

МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СОЛНЕЧНОЙ ПАНЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2023

- А. Н. Крючков** доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kryuchkov.an@ssau.ru
- А. И. Сафин** кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; safin.ai@ssau.ru
- М. А. Ермилов** кандидат технических наук, доцент кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ema@ssau.ru
- А. Н. Видяскина** аспирант кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; 2022-06193@students.ssau.ru
- А. А. Иголкин** доктор технических наук, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; igolkin97@gmail.com
- Е. В. Шахматов** академик Российской академии наук, заведующий кафедрой автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; shakhm@ssau.ru

Актуальность исследования собственных форм механических колебаний выносных элементов космических аппаратов обусловлена проблемой потери их управляемости вследствие сбоев в работе бортовых систем навигации и управления. В качестве предмета исследования рассмотрена солнечная панель космического аппарата, представляющая собой каркас с закреплёнными на нём модулями с фотоэлементами. При этом объектом исследования являются механические колебания такой панели как податливой многомассовой конструкции. В статье проведён модальный анализ для определения собственных частот и форм колебаний солнечной панели космического аппарата. В рамках такого анализа разработана конечно-элементная модель солнечной панели, на основе которой выполнен модальный расчёт конструкции. Для верификации и уточнения модели создана установка для проведения полноразмерных испытаний изделия. По результатам экспериментальных исследований произведено уточнение модели, позволившее получить расхождение результатов не более 2,5 Гц.

Модальный анализ; вибрация; солнечная панель; собственная частота; форма колебаний; модальные испытания; математическая модель

Цитирование: Крючков А.Н., Сафин А.И., Ермилов М.А., Видяскина А.Н., Иголкин А.А., Шахматов Е.В. Модальный анализ солнечной панели космического аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22, № 3. С. 36-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-36-46

Введение

Современный космический аппарат (КА) представляет собой сложную техническую систему, которая состоит из несущих конструкций, обшивки, навесного оборудования, антенн, панелей солнечных батарей и т.д. Акустическое поле, создаваемое струями двигательной установки, структурным шумом и турбулентным аэродинамическим потоком, является источником вибрации конструкции КА и его бортовой аппаратуры. При проектировании объектов, подвергающихся действию нестационарных виброакустических нагрузок, необходимо учитывать возможность многократного их увеличения на резонансных режимах работы. Так, например, отсутствие данных о колебаниях солнечных батарей при их повороте, раскрытии или при изменении орбиты спутника может привести к неконтролируемой раскачке объекта и потере его управляемости.

Повышенные требования к надёжности, обеспечению работоспособности приборов и аппаратуры приводят к необходимости разработки методик контроля технического состояния космического аппарата и его элементов.

С точки зрения динамики и прочности изделие ракетно-космической техники (РКТ) представляет собой механическую систему, состоящую из первичной конструкции – корпуса и вторичной конструкции – навесного оборудования. Вторичную конструкцию формируют следующие элементы систем: аппаратура, автоматика, двигатели, механизмы, приводы, баки, баллоны и т.п. Они соединены гидравлическими, пневматическими и электрическими коммуникациями. Возбуждающие эксплуатационные факторы динамического характера вызывают в системе «корпус – вторичная конструкция» колебательные процессы. При этом многообразие и плотный спектр динамических воздействий [1] обуславливают неизбежность резонансных явлений. В этой связи вибрационные нагружения являются для вторичной конструкции доминирующими, лимитирующими прочностные и эффективное функционирование агрегатов, узлов крепления оборудования, промежуточных элементов, крепежных деталей [2]. Динамический анализ жёсткости конструкции КА ставит задачу определения его модальных параметров (собственных частот и форм колебаний, а также демпфирования на этих частотах).

Согласно сложившейся практике испытания проводят всего изделия целиком через штатное крепление к блоку выведения. Амплитуда возбуждения составляет порядка 0,1 g, частотный диапазон от 20 Гц до 1 кГц. При этом проверяется наличие резонансов как таковых и осуществляется допуск изделия к вибропрочностным испытаниям, а также определяется значение первой резонансной частоты (как правило, она не должна быть ниже заданного заказчиком значения).

