

На правах рукописи



Маринин Дмитрий Александрович

РАЗРАБОТКА МЕТОДИК И СРЕДСТВ МОДАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ
КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ
КОНСТРУКЦИЙ

Специальность 05.07.03 — Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов

Автореферат диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Новосибирск — 2020

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном
образовательном учреждении высшего образования
«Новосибирский государственный технический университет»

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор
Бернс Владимир Андреевич

Официальные оппоненты: Бужинский Валерий Алексеевич, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», отдел «Динамика ракетно-космической техники», начальник отдела;

Иголкин Александр Алексеевич, доктор технических наук, доцент, федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», кафедра «Автоматические системы энергетических установок», профессор.

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана), г. Москва

Защита состоится «18» июня 2020 г. в 14⁰⁰ часов в конференц-зале НГТУ на заседании диссертационного совета Д 212.173.13 при Новосибирском государственном техническом университете по адресу: 630073, г. Новосибирск, проспект К. Маркса, 20.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Новосибирского государственного технического университета: www.nstu.ru

Автореферат разослан « » _____ 2020 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета



Андрей Геннадиевич Тюрин

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Одним из этапов создания крупногабаритных трансформируемых космических конструкций является разработка их расчетных динамических моделей. Первоначально модели строятся на основе технической документации, а затем корректируются по результатам экспериментального модального анализа изделий. Такие модели используются для обеспечения геометрической стабильности антенных систем, управляемости и заданного срока эксплуатации космических аппаратов, поэтому разработка методик и средств модальных испытаний крупногабаритных конструкций является актуальной задачей.

Наиболее достоверным методом экспериментального модального анализа является резонансный метод (метод фазового резонанса). Резонансные испытания производятся в режиме вынужденных колебаний. Целью испытаний является определение собственных частот, форм, обобщённых масс и коэффициентов демпфирования собственных тонов колебаний или, по-другому, модальная идентификация динамических систем.

Развитие методов модальных испытаний конструкций тесно связано с совершенствованием экспериментального оборудования и вычислительной техники. К пятидесятым годам прошлого столетия были разработаны первые способы определения параметров собственных тонов колебаний по результатам испытаний при односточном возбуждении. Поэтому постулировались такие свойства реальных систем, как незначительное демпфирование, отсутствие близких собственных частот, выполнимость гипотезы Базиля о возможности приведения матриц инерции, жесткости и демпфирования к диагональному виду одним преобразованием координат.

С появлением в пятидесятых годах экспериментального оборудования, реализующего многоточечное возбуждение колебаний, разрабатываются методики подбора сил для разделения тонов, имеющих близкие собственные частоты. Кроме того, возможность введения фазового сдвига в силы возбуждения позволила создать метод определения обобщенных масс, не требующий выполнения гипотезы Базиля.

Модальные испытания крупногабаритных трансформируемых конструкций (КТК) – антенн, солнечных батарей – сопряжены с определенными трудностями. Отметим основные из них. Поскольку эти конструкции могут иметь большую протяженность (порядка 100 метров), то для их испытаний необходимо помещение соответствующих размеров. Кроме того, для выделения собственных тонов колебаний (реализация режима фазового резонанса) протяженной конструкции необходима система возбуждения колебаний с большим числом силовозбудителей, управление которой является достаточно сложной задачей. КТК не рассчитаны на эксплуатацию под воздействием гравитации, поэтому при проведении испытаний необходима многоканальная система компенсации веса, которая не должна искажать динамические характеристики объекта испытаний. КТК имеют, как правило, низкие (до одной де-

сятой доли герца) собственные частоты упругих колебаний, поэтому к испытательному оборудованию предъявляются специальные требования. Так, например, затруднительны измерения колебаний датчиками ускорений, обычно используемыми в модальных испытаниях. Измерения же перемещений требуют базу для отсчета, что усложняет процесс испытаний. И, наконец, на модальные характеристики тонов колебаний с низкими частотами повышенное влияние оказывает воздушная среда.

Отмеченные проблемы определяют актуальность темы диссертации, научную и практическую значимость решения задачи модальных испытаний крупногабаритных космических конструкций.

Степень разработанности темы исследования

Методы определения характеристик собственных тонов в резонансных испытаниях разделяются на методы анализа и методы многоточечного возбуждения. Методы анализа предполагают использование достаточно простого возбуждения в совокупности с последующей обработкой (иногда довольно сложной) результатов испытаний. Основным допущением о свойствах конструкций здесь является гипотеза Базиля. Обзор методов анализа, разработанных до 70-х годов прошлого столетия, содержится в работе Г.Н. Микишева, Б.И. Рабиновича, а вопросы точности рассмотрены Г.Н. Микишевым, Н.Д. Прониным, Ю.Ю. Швейко, И.М. Колосковым. Дальнейшему развитию методов анализа посвящены работы Р.А. Шибанова, В.Ф. Ушкалова, *Wittmeyer H., Goyder, H.G.D., Ewins, D.J., Gleeson P.T.*, С.Р. Ибрахима и др.

Определение характеристик собственных тонов методами многоточечного возбуждения предполагает экспериментальное выделение "чистых" собственных тонов конструкций и последующий расчет обобщенных масс и коэффициентов демпфирования достаточно простыми способами. Теоретическому обоснованию методов многоточечного возбуждения, разработке способов подбора сил и совершенствованию расчетов обобщенных характеристик по результатам испытаний посвящены, например, работы В.И. Смыслова, К.И. Васильева, В.И. Ульянова, В.А. Бернса, *Asher G.W, Kennedy C.C., Pancu C.D.P., Dat R., Clerc D., Heylen W., Lammens S., Sas P.* Анализ погрешностей измерений характеристик вынужденных колебаний проведен Л.С. Белоусовым и Б.А. Логуновым. Точность определения обобщенных масс при заданных ошибках в собственных частотах и перемещениях (скоростях, ускорениях) конструкций исследована В.И. Смысловым, К.И. Васильевым, Е.А. Жаровым, В.И. Ульяновым, В.А. Бернсом.

Учету влияния воздушной среды на колебания авиационных и космических конструкций в наземных модальных испытаниях посвящены работы В.А. Бужинского, В.Р. Аминова, В.С. Межина, Б.П. Притыковского, А.В. Авершьевой.

