

МОДАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКОГО МАКЕТА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «АИСТ-2Д»

©2018

А. А. Иголкин доктор технических наук, доцент, профессор кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; igolkin97@gmail.com

А. И. Сафин кандидат технических наук, старший преподаватель кафедры автоматических систем энергетических установок; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; artursafin1988@gmail.com

А. Г. Филипов инженер-конструктор 1 категории, АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара; csdb@samspace.ru

Приведены результаты экспериментального определения динамического поведения малого космического аппарата (МКА) «АИСТ-2Д». Проведено сравнение полученных экспериментальным путём модальных характеристик (собственных форм и частот) с расчётными модальными характеристиками конечно-элементной модели объекта. Экспериментальное определение собственных форм и частот проводилось с помощью метода сканирующей лазерной виброметрии, расчётный модальный анализ – методом конечных элементов с использованием пакета конечно-элементного анализа MSC Patran/Nastran. Сформулированы цели и задачи, приведено описание основных этапов модального анализа. Для получения достоверных нагрузок, действующих на элементы космических аппаратов, требуется уточнение их конечно-элементных моделей. В процессе испытаний выделены целевые резонансные частоты колебаний объекта испытаний в диапазоне от 5 до 130 Гц, так как в этом диапазоне находятся интересующие первые тона конструкции. Так как МКА имеет большое количество неопределённостей в жесткостных параметрах элементов конструкции, погрешность определения собственных частот на первой стадии исследования доходила до 45,75%, что подтверждает необходимость проведения модальных испытаний. Полученные в результате проведения работ динамические характеристики элементов конструкции МКА позволят создавать более точные динамические модели на этапе проектирования, что повысит точность расчётов нагружения.

Малый космический аппарат; динамическая модель; модальный анализ; конечно-элементная модель; амплитудно-частотная характеристика, верификация.

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

Введение

Малый космический аппарат «АИСТ-2Д» создан для дистанционного зондирования Земли, научных экспериментов, а также для отработки и сертификации целевой, научной аппаратуры, обеспечивающих систем и их программного обеспечения в целях дальнейшего использования в перспективных разработках АО «РКЦ «Прогресс» и совершенствования подготовки специалистов для космической отрасли. МКА «АИСТ-2Д» был выведен на орбиту 28 апреля 2016 года [1].

Модальный анализ элементов аэрокосмической техники является частью комплексной программы наземной экспериментальной отработки перспективных образцов ракетно-космической техники.

Анализ мод колебаний на основе данных, полученных в результате испытаний, обеспечивает получение определённого описания реакции конструкции, которая может быть оценена в сравнении с проектной спецификацией. Анализ также позволяет получить модальную модель, которая позволяет определить влияние конструктивных модификаций или предсказать поведение конструкции при изменяющихся рабочих условиях.

Целью настоящей работы являлось получение экспериментальных и расчётных параметров динамического поведения объекта испытания для последующего сравнения и верификации (подтверждения) расчётной конечно-элементной динамической модели МКА «АИСТ-2Д».

Расчётный модальный анализ

Процедура экспериментального подтверждения (верификации) начинается с построения конечно-элементной модели (КЭМ) объекта испытаний (ОИ). В работе КЭМ и расчёты её собственных форм и частот (модальный анализ) выполнены с использованием программного комплекса MCS Patran / Nastran.

При пренебрежении демпфированием собственные частоты КЭМ с n степенями свободы описываются уравнением [2]:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = 0, \quad (1)$$

где $[K]$ и $[M]$ – матрицы жёсткости и масс; $\{\ddot{u}\}$ и $\{u\}$ – векторы ускорений и перемещений в узлах КЭМ.

Уравнение (1) имеет вещественное периодическое решение вида

$$\{u\} = \{u_0\} \cos \omega t \quad (2)$$

при выполнении условия

$$([K] - \omega^2 [M])\{u_0\} = 0. \quad (3)$$

Задача расчёта собственных форм и частот колебаний сводится к задаче о собственных значениях ω_k и векторах $\{u_0\}_k$, которые обращают в ноль определитель:

$$\det|[K] - \omega^2 [M]| = 0. \quad (4)$$

В результате расчётного модального анализа в диапазоне частот от 5 до 130 Гц получены АЧХ ОИ.

