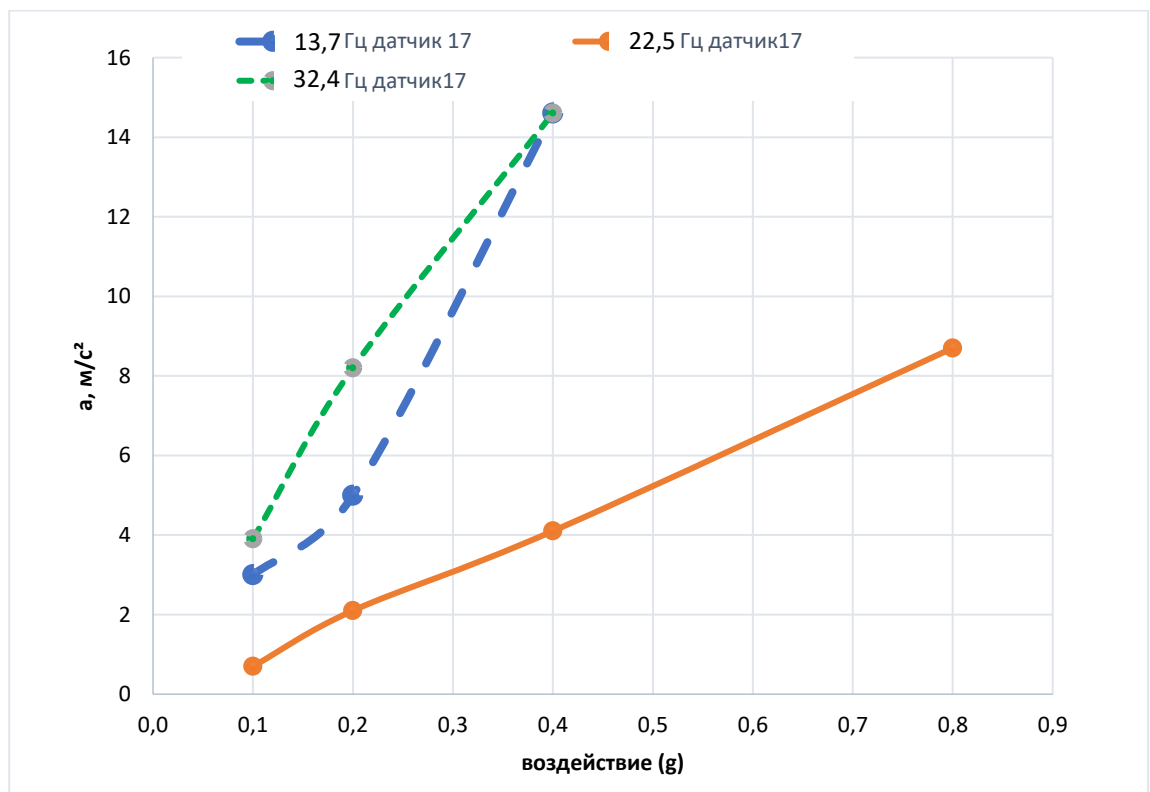


Рисунок 3.15 – Результаты испытаний на оболочке МКА (сотовая панель)

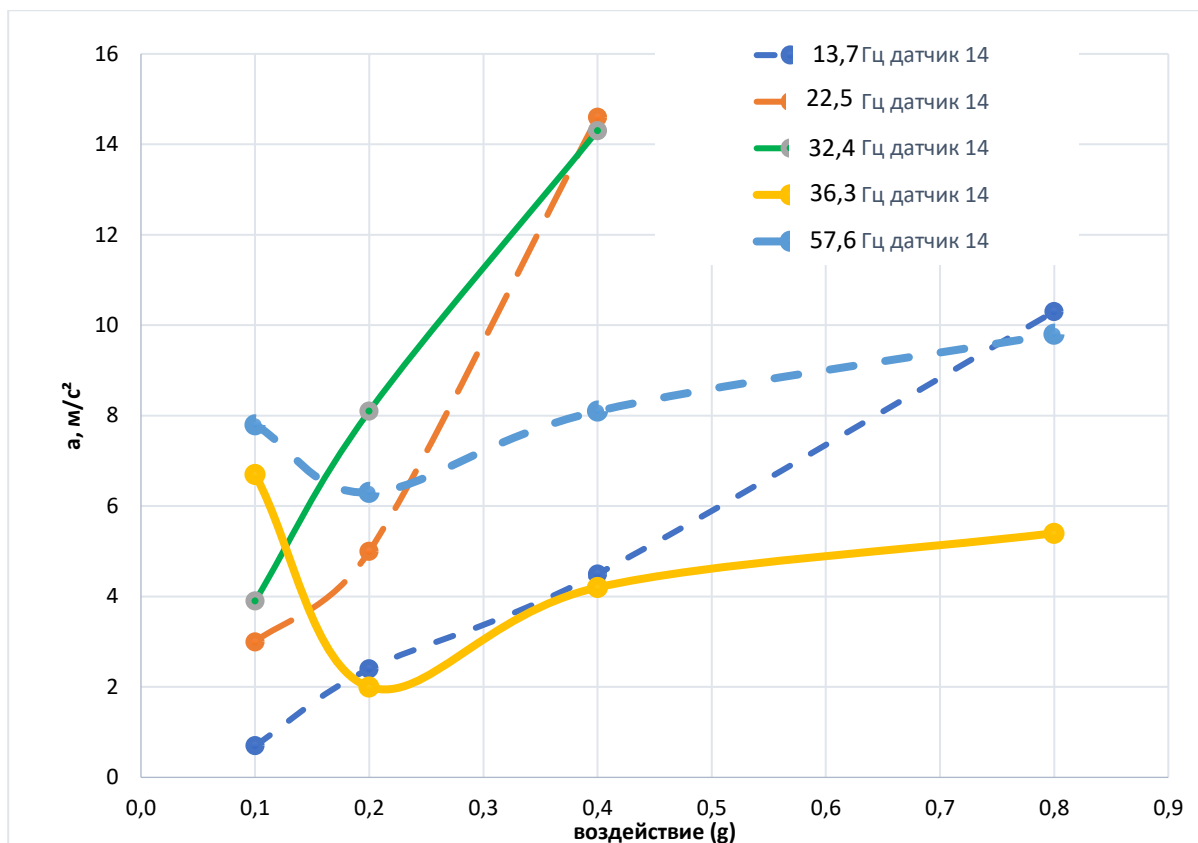


Рисунок 3.16 – Результаты испытаний на верхней части МКА (платформа)

Таблица 3.2 – Результаты испытаний (значения перегрузок)

Внутри КА (на телескопе)						
Частоты, Гц	Перегрузка, g					
	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,8
	Отклик конструкции, a, м/с ²					
22,5	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,4
32,4	0,1	0,2	0,2	0,3	0,4	0,7
С внешней стороны на платформе КА (у основания КА)						
13,7	0,1	0,2	-	0,3	-	0,4
22,5	0,1	0,2	-	0,3	-	-
32,4	0,1	0,1	-	0,3	-	-
36,3	0,2	0,3	-	0,4	-	0,6
57,6	0,1	0,1	0,1	0,2	-	0,3

С внешней стороны на сотованели КА						
13,7	0,3	0,5	-	1,5	-	-
22,5	0,1	0,2	-	0,4	-	0,9
32,4	0,4	0,8	-	1,5	-	-
С внешней стороны на платформе КА (в верхней части КА)						
13,7	0,1	0,2	-	0,4	-	1,0
22,5	0,3	0,5	-	1,5	-	-
32,4	0,4	0,8	-	1,4	-	-
36,3	0,7	0,2	-	0,4	-	0,5
57,6	0,8	0,6	-	0,8	-	1,0

Также было проведено прямое и обратное сканирование частотных характеристик. Графики среднеквадратичных АЧХ при прямом и обратном сканировании приведены на рисунке 3.17.

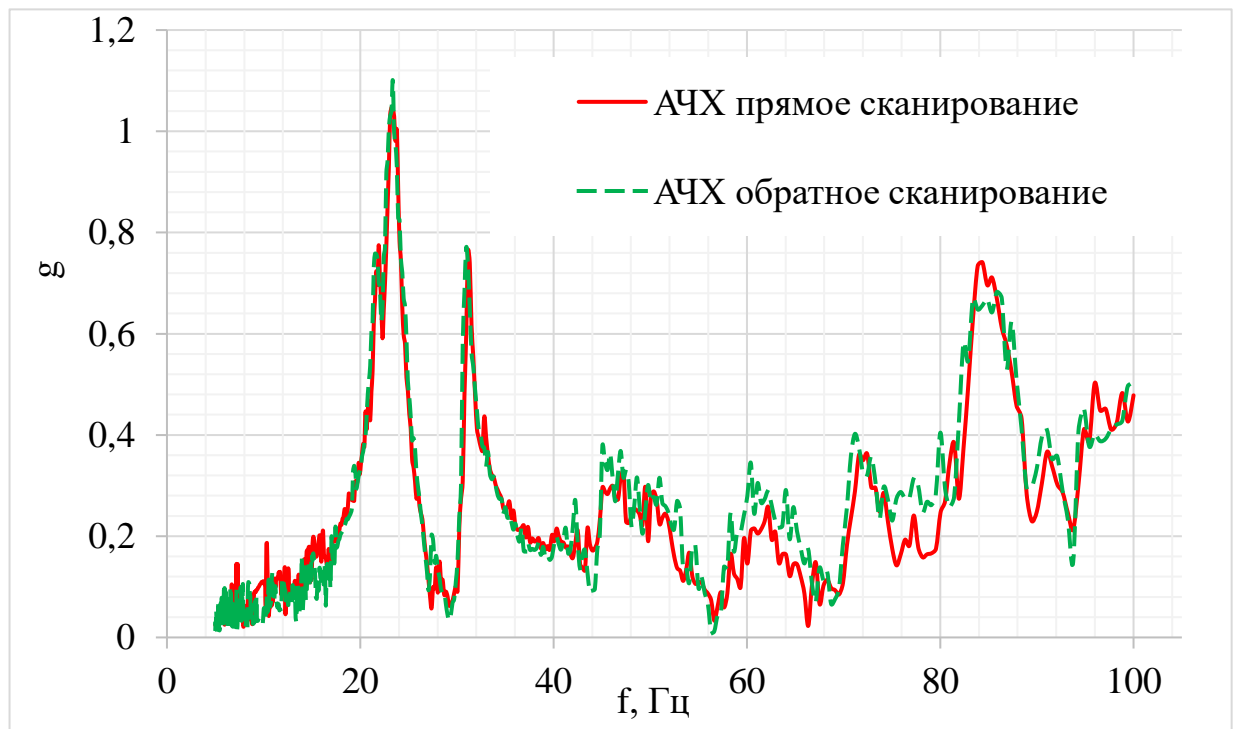


Рисунок 3.17 – Графика частотных характеристик при прямом и обратном сканировании

Как видно из таблицы 3.2, на частотах 36,3 и 57,6 Гц в местах установки датчиков на сотопанели и нижней части рамы конструкции МКА мы получили нелинейный отклик конструкции, который имеет локальный характер. При отработке конструкции КА на вибропрочность необходимо провести мероприятия по устранению причин локальной нелинейности, что далее отражено в разрабатываемом в 4 разделе методе. Данные эксперимента по другим частотам и местам установки датчиков имеют более линейную картину динамических характеристик.

Анализ результатов идентификации нелинейных динамических характеристик конструкции КА показал, что в целом конструкция имеет линейные характеристики. Исключение составляют некоторые места замеров, в месте которых не установлено какое-либо оборудование.

Выводы по разделу 3

Серия экспериментальных исследований динамических характеристик КА, проводимых на динамическом макете МКА «Аист-2Д», и анализ результатов позволил сделать вывод, что экспериментальные исследования, проводимые вдоль оси Z МКА, дают наиболее полные динамические характеристики в исследуемом диапазоне частот.

Результаты экспериментальных исследований нелинейных динамических характеристик конструкции МКА «Аист-2Д» показали, что предположение о допущении линейности исследуемой динамической системы справедливо.

4 РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВИБРАЦИОННЫХ НАГРУЗОК ДЛЯ УСКОРЕННОЙ ОТРАБОТКИ КОНСТРУКЦИИ КА

4.1 Методика автоматизированной коррекции оболочечной КЭМ

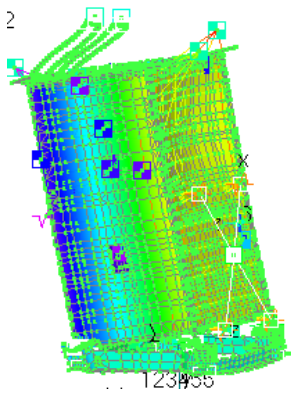
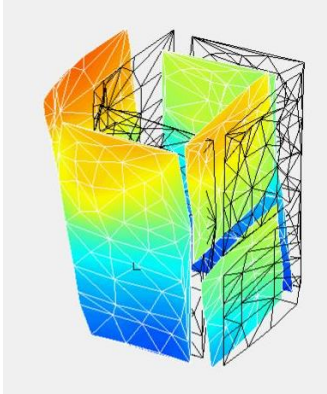
Сравнение расчётных и экспериментальных данных

Простой метод сравнения экспериментальных и КЭ результатов заключается в визуальном сравнении частотных характеристик для выяснения наличия какой-либо корреляции между результатами эксперимента и КЭ.