Под средствами проведения модальных испытаний понимается комбинация аппаратных и программных составляющих. Современный комплекс оборудования для экспериментального модального анализа включают в себя: многоканальную систему сбора данных и управления возбуждением колебаний, которая содержит из-

мерительные усилители; аналого-цифровые преобразователи; генератор сигналов; цифро-аналоговые преобразователи; интерфейсы для передачи данных и объединения нескольких систем; пьезоэлектрические акселерометры стандарта *ICP* (*Integrated Circuit-Piezoelectric* – датчики с внутренним предусилителем заряда); пьезоэлектрические *ICP* датчики динамической силы; средства возбуждения колебаний: модальные электродинамические силовозбудители с усилителями мощности и молотки для анализа затухающих колебаний; специализированное программное обеспечение с функциями контроля параметров оборудования; управления процессом испытаний в режиме реального времени; интеграции с внешними программными модулями, расчётными комплексами и системами автоматизированного проектирования; окончательной обработки и представления результатов.

На сегодняшний день в данной области существуют готовые коммерческие решения, представленные ведущими производителями испытательного оборудования: *Bruel & Kjaer* (Дания), *Prodera* (Франция), *OROS* (Франция), *PCB Piezotronics* (США), *TMS* (США), *Siemens*, *Polytec* (Германия).

Таким образом, в настоящее время достаточно разработаны методы и средства модальных испытаний конструкций, однако в полной мере они не решают проблем испытаний КТК космического назначения. Это проявляется, например, в отсутствии системы компенсации веса объекта испытаний, частоты собственных колебаний которого могут составлять десятые доли герца. Кроме того, необходимо иметь многоканальные системы возбуждения и измерения колебаний протяженных конструкций на столь низких частотах.

Цель диссертационной работы: разработка методик и средств модальных испытаний крупногабаритных трансформируемых космических конструкций.

Задачи исследования:

1. Разработать расчетно-экспериментальную методику определения характеристик собственных тонов колебаний КТК по результатам испытаний их составных частей.
2. Разработать методику модальных испытаний и коррекции расчетных моделей составных частей КТК.
3. Создать установку для исследования влияния воздушной среды на динамические характеристики составных частей КТК.
4. Изучить возможность оценки влияния воздушной среды на динамические характеристики КТК по результатам испытаний их масштабных моделей.
5. Создать активную систему компенсации веса и средства возбуждения колебаний, оказывающие малое влияние на динамические характеристики КТК.
6. Разработать комплексную систему модальных испытаний КТК.

Научная новизна:

1. Расчетно-экспериментальная методика определения параметров собственных тонов колебаний конструкций по результатам испытаний их составных частей.

2. Способ коррекции расчетных моделей по результатам испытаний.
3. Методика идентификации диссипативных свойств конструкций.
4. Использование результатов испытаний масштабных моделей для оценки влияния воздушной среды на демпфирование колебаний натуральных конструкций.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическую значимость представляют:

- методика выявления диссипативных свойств динамических систем по соотношениям между вынужденными монофазными и собственными колебаниями;
- оценка влияния упругой подвески на динамические характеристики объекта испытаний при его свободном вывешивании.

Практической значимостью работы является:

- снижение объема работ по наземной экспериментальной отработке космических аппаратов;
- обеспечение управляемости и нормального функционирования в течение заданного срока эксплуатации космической техники.

Результаты проведенных в диссертации исследований использованы в испытаниях трансформируемых антенн \varnothing 5 м и в разработках изделий КТИ НИ СО РАН и АО «ВПК «НПО машиностроения». Научная новизна созданного комплексного стенда модальных испытаний крупногабаритных трансформируемых конструкций и способа испытаний подтверждено двумя патентами Российской Федерации.

Методология и методы исследования

В качестве основного метода исследований использовался метод экспериментального модального анализа. Исследования погрешностей результатов испытаний проводились методом статистического моделирования.

Положения, выносимые на защиту:

1. Расчетно-экспериментальная методика определения модальных параметров КТК космического назначения.
2. Методика оценки влияния воздушной среды на демпфирование колебаний конструкций.
3. Активная система компенсации веса космических конструкций.
4. Комплексная система модальных испытаний КТК космического назначения.

Степень достоверности и апробация результатов

Достоверность и обоснованность результатов работы определяется применением основных положений механики; анализом погрешностей определяемых параметров; проведением специальных тестовых испытаний. Результаты экспериментальных исследований получены с использованием апробированных методик и современного прецизионного оборудования.

Основные положения и результаты работы докладывались и обсуждались на VII Чаплыгинских чтениях (г. Новосибирск, 2015); Всероссийской научно-технической конференции «Наука. Промышленность. Оборона.» (г. Новосибирск,

XVI (2015), XVIII (2017)); Международной научно-практической конференции «Решетнёвские чтения» (г. Железногорск, XIX (2015), XX (2016), XXI (2017), XXII (2018), XXIII (2019)); школе-семинаре «Проблемы прочности авиационных конструкций и материалов» (г. Новосибирск, 2016, 2017); III Международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин» (г. Самара, 2016); Национальной выставке-форуме «ВУЗПРОМЭКСПО 2016» (г. Москва, 2016); Международной молодёжной научной конференции «XIV Королёвские чтения» (г. Самара, 2017); V Международном форуме технологического развития «Технопром», V Международной выставке науки, технологий и инноваций «НТИ Экспо 2017» (г. Новосибирск, 2017); XXIV Международном симпозиуме «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А. Г. Горшкова (г. Москва, 2018); научно-технической конференции «Прочность конструкций летательных аппаратов» (г. Жуковский, 2018); Юбилейной Международной научно-технической конференции «Сибирское наследие ЦАГИ» (г. Новосибирск, 2018).

По материалам диссертации опубликовано 20 печатных работ, из них: 7 статей в изданиях, входящих в перечень, рекомендованный ВАК РФ (1 из них входит в реферативную базу *Web of Science*); 1 монография; 2 патента; 10 — в прочих изданиях и сборниках трудов международных и всероссийских научно-технических конференций.

Соответствие паспорту заявленной специальности

Тема и содержание диссертационной работы соответствуют пунктам 1, 3, 4 и 5 паспорта специальности 05.07.03 – «Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов».

Личный вклад автора заключается в разработке методологии расчетно-экспериментального модального анализа КТК и оценки влияния воздушной среды на результаты модальных испытаний, участии в разработке комплексной системы модальных испытаний космических конструкций, проведении расчетных и экспериментальных исследований и анализе их результатов, формулировке выводов.

Структура и объем диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, 4-х глав, заключения, списка литературы из 123 наименований, 2-х приложений. Общий объем работы составляет 156 страниц, включая 73 рисунка, 19 таблиц и 2 страницы приложений.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цель и задачи исследований, новизна и практическая значимость результатов работы. Дано краткое изложение работы по главам.

В первой главе сделан обзор публикаций, близких к диссертации по теме и методам исследований: методы и средства экспериментального модального анализа и методики учета влияния воздушной среды на результаты модальных испытаний

конструкций. Выводы, сформулированные по результатам анализа публикаций, послужили основой для выбора направления исследований в диссертационной работе.

