

УДК 629.7

На правах рукописи

Золкин Станислав Николаевич

**РАЗРАБОТКА РАСЧЁТНОЙ МЕТОДИКИ НАГРУЖЕНИЯ НАВЕСНОГО
ПРИБОРНО-АГРЕГАТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ И УЗЛОВ ЕГО
КРЕПЛЕНИЯ ДЛЯ ТИПОВЫХ МОДУЛЕЙ ДОЛГОВРЕМЕННЫХ
ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ**

Специальность 05.07.03 – «Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва - 2019

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш).

Научный руководитель:

Титов Василий Александрович,
кандидат физико-математических наук,
заместитель генерального директора АО
«ЦНИИмаш» по прикладным исследованиям,
испытаниям и экспериментальной базе.

Официальные оппоненты:

Геча Владимир Яковлевич,
доктор технических наук, профессор,
заместитель генерального директора по
научной работе АО «Корпорация
«ВНИИЭМ».

Безмозгий Иосиф Менделевич,
кандидат технических наук, начальник отдела
прочности конструкций перспективных
изделий Корпорации ПАО «РКК «Энергия»
им. С.П. Королёва».

Ведущая организация:

Конструкторское Бюро «Салют»
Акционерного общества «Государственный
космический научно-производственный центр
имени М.В. Хруничева».

Защита диссертации состоится «__» _____ 2019 г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета Д 212.141.22, при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005 г. Москва, Госпитальный переулок, дом 10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, аудитория 407м.

Ваш отзыв в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская улица, дом 5, стр.1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, учёному секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана <http://www.bmstu.ru>

Автореферат разослан «__» _____ 2019 года.

Учёный секретарь
диссертационного совета Д 212.141.22,
кандидат технических наук, доцент

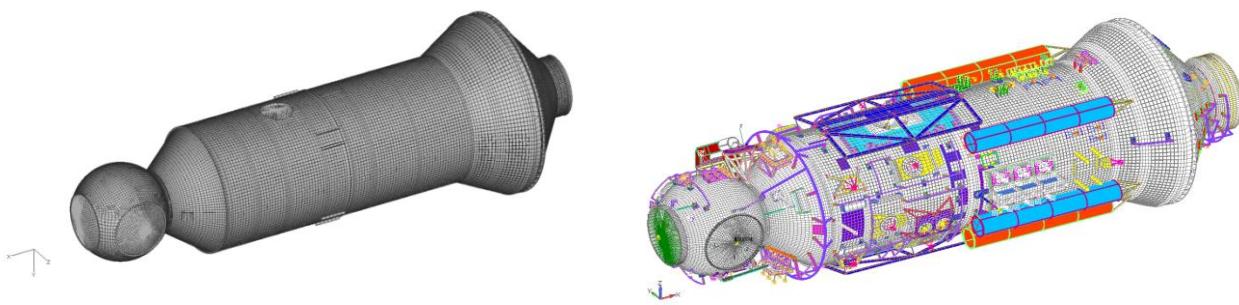
А.Ю. Луценко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Определение режимов механического нагружения приборно-агрегатного оборудования изделий ракетно-космической техники (РКТ) является одной из наиболее важных задач, существенно влияющих на надёжность эксплуатируемых и разрабатываемых изделий. Советский и ранний Российский опыт отработки приборных отсеков ракет-носителей (РН) и космических аппаратов (КА) показал возможность обеспечения прочности конструкции от вибрационных воздействий с использованием кинематического и силового возбуждения изделий вибрационными стендаами в условиях отсутствия приемлемых акустических камер в отрасли. Независимо от способа возбуждения конструкции для отработки прочности приборно-агрегатного оборудования необходимо достичь на этих элементах инерционных перегрузок, соответствующих лётным условиям.

Расчётный и экспериментальный опыт показывает, что уровни перегрузок на навесном оборудовании конструкции при задании вибрационных нормативных режимов, как правило, превышают уровни перегрузок, получаемых при акустических нормативных воздействиях. Это означает, что вибрационные испытания на нормативных режимах, особенно с использованием синусоидальных вибраций, создают более жёсткие условия нагружения по сравнению с акустическими испытаниями. В этом смысле вибрационные испытания на динамических сборках дают гарантированный уровень вибропрочностной отработки по сравнению с акустическими испытаниями.

В настоящей работе выполнена полная цепочка расчётов уровней перегрузок приборно-агрегатного оборудования и узлов его крепления на основных этапах эксплуатации лабораторного модуля (ЛМ). Проведённые исследования обусловлены острой практической необходимостью. Разработана детализированная конечно-элементная модель (КЭМ) ЛМ на основании задела по имеющимся оболочечным моделям корпуса функционального грузового блока (ФГБ) (Рисунок 1).



(а)

(б)

Рисунок 1. Модели корпуса ФГБ (а) и ЛМ (б)

Целями диссертационной работы являются:

- совершенствование методики разработки детализированных КЭМ типовых обитаемых модулей долговременных орбитальных станций (ДОС) с

использованием задела по моделям корпуса родственных конструкций в обеспечение сокращения временных и трудовых затрат и повышения их качества;

- уточнение методических основ расчётного анализа нагружения приборно-агрегатного оборудования на основных этапах штатной эксплуатации обитаемого модуля ДОС, в том числе при вибраакустическом внешнем воздействии.

Для реализации поставленных целей решены следующие задачи:

1. Разработана методика создания детализированных конечно-элементных моделей типовых обитаемых модулей долговременных орбитальных станций на основе задела по имеющимся моделям корпуса родственных конструкций с учётом технологических особенностей конкретного изделия;

2. На основе разработанной методики создана детализированная модель лабораторного модуля;

3. Выполнена валидация расчётной динамической модели по результатам проведённых вибропрочностных испытаний;

4. Разработана методика расчётного анализа нагружения приборно-агрегатного оборудования на основных этапах штатной эксплуатации обитаемого модуля ДОС;

5. С целью уточнения методических основ выполнен расчётный анализ перегрузок центров масс и узлов крепления приборно-агрегатного оборудования при основных этапах эксплуатации согласно разработанной методике.

Методы исследования. Формирование расчётных моделей производится на основе общих принципов метода конечных элементов. Верификация разработанных моделей осуществляется путём сопоставления пиковых расчётных и экспериментальных значений амплитудно-частотных характеристик.

Вычисление собственных частот и форм колебаний производится методом Ланцоша.

Расчётное определение перегрузок и напряжённо-деформированного состояния конструкции при вибраакустическом нагружении выполнено с использованием методики выбора эквивалентных виброрежимов для отработки прочности космических аппаратов при акустических нагрузках. Выполняется сравнительный анализ спектров нагружения элементов конструкции.

Работа по экспериментальному исследованию прочности навесного приборно-агрегатного оборудования и узлов его крепления проведена на электро-динамической вибрационной установке фирмы Ling V-994LS, сбор данных об амплитудно-частотных характеристиках ускорений осуществлялся с помощью системы измерений фирмы LMS.