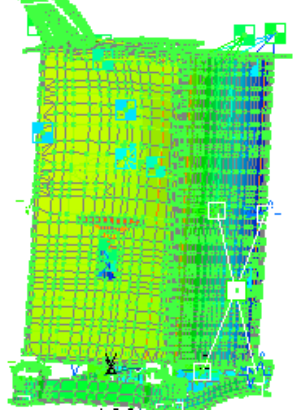
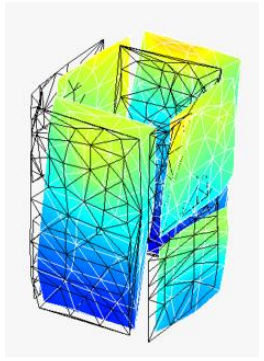
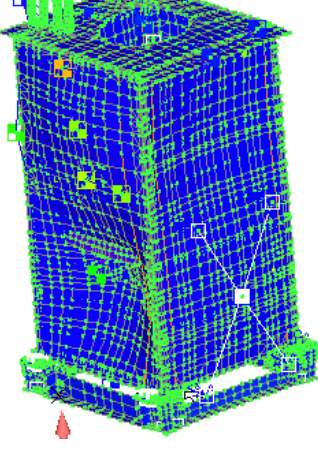
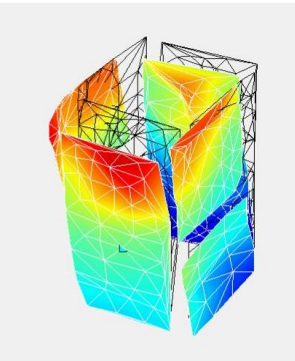
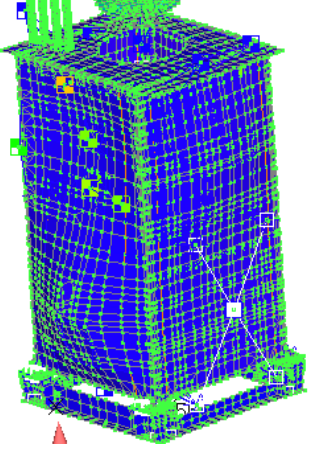
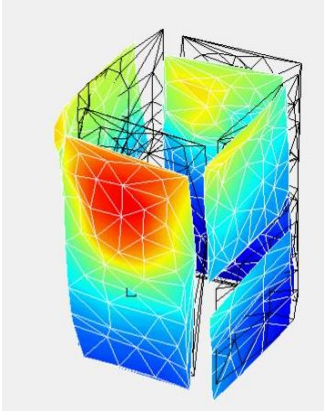
Сравнение собственных частот и форм колебаний

Важно сравнить собственные частоты, полученные из КЭ анализа конструкции с экспериментальными значениями частот, как показано в таблице 4.1. Если процент погрешности велик, можно обновить КЭМ, чтобы свести к минимуму такие погрешности.

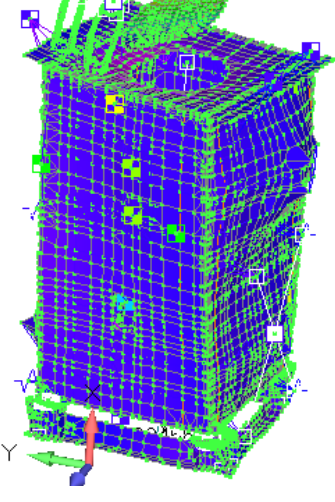
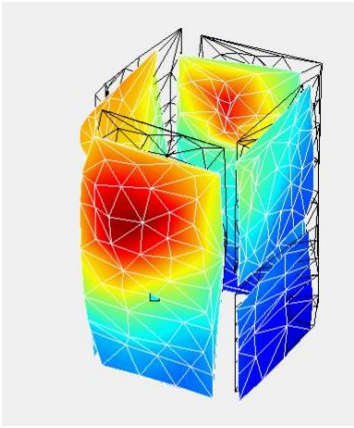
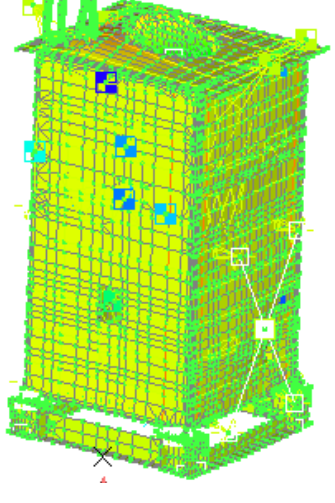
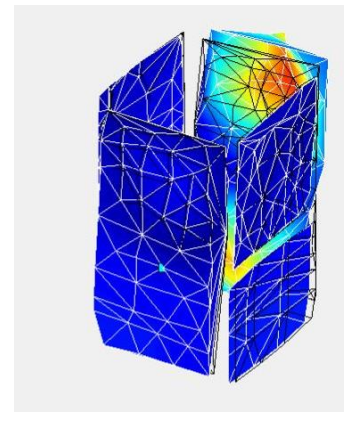
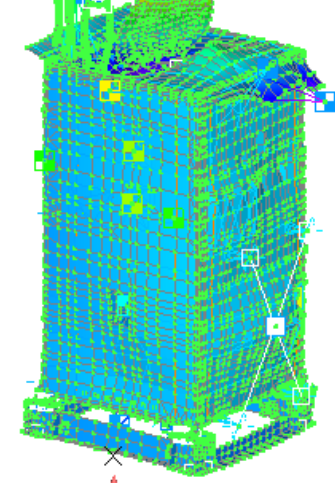
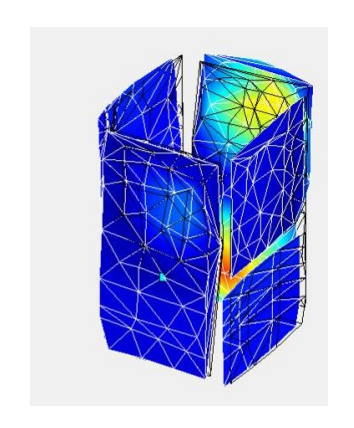
Таблица 4.1 – Сравнение форм и частот расчётной и экспериментальной АЧХ

№ моды	Расчётная частота, Гц	Форма колебаний. Предварительный расчёт	Экспериментальная частота, Гц	Форма колебаний. Эксперимент	Погрешность, %
1	16,1		13,7		17,5

Продолжение таблицы 4.1

№ моды	Частота, Гц	Форма колебаний. Предварительный расчёт	Частота, Гц	Форма колебаний. Эксперимент	Погрешность, %
2	18,3		14,2		28,9
3	34,7		22,5		54,2
4	35,5		32,4		9,5

Продолжение таблицы 4.1

№ мо- ды	Частота, Гц	Форма колебаний. Предварительный расчёт	Частота, Гц	Форма колебаний. Эксперимент	Пог- реш- ность, %
5	47,7		36,3		31,4
6	49,0		57,6		14,9
7	59,1		59,2		0,1

Форма моды изображает шаблон или конфигурацию, в которой конструкция вибрирует с любой конкретной собственной частотой. Формы мод являются неотъемлемыми свойствами структуры. Они не зависят от сил или нагрузок, действующих на конструкцию. Моды изменяются, если свойства материала (масса, жёсткость, демпфирующие свойства) или граничные условия (опоры) конструкции изменяются. Простой метод для сравнения форм мод осуществляется с помощью метода наложения. С помощью этого метода разница между формами экспериментальной и КЭ моды изображена на графике. Разница между двумя соответствующими формами мод должны приближаться к нулю. Основное ограничение таких графических методов заключается в том, что они не столь благоприятны, если процесс корреляции должен быть автоматизирован. Для автоматизированной корреляции мод необходима количественная (числовая) мера корреляции, которая может быть легко реализована через компьютерную программу.

Для визуализации информации о разбросе данных форм экспериментальных с расчётными рекомендуется использовать критерий модальной достоверности МАС (Modal Assurance Criterion).

МАС – это мера разброса точек от прямой линии корреляции. Значение МАС, равное единице, означает идеальную корреляцию, а значение МАС, равное нулю, означает отсутствие корреляции двух режимов.

МАС или его варианты учитывают согласование формы режима только на дискретные координаты. После сравнения и сопоставления экспериментальных данных КЭ необходимо сделать их совместимыми друг с другом, чтобы можно было выполнить обновление КЭМ. Для этих целей разработанная в среде Nastran КЭМ КА была импортирована в Ansys Workbench, который позволял рассчитывать МАС критерий, подгружая к расчётной модели экспериментальную сетку. Такой способ позволил не редуцировать КЭМ для сопоставления её с экспериментальной сеткой и дальнейшего подбора варьируемых параметров. На рисунке 4.1 показано сопоставление расчётной и экспериментальной сетки в Ansys.

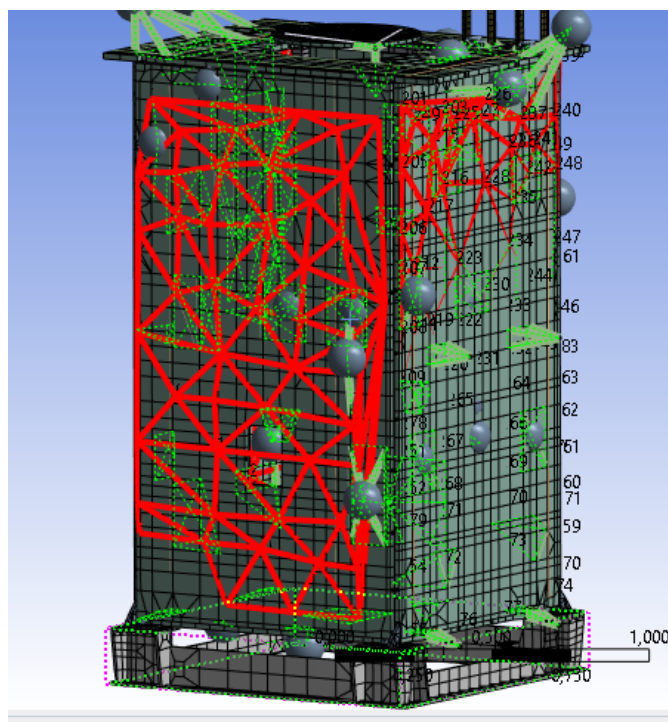


Рисунок 4.1 – Сопоставленные в Ansys расчётная КЭМ
и экспериментальная сетка

После сопоставления настройки моделей был проведён расчёт значения МАС – критерия, результаты которого приведены на рисунке 4.2.

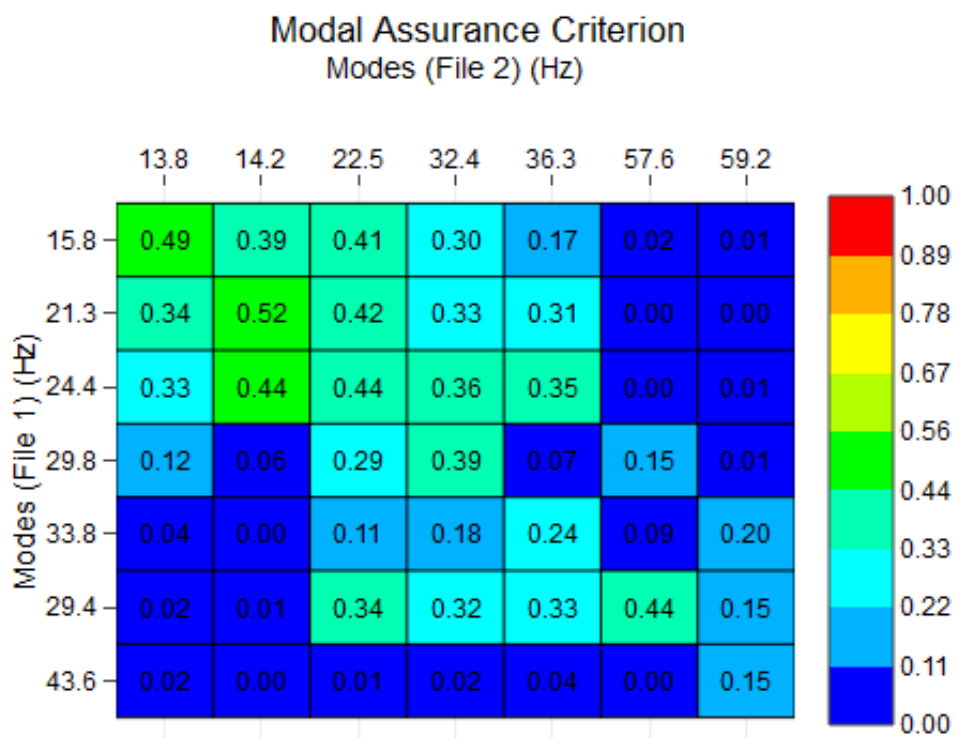


Рисунок 4.2 – Значения МАС – критерия до проведения коррекции КЭМ

Перед проведением расчёта нагрузок проведён анализ внешних воздействующих факторов в обеспечение учёта необходимого количества тонов колебаний конструкции и выбора диапазона частот для валидации КЭМ, в данной работе рассматриваются внешние воздействующие факторы, имеющие частотные составляющие спектра не выше 60 Гц, таким образом коррекция КЭМ осуществляется в области частот до 70 Гц, при необходимости учёта более высоких тонов колебаний, данный подход может быть распространён на более высокочастотную область.

Сравнение расчётных и экспериментальных результатов в виде зависимостей виброускорений от частот для некоторого навесного оборудования КА приведены на рисунках 4.3, 4.5 и 4.6.