Модальные испытания

Модальным испытаниям подвергался динамический макет МКА, состав, конструкция и компоновка которого соответствуют лётному изделию опытно-технологического малого космического аппарата (ОТ МКА) «АИСТ-2Д» в комплектации, соответствующей лётным случаям эксплуатации. Вместо штатных приборов и агрегатов установлены технологические или габаритные массово-центровочные макеты (ГМЦМ), выполненные со штатными элементами и узлами крепления к корпусу, а так-

же штатными узлами подсоединения кабелей. В качестве опико-электронной аппаратуры и узла крышки опико-электронной аппаратуры использовались их ГМЦМ.

Предварительно перед испытаниями на штатных режимах определена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) объекта испытаний. Испытательная оснастка не должна оказывать влияние на динамические характеристики исследуемого ОИ в диапазоне частот до 130 Гц.

ОИ был закреплён на систему обезвешивания и установлен на вибростол. Датчик опорного сигнала, измеряющий виброускорение, крепился на подвижную часть катушки вибростола.

Было проведено 3 серии замеров сигналом «Whitenoise» последовательно в частотных диапазонах 5-70 и 70-130 Гц:

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

В процессе испытаний выделены целевые резонансные частоты колебаний ОИ в диапазоне частот от 5 до 70 Гц, так как в рассматриваемом диапазоне частот находятся интересующие первые тона конструкции.

Проведена оценка нелинейности динамических откликов конструкции ОИ при воздействии возбуждающих сил различного уровня.

Данные были получены с помощью трёхкомпонентного лазерного вибрметра Polytec PSV-400-3D [3].

Результаты испытаний и сравнение с расчётными данными

Зависимость передаточной функции от частоты при возбуждении ОИ (в диапазоне от 5 до 70 Гц) вдоль горизонтальной оси Z представлена на рис. 1.

Зависимость фазы точки с максимальной амплитудой колебаний от частоты (в диапазоне от 5 до 70 Гц) при возбуждении ОИ вдоль горизонтальной оси Z представлена на рис. 2. На основе полученного спектра (рис.1) и зависимости фазы от частоты (рис. 2), можно сделать вывод о том, что при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z ОИ возбуждается нормально, установленное в макете оборудование не создаёт большого количества субгармоник. Поэтому принятая методика измерений подходит для определения мод ОИ.

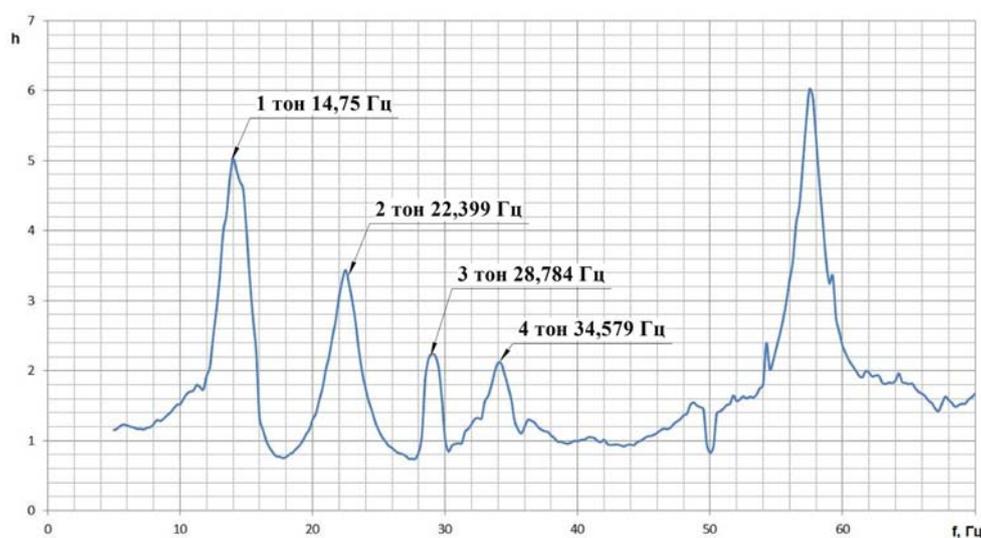


Рис. 1. Передаточная функция при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z