Вторая глава содержит описание расчетно-экспериментальной методики модального анализ КТК по результатам испытаний их составных частей. Программа модальных испытаний составных частей может содержать требование исследовать более высокие тона одного и того же вида деформирования (например, изгиб, кручение и т.д.), чем это требуется в испытаниях полной конструкции. Предлагаемая методика испытаний, основанная на анализе вынужденных монофазных колебаний конструкций, отличается тем, что для ее реализации не принимается априори закон рассеяния энергии. Это исключает возможность придания объектам испытаний не-присущих им свойств. Данное обстоятельство имеет значение при формировании глобальной расчетной модели КТК: синтез расчетных моделей составных частей КТК, построенных с использованием некорректных описаний их динамических свойств, может привести к непредсказуемым результатам.

Уравнения вынужденных колебаний конструкции в испытаниях приняты в виде:

$$A\ddot{Y} + R + CY = Q, \quad (1)$$

где $\ddot{Y}(N)$ и $Y(N)$ – векторы ускорений и перемещений точек конструкции; $A(N \times N)$ и $C(N \times N)$ – матрицы инерции и жесткости; $R(N)$ – силы демпфирования; $Q(N)$ – силы возбуждения колебаний; N – число исследуемых собственных тонов колебаний. К силам демпфирования отнесены все силы, изменяющиеся в фазе со скоростью.

В испытаниях использовалось гармоническое возбуждение: $Q = E \sin \omega t + F \cos \omega t$; при комплексном представлении колебаний E и F – векторы действительной и мнимой составляющих сил. Отклик конструкции на такое возбуждение также гармонический: $Y = U \sin \omega t - V \cos \omega t$; U и V – действительные и мнимые составляющие перемещений точек конструкции; ω – частота колебаний. Сделано допущение о том, что подбором сил возбуждения реализован режим вынужденных монофазных колебаний $U = \lambda V$, где λ – действительное число, равное котангенсу фазового сдвига между откликом системы и действительной составляющей возбуждения. Для таких колебаний уравнениям (1) соответствует система $2N$ алгебраических уравнений

$$(1 + \lambda^2)(C - \omega^2 A)V = \lambda E - F, \quad (2)$$

$$(1 + \lambda^2)HV = E + \lambda F. \quad (3)$$

Здесь $A(N \times N)$, $C(N \times N)$ и $H(N \times N)$ – матрицы инерции, жесткости и демпфирования. Уравнения (2) не содержат сил демпфирования и могут быть использованы для определения характеристик инерции и жесткости, а система (3) – для определения характеристик демпфирования конструкции. Вектор сил E , реализующий монофазный отклик системы при монофазном возбуждении с частотой ω , определялся по формуле $E = \tilde{E}\xi$, где вектор ξ и параметр λ являлись решением задачи о собственных значениях $(\tilde{U} - \lambda \tilde{V})\xi = 0$. Столбцы матриц $\tilde{U}(N \times N)$ и $\tilde{V}(N \times N)$ есть векторы действительной и мнимой составляющих перемещений в N независимых испытаниях кон-

струкции, а столбцы матрицы $\tilde{E}(N \times N)$ есть векторы сил в этих испытаниях. При немонофазном возбуждении колебаний можно реализовать монофазный отклик любой конфигурации. Векторы сил $E = \tilde{E}\xi$ и $F = \tilde{E}\eta$ для создания монофазных колебаний конструкции, совпадающих с собственными на частоте ω : $V = \alpha W_i$ (W_i – i -й собственный вектор системы без демпфирования, α – некоторый постоянный коэффициент) определялись решениями уравнений $U\xi + V\eta = \lambda(\tilde{V}\xi - \tilde{U}\eta)$, $\tilde{V}\xi - \tilde{U}\eta = \alpha W_i$.

В зависимости от свойств монофазных колебаний при монофазном возбуждении рассматривались следующие варианты:

а) если на частотах колебаний ω по крайней мере один из параметров λ равен нулю. Такими частотами являются собственные частоты колебаний конструкции p_i , $i = 1, 2, \dots, N$, а монофазные колебания совпадают с собственными колебаниями;

б) при $\omega \neq p_i$ существуют действительные значения λ_j , $j = 1, 2, \dots, S$, $S \leq N$, причем L из S монофазных колебаний совпадают с собственными колебаниями конструкции. Показано, что эти собственные тона колебаний не имеют связей с другими тонами посредством демпфирования;

в) при $\omega \neq p_i$ существуют действительные значения λ_j , $j = 1, 2, \dots, S$, $S \leq N$, но монофазные колебания не совпадают с собственными. В этом случае для определения обобщенных масс необходимо использовать немонофазное возбуждение. Матрица демпфирования определяется из уравнения $HV_j = (E_j + \lambda_j F_j) / (1 + \lambda_j^2)$. Относительно свойств демпфирования отмечено существование связи между матрицами A , C и H : $(-\omega^2 A + C)V_j = \lambda_j HV_j$, $j = 1, 2, \dots, S$;

г) при $\omega \neq p_i$ не существуют действительные значения параметра λ . В этом случае для определения обобщенных масс и матрицы демпфирования необходимо использовать немонофазное возбуждение колебаний.

В модальных испытаниях практически всегда число точек регистрации колебаний превышает число сил возбуждения. В этом случае во всех точках измерения не удастся точно создать режим монофазных колебаний. Сделано допущение о том, что возбуждением в L точках реализуется режим монофазных колебаний в N точках конструкции достигается минимум величины $R = (U^T - \lambda V^T)(U - \lambda V) / V^T V$. При монофазном возбуждении это условие приводит к задаче о собственных значениях $(D - \alpha B)\xi = 0$ и искомым вектором ξ является собственный вектор, соответствующий наименьшему собственному значению α . Здесь $D = \tilde{U}^T \tilde{U} - 2\lambda \tilde{V}^T \tilde{U} + \lambda^2 \tilde{V}^T \tilde{V}$, $B = \tilde{V}^T \tilde{V}$. Величина λ определяется по формуле $\lambda = \xi^T \tilde{V}^T \tilde{U} \xi / \xi^T \tilde{V}^T \tilde{V} \xi$. Подбор немонофазного возбуждения в ограниченном числе точек производится из условия минимума отклонения вынужденных колебаний от колебаний конструкции на частоте фазового резонанса. При этом сохраняется неизменным вектор действительной составляющей возбуждения, реализующего режим фазового резонанса.