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Применительно к конструкциям модулей долговременных орбитальных станций с плотной компоновкой навесного оборудования впервые установлена допустимость замены отработки на акустические воздействия для этапа выведения эквивалентными виброиспытаниями с обеспечением запасов

прочности за счёт выявленных отличий в 2-3 раза коэффициентов передачи нагрузок от корпуса к элементам приборов и агрегатов.

2. За счёт математического моделирования и анализа переходных и стационарных процессов динамического нагружения в лабораторных и натурных условиях впервые обоснован порядок расчёто-экспериментальной виброотработки модуля долговременной орбитальной станции типа ФГБ с плотной компоновкой приборно-агрегатного оборудования при проведении испытаний на сборке, усечённой на 50% по длине относительно натурного объекта.

3. С учётом и распространением результатов виброотработки на изделие в целом обосновано подтверждение запасов прочности узлов крепления оборудования лабораторного модуля (ЛМ) на этапах транспортирования, выведения на ракете-носителе «Протон-М» и орбитальной эксплуатации в составе МКС.

Достоверность и обоснованность научных результатов. Адекватность разработанной модели подтверждена результатами верификационных исследований, выполненных на основе вибропрочных испытаний. Достоверность результатов обусловлена использованием расчётных методик анализа нагрузок, многократно апробированных на практике. Используемые для анализа нагрузок при орбитальной эксплуатации модуля динамические модели МКС согласованы с международными партнёрами и показали адекватность их применения для анализа динамического нагружения конструкции станции в низкочастотной области воздействий.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в следующем:

1. Разработаны методики создания детализированных конечно-элементных моделей типовых модулей долговременных орбитальных станций и расчётного анализа нагружения их приборно-агрегатного оборудования, которые позволяют повысить качество математического моделирования и охватить все этапы штатной эксплуатации подобного класса изделий;

2. Обеспечены исходные данные по конструкции Российского сегмента (РС) МКС в сборе с ЛМ для контроля нагрузок и оценки остаточного прочностного ресурса РС до 2024 года с учётом установленного снижения частот крутильных колебаний относительно продольной оси станции на 35%, изгибных в плоскости тангажа МКС – на 5%.

Положения, выносимые на защиту:

- методика разработки детализированных конечно-элементных моделей типовых обитаемых модулей долговременных орбитальных станций на основе задела по имеющимся моделям корпуса родственных конструкций с учётом технологических особенностей конкретного изделия;

- методика расчётного анализа нагружения приборно-агрегатного оборудования на основных этапах штатной эксплуатации обитаемого модуля ДОС;

- методика нагружения приборно-агрегатного оборудования и узлов его крепления типовых конструкций ракетно-космической техники при вибраакустическом внешнем воздействии;

- разработанная детализированная конечно-элементная модель типового обитаемого модуля долговременных орбитальных станций.

Апробация работы. Результаты диссертации докладывались и обсуждались на отраслевых, всероссийских и международных конференциях, в том числе:

- на чтениях молодых учёных и специалистов, посвященных памяти Ю.А. Можжорина (Королёв, 2010 г.)

- на научно-технической конференции «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики 2010» (Москва, 2010 г.);

- на XXXIX международной молодёжной конференции «Гагаринские чтения» (Москва, 2013 г.);

- на 6-й международной научно-технической конференции «Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика» (Рязань, 2013 г.);

- на молодёжной научно-технической конференции «Молодёжь в ракетно-космической отрасли» (Королёв, 2015 г.);

- на научно-технической конференции «Моделирование геофизических факторов в ракетно-космической технике» (Юбилейный, 2015 г.);

- на секции 22 имени академика В.Н. Челомея «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы – проектирование, экспериментальная отработка, лётные испытания, эксплуатация» XL Академических чтений по космонавтике (Реутов, 2016 г.);

- на научно-практической конференции «Космонавтика и ракетостроение: взгляд в будущее», посвящённой 70-летию со дня образования НИИ-88/ЦНИИмаш (Королёв, 2016 г.).

Внедрение результатов диссертационной работы. Результаты работы реализованы в 5 научно-технических отчётах ФГУП ЦНИИмаш в рамках ОКР «МЛМ», СЧ ОКР «МКС» (Надежность-Наука), ОКР «Ангара», выпущены «Расчётно-экспериментальная методика наземной отработки прочности навесного приборно-агрегатного оборудования и узлов его крепления крупногабаритных модулей долговременных орбитальных станций» № 5558-2017-1 от 24.05.2017 г. и Акт о её внедрении. Разработанные методики могут быть использованы для создания конечно-элементных моделей и проведения расчётно-экспериментального сопровождения изделий РКТ в ПАО «РКК «Энергия», АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева», АО «РКЦ «Прогресс» и других предприятиях ракетно-космической промышленности.

Публикации. Основные научные результаты диссертации отражены в 9 научных работах, 4 из которых [1, 2, 8, 9] опубликованы в изданиях, рекомендованных ВАК РФ, общим объёмом 4.95 п.л./3.34 п.л.

Личный вклад автора. Все результаты, представленные в диссертации, получены автором лично. Вклад автора состоит в формулировке задач исследования, разработке методик и расчётных динамических моделей, в обработке, анализе, обобщении полученных результатов расчётно-экспериментальных исследований и формулировке выводов.

Объём и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка сокращений и списка литературы из 73

наименований. Работа содержит 150 страниц машинописного текста, 104 иллюстрации, 1 блок-схему и 32 Таблицы.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цели и задачи исследования, показана научная новизна и практическая значимость работы, перечисляются положения, выносимые на защиту, а также сведения об апробации результатов диссертации.

В первой главе выполнен обзор работ по направлениям исследований, представленным в диссертации. Проведён анализ подходов (А.В. Анисимов, А.Г. Бахтин, И.М. Безмозгий, С.С. Бобылёв, В.А. Бужинский, Н.Ю. Введенский, В.Я. Геча, А.И. Лиходед, О.И. Охотников, В.А. Титов, Р. Лохан, У. Томсон) к определению нагружения конструкций РКТ и их элементов с использованием конечно-элементных моделей. Современная вычислительная техника, программные продукты, испытательно-измерительные комплексы позволяют создать подробную модель конструкции изделия, а на основе эксперимента отстроить и подтвердить ее достоверность. Верифицированная модель является надежным инструментом анализа прочности изделия при его эксплуатации, изменении условий его эксплуатации, изменениях его конструкции, а также при создании новых изделий.