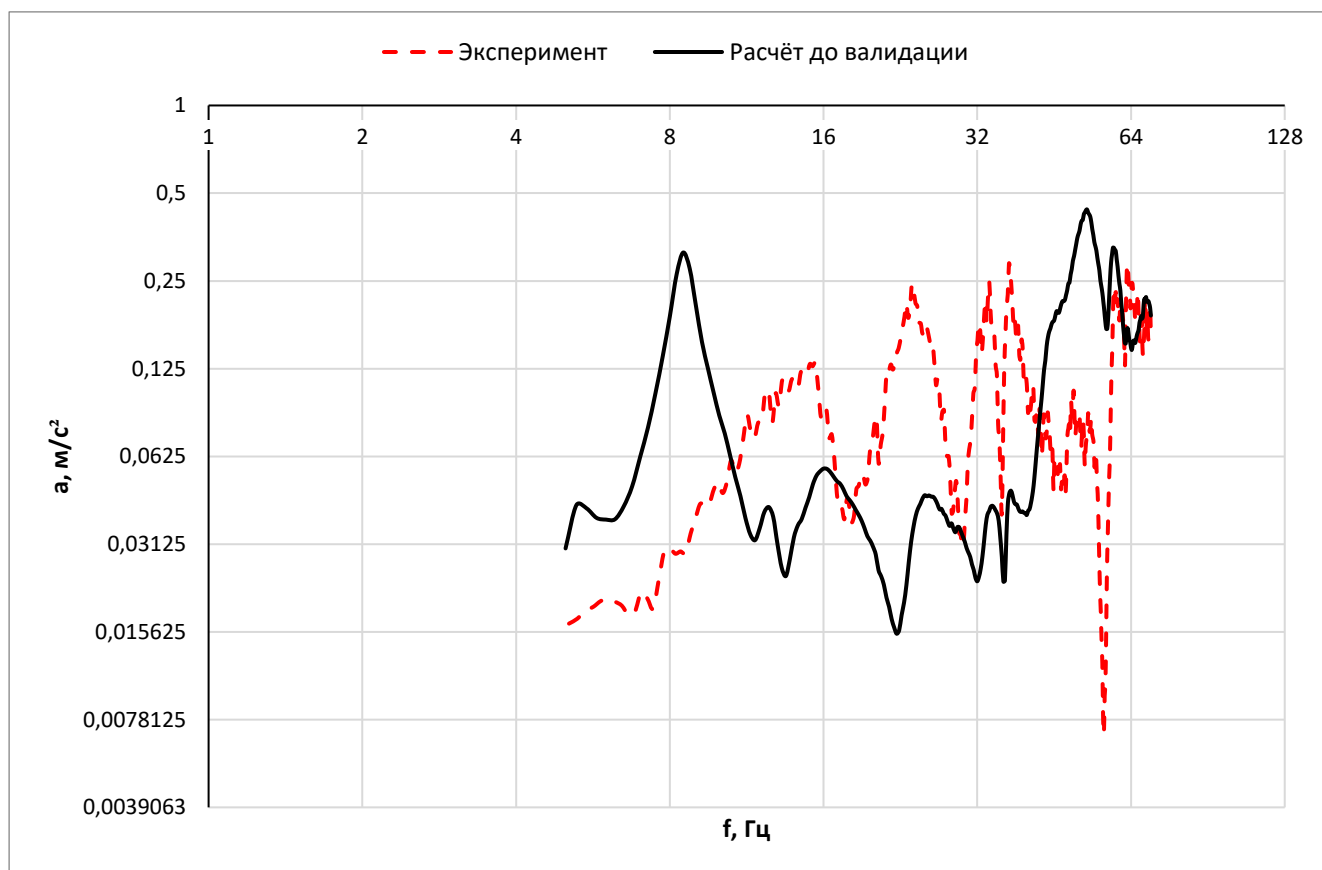


Рисунок 4.3 – Сравнение расчётных и экспериментальных виброускорений для БА КМУ-1

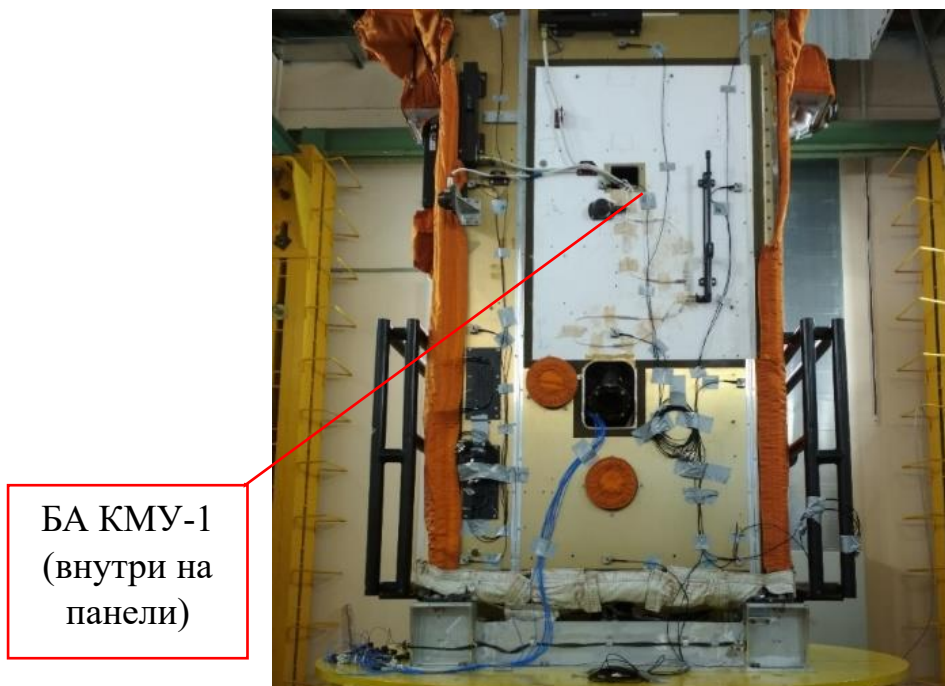


Рисунок 4.4 – Место замера, близкое к центру масс установки
БА КМУ-1 (расположен внутри КА на панели)

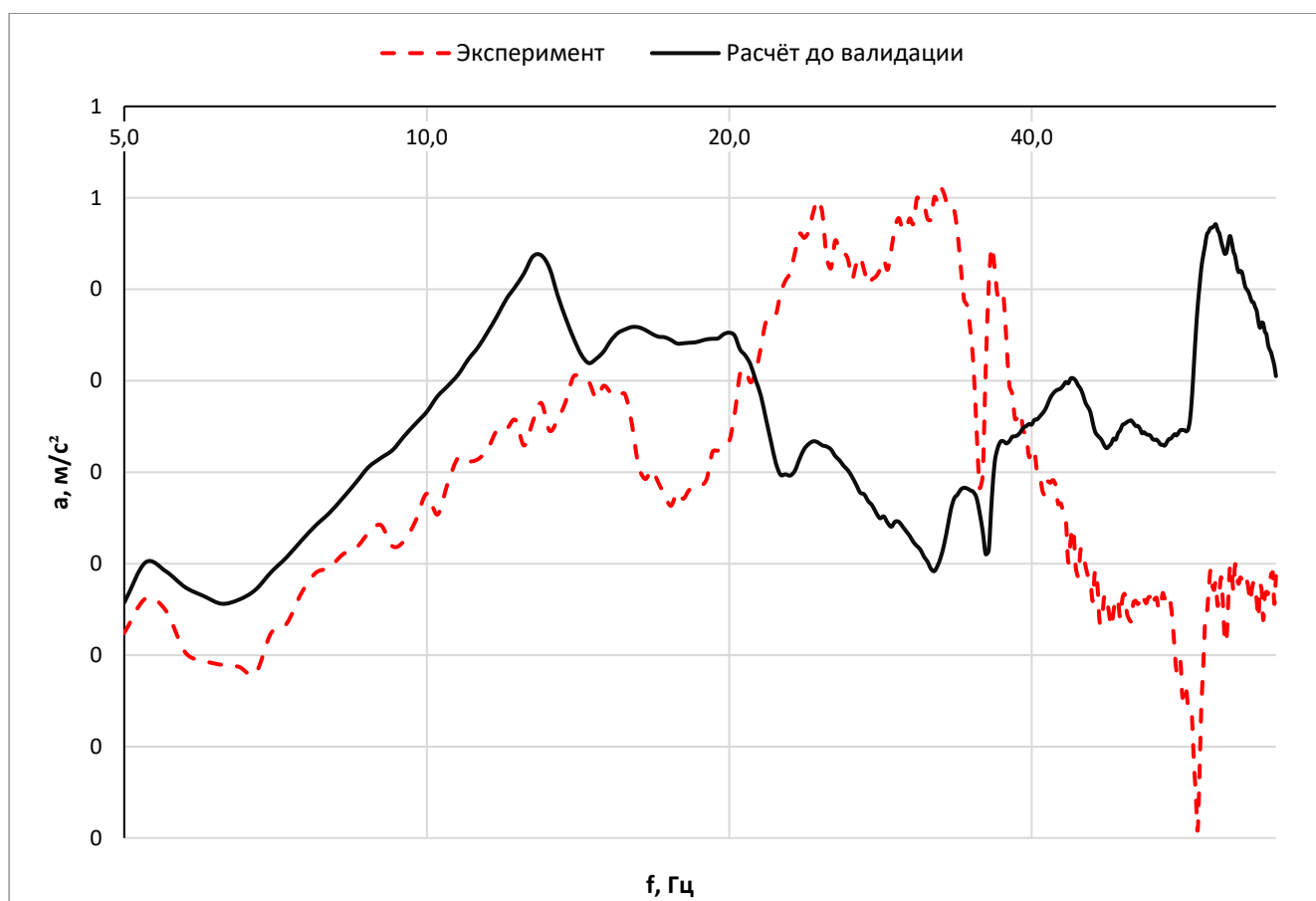


Рисунок 4.5 – Сравнение расчётных и экспериментальных виброускорений
для оптико-электронной аппаратуры

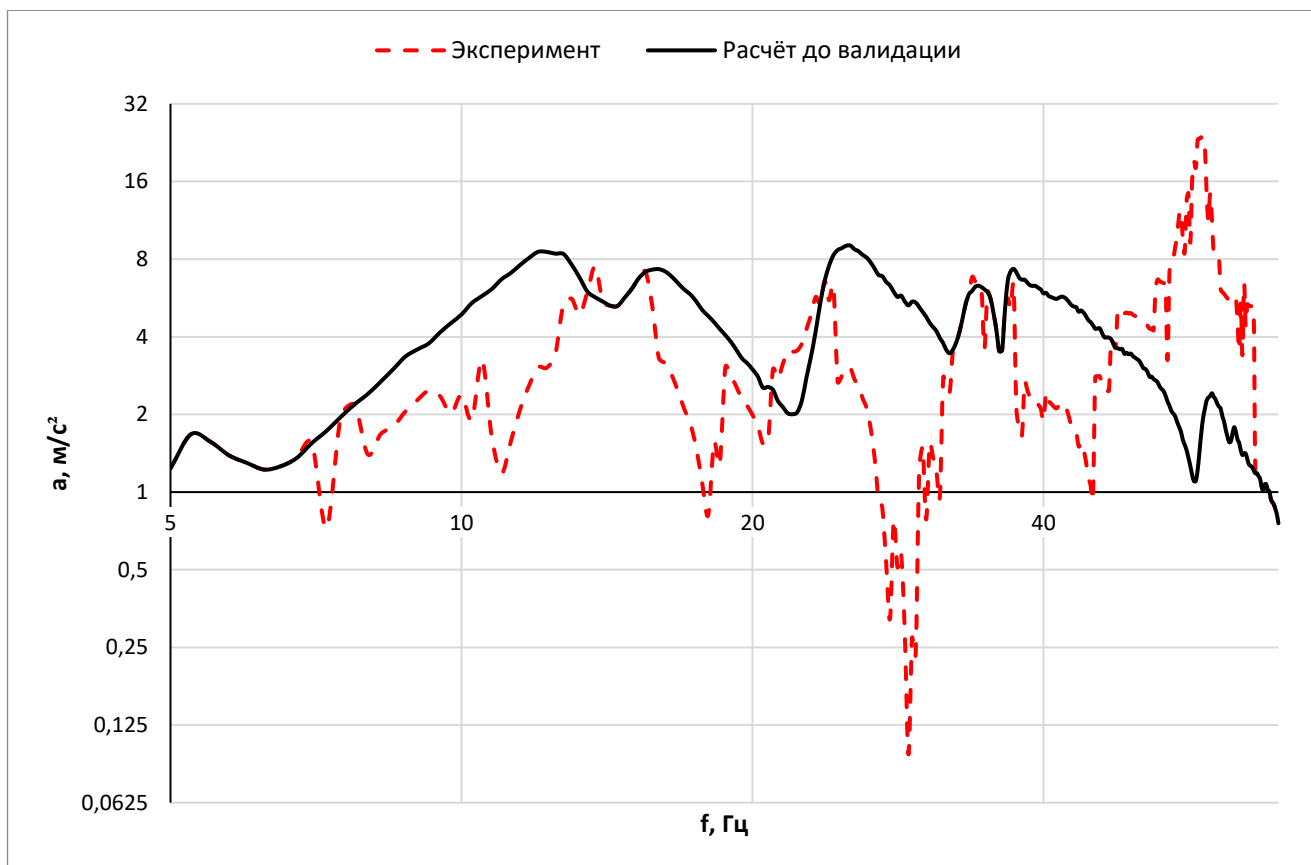


Рисунок 4.6 – Сравнение расчётных и экспериментальных виброускорений для БА Метеор

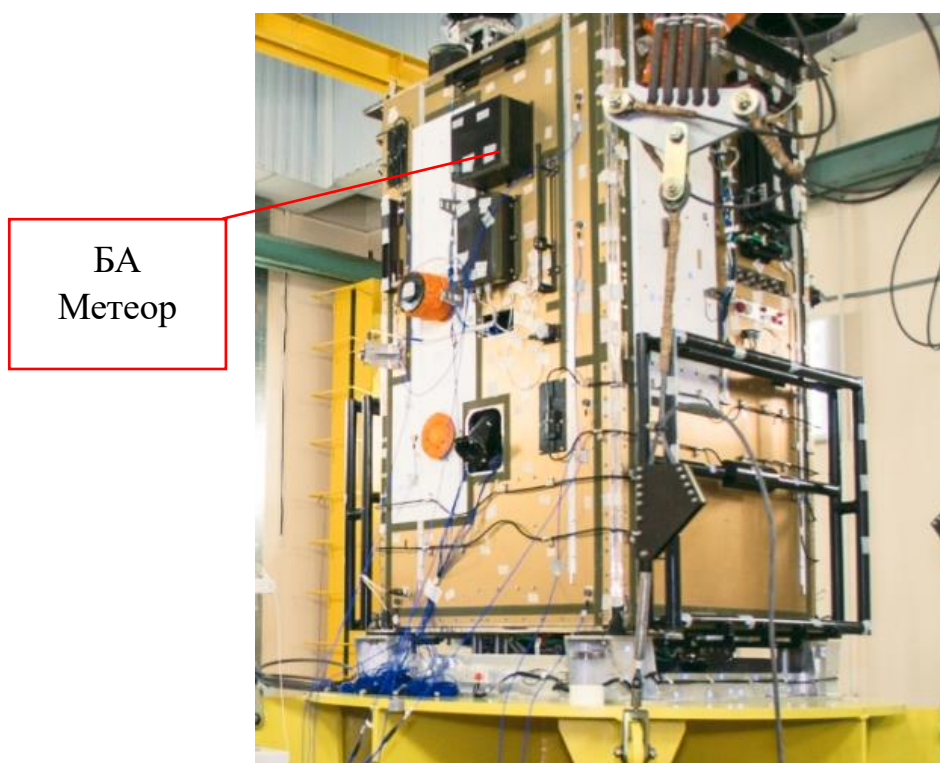


Рисунок 4.7 – Место замера, близкое к центру масс установки БА Метеор

Примечание: приведены результаты, полученные при испытаниях и расчётах с воздействием вдоль оси Z , так как изначально были выбраны результаты сканирования по оси Z .