Основными источниками погрешностей в результатах модальных испытаний являются случайные ошибки измерений вынужденных колебаний и смещение частот

фазовых резонансов при наличии тонов с близкими частотами. Наибольшей чувствительностью к этим факторам обладают измерения действительной составляющей перемещений вследствие ее малости в окрестности фазового резонанса по сравнению с мнимой составляющей и амплитудой колебаний. Поэтому в диссертации разработан способ определения обобщенных характеристик собственных тонов колебаний, позволяющий снизить влияние погрешности измерения действительной составляющей.

Введем обозначения: y — амплитуда колебаний точки нормирования тона; Q — обобщенная сила возбуждения; a, c, h — обобщенная масса, жесткость и демпфирование тона. Определим a, c, h из условия минимума отличия сил Q_k , реализуемых в эксперименте, от Q_k^* , определяющих амплитуды колебаний математической модели, равные экспериментальным на частотах $\omega_k, k=1, 2, \dots, M, M \geq 3$:

$$\min \sum_{k=1}^M (Q_k^2 - Q_k^{*2})^2.$$

Это условие приводит к системе нелинейных уравнений, которая имеет решение:

$$a = \sqrt{(f_2 d_3 - f_3 d_2) / (f_1 d_2 - f_2 d_1)}, \quad c = -(b d_1 + d_3) / d_2 a, \quad (4)$$

$$h = \left[\left(\sum_{k=1}^M Q_k^2 y_k^2 - c^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 - a^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^4 + 2ac \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^2 \right) / \sum_{k=1}^M y_k^4 \right]^{1/2},$$

$$f_1 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_j^4 (\omega_j^4 - \omega_i^4), \quad f_2 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_j^4 (\omega_j^2 - \omega_i^2), \quad f_3 = \sum_{i,j=1}^M y_i^2 y_j^2 \omega_i^4 (y_i^2 Q_j^2 - y_j^2 Q_i^2),$$

$$d_1 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_i^4 (\omega_i^4 - \omega_j^4), \quad d_2 = 2 \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_i^2 (\omega_j^2 - \omega_i^2), \quad d_3 = \sum_{i,j=1}^M y_i^2 y_j^2 \omega_i^2 (y_i^2 Q_j^2 - y_j^2 Q_i^2).$$

Оценки погрешности определения обобщенной массы ε_a при наличии случайных ошибок измерений амплитуд колебаний ε_y показали, что обобщенную массу можно вычислить с достаточной точностью даже при больших погрешностях измерения перемещений. Так при $\varepsilon_y=10\%$ и $M \geq 20$ величина $\varepsilon_a \leq 2,5\%$. Кроме того, такой способ расчета модальных параметров обладает низкой чувствительностью к взаимному влиянию тонов, если различия их собственных частот превышают $\pm 8\%$.

Одной из проблем коррекции расчетных моделей КТК является то, что число степеней свободы моделей многократно превышает количество собственных тонов колебаний, описывающих исследуемое явление с требуемой точностью. Одним из способов преодоления этого противоречия является редуцирование расчетных моделей. При выборе метода редуцирования моделей составных частей КТК необходимо учесть, что они должны иметь возможность стыковаться друг с другом для синтеза полной модели конструкции.

Независимо от того, моделируются ли составные части во временной или частотной области, при стыковке их моделей должны выполняться следующие условия: совместность перемещений стыковочных степеней свободы; выполнение уравнений равновесия. Наиболее распространенным методом синтеза, который удовле-

творят описанным условиям, является метод Крэйга-Бэмптона, в форме метода Хёртинга. В этом методе при построении матрицы трансформации от полноразмерной модели к ее редуцированному аналогу используются формы собственных колебаний конструкции со свободными интерфейсными узлами. Кроме того, в матрице трансформации могут быть учтены перемещения системы как жесткого тела. Из нескольких вариантов коррекции редуцированных моделей лучшим оказался следующий способ: обобщенные массы и жесткости корректируемого тона изменялись пропорционально коэффициентам $(1-k)$ и $(1+k)$ соответственно, а величина k определялась из равенства отношения обобщенных характеристик квадрату экспериментальной частоты p_i . Таким образом, для коррекции i -го тона использовались следующие формулы:

$$a_i^* = a_i(1-k_i), \quad c_i^* = c_i(1+k_i), \quad k_i = \frac{p_i^2 a_i - c_i}{p_i^2 a_i + c_i}.$$

Звездочкой отмечены скорректированные величины обобщенных масс a_i и жесткостей c_i .

Формирование глобальной расчетной модели конструкции происходит путем ассемблирования моделей составных частей после их редуцирования и коррекции.

Третья глава. Наличие воздушной среды может оказать значительное влияние на результаты модальных испытаний космических конструкций. Изучение этого явления производится, как правило, опытным путем. Экспериментальные исследования влияния воздушной среды на собственные частоты, формы и декременты собственных колебаний конструкций предполагают выполнение значительного объема работ, так как изучаемое явление зависит от большого числа факторов.

Во время работы над диссертацией была разработана и изготовлена установка, с помощью которой можно оценить влияние воздуха на динамические характеристики составных частей КТК. В этой установке объект испытаний совершал свободные затухающие колебания, по которым строились амплитудные зависимости частоты и декремента колебаний. Испытания проводились на частотах от 0,7 Гц до 4 Гц, для чего дискретно менялась жесткость подвески объекта испытаний. Поскольку работы велись как на воздухе, так и в вакуумной камере, управление установкой осуществлялось дистанционно. Работоспособность оборудования была продемонстрирована испытаниями макета панели солнечной батареи. Из полученных результатов следует отметить, что наличие воздуха приводит к росту декремента и снижению частоты свободных колебаний объекта испытаний. Влияние воздушной среды возрастает с уменьшением частоты колебаний, причем изменение декремента колебаний осуществляется монотонно, а рост частоты происходит практически скачкообразно в диапазоне до 1 Гц.

Поскольку испытания полноразмерных составных частей КТК в вакуумной камере сопряжены с организационными трудностями, в диссертации проведены

теоретические исследования возможности моделирования затухающих колебаний пластинки в вязкой жидкости. Показано, что выполнение одновременно условия подобия как по частоте свободных колебаний, так и по демпфированию, приводит к большим сложностям. Поэтому была сделана попытка проведения модельных исследований только характеристики демпфирования. Критерием подобия принято равенство чисел Рейнольдса модели и натуре. В этом случае обеспечивается одинаковость распределения давления среды на модель и натуре.