Второй целью модальных испытаний является проверка точности математической конечно-элементной (КЭ) модели КА и его компонентов. Для этого выполняется более детальный поиск собственных частот и форм колебаний, а также параметров демпфирования. Согласно справочнику по определению требований к испытаниям ракеты-носителя, головного блока и КА [3] более детальный модальный анализ требуется проводить до частоты 50 Гц. Однако верхняя граница определяется особенностями частотной характеристики отклика конструкции КА, такими как высокая плотность локализации мод в узком частотном диапазоне. Например, в работе [4] анализ модальных характеристик спутника Falcon Sat-5 выполнялся до частоты 260 Гц.

В работе [5] корректировка КЭ-модели рабочего колеса турбины проводилась за счёт подбора условных значений плотности материала и модуля Юнга, обеспечивающего минимальное расхождение расчётных и экспериментальных значений собственных частот. Коррекция проводилась с помощью коммерческой программы LMS Virtual.Lab Optimization. Немаловажным фактором при верификации модели является коэффициент демпфирования. В работе [6] проведено исследование коэффициента

демпфирования слоистого углепластика. В работах [2; 7] параметрами, за счёт которых выполняется настройка КЭ-модели по собственным частотам, были условные жесткости отдельных конечных элементов. В работах [8; 9] идентификация КЭ-моделей рассматривается как задача многокритериальной многопараметрической оптимизации, для решения которой предлагается алгоритм, основанный на анализе чувствительности к изменению параметров. Анализ работ по тематике модального анализа показывает, что опыт в проведении экспериментальных исследований крупных изделий РКТ из композитного материала бесконтактным способом и дальнейшее уточнение математической модели недостаточны.

Описание объекта испытаний

В работе рассматривается система раскрытия панелей солнечных батарей КА, которые разворачивались на боковых сторонах шестигранной призмы корпуса. На этапе выведения, когда КА располагается под головным обтекателем ракеты, все панели стянуты одной нитью. Основная проблема была выявлена во время первых динамических испытаний изделия: нагружение широкополосной случайной вибрацией приводило к разрушению системы. Это послужило основанием для проведения модального анализа и определения собственных частот и форм колебаний солнечной панели космического аппарата (СПКА).

Для выполнения указанной актуальной задачи динамическую модель СПКА предоставило АО «РКЦ «Прогресс». Объектом испытаний являлась полноразмерная модель СПКА из углепластика, её внешний вид и габаритные размеры представлены на рис. 1.

Панель представляет собой объект, включающий каркас из балок трубчатой формы. Каркас состоит из верхнего и нижнего силовых поясов и тавровых рёбер жёсткости, усиливающих тонкую композитную оболочку.