Проведён анализ работ по оценке отклика конструкций на случайные внешние воздействия (А.В. Бобров, В.В. Болотин, А.Л. Гольденвейзер, С. Кренделл, О.И. Кузнецов, Ю.М. Липницкий, П.Я. Носатенко, В.А. Светлицкий, В.В. Сидоров, У. Корде, С. Лэйн, Т. Энгберг). С использованием математического аппарата асимптотических методов интегрирования дифференциальных уравнений проводится качественный анализ уравнений колебаний составной оболочки, состоящей из цилиндрической и пологих сферических элементов и содержащей газ (О.В. Кузнецов). В прикладном отношении эффективно использовать расчётную методику выбора режимов вибрационных испытаний (В.В. Сидоров), позволяющую обеспечить отработку космического аппарата (КА) при действии акустических нагрузок, основывающуюся на сравнительном анализе расчётных уровней перегрузок и напряжений, возникающих в результате акустического и случайного вибрационного возбуждения (Ю.М. Липницкий) конструкции КА через интерфейс с ракетой-носителем (данний подход использован в настоящей работе с учётом корреляционных характеристик поля случайного акустического давления).

Во втором разделе представлена разработанная расчётно-экспериментальная методика определения прочности мест крепления приборно-агрегатного оборудования обитаемого модуля долговременных орбитальных станций.

Методика состоит из трёх частей, отмеченных в блок-схеме (Рисунок 2) цифрами 1, 2, и 3. Согласно правилу прохождения схемы первоначально разрабатывается детализированная конечно-элементная модель. На следующем этапе выполняется создание моделей испытательных сборок и их верификация

на основании результатов проведённых испытаний. В третьей «ветке» блок-схемы представлены типовые расчётные случаи, для которых выполнен анализ нагрузок с использованием разработанной динамической модели всего изделия.



* - используется задел по актуальным динамическим моделям РН и МКС, полученный в рамках предыдущих работ

** - внутренние силовые факторы

Рисунок 2. Блок-схема расчёто-экспериментальной методики

Для каждой расчётной «под-ветки» созданная модель модернизируется или трансформируется в соответствии с особенностями рассматриваемой задачи. Так, при анализе связанных нагрузок на этапе выведения ЛМ включается в единую расчётную модель в матричной форме, а при прогнозировании динамических откликов конструкции МКС от определяющих операций модуль интегрируется в динамическую модель станции. На этапе определения прочности узлов крепления приборно-агрегатного оборудования при виброакустическом нагружении используется детализированная динамическая модель, адаптированная для приложения внешних высокочастотных нагрузок.

Третий раздел посвящён вопросам определения откликов конструкции при проведении вибропрочностных испытаний с целью верификации разработанных моделей. Конструкция испытывалась сканирующим гармоническим возбуждением с уровнем, обеспечивающим постоянную амплитуду ускорений на задающем датчике в сечении интерфейса конструкции. Частота возбуждения менялась линейно в логарифмической шкале по закону

$$\omega(t) = \omega_0 \left(\frac{\omega_1}{\omega_0} \right)^{\left(\frac{t-t_0}{t_1-t_0} \right)}, \quad (1)$$

где отрезок $[t_0, t_1]$ – временной интервал сканирования, $[\omega_0, \omega_1]$ – интервал сканирования по частоте. Скорость сканирования выбиралась достаточной для выхода конструкции на режим на своих резонансах по ускорениям и, поэтому, в качестве расчетных откликов рассматривались амплитудно-частотные характеристики (АЧХ) по соответствующим параметрам.

Используется связанная с конструкцией декартова система координат с началом в плоскости стыка изделия с оснасткой, осью ОХ направленной вдоль его продольной оси, ОY – направленной в сторону манипулятора и ОZ – дополняющей систему до правой тройки. Обозначим через \vec{x}_{ex} координату узла, к которому прикладывается входное силовое воздействие $\vec{e}f(\omega)\Delta(\vec{x} - \vec{x}_{ex})e^{i\omega t}$, где вектор \vec{e} задает направление возбуждения, а функция $f(\omega)$ обеспечивает нормативный уровень ускорений в контролируемом узле \vec{x}_k , $\Delta(\vec{x} - \vec{x}_{ex})$ – дельта-функция. Уравнение движения испытуемой сборки вместе с оснасткой при гармоническом возбуждении имеет вид:

$$M\ddot{W} + MH\dot{W} + LW = \vec{e}f(\omega)\Delta(\vec{x} - \vec{x}_{ex})e^{i\omega t},$$

где через M , L , H обозначены матрицы масс, жесткости и оператор вязкого демпфирования исследуемой конструкции вместе с оснасткой. Решение последнего уравнения отыскивается в виде разложения по собственным формам колебаний. Собственные частоты конструкции ω_m и собственные формы колебаний Φ_m являются нетривиальными решениями уравнений

$$L\Phi_m(\vec{x}) = \omega_m^2 M\Phi_m(\vec{x}), \quad m = -5, \dots, 0, 1, 2, \dots$$

с граничными условиями свободных краев. При этом первые шесть форм с нулевыми собственными частотами соответствуют тонам твёрдого тела. Уравнения для обобщённых координат имеют следующий вид:

$$\ddot{T}_j(t) + \frac{\delta_j \omega_j}{\pi} \dot{T}_j(t) + \omega_j^2 T_j(t) = f(\omega) \langle \vec{e}, \Phi_j(\vec{x}_{ex}) \rangle e^{i\omega t}, \quad j = -5, \dots, 0, 1, 2, \dots \quad (2)$$

где δ_j – логарифмические декременты колебаний на соответствующих упругих тонах.

С учётом стационарных решений уравнений (2) полное поле фиксируемых в ходе динамического эксперимента ускорений с контролируемым нормативным уровнем $A_{\text{норм}}(\omega)$ в узле \vec{x}_k представимо в форме

$$A(\vec{x}, \omega, t) =$$

$$= A_{\text{норм}}(\omega) e^{i\omega t} f(\omega) \left(\sum_{j=-5}^0 \langle \vec{e}, \Phi_j(\vec{x}_{ex}) \rangle \Phi_j(\vec{x}) - \sum_{j=1}^{\infty} \frac{\omega^2 \langle \vec{e}, \Phi_j(\vec{x}_{ex}) \rangle}{\omega_j^2 - \omega^2 + i\omega\omega_j} \frac{\Phi_j(\vec{x})}{\delta_j} \right), \quad (3)$$

где

$$f(\omega) = \frac{1}{\left| \sum_{j=-5}^0 \langle \vec{e}, \Phi_j(\vec{x}_{ex}) \rangle \langle \vec{e}, \Phi_j(\vec{x}_k) \rangle - \sum_{j=1}^{\infty} \frac{\omega^2 \langle \vec{e}, \Phi_j(\vec{x}_{ex}) \rangle}{\omega_j^2 - \omega^2 + i\omega\omega_j} \frac{\delta_j}{\pi} \langle \vec{e}, \Phi_j(\vec{x}_k) \rangle \right|}.$$

Вторая глава посвящена описанию процесса разработки в среде согласованного с международными партнёрами программного комплекса детализированной конечно-элементной модели ЛМ и вибрационной сборки, верифицированных по результатам вибропрочностных испытаний.