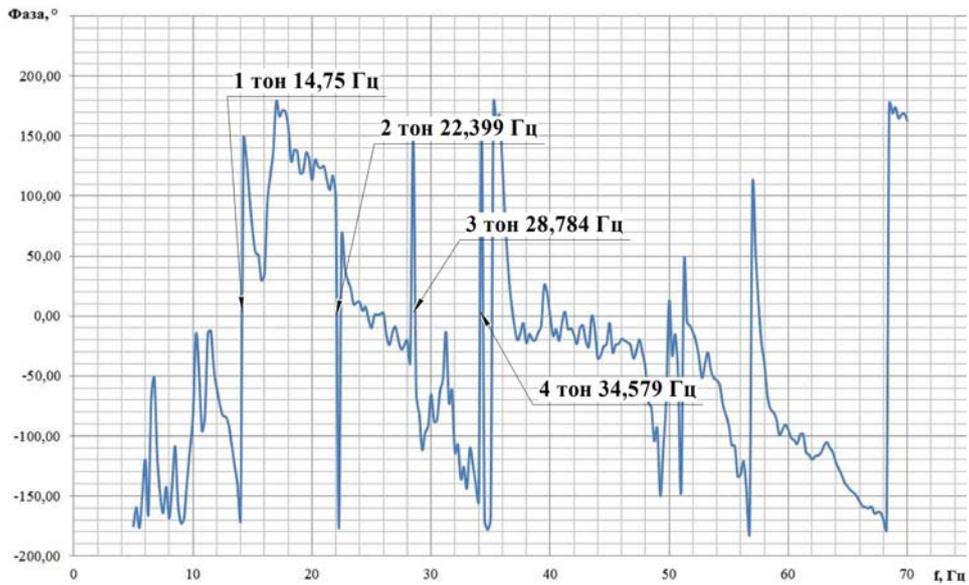


Рис. 2. Зависимость фазы от частоты при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z

Проведено сравнение расчётных и экспериментальных АЧХ при замерах в зонах 1, 2 и 3 (рис. 3). Для наглядности приведены первые пары форм колебаний при возбуждении ОИ вдоль горизонтальной оси Z (рис. 4). Результаты эксперимента наиболее близки к расчётным результатам при возбуждении ОИ вдоль горизонтальной оси Z в зоне 1 (рис. 5). В дальнейшем используются именно эти данные. В зонах 2, 3 (рис. 6, 7) результаты подвержены влиянию оснастки и поэтому велика погрешность.