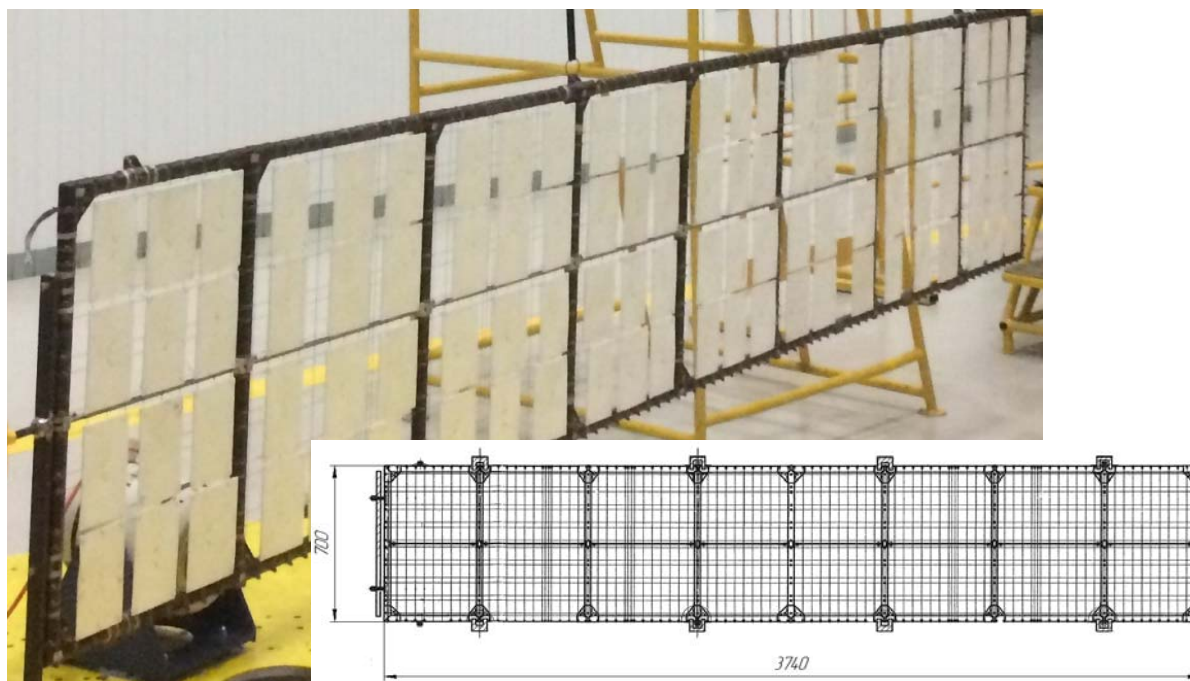


Рис. 1. Динамическая модель солнечной панели космического аппарата с габаритными размерами

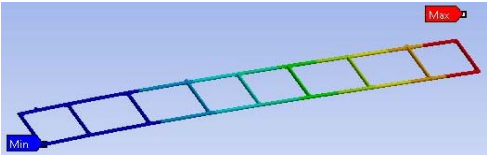
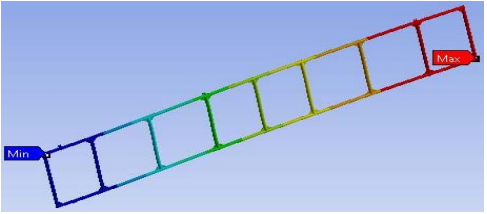
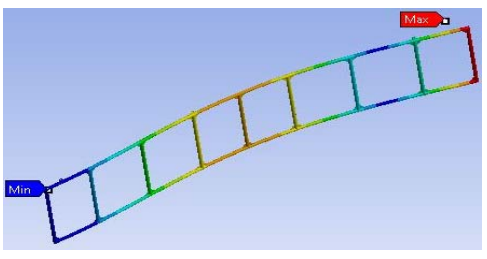
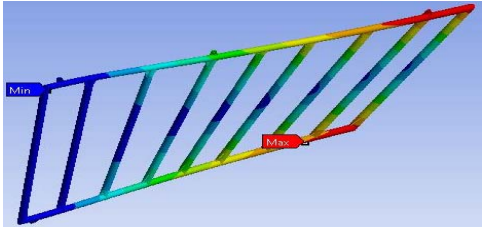
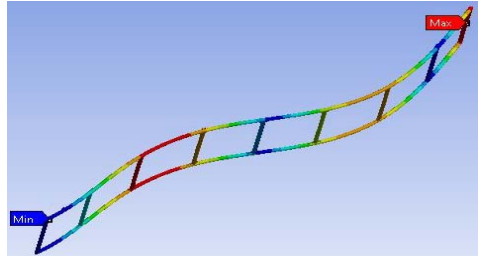
Предварительный модальный анализ

Для определения границ проведения модальных испытаний необходимо провести расчётную оценку диапазона собственных частот объекта испытаний. Такие расчёты помогут облегчить и ускорить процесс составления методики испытаний.

В данной работе предварительный расчёт выполнялся в программном пакете ANSYS Workbench, при этом модель солнечной панели представляла собой каркас, на котором закреплены модули с фотоэлементами, которые в расчёте приняты закреплённой точечной массой (рис. 2). Данное допущение позволило сократить время расчёта.

Полученные в результате расчётов собственные частоты и формы колебаний СПКА представлены в табл. 1.