Для проведения испытаний в различных средах было создано испытательное оборудование (включая небольшую барокамеру), ориентированное на работу с моделями размахом от 0,2 до 0,4 м. Здесь исследования проводились на упомянутом выше макете панели солнечной батареи и его моделях, выполненных в разном масштабе. Макет испытывался на воздухе и в вакуумной камере, масштабные модели – на воздухе, в воде и в вакуумной камере. По результатам испытаний в жидкой и воздушной среде определялись моменты сил неупругого сопротивления, из которых вычитались соответствующие моменты, полученные по результатам испытаний в вакуумной камере. Затем эта разность – момент гидравлического сопротивления M_v – представлялась в виде $M_v = c_m qSR$. Здесь c_m – безразмерный коэффициент момента сопротивления;

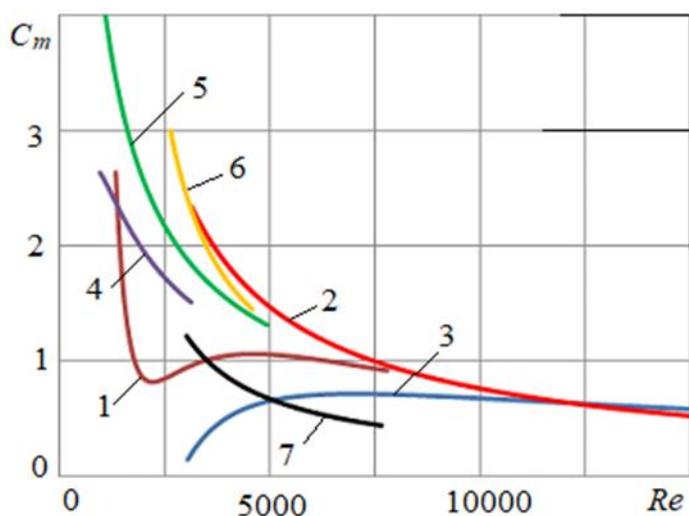


Рисунок 1 — Зависимость c_m от числа Рейнольдса

разных объектов для различных условий испытаний имеют хорошее взаимное соответствие. Для некоторых типов упругой подвески коэффициенты момента сопротивления, полученные в испытаниях на воздухе, практически совпадают со значениями, полученными для других подвесок после вычитания конструкционного демпфирования. Итак, результаты экспериментальных исследований показали, что оценку влияния воздушной среды на демпфирование колебаний панелей солнечных батарей можно производить по результатам испытаний их масштабных моделей с учетом критерия Рейнольдса.

Четвертая глава посвящена решению практических задач модальных испытаний космических аппаратов. Приведена классификация объектов испытаний:

$q = \rho(R\dot{\varphi})^2 / 2$ – скоростной напор; S – площадь пластины; R – расстояние от оси вращения до кромки пластины. На рисунке 1 представлены результаты испытаний: 1–3 – натурный макет с разной жесткостью подвески; 4 – модель в масштабе 1:7, воздух; 5 – модель в масштабе 1:5, воздух; 6 – модель в масштабе 1:10, воздух; 7 – модель в масштабе 1:10, вода. Из рисунка 1 следует, что коэффициенты сопротивления

средне-размерные, крупногабаритные и протяженные конструкции. Для каждого типа объектов описаны особенности методики и перечислены средства испытаний. Отмечено, что в испытаниях космических конструкций реализуют, как правило, два вида граничных условий: свободно-вывешенное и консольно-защемленное с одной стороны. Изучено влияние системы упругого вывешивания на динамические характеристики свободной конструкции. Это влияние проявляется двояко. С одной стороны, увеличение жесткости влечет за собой рост всех ее собственных частот. А с другой – появление тонов колебаний как жесткого тела на упругой подвеске приводит к смещению частот фазовых резонансов. В диссертации разработан способ оценки влияния системы вывешивания на результаты модальных испытаний.

Перед испытаниями консольно-защемленных конструкций их необходимо, как правило, привести в обезвешенное состояние. Для этого в диссертации предложено использовать электромеханическую активную систему компенсации веса объекта испытаний. Система представляет собой набор модулей, каждый из которых компенсирует вес одного из сегментов конструкции. При этом каждый модуль может осуществлять возбуждение колебаний и регистрировать отклик объекта испытаний. Кроме того, конструкция и программное обеспечение модулей позволяет производить динамическую компенсацию присоединенной массы; создавать силовое воздействие, пропорциональное перемещениям объекта; моделировать вязкое трение.

Необходимо отметить, что силовые воздействия модулей формируются линейными электродинамическими приводами. Эти воздействия пропорциональны задаваемой силе тока только в случае, когда катушка якоря неподвижна в зазоре магнитопровода статора. Но из-за неоднородности магнитного потока по длине зазора магнитопровода сила, развиваемая приводом, зависит от положения катушки в зазоре. Кроме того, при движении якоря в его металлических частях наводятся паразитные токи, которые, взаимодействуя с магнитным потоком, приводят к появлению неконтролируемой добавки к задаваемой силе. Конструкция разработанных в диссертации модулей позволяет значительно снизить перемещение якорей приводов относительно их статоров. Это достигается тем, что сами статоры при помощи кинематических платформ, приводимых в движение шаговыми двигателями, отслеживают перемещение точки приложения силы к объекту испытаний.

На основе системы компенсации веса объекта испытаний была создана комплексная система модальных испытаний КТК. Комплексность системы заключается в том, что она позволяет вывешивать КТК и компенсировать ее вес без вмешательства в динамические характеристики объекта испытаний; создавать и контролировать вибрационное нагружение конструкции; измерять отклик изделия на вибрационное воздействие. В испытаниях КТК амплитуды перемещений находятся в диапазоне от нескольких долей до десятков сантиметров, частоты колебаний от 0,05 Гц до 10 Гц, силы возбуждения от 0,01 Н до 1 Н. При этом компенсируемый вес сегментов конструкции может достигать нескольких десятков килограммов. На рисунке 2 по-

казан стенд для испытаний трансформируемого рефлектора зонтичного типа диаметром 5 м как составной части КТК.