В результате сравнения расчётных и экспериментальных данных (АЧХ) и расчёта МАС-критерия можно сделать вывод, что погрешность большая и достигает 54,2 %, МАС – критерий показывает небольшой разброс от диагональной линии. Динамические характеристики КЭМ необходимо привести в соответствие экспериментальным данным. Для автоматизированной коррекции КЭМ данных достаточно.

Выбор варьируемых параметров, подготовка и автоматизированная коррекция КЭМ

Для коррекции оболочечной КЭМ конструкции КА использовался метод дифференциальной эволюции (DE), который представляет собой прямой метод многомерной оптимизации, относящийся к классу стохастических методов. Для автоматизации подбора значений параметров указанным методом была разработана методика и программное обеспечение, основанное на коде Python с интеграцией его в PyAnsys. Алгоритм методики представлен на рисунке 4.8.

Методом DE была решена задача минимизации целевой функции (уравнение 4.2):

$$F(p) = \sum_{i=1}^n [k |P_{\text{расч.}} - P_{\text{эксп.}}| + |1 - \text{MAC}_{i,j}|] \rightarrow \min, \quad (4.2)$$

где n – количество тонов,

k – весовой коэффициент, позволяющий учесть разнородность варьируемых параметров,

$P_{\text{расч.}}$ – расчётные частоты,

$P_{\text{эксп.}}$ – экспериментальные частоты,

$p = (E, G, \mu, C)$ – варьируемые параметры, где E – модули упругости материалов сотовых панелей и платформы, G – модули сдвига сотовых панелей и платформы, μ – коэффициенты Пуассона материалов сотовых панелей и платформы, C – жесткости соединений между элементами конструкции,

MAC – критерий модальной достоверности. Критерий MAC вычисляется из уравнения 4.3:

$$MAC_{i,j} = \frac{(\{\phi\}_r^T * \{\phi\}_s)}{(\{\phi\}_r^T * \{\phi\}_r) * (\{\phi\}_s^T * \{\phi\}_s)} \rightarrow 1, \quad (4.3)$$

где $\{\phi\}_r$ и $\{\phi\}_s$ – две формы колебаний тонов до и после коррекции соответственно.

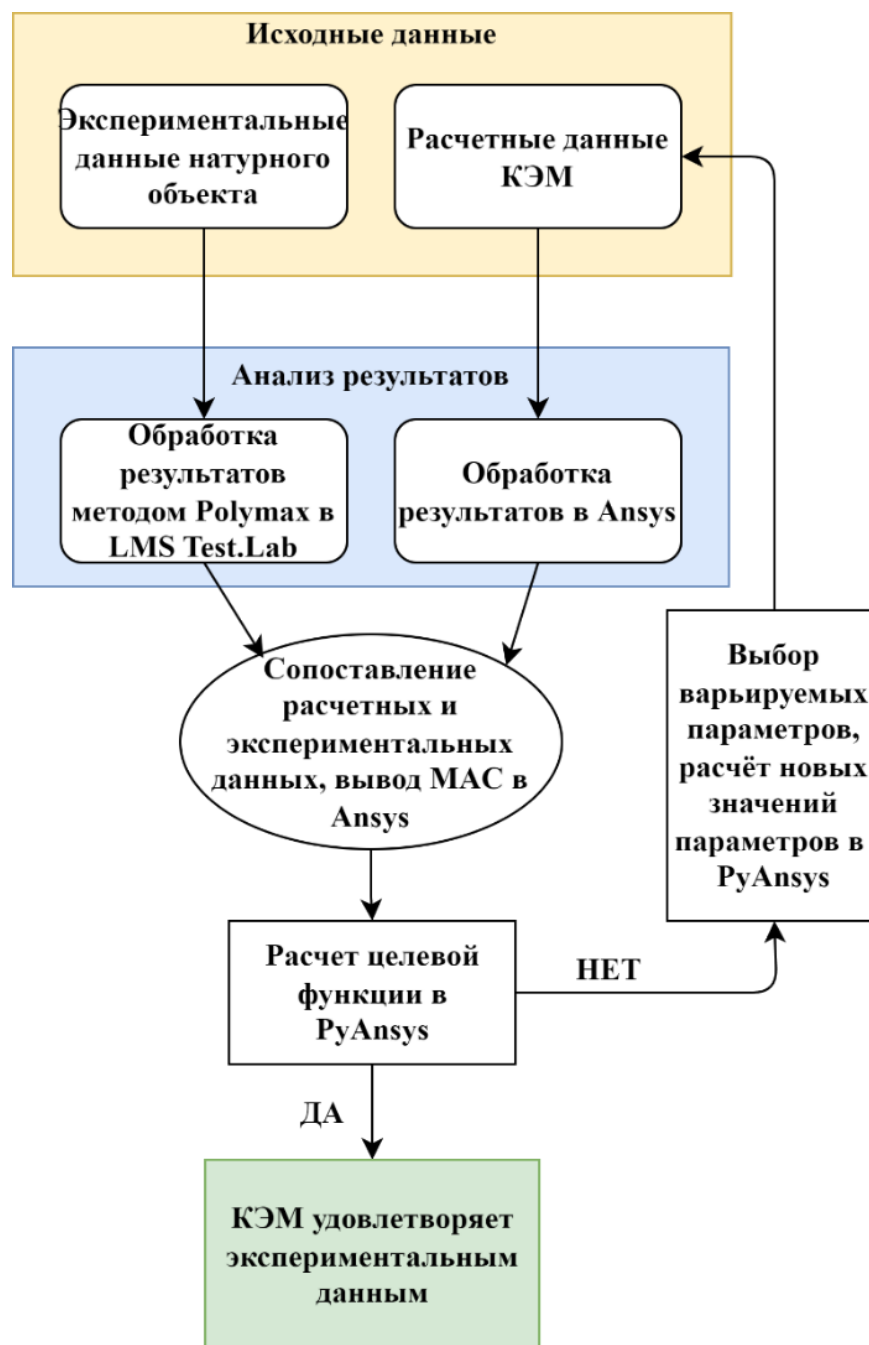


Рисунок 4.8 – Алгоритм коррекции КЭМ

В качестве варьируемых параметров, кроме жёсткостей соединений элементов конструкции, были выбраны коэффициенты упругости (модуль растяжения, модуль

сдвига и коэффициент Пуассона) для сотовых панелей и платформы. Поскольку в КЭМ в сотовых панелях не было учтено наличие закладных элементов для закрепления на них кронштейнов навесного оборудования, свойства этих панелей будут эквивалентными.

Выбор данных параметров обусловлен чувствительностью собственных частот и форм КЭМ к изменениям значений выбранных варьируемых параметров, то есть опытным путём определялось насколько эффективными могут быть изменения свойств варьируемых параметров для уменьшения разницы между измеренными и рассчитанными данными. Перед запуском коррекции необходимо провести настройку расчётной модели:

- 1) Назначить варьируемые параметры и присваивание каждому параметру имя переменной X_p , где $p = 1, 2 \dots 152$ (в данной модели варьируемых параметров 152).
- 2) Обозначить для каждого варьируемого параметра поле допустимых значений. Для параметров, характеризующих жёсткость соединений между элементами конструкции поле допустимых значений $+ 100 \% - - 30 \%$, для коэффициентов упругости поле допустимых значений $\pm 10 \%$.
- 3) Определить целевую функцию для подбора параметров.

При задании поля допустимых значений для варьируемых параметров каждой сотовой панели следует учитывать взаимозависимость эти параметров и задать ограничения, согласно выражению:

$$h = 1 - (v_{xy})^2 \frac{E_y}{E_x} - (v_{yz})^2 \frac{E_z}{E_y} - (v_{xz})^2 \frac{E_z}{E_x} - 2v_{xy}v_{yz}v_{xz} \frac{E_z}{E_x} > 0,$$

где h – ограничивающий коэффициент, задаваемый для параметров,

$v_{xy}v_{yz}v_{xz}$ – коэффициенты Пуассона вдоль соответствующих осей координат,

E_x, E_y, E_z – компоненты x, y, z модуля Юнга.

Следует отметить, что ПО Ansys выбран в качестве решателя из удобства распараллеливания оптимизации в зависимости от возможностей используемого компьютера, а также Ansys позволяет подгружать тестовые (экспериментальные)

данные для вычисления МАС. Метод дифференциальной эволюции в разработанной методике предпочтителен, т.к. является методом глобального поиска оптимального решения, удобно распараллеливать, существуют готовые библиотеки для Python, которые поддерживают распараллеливание задачи, указание границ значений и задание нелинейных ограничений варьируемых параметров.

Результаты коррекции оболочечной КЭМ

После 300 итераций подбора параметров удалось достичь следующих значений МАС – критерия (см. рисунок 4.9)



Рисунок 4.9 – Значение МАС – критерия после 300 итераций

Значение каждого элемента МАС - матрицы показывает степень корреляции соответствующих собственных векторов, при этом значение «1» показывает полную корреляцию, а значение «0» - её полное отсутствие. Как было показано в первом разделе, при валидации оболочечных КЭМ хорошим результатов считаются значения элемента МАС-матрицы равным 0,75. При работе с реальными конструкциями, ортогональность собственных векторов не может быть полностью достигнута, как известно из теории колебаний. Это связано с тем, что при построении матриц МАС влияние неоднородности распределения массы по

конструкции игнорируется, что препятствует точному выполнению условия ортогональности.

Сравнивая расчётные и экспериментальные значения частот тонов колебаний конструкции КА, после проведения процедуры коррекции предложенной методикой, были получены следующие значения погрешностей, приведенных в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Сравнение частот расчётных и экспериментальных после коррекции оболочечной КЭМ

Номер тона	Расчётные частоты, Гц	Экспериментальные частоты, Гц	Погрешность до коррекции, %	Погрешность после коррекции, %
1	15,0	13,8	17,5	8,6
2	16,5	14,2	28,9	16,2
3	21,0	22,5	54,2	6,7
4	29,8	32,4	9,5	8,0
5	35,0	36,3	31,4	3,6
6	53,0	57,6	14,9	8,0
7	56,3	59,2	0,1	4,9

Приведенные в таблице 4.2 погрешности частот по сравнению с значениями погрешности до коррекции показывают значительные улучшения, что говорит о пригодности использования предложенного метода для коррекции оболочечной КЭМ КА.

4.1.4 Определение диссипативных характеристик конструкции объекта исследования

Жесткостные параметры КЭМ при их варьировании могут влиять как на значение резонансных частот, так и на их амплитудные характеристики. Диссипативные параметры могут приводить к незначительным изменениям

резонансных частот [29], тем не менее, для упрощения решения поставленной задачи, примем допущение о том, что задачи подбора жесткостных и диссипативных параметров будут решаться независимо друг от друга [86].

С целью определения диссипативных характеристик конструкции объекта исследования был проведён расчётный гармонический анализ конструкции на режимах, заданных при натурных испытаниях. Предварительно в КЭМ КА в местах установки БА дополнительно были введены элементы *PBUSH*, позволяющие изменять демпфирующие связи и жёсткость соединения между корпусом изделия и центром масс установки БА.

Гармонический анализ используется для анализа отклика при гармоническом воздействии на объект исследования. С его помощью можно построить амплитудно-частотную характеристику расчётной модели при воздействии на неё возбуждающей силой, а также определить параметры демпфирования исследуемой конструкции.

На величину (амплитуду) виброускорения главным образом влияет коэффициент демпфирования исследуемой конструкции. Необходимо подобрать такой коэффициент демпфирования, который обеспечил бы схожие значения коэффициентов вибропередаточ, с полученными при экспериментальном исследовании. Как видно из рисунков, значение демпфирования на всём исследуемом диапазоне частот должно меняться. Следовательно, зависимость коэффициента демпфирования необходимо задавать для каждой частоты разное.

Следующий шаг исследования представляет собой задание и подбор матрицы демпфирования для исследуемой конструкции в диапазоне частот 5 – 70 Гц.

После подбора значений частотно зависимого демпфирования были получены результаты, приведенные на рисунках 4.10 – 4.12, где показаны зависимости виброускорений от частоты для некоторых установок приборов.