Таблица 1. Собственные частоты солнечной панели космического аппарата

Мода, №	Частота, Гц	Форма колебаний
1	0,94	
2	6,34	
3	6,92	
4	16,97	
5	19,11	

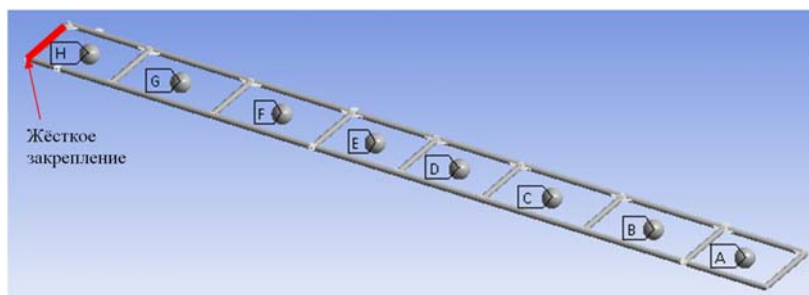


Рис. 2. Модель солнечной панели

Анализ полученных результатов подтвердил необходимость более детального модального анализа в низкочастотной области.

Проведение модальных испытаний

Модальные испытания проводились при возбуждении конструкции с помощью вибровозбудителей и анализе отклика конструкции в контрольных точках. В экспериментальном исследовании диапазон задаваемых частот был ограничен максимальным значением в 50 Гц [3]. Точка приложения возбуждающей силы выбиралась с наименьшими перемещениями и наибольшей жесткостью (наиболее близкой к месту закрепления солнечных панелей к КА).

На рис. 3 показана схема установки для испытаний солнечной панели. Вид экспериментальной установки для проведения модальных испытаний представлен на рис. 4.



Рис. 3. Схема установки для испытаний солнечной панели космического аппарата

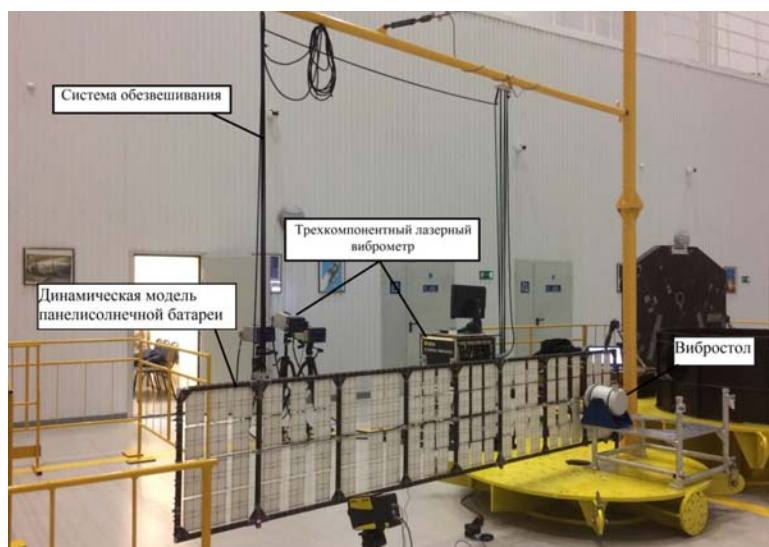


Рис. 4. Экспериментальная установка с закреплённой панелью

В процессе модальных испытаний динамическая модель солнечной панели закреплялась на системе обезвешивания, при этом перпендикулярно к СПКА подсоединялся вибровозбудитель. Возбуждающая часть вибростола жёстко соединялась с корпусом панели через датчик силы, причём сигнал на вибростол подавался от генератора сигнала через усилитель. Напротив исследуемого объекта устанавливался трёхкомпонентный лазерный виброметр, а вся коммутация подводилась к головному компьютеру через контроллеры, отвечающие за работу каждой из лазерных головок.

Для обеспечения достоверности дальнейших результатов исследования была получена зависимость возбуждаемой силы F от частоты f для нескольких замеров (рис. 5). Данная частотная характеристика имеет ярко выраженный резонанс. В связи с этим для получения адекватных результатов экспериментального исследования необходимо рассматривать функцию, которая представляет собой отношение виброскорости к возбуждаемой силе.