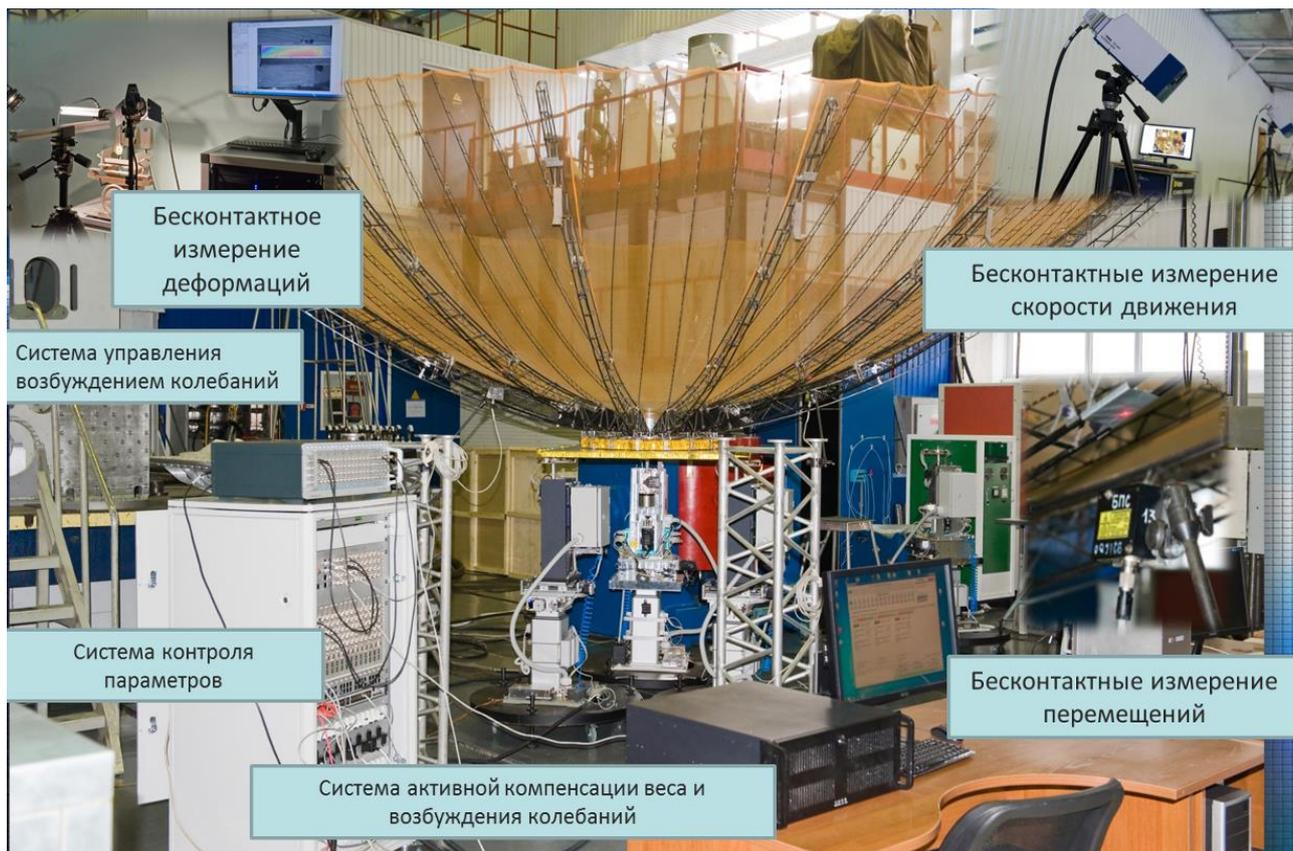


Рисунок 2 — Комплексная система модальных испытаний КТК

В испытаниях исследовались два низших тона колебаний рефлектора. Результаты представлены в таблице 1 и на рисунке 3. Здесь f_0 – собственная частота, m – обобщенная масса, h – обобщенная вязкость. В столбцах 1 и 3 частота f_0 определена по фазовому резонансу, h – по отклику объекта испытаний на фазовом резонансе, m – по отклику на фазовом резонансе и ширине резонансной кривой.

Таблица 1 — Результаты испытаний

	I тон		II тон	
	1	2	3	4
f_0 , Гц	0,5049	0,463 – 0,498	2,863	2,883 – 2,892
m , кг	120	130,83 – 134,64	41,59	38,41 – 39,82
h , Н/(м/с)	208,11	207,14 – 207,6	75,39	75,39 – 75,48

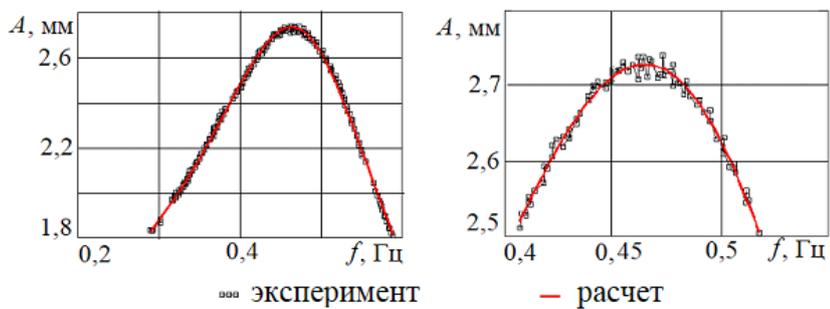


Рисунок 3 — Расчетная и экспериментальная АЧХ

параметров оказались достаточно близкими.

Параметры в столбцах 2 и 4 и АЧХ на рисунке 3 рассчитаны с использованием формул (4). Несмотря на то, что эксперимент показал существенное различие между частотами амплитудного и фазового резонансов, оценки модальных параметров оказались достаточно близкими.

По методике модальных испытаний составных частей КТК были исследованы собственные тона колебаний электронасосного агрегата (ЭНА) КА (рисунок 4) и самолета Су-30. В таблице 2 приведены отличия оценок собственных частот колебаний через обобщенные характеристики, рассчитанные по формулам (4), от соответствующих частот фазовых резонансов. Номера тонов в таблице совпадают с порядковыми номерами собственных тонов колебаний. Погрешности оценок собственных частот колебаний изделий практически не превышают 1%.



Рисунок 4 — ЭНА

Таблица 2 — Результаты испытаний

ЭНА		Самолет Су-30							
№ тона	$\Delta p, \%$	№ тона	$\Delta p, \%$	№ тона	$\Delta p, \%$	№ тона	$\Delta p, \%$	№ тона	$\Delta p, \%$
1	0,08	1	0,20	6	0,90	11	0,30	16	0,56
2	0,08	2	0,20	7	0,30	12	0,66	17	0,89
3	0,19	3	0,00	8	0,80	13	0,92	18	0,57
4	0,00	4	0,07	9	0,50	14	1,09	19	0,80
		5	0,40	10	0,40	15	0,89	20	0,96

В качестве тестовой конструкции для расчетно-экспериментальной методики модального анализа был разработан и изготовлен макет зонтичной антенны КА, представленный на рисунке 5. Размеры макета: длина штанги 2250 мм, диаметр каркаса рефлектора 3000 мм. Масса макета 116,27 кг. Конечно-элементная расчетная модель макета имела следующее число степеней свободы: полная модель – 91740; модель зонтичного каркаса – 70117; модель штанги – 26484. После редуцирования расчетных моделей штанги и зонтичного