Формирование модели ЛМ состояло из несколько этапов (Рисунок 2, «ветка» 1):

1. Использовалась подробная динамическая модель корпуса ФГБ, верифицированная по результатам статических и динамических испытаний в рамках предшествующих работ. Она модернизирована в соответствии с конструкторской документацией (КД) ЛМ в части конструкций гермоадаптера, заднего стыковочного агрегата, цилиндрической поверхности корпуса.

Размер элемента оболочки выбран исходя из размера вафельного элемента натурной конструкции. Цветные области на модели – доработанные элементы: утолщения оболочки, гермозазёмы, новые конструктивные элементы (Рисунок 3, б).

2. В имеющуюся модель оболочки интегрирована разработанная КЭМ внутреннего силового каркаса, крепящегося к шпангоутам. В соответствии с КД применяются элементы различного типа по материалу, виду профиля (уголок, тавр, швеллер и др.) с учётом параметров сечения (ширина, высота, толщина) и др. Для моделирования мест установки приборно-агрегатного оборудования в дополнение к основному разрабатывается модель дополнительного внутреннего каркаса.

3. В полном соответствии КД, чертежам компоновки и массовой сводке, при проведении контроля мест установки на изделии, выполняется укомплектование оболочки моделями наружного оборудования. Аналогичным образом модель ЛМ дооснащается внутренним оборудованием (Рисунок 3, а).

4. Произведена «обшивка» каркаса и каюты панелями нескольких типов: потолочными, настенными и напольными, шумоизоляционными и радиационными. Каждая из них представляет собой трёхслойный набор типа обшивка/прослойка/обшивка.

Общий вид разработанной детализированной КЭМ лабораторного модуля представлен на Рисунке 3, б.

5. Модель конструкции без оснастки (ВЛМ), предназначеннай для проведения вибропрочностных испытаний (Рисунок 4), представляет собой часть лабораторного модуля, состоящую из гермоадаптера, приборного герметичного отсека номер три (ПГО-3) и секции между шпангоутами №1 и №2 зоны ПГО-1 (Рисунок 2, «ветка» 2).

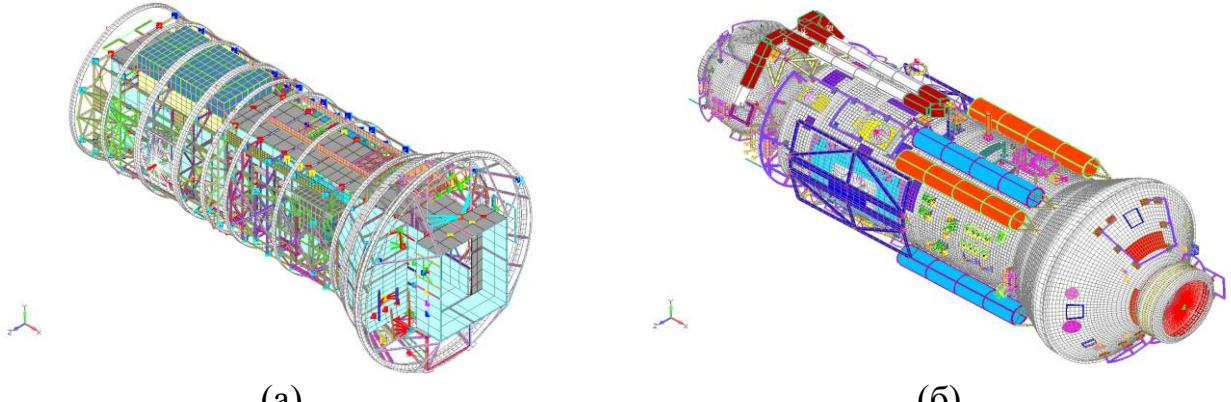


Рисунок 3. Общий вид интерьера модуля (а) и общий вид ЛМ с наружным оборудованием (б)

С использованием разработанной детализированной модели проведены расчёты массово-инерционных и динамических характеристик ЛМ. Согласно КД масса изделия составляет 20155 кг, масса полной модели (~ 79000 элементов и ~ 53000 узлов) составляет 19685 кг, что менее чем на 3% отличается от приведённых в документации данных. Модель конструкции с условиями закрепления по всем степеням свободы в сечении опорного шпангоута имеет более 10000 резонансов в частотном диапазоне от 0 до 450 Гц.

После формирования модели ВЛМ выполнено сравнение массово-инерционных характеристик между модельными, фактическими и конструкторскими (с предельными отклонениями) значениями массы и положения центра масс изделия в одной и той же декартовой системе координат, (Таблица 1). Модельная масса изделия отличается менее чем на 5% от фактической массы конструкции, а положение центра масс находится в допустимых конструкторской документацией разбросах.

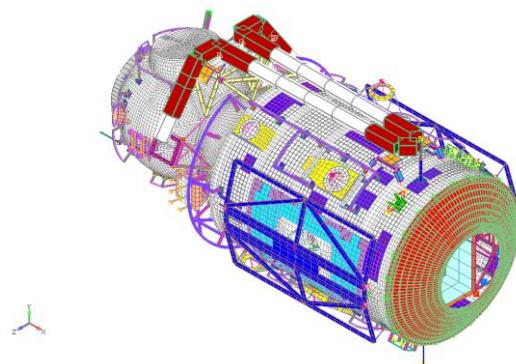


Рисунок 4. Общий вид ВЛМ с наружным оборудованием

Таблица 1.

Данные	Масса, кг	X _{ц.м.} , м	Y _{ц.м.} , м	Z _{ц.м.} , м
Модельные	6634,64	2,7743	0,0720	-0,0247
Фактические	6908,1	2,938	0,061	0,018
КД	7240±600	2,936±0,3	0,085±0,050	0,020±0,050

Вибрационные испытания сборки ВЛМ проводились на режимах, соответствующих этапам наземной и лётной эксплуатации. На Рисунке 5 (а) показана схема проведения испытаний, расчётная модель (Рисунок 5, б) и изображение вибрационной сборки, установленной на электро-динамической вибрационной установке фирмы Ling V-994LS (Рисунок 5, в) при продольных испытаниях.

При проведении виброиспытаний сборки ВЛМ применялась следующая оснастка: кольцевая проставка для проведения испытаний в поперечных направлениях, конус – в продольном, малая (страховочная) крестовина, большая крестовина для обезвешивания испытательной сборки. Нагружение конструкции в продольном направлении осуществлялось путём приложения усилий через конус и проставку, соединенных болтами с изделием. Подвеска сборки вместе с оснасткой на тросах и мягких пружинах соответствует свободным граничным условиям. Модель оснастки включена в единую расчётную модель испытательной сборки (Рисунок 5, б).

Принципы расчётного определения откликов конструкции при проведении вибропрочных испытаний основаны на изложенных формулах (1) – (3).