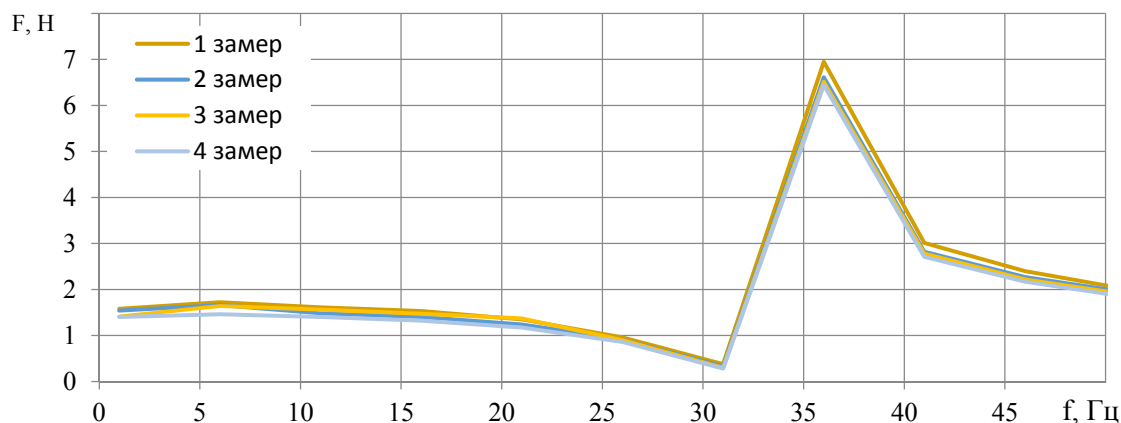


Рис. 5. Зависимость возбуждаемой силы от частоты

Динамическое возбуждение проводилось в диапазоне частот 0...50 Гц, при этом определение модальных характеристик выполнялось с помощью анализа отклика объекта на вибрационное возбуждение переменной частоты. Для этого использовался белый шум, амплитудные спектральные составляющие которого равномерно распределены по всему диапазону исследуемых частот. Применение данного сигнала обеспечивает высокую точность идентификации вибрационного отклика конструкции за счёт снижения влияния времени затухания колебаний испытываемого объекта.

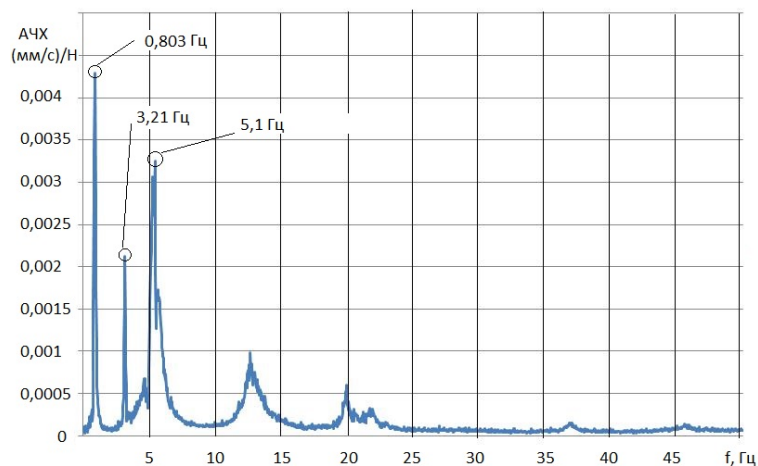
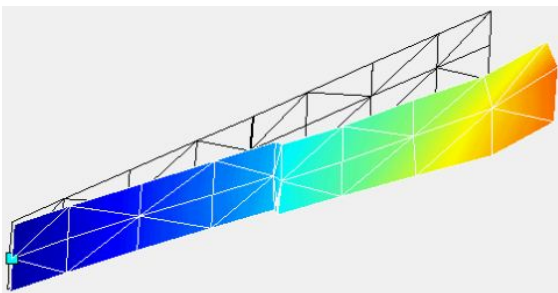
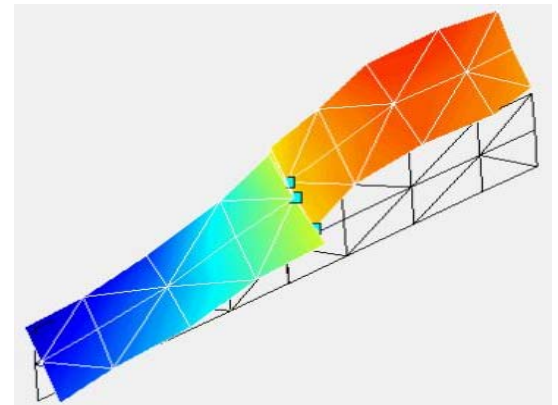
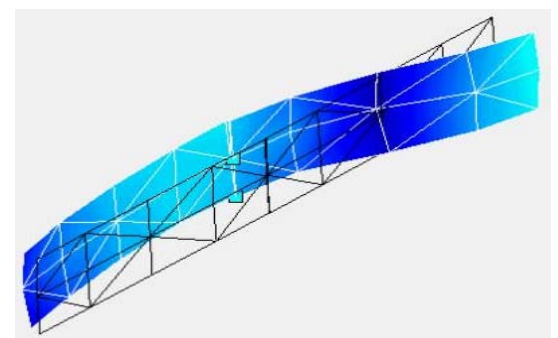