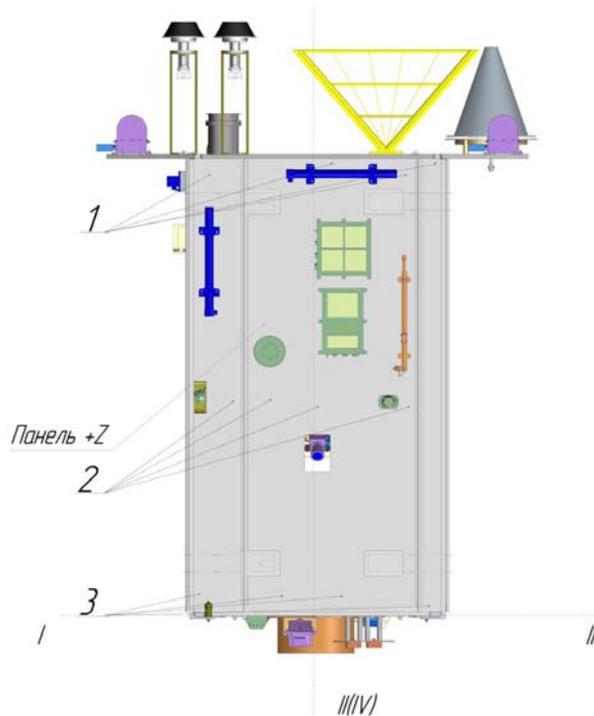


Рис. 3. Места замеров панели +Z по зонам

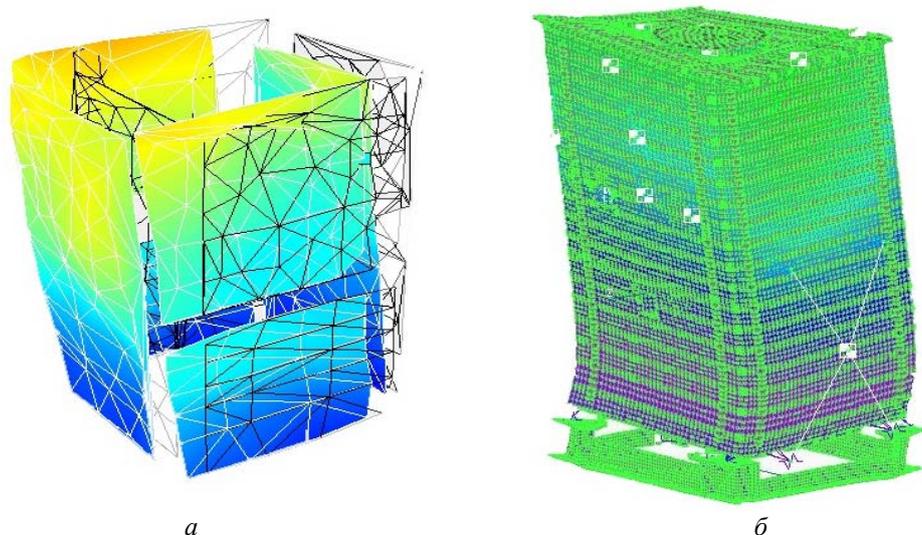


Рис. 4. Экспериментальная и расчётная формы колебаний МКА при первом тоне колебаний:
 а – экспериментальная первая форма при частоте 14,85 Гц;
 б – расчётная первая форма после коррекции при частоте 13,75 Гц

Выбраны тона, модальная эффективная масса которых превышает 10% от суммарной физической массы (момента инерции), то есть «основные» целевые моды. Как правило, только эти моды используются при верификации КЭМ [4]. В качестве примера, показывающего влияние подбора жесткостных характеристик элементов КЭМ, приведена табл. 1. Из неё видно, что подбором параметров можно обеспечить уменьшение погрешности для какой-то из мод. В моде 4 (с самой высокой погрешностью до корректировки) удалось достичь почти полного совпадения. Погрешность в других тонах неприемлема. В табл. 2 приведён подбор жесткостных параметров (КД – конструкторская документация).