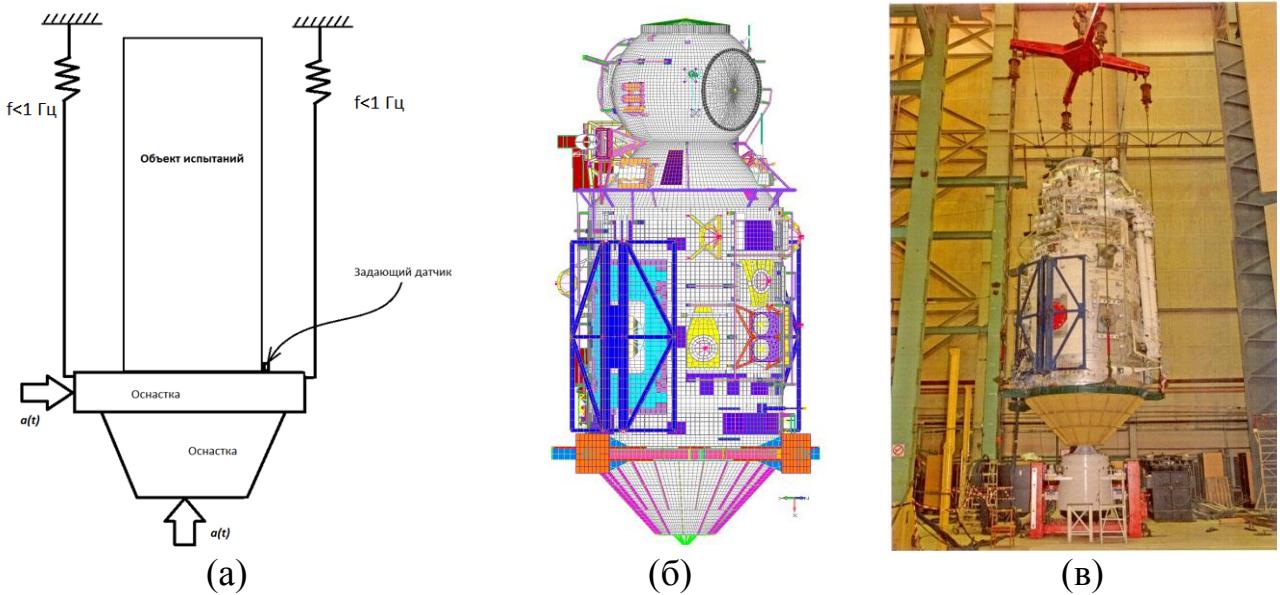


Рисунок 5. Схема проведения испытаний (а), модель испытательной сборки для продольных испытаний (б), вибрационная сборка с электро-динамической вибрационной установкой фирмы Ling V-994LS (в)

Внутри и снаружи сборки было установлено более 80 трёхкомпонентных вибродатчиков с рабочим диапазоном 5 – 2000 Гц по частоте и 0,1 – 12 г по амплитуде. Испытания конструкции вибрационной сборки совместно с оснасткой проводились путём сканирования по частоте. Уровень силового воздействия на каждой частоте выбирался таким, чтобы амплитуда виброперегрузок на задающем датчике отвечала режиму отработки соответствующего расчётного случая. Скорость сканирования – половина октавы в минуту – оказывается достаточной для выхода конструкции на резонансные режимы отклика. Таким образом, по результатам испытаний получены АЧХ ускорений в местах установки вибродатчиков при указанных входных воздействиях.

Методом разложения решения по тонам колебаний проведены расчёты АЧХ по ускорениям в узлах расположения акселерометров.

Для трёх видов возбуждения – продольного и двух поперечных – путем итерационной коррекции модели в части её жесткостных и инерционных характеристик удалось добиться согласования по уровням амплитуд и по

частотному составу откликов при диссипации, равной 1,5% критического демпфирования.

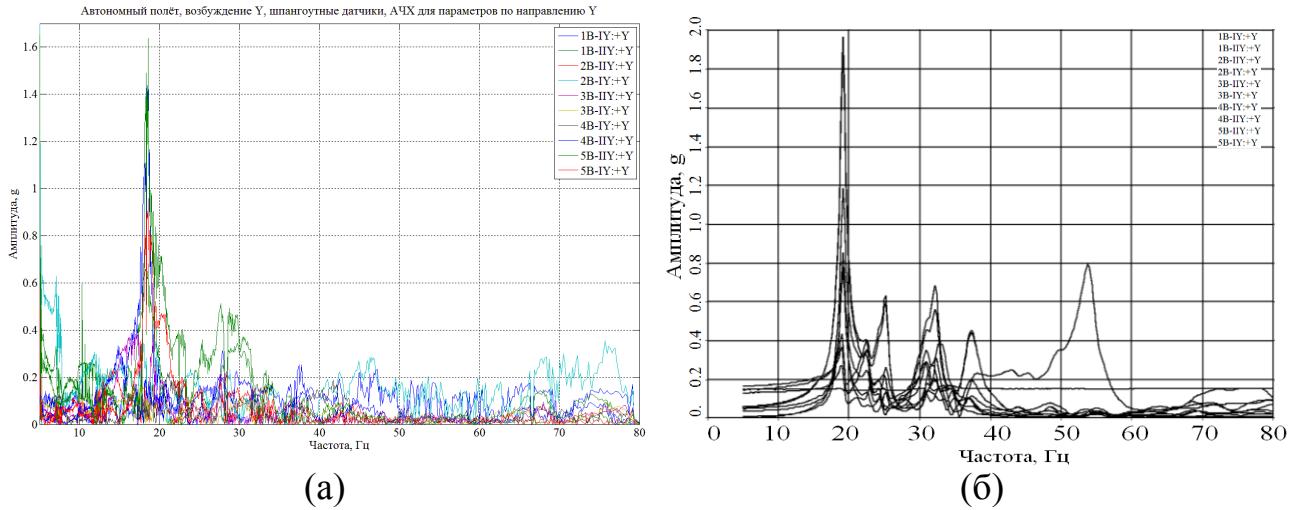


Рисунок 6. Пример экспериментальных (а) и расчётов (б) амплитудно-частотных характеристик ускорений

На Рисунке 6 приведены примеры сопоставления результатов расчёта и экспериментальных данных по направлению Y. В части (а) представлены экспериментальные АЧХ, в части (б) – соответствующие расчёты. Для удобства анализа показания датчиков группировались по различным признакам: по близости расположения, по типу (на силовых элементах конструкции), в характерных элементах оболочки и др.

В результате проведённого сравнительного анализа достигнуто согласование расчётных и экспериментальных АЧХ для всех этапов нагружения, на основе которого разработанная модель ЛМ считается верифицированной.

Целью третьей главы является:

- проведение сравнительного анализа условий вибродинамического нагружения элементов типовых конструкций РКТ при акустических, случайных вибрационных и гармонических внешних воздействиях (Рисунок 2, «подветка» 3.2);

- подтверждение правомерности подхода, сложившегося в отечественной практике по отработке конструкций на акустические воздействия в ходе проведения вибропрочностных испытаний для широкого класса изделий с плотным насыщением навесным приборно-агрегатным оборудованием.