Рис. 6. Амплитудно-частотная характеристика солнечной панели космического аппарата

На рис. 6 показана осреднённая по всей поверхности объекта зависимость виброскорости при действии единичной возбуждаемой силы от частоты, причём в качестве скорости здесь представлена величина, равная сумме квадратов виброскоростей по каждой из осей.

Исходя из данного экспериментального исследования, можно выделить 3 первых тона колебаний, которые имеют явные признаки резонансной частоты (табл. 2).

Таблица 2. Формы колебаний и их резонансные частоты

Мода, №	Частота, Гц	Форма колебаний
1	0,803	
2	3,21	
3	5,1	

Для анализа полученных данных использовался метод PolyMAX в программном пакете LMS Test.Lab. Метод PolyMAX является технологией оценки по методу наименьших квадратов в комплексной частотной области (LSCF-Least-Squares Complex Frequency-domain).

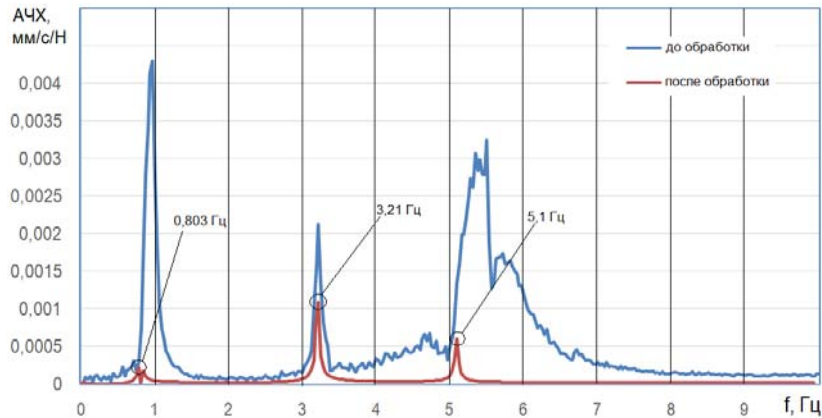


Рис. 7. Амплитудно-частотная характеристика солнечной панели космического аппарата, усреднённая по всей поверхности

На рис. 7 представлено сравнение амплитудно-частотной характеристики, полученной экспериментальным путём и обработанной АЧХ в диапазоне частот, характерных для выявленных резонансов, в LMS Test.Lab. Из графика можно сделать вывод, что резонансные частоты остались практически неизменны, а АЧХ свыше 6 Гц сгладилась и отфильтровалась от «паразитных» частот.

Таким образом, в результате сканирования объекта в частотном диапазоне от 0 до 50 Гц была получена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ), которая имеет следующие гармоники: 0,803 Гц; 3,21 Гц; 5,1 Гц.

Уточнение конечно-элементной модели

Экспериментально определённые резонансные частоты (собственные моды колебаний СПКА) явились основой для верификации и уточнения исходной КЭ модели.

В проведённом эксперименте было установлено достаточное количество точек измерения для получения достоверных форм колебаний. Так как при предварительном расчёте было получено достаточно много собственных частот и их тонов колебаний, нужно было отыскать схожие формы колебаний СПКА. Следует отметить, что в процессе сравнения особую важность представляют именно формы колебаний объекта, а не их частоты. Частотой можно будет варьировать в процессе уточнения модели.