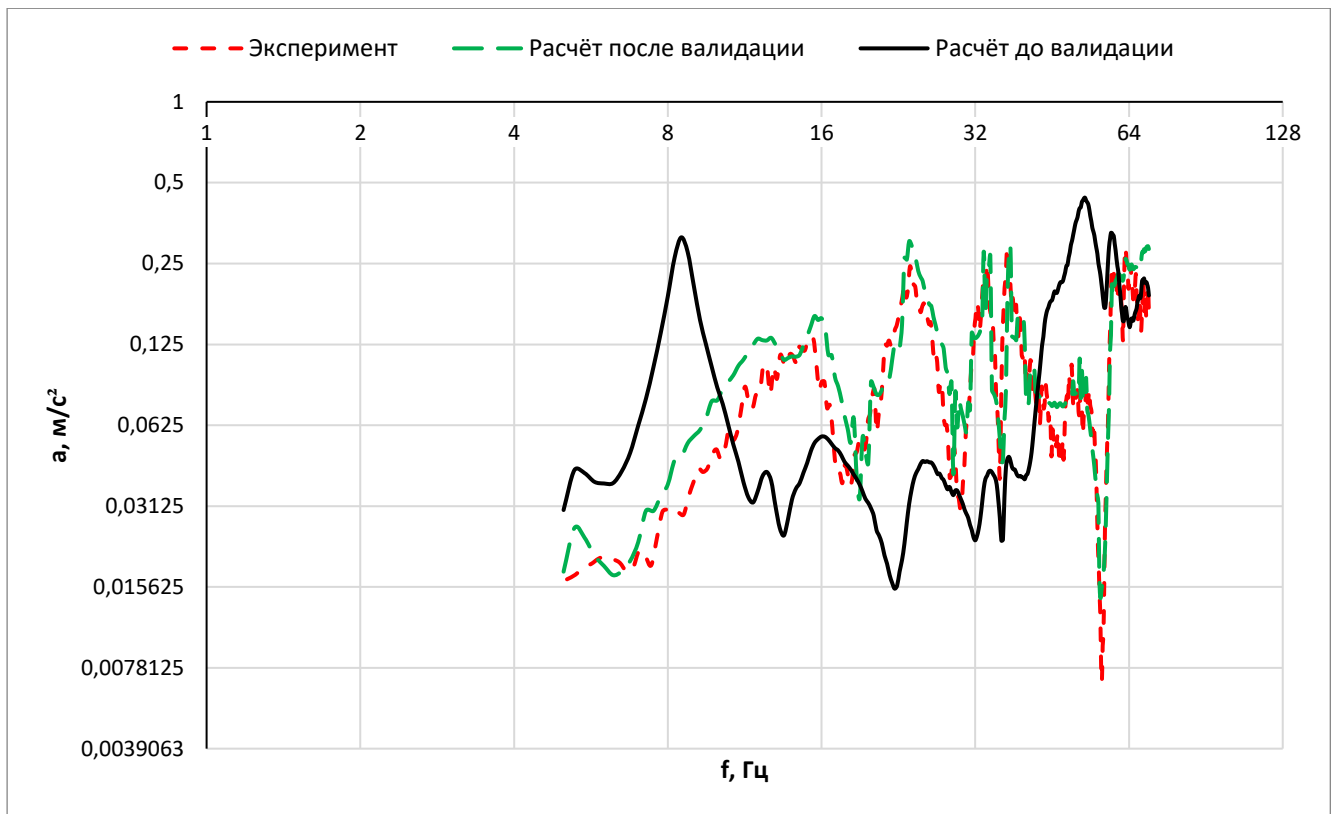


Рисунок 4.10 – Сравнение расчётных и экспериментальных виброускорений для центра масс установки КМУ-1

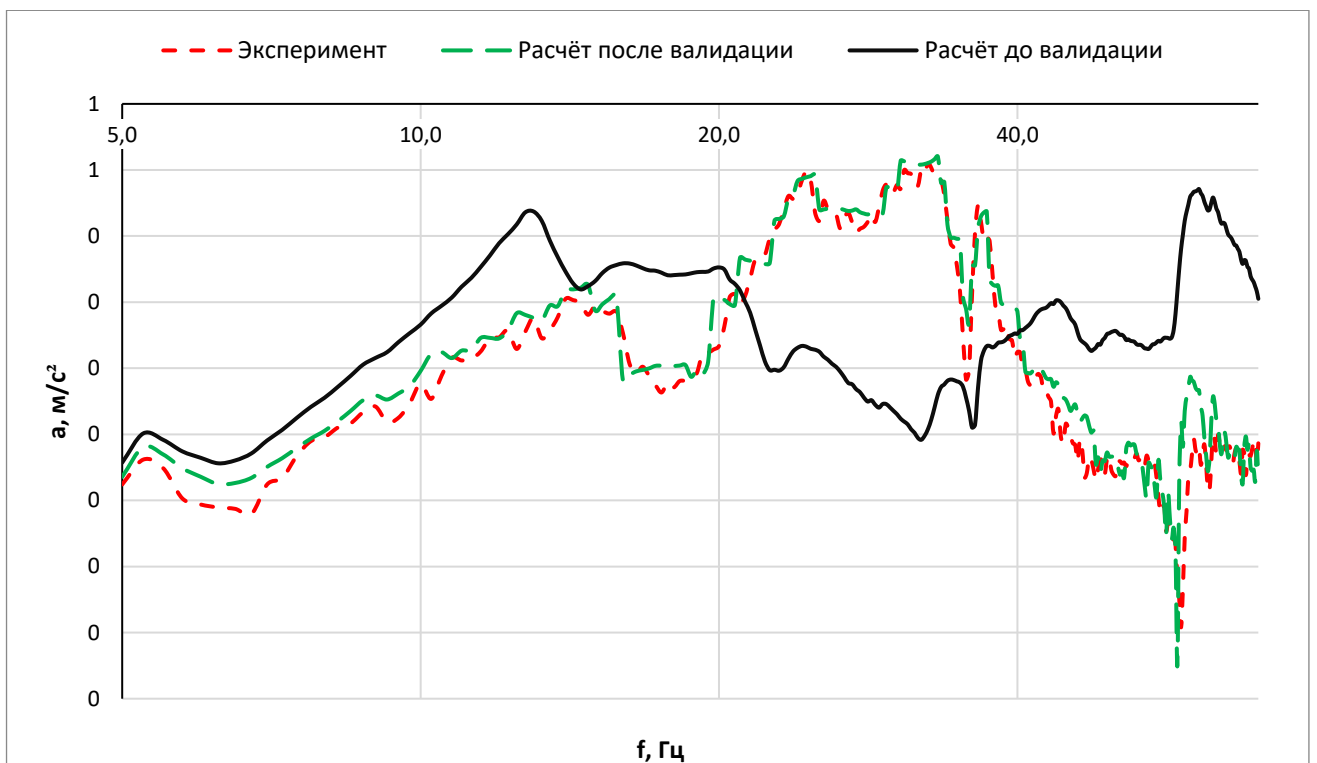


Рисунок 4.11 – Сравнение расчётных и экспериментальных виброускорений для центра масс установки оптико-электронной аппаратуры

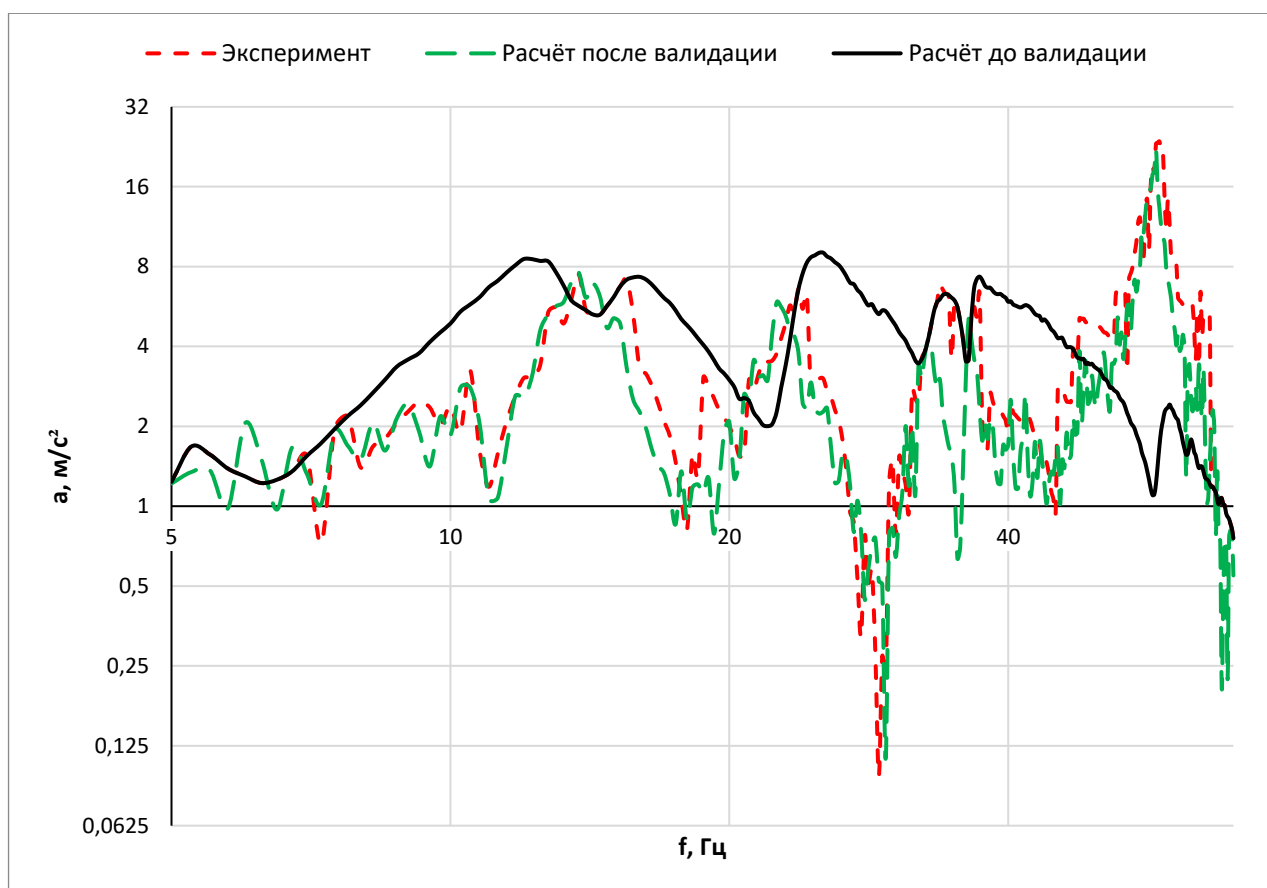


Рисунок 4.12 – Сравнение расчётных и экспериментальных виброускорений для центра масс БА «Метеор»

Как видно из графиков, в частотном диапазоне 5 – 70 Гц удалось достичь хорошей сходимости, подбор значений коэффициентов демпфирования для диапазона частот 70 – 130 Гц потребует доработки КЭМ в части дальнейшего подбора коэффициентов демпфирования.

По результатам коррекции оболочечной КЭМ КА были получены показатели МАС в диапазоне 0,75 – 1 и сходимость КВП для первых тонов колебаний конструкции КА.

Полученная при дальнейшем подборе коэффициентов демпфирования оболочечная КЭМ КА позволит провести виртуальные испытания на квалификационных режимах для целей подтверждения лётной годности вновь разрабатываемых малых серий КА и существующих модернизируемых КА.

Виртуальные испытания откорректированной по результатам модального и гармонического анализов оболочечной КЭМ КА представляют собой уточнённый

анализ совместного нагружения для всех расчётных случаев нагружения конструкции КА. Как было описано в подразделе 2.2, при этом, для каждого расчётного случая нагружения разрабатывается расчётная модель сборки.

К КЭМ для расчёта внутренних силовых факторов в сечениях КА, а также реализуемых виброускорений в центре масс установок приборов, аппаратуры и агрегатов прикладываются внешние воздействующие факторы. Внешние воздействующие факторы в зависимости от расчётного случая представляют собой совокупность распределения внешних сил (аэродинамических, инерционных или их совокупность).

При проведении виртуальных испытаний перегрузки, реализуемые в центрах масс установок приборов и агрегатов, получают непосредственно в этих центрах масс.

4.2 Расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА

Отработка вибрационной прочности включает в себя расчётные и экспериментальные исследования. Анализ требований стандартов вибрационной отработки, приведённый в подразделе 1.3, показал, что, не смотря на совершенствование методов расчётной отработки прочности с применением подтвердивших свою надёжность программных комплексов (Nastran, Ansys, NX Simcenter и др.), принятым за основу критерием, подтверждающим расчёт, является его экспериментальная проверка, а в некоторых случаях нагружения (ударная нагрузка, вибрационное нагружение) допускается осуществлять исключительно с экспериментальной проверкой. Однако, в ряде случаев те же стандарты регламентируют допущения, позволяющие уточнить перечень отработочных испытаний КА при выполнении определённых условий:

- наличие изделий-аналогов, на которых проведены необходимые отработочные испытания конструкций КА;

- оптимизация расчётного анализа нагружения и прочности по результатам

эксперимента;

- полный объем проведённой автономной отработки составных частей КА;
- выполнение требований норм прочности по результатам уточнённого расчёта конструкции КА;
- двойной запас прочности по изменённому по сравнению с изделием-аналогом элементам конструкции, но с неизменной силовой схемой, материалами, технологиями изготовления, динамическими характеристиками и т.п.

При значительных различиях (разница массово-центровочных и жесткостных характеристик более 5 %, изменены технологии изготовления, организация производства в сторонних предприятиях, выявлены новые случаи нагружения, и т.п.) от изделия-аналога в соответствии с нормативно-технической документацией, принятой в отрасли, допущение применения расчётно-экспериментального подхода к отработке вибрационной прочности конструкции КА требует разработки согласованного с заказчиком и головным институтом решения, в котором необходимо определить метод подтверждения вибрационной прочности конструкции изделия, указать порядок работ и уточнения номенклатуры отработочных испытаний КА в сборе.

Анализ различных методов экспериментальной отработки в странах ЕС и США, приведённый в подразделе 1.3, показывает, что наиболее целесообразным является применение протолётного подхода, который потенциально позволит уменьшить риск недостаточного ресурса после испытаний (по сравнению с методом без зачётных испытаний), а также потенциально минимизировать объем ремонтно-восстановительных работ (по сравнению с методом резервирования). Однако для вновь разрабатываемой группы КА, учитывая необходимость оптимизирования наземной экспериментальной отработки, целесообразно разработать расчётно-экспериментальный метод отработки вибрационной прочности конструкции КА.