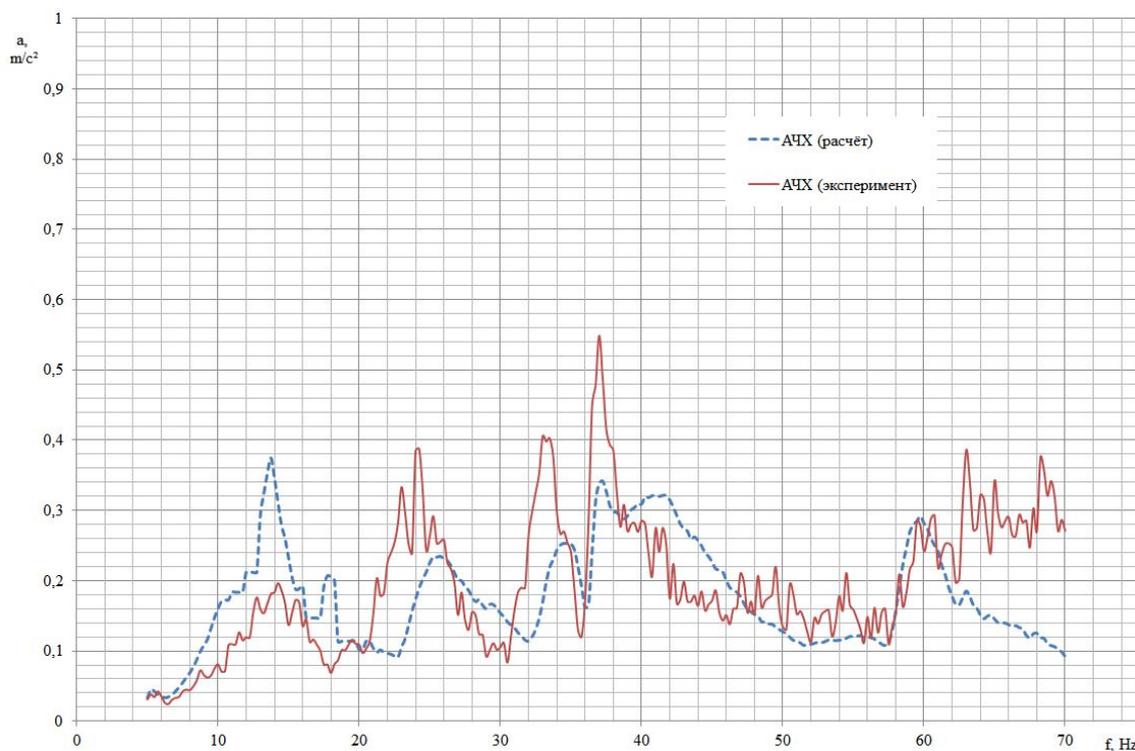


Рис. 5. Расчётная и экспериментальная АЧХ при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z в зоне I

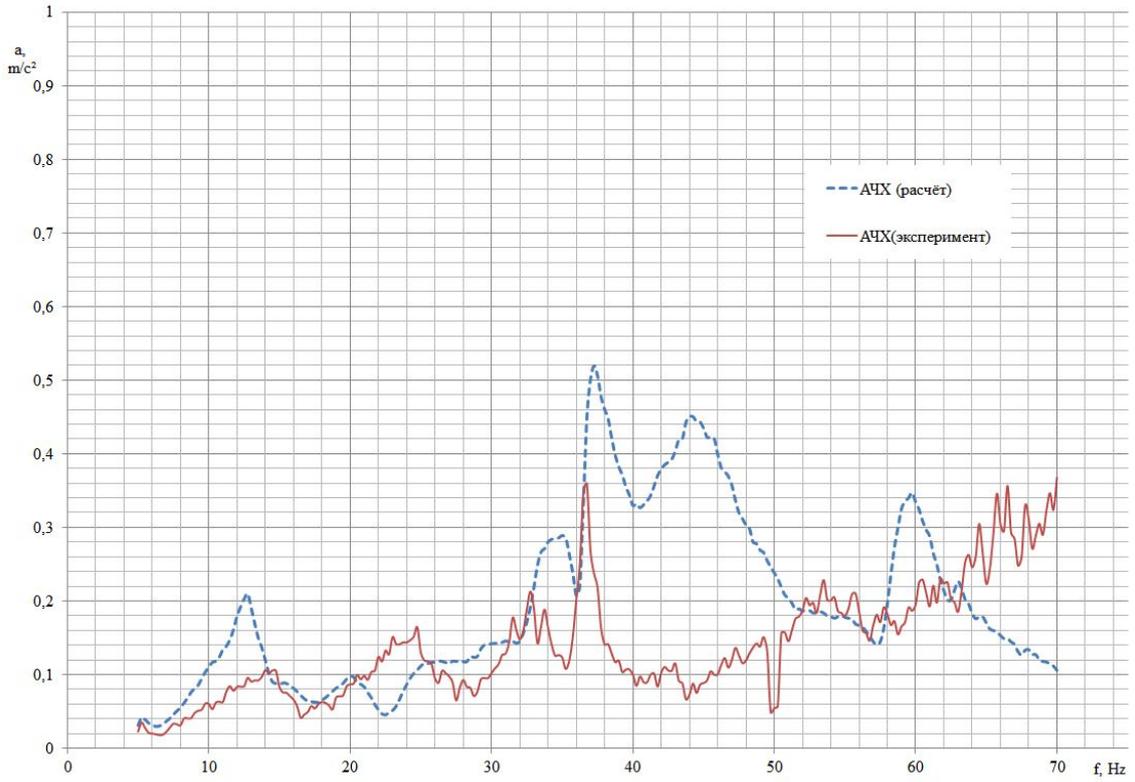


Рис. 6. Расчётная и экспериментальная АЧХ при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z в зоне 2

