

**ОТЗЫВ**

официального оппонента  
доктора физико-математических наук В.А. Бужинского  
на диссертационную работу Д.А. Маринина  
«Разработка методик и средств модальных испытаний крупногабаритных  
трансформируемых космических конструкций»,  
представленную на соискание ученой степени кандидата технических наук  
по специальности 05.07.03 – Прочность и тепловые режимы  
летательных аппаратов

Диссертационная работа Д.А. Маринина посвящена разработке методик и средств модальных испытаний крупногабаритных трансформируемых космических конструкций. Такими конструкциями являются панели солнечных батарей, антенные рефлекторы больших размеров, длинные выносные штанги с приборами для физических измерений. Динамические свойства космических аппаратов, влияющие на качество стабилизации их движения и точность ориентации, а также функционирование приборов, в существенной мере определяются этими конструкциями.

Для решения некоторых функциональных задач возрастают требования к энергетике на борту КА, повышаются требования к чувствительности антенных рефлекторов, что ведет к увеличению габаритов панелей солнечных батарей и рефлекторов до весьма больших размеров. Возможности расчетного определения динамических характеристик таких конструкций, несмотря на интенсивное развитие вычислительной техники, численных методов и программного обеспечения, остаются ограниченными из-за применения при их изготовлении композиционных материалов, сотовых панелей, сетевого полотна, наличия узлов раскрытия, так как при выведении они находятся под обтекателем в сложенном положении. В настоящее время без экспериментального уточнения невозможно надежное определение динамических характеристик таких конструкций.

Проведение модальных испытаний для экспериментального определения динамических характеристик крупногабаритных трансформируемых

космических конструкций сопряжено с преодолением значительных технических сложностей. Из-за больших габаритов возникает необходимость испытаний отдельных фрагментов и задача синтеза по полученным экспериментальным данным динамических свойств всей конструкции. Выполнение требований по минимизации веса приводит к высокой гибкости и настолько низким частотам колебаний конструкций и даже их фрагментов, что затрудняется применение стандартных средств возбуждения и измерения колебаний. Из-за высокой гибкости они не способны в земных лабораторных условиях поддерживать свою форму под действием сил тяжести. По этой же причине существующие пассивные средства подвески не позволяют выполнить условия, соответствующие невесомости в орбитальном полете, когда основными являются только гравитационные силы. При испытаниях панелей солнечных батарей, имеющих малый вес и большую поверхность, необходимо учитывать влияние воздушной среды, а проведение испытаний в вакуумных камерах ограничено размерами и сопряжено с большими сложностями.

Актуальность темы диссертационной работы определяется направленностью на решение перечисленных проблем при проведении модальных испытаний крупногабаритных трансформируемых конструкций космических аппаратов.

Диссертационная работа состоит из введения и четырех глав. Во введении обосновывается актуальность темы исследования, ставятся цели и задачи исследования, приводится краткая характеристика полученных научных и практических результатов.

В первой главе дается подробный обзор существующих методов модальных испытаний упругих конструкций, на основе которого определяется направление совершенствования этих методов применительно к крупногабаритным трансформируемым космическим конструкциям.

Как известно, методы модальных испытаний условно подразделяются на методы анализа и методы многоточечного возбуждения. Вторая глава содержит описание расчетно-экспериментальной методики модального

анализа на основе метода многоточечного возбуждения колебаний, как наиболее подходящего для модальных испытаний крупногабаритных конструкций. Предложенная расчетно-экспериментальная методика расширяет возможности анализа по определению динамических характеристик конструкций и апробирована при проведении модальных испытаний конструктивно подобной модели самолета. На простом примере продемонстрирована возможность синтеза конечно-элементной динамической модели конструкции методом Хертинга с учетом результатов экспериментального уточнения.

Третья глава посвящена исследованию влияния воздушной среды при проведении модальных испытаний конструкций. В ходе выполнения работы созданы две установки для испытаний фрагмента панели и малых масштабных моделей фрагмента панели. Представлены результаты испытаний в воздушной среде, в вакууме и в воде.

В четвертой главе содержатся предложения по совершенствованию технических средств проведения модальных испытаний. Анализируются предельные возможности использования пассивных систем подвески конструкций с низкими частотами упругих колебаний, влияющие на определение динамических характеристик для условий орбитального полета. Определяются требования к средствам возбуждения и измерения колебаний, исключающие их влияние на определяемые динамические характеристики. Выдвинуты предложения по активным системам подвески и с участием автора создана комплексная электромеханическая система компенсации веса, возбуждения и измерения колебаний, позволяющая проводить модальные испытания крупногабаритных космических конструкций, имеющих сверхнизкие частоты упругих колебаний.