Рисунок 5 — Макет зонтичной антенны

каркаса методом Хёртинга модель штанги имела 324, а каркаса – 498 степеней свободы. Модальные испытания макета проводились в три этапа. На первом этапе испытывалась штанга, которая крепилась к силовой колонне (рисунок 6). На втором – зонтичный каркас на упругой подвеске (рисунок 7). Третий этап – испытания собранного макета. Редуцированные модели штанги и каркаса были скорректированы по значениям собственных частот четырех тонов штанги и

первого тона упругих колебаний каркаса. Синтез моделей производился по условиям равенства перемещений и



Рисунок 6 — Испытания штанги



Рисунок 7 — Испытания каркаса

первого тона упругих колебаний каркаса. Синтез моделей производился по условиям равенства перемещений и

углов поворота штанги и рефлектора в местах их стыковки. Результаты модального анализа макета представлены в таблице 3. Замечания: расчетная модель хорошо описывает динамические характеристики макета; в таблице отсутствуют данные для тонов № 8–15 и № 21–25, так как это парциальные колебания спиц, экспериментальное разделение которых представляет известные трудности; коррекция расчетных моделей позволяет снизить погрешности определения частот практически всех рассмотренных тонов колебаний. Число тонов в заголовках столбцов 5–7 означает количество учитываемых в коррекции собственных частот колебаний штанги.

Таблица 3 — Результаты модального анализа макета

№ тона	Расчет, Гц	Эксперимент, Гц	Разница, %	Погрешность, %		
				1 тон	2 тона	4 тона
1	1,76	1,73	-1,84	0,65	0,65	0,66
2	2,33	2,25	-3,88	3,73	2,68	2,76
3	5,38	5,22	-3,19	2,97	2,97	2,97
4	9,45	9,25	-2,13	1,76	1,76	1,78
5	12,25	11,98	-2,25	2,20	1,86	1,95
6	27,74	26,79	-3,55	3,43	3,42	3,45
7	28,25	27,22	-3,78	3,64	3,64	3,64
16	34,21	33,67	-1,62	1,08	1,08	1,14
18	37,65	36,36	-3,55	3,43	3,43	3,43
19	37,97	36,72	-3,40	3,29	3,28	3,29
20	38,55	37,22	-3,57	3,44	3,44	3,44
26	50,63	48,57	-4,24	4,07	4,02	4,12
27	78,23	79,70	1,83	-1,88	-1,88	-1,65
28	95,03	91,59	-3,77	3,64	3,50	4,81
29	99,33	98,43	-0,93	0,90	0,90	0,98
30	113,45	103,74	-9,37	8,56	8,56	8,57

Синтезирование матрицы демпфирования производилось по принципу формирования глобальной матрицы жесткости в методе конечных элементов. В таблице 4 приведено сравнение рассчитанных обобщенных коэффициентов демпфирования для полной конструкции с экспериментальными данными. Из таблицы 4 следует, что таким способом с приемлемой погрешностью удалось описать демпфирование только для первых двух тонов колебаний. Здесь необходимо отметить, что обобщенный коэффициент демпфирования для зонтичного каркаса удалось определить в

Таблица 4 — Коэффициенты демпфирования

№ тона	Обобщенный коэффициент демпфирования, кг/с ²		Погрешность, %
	Расчет	Эксперимент	
1	18.915	23.860	20.725
2	13.457	13.910	3.256
3	5.750	47.558	-
4	162.136	681.400	-

эксперименте только для одного тона. Для остальных тонов он был принят равным нулю, поэтому расчетный коэффициент демпфирования для синтезированной модели ниже, чем экспериментальный. То есть в модели демпфирование колебаний

осуществляется только за счет диссипативных свойств штанги. Напротив, низкую погрешность второго тона можно объяснить тем, что для тонов составных частей,

вносящих наибольший вклад в колебания собранной конструкции по этому тону, имеются экспериментальные данные

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты исследований позволили сделать следующие выводы:

1. Разработана расчетно-экспериментальная методика определения параметров собственных тонов колебаний КТК космического назначения. Методика состоит в том, что крупногабаритная конструкция разделяется на составные части, проводятся модальные испытания составных частей, по результатам испытаний корректируются расчетные модели составных частей, которые объединяются в глобальную расчетную модель конструкции в сборе. По глобальной расчетной модели определяются модальные параметры КТК.

2. Составлена программа модальных испытаний составных частей КТК. Изложена методика выявления диссипативных свойств конструкций по соотношениям между собственными и вынужденными монофазными колебаниями. Предложен способ определения обобщенных масс, жесткостей и коэффициентов демпфирования собственных тонов колебаний конструкций по амплитудно-частотным характеристикам. Показано, что способ отличается низкой чувствительностью к погрешностям измерения колебаний в процессе испытаний.

3. Создана экспериментальная установка для исследования влияния воздушной среды на собственные частоты и демпфирование колебаний составных частей КТК. Работоспособность установки продемонстрирована испытаниями макета панели солнечной батареи на воздухе и в вакуумной камере.

4. Проведены экспериментальные исследования влияния воздушной среды на демпфирование колебаний конструкций на масштабных моделях с учетом критерия Рейнольдса. Показано, что декременты колебаний, полученные на моделях, адекватно описывают демпфирование натурной конструкции. При этом испытания на воздухе заменялись испытаниями в других средах, включая жидкие.

5. Составлена классификация объектов модальных испытаний космического назначения с описанием методик и средств испытаний. Создана электромеханическая активная система компенсации веса испытываемых конструкций. Она позволяет компенсировать статические нагрузки; генерировать усилия, пропорциональные перемещениям, скоростям и ускорениям объекта испытаний; производить измерения реакции объекта на прилагаемые усилия. Разработаны и изготовлены электродинамические вибраторы малой мощности для испытаний легких пространственных конструкций. Одним из достоинств системы компенсации веса и вибраторов является то, что они практически не оказывают влияния на динамические характеристики испытываемой конструкции.

6. На основе активной системы компенсации веса создана комплексная система модальных испытаний КТК и разработан новый способ испытаний крупногабаритных нежестких конструкций. Комплексность системы заключается в том, что она

позволяет вывесить КТК и компенсировать ее вес без вмешательства в динамические характеристики объекта испытаний, создавать и контролировать задаваемое вибрационное нагружение конструкции, измерять отклик изделия на приложенное воздействие. Эффективность системы подтверждена в испытаниях трансформируемого рефлектора антенны зонтичного типа диаметром 5 м.

7. Проведено тестирование методики модальных испытаний составных частей КТК в испытаниях рефлектора зонтичной антенны, электронасосного агрегата космического аппарата и планера самолета Су-30. Показано, что собственные частоты конструкций, определяемые по этой методике, отличаются от результатов испытаний методом фазового резонанса не более, чем на 1%.