Рассматривается нагружение конструкции при случайных внешних возмущениях: пульсациях тяги двигателей и донного давления, атмосферной турбулентности и акустического давления, транспортировочных воздействий, и т.д. Указанное исследование апробировано на моделях обобщённого аналога межбакового отсека (МБО), агрегатного модуля (АМ) и лабораторного модуля.

Поверхность оболочки модели, подвергающаяся акустическому давлению, разбивается на отдельные зоны со своими спектральными характеристиками. Существенным фактором, оказывающим влияние на нагружение конструкции, является корреляция между случайным звуковым давлением в разных частях оболочки. Параметром, характеризующим размер

зоны, в которой акустическое давление можно считать полностью скоррелированным, служит длина полуволны центральной частоты октавного (1/3-октавного) частотного диапазона (ГОСТ 17168-82). Спектральные плотности $S_\xi(\omega)$ выходных параметров ξ представляют собой отклики линейной системы с множеством входных воздействий:

$$S_\xi(\omega) = \sum_{m,n=1}^N \Pi_m(\xi, \omega) \bar{\Pi}_n(\xi, \omega) S_{mn}(\omega), \quad (4)$$

где $\Pi_m(\xi, \omega)$ и $\Pi_n(\xi, \omega)$ – передаточные функции от воздействий в m -ой и n -ой зонах соответственно. Входные случайные воздействия задаются матрицей $[S_{mn}]$ взаимных спектральных плотностей акустических давлений между зонами. Среднеквадратические значения выходных параметров в октавных (1/3-октавных) частотных диапазонах оцениваются

$$\sigma_\xi^2 = \int_{f_{1\text{oкт}}}^{f_{2\text{oкт}}} S_\xi(\omega) d\omega, \quad (5)$$

где $[f_{1\text{oкт}}; f_{2\text{oкт}}]$ – частотный диапазон соответствующей октавы (1/3-октавы).

Первоначально указанный подход апробирован на модели межбакового отсека, представляющего собой гладкую цилиндрическую оболочку с набором шпангоутов и стрингеров с интегрированным типовым навесным оборудованием различной массы. Лёгкое оборудование (до 5 кг) устанавливается непосредственно на стрингеры, оборудование с большей массой крепится к дополнительному каркасу, устанавливаемому на несущие элементы конструкции.

При акустическом нагружении в качестве внешнего механического воздействия используются типовые спектральные характеристики уровней звукового давления. Для определения нагрузок МБО от случайных вибрационных и гармонических внешних воздействий также используются нормативные зависимости спектральной плотности и амплитуды ускорений от частоты.

Производится анализ ускорений (перегрузок) поступательных степеней свободы узлов крепления приборов и агрегатов к корпусу МБО и узлов модели, расположенных в центрах масс (ц.м.) приборов при нормативных случайных вибрационных и акустических внешних воздействиях.

Анализ результатов расчётов показал, что при акустическом воздействии на конструкцию СКЗ перегрузок узлов крепления навесного оборудования выше перегрузок центров масс, при случайном вибрационном воздействии ц.м. лёгких приборов показывают более высокий уровень отклика по ускорениям в сравнении с их узлами крепления.

Из Рисунка 7 видно, что уровни перегрузок при акустическом нагружении конструкции ниже уровней, полученных в тех же узлах при действии случайной и гармонической вибраций, что позволяет подтверждать акустическую прочность проведением вибропрочных испытаний для

широкого класса изделий с плотным насыщением навесным приборно-агрегатным оборудованием.

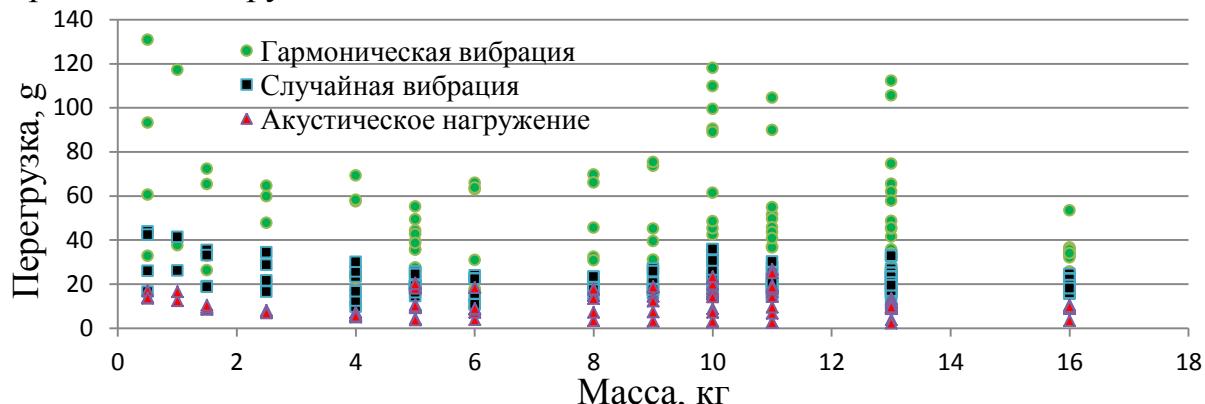


Рисунок 7. Среднеквадратические значения перегрузок элементов МБО при гармонической и случайной вибрации, а также при акустическом воздействии

После отработки расчётной методики на модели МБО проведена её аprobация на модели ЛМ.

Величины уровней звукового давления в зоне размещения КА в 1/3-октавных диапазонах в соответствии со справочником пользователя РН «Протон-М» приведены на Рисунке 8. Ограничим расчётный частотный диапазон сверху величиной 450 Гц, суммарный уровень давления в котором составляет 141,5 дБ (что отражает кривая суммарного уровня нарастающим итогом, Рисунок 8).

Проводится анализ ускорений поступательных степеней свободы узлов модели ЛМ, расположенных в центрах масс приборов. На Рисунке 9 представлены СКЗ ускорений от массы прибора и их огибающая. Видно, что уровень отклика при акустическом нагружении зависит от массы прибора.