Подтверждение целей и решения задач отработки вибрационной прочности конструкции КА может быть выполнено с помощью разработанной расчётно-экспериментальной методики, которая базируется на следующих положениях:

1. Анализ и обобщение результатов наземной экспериментальной отработки изделий-аналогов в части вибропрочности.
2. Валидация динамических характеристик КЭМ КА по результатам вибрационных испытаний лётного образца на режимах 0,1...0,3 от квалификационных.
3. Определение пониженных режимов для испытаний на вибропрочность лётного образца с учётом результатов вибрационных испытаний на режимах 0,1...0,3 от квалификационных, которое заключается в понижении амплитуд в опасных диапазонах частот навесного оборудования и конструкции КА.
4. Вибропрочностные испытания лётного образца на пониженных режимах, которые проводятся для следующих целей:
 - выявление возможных конструктивных и технологических несовершенств (проверка надёжности, контроля резьбовых соединений, механической целостности узлов крепления КА),
 - проверка работоспособности отдельных агрегатов и приборов КА после воздействия вибрации,
 - проверка сохранения геометрических и юстировочных характеристик конструктивных элементов испытываемых сборок КА и т.д.
5. Экспериментальные исследования возможных нелинейных динамических характеристик КА в результате возможного наличия таких факторов, как разность жесткостных характеристик стыков при растяжении и сжатии, соударения элементов конструкции и др.
6. При необходимости, коррекция КЭМ КА по результатам экспериментальных исследований возможных нелинейных динамических характеристик и разработка процедур проведения дальнейших расчётов в нелинейной постановке задач.
7. Виртуальные испытания по валидированной КЭМ КА на всех предполагаемых случаях нагружения.

При реализации расчётно-экспериментальной методики должны быть выполнены следующие задачи, которые позволят уточнить перечень отработочных

испытаний КА (рисунок 4.13):

- разработка по техническому заданию КЭМ КА и расчёт динамических характеристик, определение эксплуатационных режимов из условия выбранных средств транспортирования до места выведения и средства выведения на целевую орбиту;

- определение пониженных вибрационных режимов нагружения для вибропрочностных испытаний лётного образца КА;

- выбор испытательного оборудования, средств измерения и разработка рекомендаций по установке датчиков-преобразующей аппаратуры для контроля нагружения лётного образца при модальных испытаниях по определению динамических характеристик и вибропрочностных испытаниях на пониженных режимах;

- расчёт напряженно-деформированного состояния конструкции КА по полученным при расчётном анализе вибрационным нагрузкам;

- разработка конструкторской документации конструкции КА;

- автономные испытания компонентов и бортовой аппаратуры КА (конструкторско-доводочные испытания), изготовление по конструкторской документации лётного КА;

- проведение вибрационных испытаний лётного образца КА для определения динамических характеристик;

- анализ результатов вибрационных испытаний и уточнение пониженных режимов для проведения вибропрочностных испытаний лётного образца КА;

- проведение вибропрочностных испытаний лётного образца КА на пониженных режимах;

- проведение испытаний по идентификации нелинейных характеристик конструкции КА;

- проведение вибрационных испытаний лётного образца КА для определения динамических характеристик;

- демонтаж датчиков-преобразующей аппаратуры, определение объёма и проведение ремонтно-восстановительных работ, при необходимости;

- коррекция КЭМ КА и учёт, при необходимости, нелинейных вибрационных характеристик;
- анализ совместного нагружения и расчёт прочности по откорректированной высокоточной КЭМ (виртуальные испытания) для всех случаев нагружения КА;
- разработка заключения о прочности конструкции КА ДЗЗ и допуска его к лётным испытаниям в части прочности.

Рассмотрим некоторые задачи расчётно-экспериментальной методики на примере исследований динамических характеристик МКА «Аист-2Д».

Разработка КЭМ МКА и определение её расчётных динамических характеристик путём проведения расчётного модального анализа приведён в разделе 2.

Экспериментальные исследования (подраздел 3.2) представляют собой подготовку и проведение серии вибрационных испытаний полного натурного динамического макета исследуемого объекта по трём взаимно перпендикулярным базовым осям изделия. По результатам временных зависимостей виброускорений от воздействия широкополосной случайной вибрации в диапазоне частот от 5 до 130 Гц формируются амплитудно-частотные характеристики МКА. После анализа результаты использовались для коррекции частотных и диссипативных характеристик КЭМ МКА (подраздел 4.1).

Результаты экспериментальных исследований идентификации нелинейных характеристик конструкции МКА (подраздел 3.4) позволили удостовериться, что допущение о линейных характеристиках конструкции, справедливо.

Полученная в результате откорректированная подробная оболочечная КЭМ МКА подвергается анализу совместного нагружения для всех случаев эксплуатации. При этом, для каждого из случаев разрабатывается расчётная модель сборки. Например, для случаев «Выведения» разрабатывается сборочная модель, состоящая из балочной модели подборок предполагаемой ракеты-носителя, разгонного блока, адаптера и сборочно-защитного блока в зависимости от случая выведения.

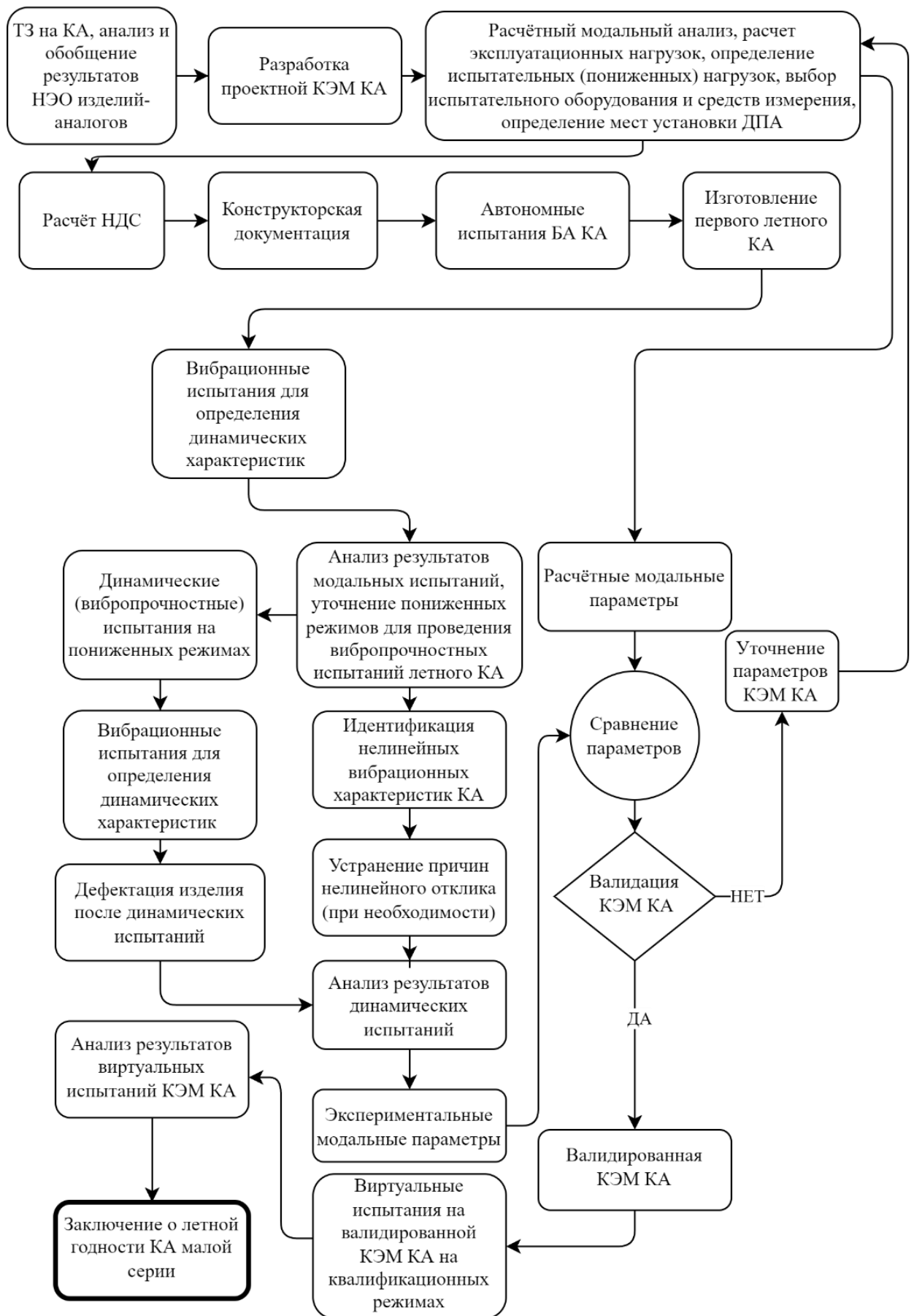


Рисунок 4.13 – Расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА

В качестве примера был выбран случай «Старт - АВДУ» (подраздел 2.2), однако для полного анализа для целей получения заключения о лётной годности, предполагаемой к выведению группы КА, следует проводить расчётный анализ всех случаев нагружения, таких как:

- транспортирование КА различными средствами (железнодорожным, автомобильным или (и) авиационным транспортом) от предприятия – изготовителя до космодрома,

- случаи выведения, характерные для используемой ракеты космического назначения,

- воздействия при орбитальном полёте (раскрытие трансформируемых конструкций, работа устройств стабилизации и изменения ориентации КА, работа оборудования системы охлаждения и др.) и др.

Выводы по разделу 4

По результатам модальных испытаний проведена коррекция оболочечной КЭМ КА путём применения разработанной методики, основанной на ПО для автоматизированного подбора варьируемых параметров. Результаты коррекции показали удовлетворительную корреляцию расчётных откликов конструкции с его амплитудно-частотными характеристиками, полученными экспериментальным путём (показатели МАС в диапазоне 0,75 – 1).

Предложена расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА, основанной на вибрационных испытаниях лётного образца КА для определения динамических характеристик, формировании пониженных вибропрочностных режимов, на которых проводится вибропрочностные испытания объекта исследования. Выдача заключения о лётной годности основана на виртуальной вибрационной отработке конструкции КА на валидированной КЭМ исследуемого объекта.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведённого исследования решена научно-техническая задача и достигнуты цели в области космического машиностроения, имеющие существенное значение при сокращении номенклатуры материальной части и сроков экспериментальной отработки конструкции КА за счёт применения протолётного подхода при наземной экспериментальной отработке конструкции КА на базе разработанной расчётно-экспериментальной методики определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА. Сокращение сроков отработки в результате применения разработанной методики для отработки вибропрочности может составлять примерно 50 % от времени отработки при традиционном подходе за счёт сокращения объёма разрабатываемой КД на макет изделия, исключения изготовления составных частей для создания отдельной материальной части в обеспечение подтверждения вибропрочности изделия, разработки высокоточной КЭМ макета изделия с проведением имитационного моделирования испытаний.

В процессе работы были получены следующие результаты:

1. Разработана методика формирования пониженных режимов для проведения вибропрочностных испытаний лётного образца КА, базирующаяся на прогнозировании квалификационного нагружения, основанного на вибрационных испытаниях на уровнях 0,1...0,3 от квалификационных, и вырезки опасных резонансных частот до приемлемых. Обоснован выбранный уровень режимов с точки зрения предполагаемого израсходования ресурса навесного приборно-агрегатного оборудования.

2. Проведена серия экспериментальных исследований динамических характеристик КА ДЗЗ с применением бесконтактного средства измерения и анализ результатов испытаний, необходимый для коррекции оболочечной КЭМ КА. В результате экспериментальных исследований динамических характеристик конструкции КА были получены 7 тонов на частотах: 13,8 Гц, 14,2 Гц, 22,5 Гц, 32,4 Гц, 36,3 Гц, 57,6 Гц, 59,2 Гц. Также на основе анализа результатов

подтвердилась правомерность допущения о линейности исследуемой динамической системы.

3. Разработана методика и ПО для коррекции оболочечной КЭМ, с помощью которой была валидирована КЭМ КА по результатам модальных испытаний натурального объекта исследования. Полученные результаты (значения МАС в диапазоне 0,75 – 1) показали удовлетворительную корреляцию расчётных и экспериментальных данных, что позволит применять данную методику и ПО в решении задач при отработке вибрационной прочности конструкции КА. В результате коррекции КЭМ максимальные значения погрешности с 54,2 %, до коррекции, достигли 16,2 %.

4. Разработана расчётно-экспериментальная методика определения вибрационных нагрузок для ускоренной отработки конструкции КА, которая базируется на:

– разработке валидированной КЭМ по результатам вибрационных испытаний лётного КА на режимах 0,1...0,3 от квалификационных,

– проведении вибропрочностных испытаний лётного образца КА на режимах, сформированных после вибрационных испытаний на режимах 0,1...0,3 от квалификационных,

– виртуальных испытаниях на валидированной КЭМ объекта исследования на квалификационных режимах.

Перспектива дальнейшего развития темы состоит в разработке методики автоматизированной валидации КЭМ КА по диссипативным характеристикам.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АВДУ	–	аварийное выключение двигательной установки,
АКА	–	автоматический космический аппарат,
АЧХ	–	амплитудно-частотные характеристики,
БА	–	бортовая аппаратура,
БВ	–	блок выведения,
ГМЦМ	–	габаритно-массово центровочный макет,
ДЗЗ	–	дистанционное зондирование Земли,
ДУ	–	двигательная установка,
ЗДИ	–	зачётные динамические испытания,
КА	–	космический аппарат,
КГЧ	–	космическая головная часть,
КД	–	конструкторская документация,
КДИ	–	конструкторско-доводочные испытания,
КМУ	–	компенсатор микроускорений,
КЭМ	–	конечно-элементная модель,
МКА	–	малый космический аппарат,
МКЭ	–	метод конечных элементов,
МО	–	министерство обороны,
НДС	–	напряжённо-деформированное состояние,

ПО	–	программное обеспечение,
ПхО	–	переходный отсек,
РБ	–	разгонный блок,
РБФ	–	разгонный блок «Фрегат»,
РКН	–	ракета космического назначения,
РКТ	–	ракетно-космическая техника,
РН	–	ракета-носитель,
ТЗ	–	техническое задание,
ТТЗ	–	тактико-техническое задание,
ЭО	–	эксплуатирующая организация,
LSCF	–	Least-Squares Complex Frequency,
MAC	–	Modal Assurance Criterion.