8. Для отработки расчетно-экспериментальной методики модального анализа КТК был изготовлен макет зонтичной антенны (диаметр рефлектора 3м, длина штанги 2,2м) и разработана его расчетная модель. Проведены модальные испытания составных частей макета – рефлектора и штанги – и макета в сборе. По результатам испытаний составных частей скорректированы их редуцированные расчетные модели, которые синтезированы в расчетную модель макета. Рассчитанные по синтезированной модели собственные частоты с высокой точностью оценивают экспериментальные собственные частоты 16-ти тонов колебаний макета. При этом расчетные характеристики демпфирования адекватно описывают диссипативные свойства только двух низших тонов колебаний.

Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы

Дальнейшая разработка темы должна быть направлена на построение математических моделей узлов сочленения составных частей КТК и включение их в расчетную модель конструкций. Такие узлы имеют, как правило, нелинейности в характеристиках упругости.

Список основных работ, опубликованных автором по теме диссертации

В изданиях, рекомендованных ВАК РФ, в том числе, входящих в международные реферативные базы данных

1. Бернс В.А., Долгополов А.В. , Маринин Д.А. Модальный анализ конструкций по результатам испытаний их составных частей [Текст] // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. – 2014. № 1(22). – С. 33 – 41.

2. Исследования влияния воздушной среды на динамические характеристики элемента солнечной батареи [Текст] / В.А. Бернс, В.Н. Лушин, Д.А. Маринин, О.Д. Морозов, А.В. Долгополов // Научный вестник НГТУ. – 2014. № 1(54). – С. 159–164.

3. Моделирование затухающих колебаний пластинки в вязкой жидкости [Текст] / В.Л. Присекин, В.А. Бернс, В.Н. Лушин, Д.А. Маринин // Научный вестник НГТУ. – 2014. № 4 (57). – С. 155–166.

4. Идентификация дефектов летательных аппаратов по параметрам вибраций в процессе эксплуатации [Текст] / В.А. Бернс, Е.А. Лысенко, Д.А. Маринин, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. — 2015. — № 2 (27). — С. 24–42.

5. Влияние системы упругого вывешивания на точность результатов модальных испытаний летательных аппаратов [Текст] / В.А. Бернс, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин // Вестник СГАУ. — 2016. — Т. 15, № 1. — С. 18–27.

6. Бернс, В.А. Идентификация диссипативных свойств конструкций по результатам экспериментального модального анализа [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. — 2016. — №4. — С. 4–23.

7. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов на основе монофазных колебаний [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин, В.В. Маленкова // Известия Самарского научного центра РАН. — 2018. — Т. 20, № 4. — С. 43–54.

Монография

8. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов : учебник [Текст] / В.А. Бернс, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков, В.Н. Лушин, Д.А. Маринин. — Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. — 160 с.

Патенты

9. Пат. 2677942 Российская Федерация, МПК В64G 7/00. Способ обезвешивания и возбуждения колебаний при модальных испытаниях и устройство для его осуществления [Текст] / Дрыжак В.Б., Верхогляд А.Г., Емельянов Э.Л., Макаров С.Н., Маринин Д.А., Матюха Н.В. — № 2017131664 ; заявл. 17.03.17 ; опубл. 22.01.19, Бюл. № 26.

10. Пат. 2662255 Российская Федерация, МПК G01M 7/06 Способ проведения модальных испытаний многосегментных нежестких конструкций [Текст] / Дрыжак В.Б., Верхогляд А.Г., Емельянов Э.Л., Макаров С.Н., Маринин Д.А., Матюха Н.В. — № 2017131664 ; заявл. 08.09.17 ; опубл. 25.07.18, Бюл. № 21.

В прочих изданиях

11. Контроль люфтов и сухого трения в проводках управления самолётов в процессе эксплуатации [Текст] / В.А. Бернс, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин // «Наука. Промышленность. Оборона.» Труды XVI всероссийской научно-технической конференции (22-24 апреля 2015г.). – Новосибирск: НГТУ, 2015. – С. 109-113.

12. Бернс, В.А. Построение матрицы демпфирования конструкции по результатам испытаний [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин // Решетнёвские чтения. Матер. XIX Междунар. научн.-практ. конф. — Красноярск, 2015. — С. 71–72.

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

14. Определение параметров собственных тонов колебаний по амплитудно-частотным характеристикам конструкций [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, Д.А. Маринин // «Наука Промышленность Оборона». Тр. XVIII Всерос. научн.-техн. конф. — Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. — Том 1. — С. 81–85.

15. Способ идентификации параметров собственных тонов колебаний по результатам модальных испытаний [Текст] / Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, Д.А. Маринин, В.А. Бернс // «XIV Королёвские чтения». Сборник трудов. — Самара : Изд-во Самарского университета, 2017. — Том 1. — С. 94–95.

16. Метод экспериментального определения параметров собственных тонов колебаний конструкций [Электронный ресурс] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, Д.А. Маринин, В.В. Маленкова // «Решетнёвские чтения». Материалы XXI Междунар. науч.-

практ. конф. — Красноярск, 2017. — Ч. 1. — С. 87–88. — Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialykonferentsii>.

17. Разработка расчетно-экспериментального метода модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций [Текст] / В.А. Бернс, В.Е. Левин, Д.А. Красноруцкий, Д.А. Маринин, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, П.А. Лакиза // Космические аппараты и технологии. — 2018. — Т. 2, № 3. — С. 125-133.

18. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов с использованием свойств монофазных колебаний [Текст] / В.А. Бернс, Е.П. Жуков, В.В. Маленкова, Д.А. Маринин // Материалы XXIV Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А. Г. Горшкова. – М. : ООО «ТРП», 2018. – Т. 1. – С. 47–49.

19. Проблемы экспериментального модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций [Электронный ресурс] / В. И. Халиманович, В. А. Бернс, Д. А. Красноруцкий, В. Н. Лушин, Д. А. Маринин // материалы XXIII Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. 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. — Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialykonferentsii>. — Загл. с экрана.

20. Расчетно-экспериментальный метод модального анализа крупногабаритных трансформируемых конструкций [Электронный ресурс] / В. А. Бернс, Д. А. Красноруцкий, П. А. Лакиза, Д. А. Маринин, Е. П. Жуков // материалы XXIII Междунар. науч.-практ. конф., посвящ. 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. 82–83. — Режим доступа: <https://reshetnev.sibsau.ru/page/materialykonferentsii>. — Загл. с экрана.

Отпечатано в типографии Новосибирского
государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20,
Тел./факс: (383)346-31-87
формат 60x84 1/16, объем 1,25 п.л., тираж 100 экз.
заказ № 546 подписано в печать 07.04.2020 г.