В табл. 3 приведено сравнение экспериментальных и предварительных расчётных данных. Полученные данные показывают, что одинаковые формы присутствуют и в эксперименте, и в расчёте. С увеличением номера моды расхождение в частотных параметрах растёт. Максимальное расхождение по сравнению с экспериментом составляет 3,71 Гц. Модель, рассматриваемая в предварительном расчёте, не коррелирует с реальным объектом, следовательно необходимо провести расчёт и дальнейшее уточнение модели.

Экспериментальная модель имеет 27 точек на стороне сканирования, что достаточно для получения полной картины происходящих процессов. Для увеличения степеней свободы динамическая модель СПКА была подвешена на систему обезвешивания.

Таблица 3. Сравнение экспериментальных и расчётных данных

Мода, №	Частота (экспериментальная), Гц	Частота (расчётная), Гц	Разница Δ , Гц
1	0,803	0,94	0,137
2	3,21	6,92	3,71
3	5,1	6,34	1,24

При проведении предварительного расчёта КЭ-модель была выполнена со стандартной сеткой, без детального анализа конструкции панели, в которой присутствуют рёбра жёсткости. Такие усиления существенно влияют на жёсткость и демпфирование конструкции. Вследствие этого было проведено улучшение качества конечно-элементной модели: сетка каркаса СПКА не была изменена, а рёбра жёсткости были покрыты сеткой с более мелким шагом. Такое усовершенствование сетки модели позволяет увеличить точность вычислений.

По окончании уточняющего расчёта была получена таблица собственных частот исследуемого объекта, было найдено 7 собственных частот в заданном диапазоне. При выборе конкретной частоты можно наблюдать форму её колебаний.

При визуальном сравнении форм колебаний, полученных экспериментальным путём, и уточнённых расчётных данных возникали сложности с формированием пар (расчет-эксперимент) собственных форм. В процессе изучения структур этих форм были обнаружены оболочечные формы колебаний каркаса конструкции. Энергия колебаний такой силовой конструкции существенно выше и именно она определяет основную динамическую нагрузку на элементы изделия.

В табл. 4 показано сравнение экспериментальных и расчётных форм колебаний СПКА после улучшения КЭ модели.

Таблица 4. Сравнение экспериментальных и расчётных данных после улучшения КЭ модели

Мода, №	Частота (экспериментальная), Гц	Частота (расчётная), Гц	Разница Δ , Гц
1	0,803	0,805	0,002
2	3,21	5,53	2,32
3	5,1	5,07	0,03

Расхождение экспериментальных и расчётных значений не превышает 2,5 Гц. В расчёте были приняты следующие допущения: не рассматривается влияние воздуха на конструкцию, демпфирование конструкции и материала.

Заключение

В статье описан процесс разработки конечно-элементной модели панели солнечной батареи космического аппарата и представлены результаты модального анализа – собственные частоты и формы колебаний панели. С целью проверки адекватности предложенной математической модели создана экспериментальная установка для проведения модальных испытаний панели, с помощью которой получены амплитудно-частотные характеристики объекта и выявлены резонансные частоты и формы колебаний изделия. Полученное расхождение расчётных и экспериментальных значений не превышает 2,5 Гц. Такое расхождение считается приемлемым результатом для композитной модели.

Результаты исследования были получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России в области научной деятельности (Проект № FSSS-2023-0008). Описанные в настоящей статье научно-исследовательские результаты получены в рамках выполнения гранта РФФИ 23-19-20025

Библиографический список

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Т. 2. М.: Машиностроение, 2008. 366 с.

2. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 3 (6). С. 71-80.
3. MIL-HDBK-340A. Military handbook test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. V. I: Baselines and V. II: Applications guidelines. Department of Defense, 1999. 500 p.
4. Swenson E.D., Black J.T. Finite element model tuning with spatially-dense 3D modes // Experimental Mechanics. 2011. V. 51, Iss. 6. P. 933-945. DOI: 10.1007/s11340-010-9421-8
5. Ткач В.В. Применение модального анализа в междисциплинарном исследовании ЖРД // Труды МАИ. 2010. № 38.
6. Красновейкин В.А., Коноваленко И.С. Исследование динамических характеристик слоистых углепластиковых композитов методом лазерной виброметрии. https://www.imach.uran.ru/conf/conf2018/poster/22_Krasnoveykin.pdf
7. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 86-91.
8. Николаев С.М., Киселёв И.А., Жулёв В.А., Воронов П.С. Методика уточнения конечно-элементной модели механической системы с помощью анализа чувствительности // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 12. С. 128-136. DOI: 10.7463/1214.0751548
9. Николаев С.М., Жулёв В.А., Киселёв И.А. Уточнение конечно-элементной модели лопатки ГТД на основе результатов вибрационных испытаний с учётом разброса модальных параметров // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 9. С. 336-351. DOI: 10.7463/0915.0802462