СЛОВАРЬ ТЕРМИНОВ

Амплитудно-частотная характеристика (АЧХ): зависимость амплитуды вынужденных колебаний или вибрации системы от частоты гармонического возбуждения с постоянной амплитудой.

Анализ связанных нагрузок (анализ совместного нагружения): расчётный анализ динамического нагружения космического аппарата (как правило, в диапазоне до 100 Гц) при его совместной эксплуатации с ракетой-носителем.

Белый шум: случайная вибрация, энергия которой равномерно распределена по всему рассматриваемому диапазону частот.

Валидация: подтверждение, посредством представления объективных свидетельств того, что требования, предназначенные для конкретного использования или применения, выполнены.

Вибропрочность, вибрационная прочность: свойство конструкции выдерживать режимы вибрационного нагружения без достижения критического состояния.

Динамическая нагрузка: нагрузка, обуславливающая существенный вклад упругих колебаний конструкции в величины эксплуатационных нагрузок.

Демпфирование: рассеяние механической энергии во времени или в пространстве.

Испытания: экспериментальное определение количественных и/или качественных характеристик свойств объекта испытаний как результата воздействия на него, при функционировании, при моделировании объекта и / или воздействий.

Заключение о вибрационной прочности: документ, подтверждающий, что вибрационная прочность космического аппарата удовлетворяет заданным требованиям.

Квалификационный (зачётный) режим нагружения: режим механического нагружения, в котором уровень нагрузки и/или длительность нагружения увеличены на испытательные коэффициенты безопасности.

Конструкторско-доводочные испытания: испытания космических аппаратов в целом, их отдельных отсеков, блоков, узлов, агрегатов и т.д., проводимые для проверки конструкторских решений, выбора материалов, совершенствования и проверки технологических процессов, установления и уточнения критериев приёмки изделий, с вязанных критическими состояниями.

Коэффициент безопасности: множитель на величину эксплуатационной нагрузки, используемый при проектировании и испытаниях космического аппарата для учёта неопределённости в имеющихся значениях об условиях эксплуатации, разбросов характеристик материалов, неточности методов проектирования, погрешности процессов производства и технологии.

Коэффициент усиления колебаний: отношение амплитуды колебаний (виброускорения) конструктивного элемента при вынужденных колебаниях к амплитуде в контрольной точке.

Линейная система: система, отклик которой прямо пропорционален возмущению для каждой части системы.

Модальные испытания: испытания, которые определяют набор модальных характеристик механической системы.

Модальные характеристики: совокупность собственных частот, модальное демпфирование, формы колебаний и обобщённая модальная масса для каждой формы колебаний механической системы.

Модальный анализ: процесс определения модальных характеристик объекта испытаний или его модели в интересующем диапазоне частот.

Отработка вибрационной прочности: процесс, позволяющий для принятия решения о допуске к лётным испытаниям или эксплуатации продемонстрировать, что конструкция не может достигнуть критического состояния, а также подтвердить, что конструкция удовлетворяет требованиям по вибрационной прочности для выдачи заключения о вибрационной прочности.

Режимы вибрационного нагружения: характеристики процесса вибрационных нагрузок, действующих в сечениях конструкции, узлах крепления оборудования и/или на силовых элементах конструкции.

Случай нагружения: событие или интервал времени в течение проектного срока эксплуатации, во время которого можно ожидать возникновения комбинации нагрузок или совокупность режимов нагружения в какой-либо части конструкции, приводящей к предельному состоянию или вносящих значимый вклад в повреждение.

Случайная вибрация: вибрация, у которой значения соответствующей величины в конкретный момент времени не могут быть предсказаны точно.

Форма колебаний: характерная форма движения упругой конструкции при колебании на её собственной частоте.

Частота собственных колебаний: характерная частота линейной механической системы, при которой система колеблется, когда все внешние возбуждения отсутствуют.

Широкополосная случайная вибрация: случайная вибрация, частотные составляющие которой распределены в широкой полосе частот.

Экспериментальная отработка: совокупность работ по подготовке и проведению испытаний в условиях, близких к реальным, на моделях, макетах, опытных образцах с целью достижения и подтверждения (проверки) соответствия характеристик изделия требованиям, заданным в ТТЗ (ТЗ), обеспечения работоспособности изделий, определения запасов их ресурса. В эту совокупность входят и работы по имитационному моделированию, математическому и программному обеспечению, баллистическому обоснованию, по отработке технологических процессов, а также работы, проводимые на основе опытно-теоретического метода.

Эксплуатационная вибрационная нагрузка: максимальная нагрузка или комбинация нагрузок, которая в рассматриваемом случае эксплуатации может реализоваться или приложена к конструкции в процессе эксплуатации в сочетании с другими условиями эксплуатации, и которая применяется в качестве проектного или экстремального режима нагружения для рассматриваемой конструкции.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Демидов, С.П. Теория упругости: учебник для вузов / С.П. Демидов. – Москва: Высшая школа, 1979. – 432 с.
2. Кац, А.М. Теория упругости: учебник для вузов / А.М. Кац. – Санкт-Петербург: Лань, 2002. – 208 с.
3. Тимошенко, С.П. Теория упругости / С.П. Тимошенко, Дж. Гудьер. – Москва: Наука, 1975. – 576 с.
4. Александров А.В. Основы теории упругости и пластичности / А.В. Александров, В. Д. Потапов. М.: Высш. шк., 1990.
5. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. 2-е изд. / А.С. Вольмир. М.: Наука, 1967.
6. Колтунов А.М. Прикладная механика деформируемого твёрдого тела / А.М. Колтунов, А. С. Кравчук, В. П. Майборода. М.: Высш. шк., 1983.
7. Ландау Л.Д. Теория упругости: Основы линейной теории и её применения / Л.Д. Ландау, Е. М. Лифшиц. М.: Наука, 1987.
8. Феодосьев В.И. Соппротивление материалов / Под ред. И. К. Снитко и др. – Москва: изд. «Наука», 1964 г. – 540 с.
9. Секулович М. Метод конечных элементов / пер. с серб. Ю.Н. Зуева; под ред. В.Ш. Барбакадзе. М.: Стройиздат, 1993. 664 с.
10. Бате Н., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. – М.: Стройиздат, 1982 г. – 448 с.
11. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975 г. – 541 с.
12. Рычков, С.П. Практическое руководство по MSC.Visual Nastran for Windows [Текст]/С.П. Рычков. – М.: ДМК Пресс, 2004. – 784 с.
13. Шимкович Д.Г. Femap & Nastran. Инженерный анализ методом конечных элементов. – Москва: Изд. “ДМК Пресс”, 2008 г. – 701 с.
14. Белоусов А.И., Ткаченко С.И., Самсонов В.Н., Ткаченко О.А. Наземная прочностная и вибрационная отработка космических аппаратов. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2002. -480 с.
15. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчёт на прочность деталей

машин: Справочник/ 4-е изд.- М.: Машиностр., 1993. - 640 с.

16. Грибанов В.Ф., Рембеза А.И., Голиков А.И. и др. Методы обработки научных и народнохозяйственных ракетно-космических комплексов/ Под ред. В.Ф. Грибанова. - М.: Машиностроение, 1995. – 352 с.

17. Кармишин А.В. и др. Методы динамических расчётов и испытаний тонкостенных конструкций. -М., 1989. - 283 с.

18. Ткаченко С.И., Ткаченко О.А. Экспериментальная отработка прочности автоматических космических аппаратов. Центр. специализ. КБ. - Самара, 1996. - 290 с. /Деп. в ВИНТИ. № 3285-В96.

19. Фридман Я.Б. Механические свойства металлов. Часть 2. Механические испытания. Конструкционная прочность. - М.: Машиностр., 1974. - 3-е изд.- 368 с.

20. Лиходед А.И. Динамика конструкций и определение нагрузок: учебное пособие / Лиходед А.И.; Московский физико-технический ин-т, Центральный научно-исследовательский ин-т машиностроения. Кафедра "Космические летательные аппараты". - Королёв: ЦНИИМАШ, 2020. - 238 с.

21. Бидерман, В.Л. Теория механических колебаний: учебник для вузов / В.Л. Бидерман. – Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2009. –414 с.

22. Вибрации в технике: справочник. Т. 1: Колебания линейных систем/под ред. В.В. Болотина. – М.: Машиностроение, 1978. – 352с.

23. Пановко Я.Г. Основы прикладной теории колебаний и удара. –3-е изд., пер. и доп. – Л.: Машиностроение (Ленингр. отд-ние), 1976. – 320 с.

24. Редько, С.Ф. Идентификация механических систем / С. Ф. Редько, В.Ф. Ушкалов, В.П. Яковлев. – Киев: Наукова думка, 1985. – 215 с.

25. Вибрация в технике. Справочник в 6т.// - М.:Машиностроение, 1978-1981 г.

26. Веретенников В.Г., Карпов И.И., Марков Ю.Г. Колебательные процессы в механических системах с упругими и диссипативными элементами. Учебное пособие. // М.: Изд-во МАИ, 1998. 144 с.

27. Анисимов А.В. Динамическое поведение упругой конструкции при скачкообразном изменении внешней статической нагрузки // Сборник трудов.

Москва, изд. МФТИ, 1981 г.

28. Анисимов А.В., Лиходед А.И., Титов В.А., Бобылёв С.С., Бойчук С.М., Жуков Н.Б., Фалин К.А. Верификация динамической модели Международной космической станции в целях реконструкции силовых функций по замеренным бортовым ускорениям // Космонавтика и ракетостроение. № 2(67). 2012. С. 70–78.

29. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. № 3(6). 2014. С. 71–80.

30. Анисимов А.В., Лиходед А.И., Плещинский М.А. Расчёт динамического нагружения конструкций пакетной схемы при отделении блоков // Ракетно-космическая техника. М.: ЦНТИ «Поиск». Сер. П. № 14. 1980.

31. Золкин С.Н., Титов В.А. Верификация динамических моделей изделий ракетно-космической техники на основе сопоставления их расчётных и экспериментальных амплитудно-частотных характеристик // Космонавтика и ракетостроение. № 2(71). 2013. С. 28–33.

32. Титов В.А. Анализ особенностей расчётной модели Международной космической станции при динамических воздействиях различных типов // Космонавтика и ракетостроение. Королёв. 2010. Выпуск 1 (58). С. 82-86.

33. Титов В.А., Анисимов А.В., Лиходед А.И., Бобылёв С.С., Бойчук С.М., Жуков Н.Б., Фалин К.А. Верификация динамической модели Международной космической станции в целях реконструкции силовых функций по замеренным бортовым ускорениям // Космонавтика и ракетостроение. Королёв. 2012. Выпуск 2 (67). С. 70-78.

34. Титов В.А., Бобылёв С.С. Исследование диссипативных свойств конструкции Международной космической станции // Космонавтика и ракетостроение. Королёв. 2014. Выпуск 4 (77). С. 171-177.

35. Бернс В.А. Модальная идентификация динамических систем на основе монофазных колебаний // Научный вестник НГТУ - 2010. — Т. 3, № 40. — С. 99–109.

36. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для

целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. — 2014. — Т. 1, № 4. — С. 86–91.

37. Разработка расчётно-экспериментального метода модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций / В.А. Бернс, В.Е. Левин, Д.А. Красноручский, Д.А. Маринин, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, П.А. Лакиза // Научный журнал «Космические аппараты и технологии». — 2018. — С. 125–133.

38. Об оценке расходования механического ресурса конструкции российского сегмента Международной космической станции / А.В. Анисимов, Н.Ю. Введенский, А.И. Лиходед [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2011. – № 1(62). – С. 74-79.

39. Комаров, И.С. Наземная экспериментальная отработка изделий ракетно-космической техники на ударное воздействие от пиротехнических средств / И.С. Комаров // Труды МАИ. – 2013. – № 71. – С. 19.

40. Хатунцева, О.Н. О дополнительных «многомасштабных» критериях подобия для экспериментальной отработки изделий аэрокосмической техники / О.Н. Хатунцева, А.М. Шувалова // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30, № 1. – С. 91-97. – DOI 10.34759/vst-2023-1-91-97.

41. Особенности наземной экспериментальной отработки крупногабаритных солнечных батарей / С.А. Захаров, В.И. Кузоро, Н.А. Тестоедов, В.И. Халиманович // Наукоемкие технологии. – 2016. – Т. 17, № 7. – С. 22-28.

42. Введенский Н.Ю., Пустобаев М.В. Анализ отработки космической техники на механические воздействия в США, ЕС и РФ // Вопросы электромеханики. № 130. 2012. С. 19–26.

43. Демченко А.А. Форсирование вибрационных испытаний // Ракетно-космическая техника. Сер. 2. № 40. 1978.

44. Филипов А.Г., Глазков И.Е. Определение нагрузок на перфорированную перегородку бака ракеты-носителя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. - 2020. - Т. 19. - №4. - С.

80-86. doi: 10.18287/2541-7533-2020-19-4-80-86

45. Иголкин А.А., Сафин А.И., Филипов А.Г. Модальный анализ динамического макета малого космического аппарата «АИСТ-2Д» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. - 2018. - Т. 17. - №2. - С. 100-108. doi: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-100-108

46. Determination of dynamic overload for onboard spacecraft equipment Igolkin A., Shakhmatov E., Safin A., Filipov A. В сборнике: 2020 International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines, DVM 2020. 2020. С. 9243871.

47. Modal analysis of the small spacecraft dynamic model Igolkin A., Filipov A. Inter-Noise 2019 Madrid – 48th International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering, 2019

48. Об экспериментальной идентификации нелинейного динамического поведения конструкции малого космического аппарата. Иголкин А.А., Филипов А.Г., Баляба М.В., Глазков И.Г. Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2021. Т. 23. № 6 (104). С. 140-148.