Структура диссертационной работы логична и отвечает задачам исследований, обладает внутренним единством, содержит новые научные результаты и положения, а публикации и патенты на изобретение свидетельствуют о личном вкладе автора в науку. Новизна выносимых на защиту научно-технических положений состоит в разработке:

- расчетно-экспериментальной методики, расширяющей возможности и повышающей надежность определения динамических параметров крупногабаритных трансформируемых космических конструкций с использованием метода многоточечных возбуждений;
- предложений по разработке и внедрению комплексной системы модальных испытаний крупногабаритных трансформируемых конструкций космического назначения с активной системой компенсации веса, возбуждения и измерения колебаний, позволяющей проводить испытания конструкций, имеющих сверхнизкие частоты упругих колебаний;
- предложений по методике оценки влияния воздушной среды на модальное демпфирование конструкций с большой площадью плохообтекаемых панелей, при испытаниях на специально созданных установках макетов фрагментов и малых моделей фрагментов конструкций.

Обоснованность выдвинутых научных положений, выводов и рекомендаций, сформулированных в диссертации, их достоверность основывается на сопоставлении с известными расчетными и экспериментальными данными. Предложенная расчетно-экспериментальная методика подтверждена при испытаниях конструктивно подобной модели самолета путем сравнения с результатами обработки экспериментальных данных хорошо известным и широко применяемым методом анализа при многоточечном возбуждении. Предложенная комплексная система модальных испытаний проверена при испытаниях специально созданного упрощенного макета рефлектора зонтичного типа. Результаты, полученные с использованием методики оценки влияния воздушной среды на демпфирование, согласуются с известным выводом о том, что при характерных для колебаний крупногабаритных конструкций больших числах Рейнольдса демпфирование не зависит от величины этого числа.

Практическая ценность работы заключается в более надежном определении динамических характеристик крупногабаритных трансформируемых космических конструкций при проведении наземных модальных испытаний. С использованием комплексной системы модальных испытаний проведены испытания натурной конструкции рефлектора зонтичного типа.

По диссертационной работе имеются следующие замечания:

1. Изложение многоточечного возбуждения при проведении модальных испытаний упругих конструкций основывается на гистерезисном законе демпфирования колебаний, т.е. матрица демпфирования записывается в виде  $H/\omega$ . При испытаниях отдельного фрагмента конструкции  $\omega$  - частота сил возбуждения. Отсутствует пояснение, что следует понимать под частотой  $\omega$  при переносе результатов испытаний этой составной части конструкции на полную конструкцию.

2. Из результатов модальных испытаний динамически подобной модели самолета, представленных на рисунке 2.3, делается не вполне корректный, как представляется, вывод о том, что матрица демпфирования в обобщенных координатах, соответствующих собственным формам колебаний, является диагональной. Величины коэффициентов демпфирования не приведены, но для таких конструкций характерно низкое демпфирование. Как известно, при отсутствии близких собственных частот и слабом демпфировании, влияние недиагональных коэффициентов демпфирования в окрестности резонансных частот весьма мало, если даже они имеют такой же порядок величины, что и диагональные коэффициенты.

3. В разделе 3.4 утверждается, что подобие обтекания воздухом или жидкостью масштабных моделей определяется только числом Рейнольдса  $Re = \omega R^2 / \nu$ . В действительности числами подобия являются безразмерное время  $\tau = \omega t$ , число Рейнольдса и число Келегана-Карпентера  $Kc = \omega R / \nu_0$ . Критерии подобия – числа Рейнольдса и Келегана-Карпентера, а безразмерное время служит для сравнения процессов в соответственные моменты времени. Если рассматриваются колебания панели в разных средах, то к числам

подобия дополнительно относится отношение плотностей этих сред. Влияние внешней среды проявляется силой инерции, характеризуемой присоединенной массой, и силой сопротивления, которые линейно зависят от плотности. Основным интерес представляют зависимости от числа Келегана-Карпентера, которое, также как число Струхалья при стационарном обтекании, характеризует периодический сход вихрей с краев панели, и для гармонических колебаний обратно пропорционально безразмерной амплитуде колебаний (углу поворота панели). Хотя число Келегана-Карпентера не приводится в числе критериев подобия, но зависимость декремента от амплитуды угла колебаний, определяющая сопротивление пластины в воздушной среде, представлена на рисунке 3.13. Частота свободных колебаний панели зависит от присоединенной массы среды, которая при больших числах Рейнольдса и Келегана Карпентера от них практически не зависит. Данные по присоединенным массам не приводятся.