Построены поля СКЗ перегрузок узлов оболочки лабораторного модуля при акустическом и случайном вибрационном внешних воздействиях (шкала значений приведена в м/с^2), представленные на Рисунке 10. В случае акустического нагружения максимальные величины перегрузок $\sim 4,3 \text{ g}$

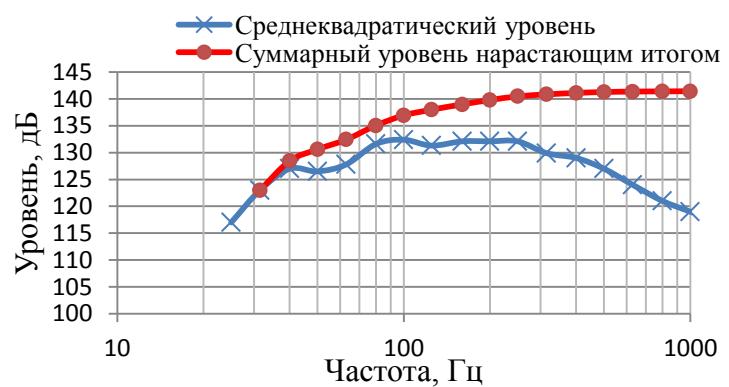


Рисунок 8. Среднеквадратический уровень акустического давления в 1/3-октавных частотных диапазонах под обтекателем РН «Протон-М»

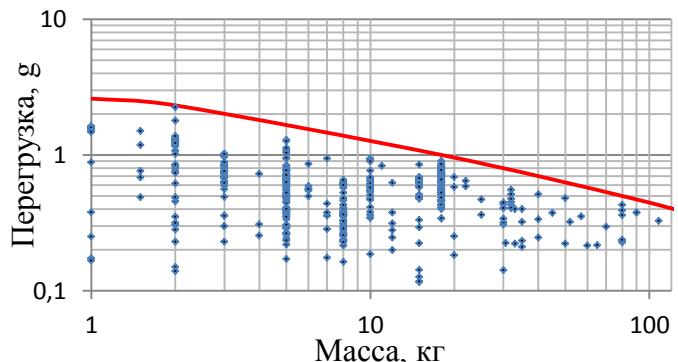


Рисунок 9. Расчётная зависимость СКЗ перегрузок на приборах и агрегатах ЛМ при акустическом нагружении

реализовались на коническом днище зоны ПГО-2, а при случайному вибрационном воздействии составили $\sim 8,1$ g и реализовались в зоне ПГО-1. Уровни перегрузок элементов корпуса при акустическом нагружении конструкции ниже уровней при действии случайной вибрации, что подтверждает правомерность подхода, сложившегося в отечественной практике по отработке прочности от акустического нагружения путём проведения вибропрочностных испытаний.

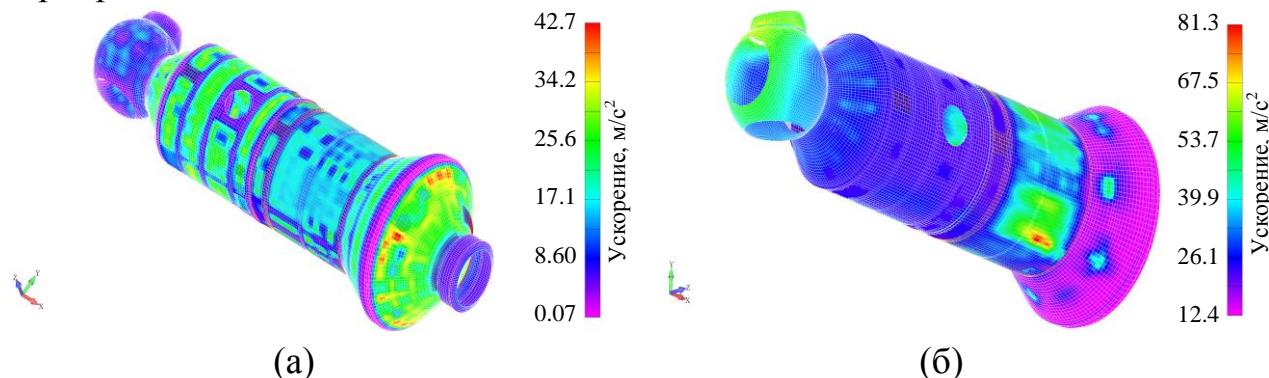


Рисунок 10. СКЗ перегрузок узлов оболочки лабораторного модуля при акустическом (а) и случайному вибрационном (б) внешних воздействиях

Одним из способов анализа прочности изделий РКТ является оценка напряжённо-деформированного состояния (НДС) конструкций при механических воздействиях и сравнение реализовавшихся экстремальных величин с пределом прочности материала, из которого сделан объект, для определения запасов. Рассчитаны НДС типовых элементов конструкции лабораторного модуля при акустическом нагружении. Установлено, что максимально реализованные среднеквадратические величины напряжений составили $\sim 1,57$ кгс/мм² для элементов дополнительного каркаса, следовательно 3^x-сигмальные значения в них $\sim 4,7$ кгс/мм². Таким образом, уровень напряжённого состояния элементов лабораторного модуля при акустическом нагружении не менее чем в 7 раз ниже предела прочности.

В четвёртой главе анализируются нагрузки элементов и узлов крепления навесного оборудования ЛМ при переходных процессах на этапе его выведения. Для РН используется динамическая модель с дискретными включениями типа осцилляторов, сосредоточенных масс, упругих и кинематических связей. Динамические свойства топлива учитываются с помощью продольных осцилляторов. Выполнен синтез единой расчётной модели РН с лабораторным модулем (Рисунок 2, «под-ветка» 3.1). Вычисляются внутренние силовые факторы (ВСФ) в интерфейсе РН-ЛМ.

Рассматриваются расчётные случаи «Старт» и «Разделение I и II ступеней». Полученные ВСФ используются как входные параметры при определении перегрузок приборно-агрегатного оборудования лабораторного модуля с применением его верифицированной конечно-элементной модели. Расчёты выполнены с использованием метода прямого интегрирования уравнений движения.

По результатам проведённого анализа получены временные зависимости перегрузок, реализовавшихся на приборно-агрегатном оборудовании ЛМ. При

сравнении экстремальных значений перегрузок с нормативными уровнями для конструкций подобного типа установлено, что расчётные уровни находятся в рамках допустимых значений.

Таким образом, при проведении лётных испытаний ЛМ для основных этапов нагружения прочность узлов крепления приборно-агрегатного оборудования обеспечена в случае непревышения нормативных уровней внешних воздействий.

Пятая глава посвящена прогнозированию уровней микроускорений на борту РС МКС при проведении динамических операций для конфигураций, которые будут образованы послестыковки со станцией лабораторного модуля. В настоящем разделе выполнено расчетное прогнозирование эксплуатационных уровней микроускорений на силовых элементах и бортовой аппаратуре модуля ЛМ при его эксплуатации в составе МКС, а также на борту модулей СМ и ФГБ, при проведении операций стыковок транспортных кораблей и при работе космонавта на велотренажере.

Выполнен синтез единой расчётной модели, включающей в себя актуальную динамическую модель МКС и ЛМ (Рисунок 2, «под-ветка» 3.3). Для определения бортовых кинематических параметров модуля использовался апробированный метод, состоящий из этапов расчета внутренних силовых факторов в интерфейсных сечениях по динамической модели и последующего приложения полученных временных зависимостей на соответствующие интерфейсы детализированной оболочечной модели ЛМ.

Для получения временных зависимостей микроускорений использовались исходные данные по типовым силовым контактным функциям стыковок к портам агрегатного отсека служебного модуля (АО СМ), малых исследовательских модулей МИМ1 и МИМ2. Оценка бортовых ускорений при работе велотренажера осуществлена с использованием силовых функций, полученных путем их реконструкции по данным бортовых ускорений.