49. Модальный анализ динамического макета малого космического аппарата Иголкин А.А., Сафин А.И., Филипов А.Г. Решетневские чтения. 2018. Т. 1. С. 117-118.

50. Сравнительный расчёт низкочастотной составляющей динамических перегрузок на бортовую аппаратуру космического аппарата. Иголкин А.А., Шахматов Е.В., Попков А.А., Филипов А.Г. Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2019. Т. 21. № 5 (91). С. 67-72.

51. Оценка уровней перегрузок на установки приборов и агрегатов космического аппарата. Иголкин А.А., Попков А.А., Филипов А.Г. В сборнике: Испытания, диагностика, надёжность. Теория и практика. Сборник материалов Всероссийской научно-практической конференции. Под общей редакцией В.П. Назарова. Красноярск, 2020. С. 79-83.

52. Иголкин, А.А. Расчётно-экспериментальный метод отработки динамической прочности конструкции МКА / А.А. Иголкин, А.Г. Филипов // Решетневские чтения: материалы XXVI Международной научно-практической конференции,

посвящённой памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнёва, Красноярск, 09–11 ноября 2022 года. Том Часть 1. – Красноярск: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва", 2022. – С. 102-103.

53. Иголкин, А.А. Об учёте локальной нелинейности конструкции космического аппарата при валидации его конечно-элементной модели / А.А. Иголкин, А.Г. Филипов // Динамика и виброакустика машин (DVM-2022): сборник докладов шестой международной научно-технической конференции, Самара, 21–23 сентября 2022 года. – Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2023. – С. 142-143.

54. Филипов А.Г., Глазков И.Е. Методика расчёта нагрузок на трубопровод от динамических воздействий во время полёта ракеты-носителя // Известия Самарского научного центра РАН. — 2021. — Т. 23. № 6. — С. 78-82

55. Иголкин А.А., Сафин А.И., Филипов А.Г. и др. Влияние жёсткости соединений элементов конструкции на амплитудно-частотные характеристики объекта // IV Международной научно-практической молодёжной конференции «Февральские чтения – 2019: Творческий потенциал молодёжи в решении авиакосмических проблем». — 2019. — С. 7-9

56. Муртазин В.М., Филипов А.Г. Основные аспекты воздействия ветрового нагружения на ракету-носитель при предстартовой подготовке // IV Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (VI Козловские чтения). — 2019. — Т. 1. — С. 130-132

57. Иголкин А.А., Сафин А.И., Филипов А.Г. Экспериментальный модальный анализ динамического макета малого космического аппарата «Аист - 2Д» // Четвёртая международная научно-техническая конференция «Динамика и виброакустика машин (DVM-2018)». — 2018. — С. 52-54

58. Золкин С.Н., Лиходед А.И., Титов В.А. Расчетное исследование условий виброакустического нагружения приборно-агрегатного оборудования типовых конструкций РКТ // «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы –

проектирование, экспериментальная отработка, лётные испытания, эксплуатация», Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея XL Академических чтений по космонавтике. Реутов. 2016. Выпуск 4. АО «ВПК «НПО Машиностроения». С. 319-334.

59. Липницкий Ю.М., Лиходед А.И., Сидоров В.В. Сравнительный анализ спектров нагружения элементов конструкции при их вибрационном возбуждении и пульсациях акустического давления // Космонавтика и ракетостроение. № 2(47). 2007. С. 84–93.

60. Nosatenko P.Ya., Nikitenko V.I., Bobrov A.V., Vvedensky N.I., Likhoded A.I. Equivalent modes for spacecraft vibroacoustic verification tests // ESA SP-408: Proceedings of the Third International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands. June 1997. P. 133–136.

61. Сидоров В.В. Методика выбора эквивалентных виброрежимов для отработки прочности малых космических аппаратов при акустических нагрузках // Космонавтика и ракетостроение. №1(70). 2013. С. 63–68.

62. Факлер У.К. Технология эквивалентностей, применяемых при вибрационных испытаниях – пер. с англ. Новосибирск: СибНИА, 1978 г.

63. Рабинович Б.И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. – М.: «Машиностроение», 1975 г. – 416 с.

64. Анисимов А.В., Бобылёв С. С., Лиходед А.И., Мощенко А.И. Основные нормативные положения методики определения полётных спектров циклического нагружения конструкции российского сегмента Международной космической станции // Космонавтика и ракетостроение. Королёв. 2014. Выпуск 4 (77). С. 121-125.

65. Золкин С.Н. Исследование нагружения ракеты-носителя тяжёлого класса при движении в плотных слоях атмосферы [Электронный ресурс] // Электронный журнал «Труды МАИ», Выпуск № 45 от 07.06.11. URL:<http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25394>

66. Липницкий Ю.М., Лиходед А.И., Сидоров В.В. Сравнительный анализ спектров нагружения элементов конструкции при их вибрационном возбуждении

и пульсациях акустического давления // Космонавтика и ракетостроение. Королёв. 2007. Выпуск 2 (47). С.84-93.

67. Бондаренко А.Ю. Исследование условий динамического нагружения транспортных кораблей при их выведении на орбиту // Международная конференция «Пилотируемое освоение космоса», сборник тезисов. Секция 5 «Перспективные проекты в пилотируемой космонавтике. Наука и методология», г. Москва, 2016. С. 215.

68. Зимин, В.Н. Экспериментальное определение динамических характеристик крупногабаритных трансформируемых космических конструкций [Текст] / В.Н. Зимин // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». — 2011. — № 1. — С. 47–56.

69. Бернс, В.А. Методология расчётно-экспериментального модального анализа крупногабаритных трансформируемых конструкций [Текст] / В.А. Бернс, В.Н. Лушин, Д.А. Маринин, Е.П. Жуков // Решетневские чтения. Материалы XX Юбилейной Международной научно-практической конференции. — Красноярск, — 2016. — С. 84–85.

70. Халиманович, В.И. Проблемы экспериментального модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций [Текст] / В.И. Халиманович, В.А. Бернс, Д.А. Красноруцкий, В.Н. Лушин, Д.А. Маринин // материалы XXIII Международной научно-практической конференции, посвященной памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева (11–15 нояб. 2019, г. Красноярск): в 2 ч. под общ. ред. Ю.Ю. Логинова. — Красноярск: СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2019. — Ч. 1. — С. 151–153.

71. M. Varuch. Optimization procedure to correct stiffness and flexibility matrices using vibration data. AIAA Journal, 16(11): 1208--1210, 1978.

72. A. Berman. Comment on «optimal weighted orthogonalization of measured modes». AIAA Journal, 17(8): 927-928, 1079.

73. A. Berman and E. J. Nagy. Improvement of large analytical model using test data. AIAA Journal, 21(8): 1169--2273, 1983.

74. H.P. Gysin. Critical application of the error matrix method for localization of finite element modelling inaccuracies. In The Proceedings of IMAC 4, p. 1339--1351, 1986.

75. J. He and D.J. Ewins. Analytical stiffness matrix correction using measured vibration modes. International Journal of Analytical and Experimental Modal Analysis, 1:9--14, 1986.

76. N.A.J. Lieven and D.J. Ewins. Expansion of modal data for correlation. In The Proceedings of IMAC 8, p. 605--609, 1990.

77. N.A.J. Lieven and T.P. Waters. The application of high-density measurements to dynamic finite element reconciliation. In The Proceedings of IMAC 13, p. 185--192, 1995.

78. N.A.J. Lieven and T.P. Waters. The application of high-density measurements to dynamic finite element reconciliation. In The Proceedings of IMAC 13, p. 185--192, 1995.

79. Метод освобождения динамической расчётной модели летательного аппарата / Д.А. Красноручский, В.А. Бернс, П.А. Лакиза, В.Е. Левин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2019. – Т. 21, № 1(87). – С. 37-44.

80. Mares C., Mottershead J.E., Friswell M.I. Stochastic model updating: Part 1 — theory and simulated example // Mechanical Systems and Signal Processing. 2011. V. 20. № 7. С. 2275-2296.

81. Model updating using Bayesian Estimation / C. Mares // ISMA Leuven, Belgium. 2012. С. 2607–2616.

82. Marwala T. Finite Element Model Updating Using Computational Intelligence Techniques: Applications to Structural Dynamics. Berlin: Springer Science & Business Media, 2010. 250 с.

83. Lam H.F., Yang J., Au S.K. Bayesian model updating of a coupled-slab system using field test data utilizing an enhanced Markov chain Monte Carlo simulation algorithm // Engineering Structures. — 2015. — no. 102. — P. 144–155.

84. W. D'Ambrogio and A. Fregolent. Promises and pitfalls of antiresonance based dynamic model updating. Identification in Engineering Systems: Proceedings of the

second international conference. March 1999.

85. W. D'Ambrogio and A. Fregolent. Robust dynamic model updating using point antiresonances. In The Proceedings of IMAC 18, 2000.

86. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания / Пер. с англ. Межина В.С. и Невзорского Н.А. М.: ООО «Новатест», 2010. 319 с.

87. Randall J Allemang. The modal assurance criterion: twenty years of use and abuse. *Sound and vibration*, 37(8):14: 23, 2003.

88. Николаев С.М. Идентификация параметров моделей динамики сложнопрофильных деталей при обработке фрезерованием: дисс. канд. техн. наук: 01.02.06 – МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, 2017г. – 187с.

89. Патраев, В.Е. Наземная экспериментальная отработка космического аппарата "Ямал-300К" на базе квалифицированной платформы / В.Е. Патраев // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. – 2010. – № 2(28). – С. 97-101.

90. Куреев, В.Д. Перспективы реализации «протолетного» подхода при наземной отработке наноспутников / В.Д. Куреев, С.В. Павлов, Ю.А. Соколов // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 6. – С. 477-481. – DOI 10.17586/0021-3454-2016-59-6-477-481.

91. Копытов В.И., Орлов С.А. О процедуре протолетных и приёмных испытаний космических аппаратов на механические воздействия // Решетневские чтения. 2013. №17. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/o-protsedure-protoletnyh-i-priemnyh-ispytaniy-kosmicheskikh-apparatov-na-mehhanicheskie-vozddeystviya> (дата обращения: 19.07.2023).

92. Зимин, И.И. Принципы субмодульного построения унифицированной космической платформы / И.И. Зимин, М.В. Валов, В.Е. Чеботарев // Исследования наукограда. – 2017. – Т. 1, № 4(22). – С. 161-165. – DOI 10.26732/2225-9449-2017-4-161-165.

93. Отработка вибропрочности автоматического космического аппарата дистанционного зондирования Земли / И.М. Безмозгий, О.И. Казакова, А.Н. Софинский, А.Г. Чернягин // Космическая техника и технологии. – 2014. – №

4(7). – С. 31-41.

94. Безмозгий, И.М. Отработка вибропрочности узлового модуля Российского сегмента Международной космической станции / И.М. Безмозгий, А.Н. Софийский, А.Г. Чернягин // Космическая техника и технологии. – 2015. – № 3(10). – С. 15-25.

95. Софинский, А.Н. Система отработки вибропрочности: опыт применения и перспективы развития / А.Н. Софинский // Космическая техника и технологии. – 2016. – № 1(12). – С. 12-21.

96. Лысенко Е.А., Тестоедов Н.А., Мирошниченко О.Г. Факторы, влияющие на акустические характеристики реверберационной камеры // Известия вузов, Авиационная техника. 2009. № 2. С. 62-65.

97. NASA-STD-5001. Structural Design and Test Factors of Safety for Spaceflight Hardware.

98. MIL-STD-1540C. Test Requirements for Launch, Upper Stage, and Space Vehicles.

99. Giffin, G.B., Ressler, V., Yau, A., King, P., “CASSIOPE: A Canadian SmallSAT-Based Space Science and Advanced Satcom Demonstration Mission”, Proceedings of the 18th AIAA/USU Conference on Small Satellite, Paper SSC04-VI-5, August 2004.

100. MD.NASTRAN. Dynamic Analysis User's Guide // MSC Software Corporation, 2010.

101. Black, J.T. Measuring and modeling 3D mode shapes of FalconSAT-5 structural engineering model [Text] / J.T. Black, L. George, E.D. Swenson // 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC SDM conference proceedings. -2008. - №50. - P. 12.

102. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] - М., Машиностроение, 2008. -Т. 2. -368 с.

103. Хэйвуд Р.Б. Проектирование с учётом усталости / пер. с англ. Под ред. И.Ф. Образцова. М.: Машиностроение. 1969. 504 с.

104. Борисов С.П. Прогнозирование эксплуатационной циклической повреждаемости лёгких сплавов в элементах конструкций воздушных судов:

автореф. дис. канд. техн. наук С.П. Борисов — М., 1998.

105. G. Kerschen, K. Worden, A.F. Vakakis and J.C. Golinval, "Past, present and future of nonlinear system identification in structural dynamics," *Mech. Sys. Signal Pr.*, vol. 20, no. 3, pp. 505-592, 2006

106. K. Worden and G.R. Tomlinson, *Nonlinearity in structural dynamics detection, identification and modelling*, London: Institute of Physics Publishing, 2001.

107. A. Josefsson, M. Magnevall, K. Ahlin and G. Broman, "Spatial location identification of structural nonlinearities from random data," *Mech. Sys. Signal Pr.*, vol. 27, no. 1, pp. 410-418, 2012.

108. A. Josefsson, *Identification and simulation methods for nonlinear mechanical systems subjected to stochastic excitation*, Karlskrona: PhD thesis, Blekinge Institute of Technology, Sweden, 2011.

109. M. Magnevall, *Simulation and experimental methods for characterization of nonlinear mechanical systems*, Karlskrona: PhD thesis, Blekinge Institute of Technology, Sweden, 2011.

110. G. Kerschen, K. Worden, A.F. Vakakis and J.C. Golinval, "Past, present and future of nonlinear system identification in structural dynamics," *Mech. Sys. Signal Pr.*, vol. 20, no. 3, pp. 505-592, 2006

111. J.P. Noël and G. Kerschen, "Nonlinear system identification in structural dynamics: 10 more years of progress," *Mech. Sys. Signal Pr.*, p. In Press, 2016.