4. Из результатов испытаний макета панели в вакууме, представленных на рисунках 3.5 и 3.6 следует, что не удалось обеспечить низкое сопротивление в подвесе, а также линейность жесткости упругого подвеса, из-за чего собственная частота зависит от амплитуды колебаний. Отмеченные особенности установки в сильной степени затрудняли обработку результатов и сравнение колебаний панели в воздухе и в вакууме. Поэтому представленные на рисунке 3.7 зависимости вызывают сомнение. Более надежные количественные зависимости получены при испытаниях малых масштабных моделей, хотя действующие на них в воздушной среде силы намного меньше, что обеспечено применением упругого струнного подвеса.

5. Модальные испытания сложной конструкции трансформируемого космического рефлектора зонтичного типа представлены в качестве одного из примеров применения разработанных методик и средств испытаний. В таблице 4.5 приведены результаты определения собственной частоты  $f = 0.5049$  Гц, обобщенной массы  $m = 120$  кг и коэффициента вязкого демпфирования  $h = 208.11$  Н/(м/с) для низшего тона колебаний. Из этих результатов следует, что логарифмический декремент колебаний  $\delta \approx 1.72$ . Это

не просто высокое, а очень высокое демпфирование. Комментарии, объясняющие такую величину демпфирования, отсутствуют.

6. В результате обработки экспериментальных данных приводятся значения коэффициентов вязкого демпфирования или коэффициентов гистерезисного демпфирования. Эти размерные коэффициенты не дают никакого представления о диссипативных свойствах конструкции, если не указываются собственные частоты и обобщенные массы. Следовало бы дополнительно приводить логарифмические декременты колебаний или относительные коэффициенты демпфирования, выраженные в процентах к критическому демпфированию, как это обычно принято.

7. В оформлении диссертации имеются незначительные погрешности. В формуле (2.4) перед матрицей  $C$  опечатка в знаке. Ниже везде эта формула используется с правильным знаком. Формулы (2.20) записаны с грубыми опечатками, но полученные из них зависимости (2.21), (2.22) правильные. Два абзаца текста на странице 118, в конце которых указана ошибочная ссылка на рисунок 4.20, продублированы на странице 119 с правильной ссылкой на рисунок 4.21.

Сделанные замечания не препятствуют положительной оценке диссертации. Совокупность полученных в диссертации новых научных результатов можно квалифицировать как решение актуальной задачи в области динамики трансформируемых космических конструкций.

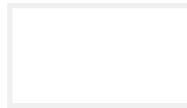
Диссертация имеет внутреннее единство, прикладное значение и свидетельствует о вкладе ее автора в науку. Основные результаты диссертации, опубликованные в рекомендуемых ВАК изданиях, в достаточной мере отражают ее содержание.

В целом диссертация Д.А. Маринина представляет собой высококвалифицированную, вполне законченную в части поставленных целей научную работу, выполненную на актуальную тему, содержащую новые научно обоснованные технические решения, имеющие существенное народно-хозяйственное и оборонное значение.

Считаю, что диссертационная работа Д.А. Маринина «Разработка методик и средств модальных испытаний крупногабаритных трансформируемых космических конструкций», удовлетворяет требованиям, предъявляемым к кандидатским диссертациям. Автор диссертации, Маринин Дмитрий Александрович, заслуживает присуждения ему ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.03 - Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов.

Автореферат правильно отражает содержание диссертации.

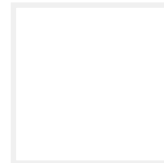
Официальный оппонент  
доктор физико-математических наук



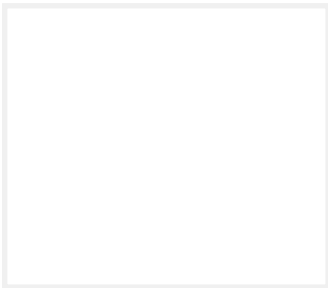
В.А. Бужинский

Подпись официального оппонента  
начальника отдела В.А. Бужинского удостоверяю:


Главный ученый секретарь АО «ЦНИИмаш»  
доктор технических наук, профессор



Ю.Н. Смагин



\_\_\_\_\_ 2020 г.

Прочитан в совете 04.06.2020  Д.А. Маринин

С отзывом ознакомлен

05.06.2020  Д.А. Маринин