MODAL ANALYSIS OF A SPACECRAFT SOLAR PANEL

© 2023

- A. N. Kryuchkov** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kryuchkov.an@ssau.ru
- A. I. Safin** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
safin.ai@ssau.ru
- M. A. Ermilov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ema@ssau.ru
- A. N. Vidyaskina** Postgraduate Student of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
2022-06193@students.ssau.ru
- A. A. Igolkin** Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
igolkin97@gmail.com
- Ye. V. Shakhmatov** Academician of the Russian Academy of Sciences, Head of the Department of Power Plant Automatic Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
shakhm@ssau.ru

The importance of analyzing free modes of mechanical oscillations of spacecraft outboard elements is due to the problem of losing their controllability because of failures in the operation of airborne guidance and navigation systems. The subject of the study is the spacecraft solar panel that represents a frame with modules with photocells attached to it. The object of the study is mechanical oscillations of such a panel as a multi-mass compliance structure. The article presents a modal analysis carried out to determine the natural frequencies and forms of vibrations of the spacecraft solar panel. A finite element model of the panel was developed. In the paper, a modal calculation was carried out on the basis of the model. A test facility was developed to carry out full-scale tests. According to the experimental studies, the model was refined, which made it possible to obtain a discrepancy in the results of no more than 2.5 Hz.

Modal analysis; vibration; solar panel; natural frequency; oscillation form; modal tests; mathematical model

Citation: Kryuchkov A.N., Safin A.I., Ermilov M.A., Vidyaskina A.N., Igolkin A.A., Shakhmatov Ye.V. Modal analysis of a spacecraft solar panel. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023. V. 22, no. 3. P. 36-46. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-36-46

References

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok. T. 2* [Fundamentals of the design of aircraft engines and power plants. V. 2]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2008. 366 p.
2. Bezmozgiy I.M., Sofinskiy A.N., Chernyagin A.G. The simulation in problems of vibration strength of rocket and space hardware. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 3 (6). P. 71-80. (In Russ.)
3. MIL-HDBK-340A. Military handbook test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. V. I: Baselines and V. II: Applications guidelines. Department of Defense, 1999. 500 p.
4. Swenson E.D., Black J.T. Finite element model tuning with spatially-dense 3D modes. *Experimental Mechanics*. 2011. V. 51, Iss. 6. P. 933-945. DOI: 10.1007/s11340-010-9421-8
5. Tkach V.V. Using modal analysis in multidisciplinary investigation of Liquid Propellant Rocket Engines. *Trudy MAI*. 2010. No. 38. (In Russ.)
6. Krasnoveykin V.A., Konovalenko I.S. *Issledovanie dinamicheskikh kharakteristik sloistykh ugleplastikovykh kompozitov metodom lazernoy vibrometrii* [Investigation of dynamic characteristics of layered carbon fiber composites by laser vibrometry]. Available at: https://www.imach.uran.ru/conf/conf2018/poster/22_Krasnoveykin.pdf
7. Mezhin V.S., Obukhov V.V. The practice of using modal tests to verify of finite element models of rocket and space hardware. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 1 (4). P. 86-91. (In Russ.)
8. Nikolaev S.M., Kiselev I.A., Zhulev V.A., Voronov P.S. Sensitivity based finite element model updating technique. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2014. No. 12. P. 128-136. (In Russ.). DOI: 10.7463/1214.0751548
9. Nikolaev S.M., Zhulev V.A., Kiselev I.A. Updating turbine blade FE model considering the modal parameters scatter. *Science and Education of the Bauman MSTU*. 2015. No. 9. P. 336-351. (In Russ.). DOI: 10.7463/0915.0802462