В результате проведённых расчётов получены сводные данные об амплитудах микроускорений на борту ФГБ и СМ, реализовавшихся при рассмотренных динамических операциях. Выполнено сопоставление с максимальными величинами реализовавшихся перегрузок при стыковках, выполненных в 2012 году. Установлено, что расчетные уровни перегрузок на борту СМ и ФГБ согласуются для соответствующих динамических операций с телеметрическими данными. Перегрузки на шпангоутах и приборах ЛМ, полученные по анализу с использованием детализированной модели, в качестве примера представлены на Рисунках 11 – 12. Более подробно с результатами анализа можно ознакомиться в тексте диссертации.

Расчётный анализ показал, что после введения лабораторного модуля в состав МКС, масса Российского сегмента становится больше на 15 – 20%, что существенным образом отражается на структуре спектра собственных колебаний конструкции. Вместе с тем прогнозируемые динамические отклики конструкции по параметрам ускорений не претерпевают качественного изменения по сравнению с аналогичными откликами, реализованными на последних актуальных конфигурациях станции.

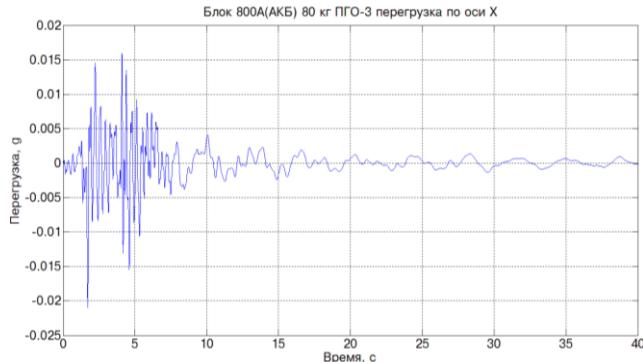


Рисунок 11. Перегрузка на блоке аккумуляторных батарей при стыковке ТК к стыковочному агрегату МИМ1

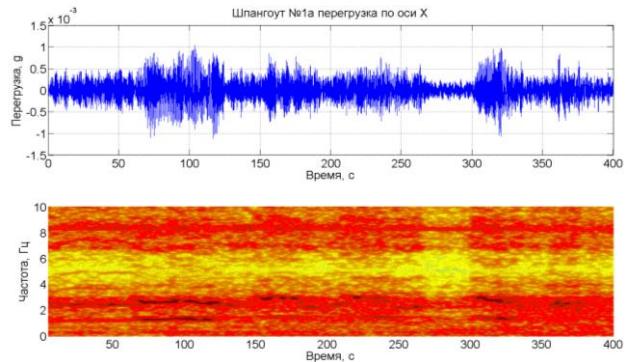


Рисунок 12. Перегрузка на шлангогуте №1а при работе космонавтов на велотренажёре и её спектрограмма

Основные результаты и выводы

1. Разработана и обоснована расчётно-экспериментальная методика определения условий нагружения навесного приборно-агрегатного оборудования и узлов его крепления на элементах конструкции типовых модулей долговременных орбитальных станций.

2. Разработана методика создания детализированных конечно-элементных моделей типовых обитаемых модулей долговременных орбитальных станций с плотным наполнением навесным приборно-агрегатным оборудованием, валидированных по результатам вибропрочных испытаний. Созданы детализированные модели лабораторного модуля и вибропрочностной сборки, усечённой на 50% по длине относительно натурного объекта.

3. При заданных нормативных уровнях механических воздействий, соответствующих одним и тем же этапам нагружения, в подавляющем большинстве случаев перегрузки в центрах масс и узлах крепления приборов при акустическом нагружении в 2-3 раза ниже перегрузок, реализуемых при случайному вибрационном и гармоническом воздействиях. Подтверждение прочности узлов крепления приборно-агрегатного оборудования конструкций рассмотренного типа допускается с использованием вибрационных испытаний без проведения дополнительных акустических испытаний.

4. Выполнен анализ связанных нагрузок при выведении ЛМ с помощью ракеты-носителя тяжёлого класса. Установлено, что при проведении лётных испытаний ЛМ для основных этапов нагружения прочность узлов крепления приборно-агрегатного оборудования обеспечена в случае непревышения нормативных уровней внешних воздействий.

5. Расчётный анализ показал, что включение динамической модели ЛМ в состав МКС не оказывает существенного влияния на уровни перегрузок элементов конструкций и приборно-агрегатного оборудования модулей Российского сегмента при переходных процессах.

Список работ, опубликованных автором по теме диссертации:

1. 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. Королёв. 2013. Выпуск 2 (71). С. 28-33. (0.52 п.л./0.25 п.л.).
2. 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. (1.38 п.л.) URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25394>.
3. Золкин С.Н. Исследование нагружения ракеты-носителя тяжёлого класса при движении в плотных слоях атмосферы с учётом аэродинамических воздействий // Труды 53-й научной конференции МФТИ «Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук». Часть III Аэрофизика и космические исследования. Том 1.– М.: МФТИ. 2010. С. 68. (0.06 п.л.)
4. Золкин С.Н. О некоторых особенностях верификации расчётных моделей изделий РКТ по результатам их динамических испытаний // Международная молодёжная конференция. XXXIX Гагаринские чтения. Научные труды в 9 томах. Том 2. МАТИ Москва. 2013. С. 91-92.(0.11 п.л.)
5. Золкин С.Н., Анисимов А.В., Лиходед А. И., Титов В.А Программное обеспечение для расчетного определения фактических спектров циклического нагружения и текущего остаточного прочностного ресурса конструкции Российского сегмента МКС при динамических режимах в процессе строительства и летной эксплуатации орбитальной станции. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2011614284 от 03.08.2011.
6. Золкин С.Н., Сидоров В.В., Титов В.А. Расчётное исследование условий акустического нагружения приборно-агрегатного оборудования модуля МКС на участке его выведения // 6-я международная научно-техническая конференция Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика. Сборник трудов. Рязань. 2013. С. 85-86. (0.17 п.л./0.06 п.л.)
7. 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.(1.85 п.л./0.62 п.л.)
8. Золкин С.Н. Расчетное исследование условий нагружения приборно-агрегатного оборудования типовых конструкций ракетно-космической техники при виброакустическом воздействии // Космонавтика и ракетостроение. Королёв. 2017. Выпуск 1(94). С. 54-58. (0.43 п.л.)
9. Золкин С.Н. Условия нагружения навесного оборудования обобщённого аналога приборного отсека ракеты-носителя при акустическом воздействии // Космонавтика и ракетостроение. Королёв. 2015. Выпуск 4 (83). С. 123-127. (0.43 п.л.)

Подписано к печати 02.10.19. Заказ № 26-1525.
Объём 1 печ.л. Тираж 75 экз.
Типография АО ЦНИИмаш
141070, Королев, Московская обл.,
ул. Пионерская д.4, корп.22