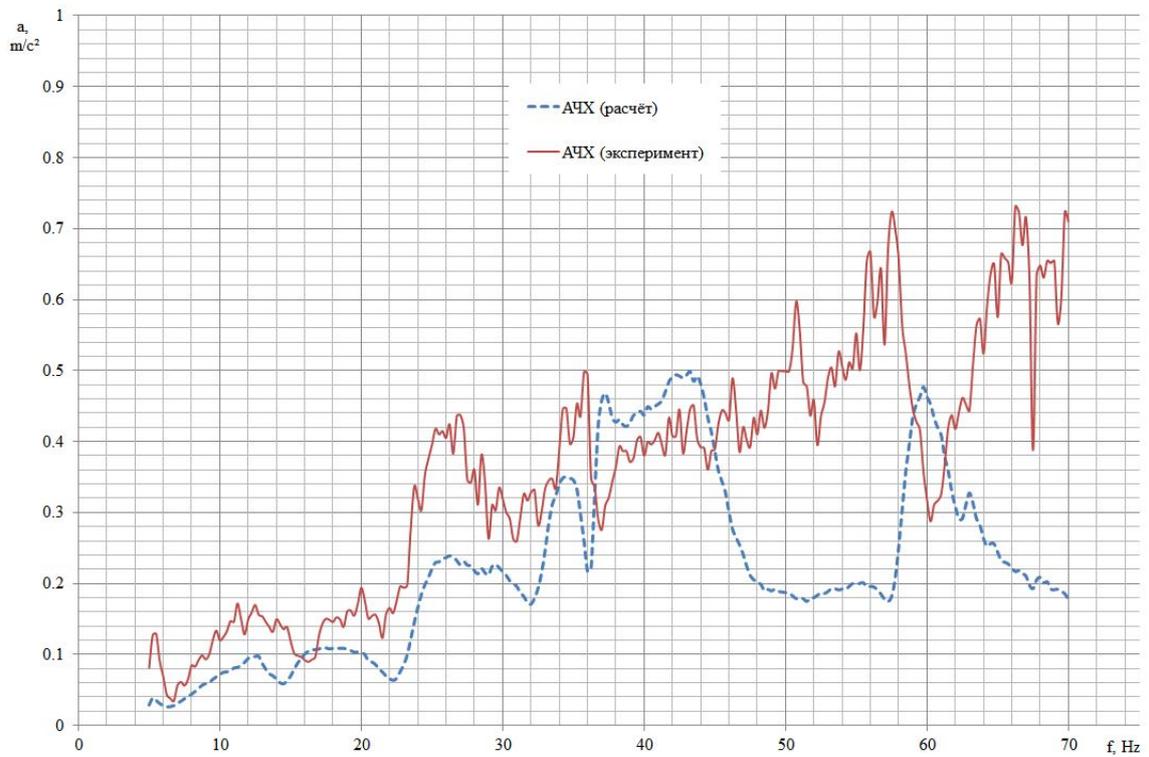


Рис. 7. Расчётная и экспериментальная АЧХ при возбуждении вдоль горизонтальной оси Z в зоне 3

Таблица 1. Сравнение частот «основных» целевых мод в местах замеров в зоне 1

Номер моды	Расчётные частоты, Гц		Экспериментально определённые частоты, Гц	Погрешность, %	
	до коррекции	после коррекции		до коррекции	после коррекции
1	16,67	13,75	14,85	12,26	-7,41
2	17,11	18,76	22,399	-23,61	-16,25
3	30,91	26,25	28,784	7,39	-8,8
4	50,4	34,75	34,579	45,75	0,49

Таблица 2. Подбор жесткостных характеристик элементов конструкции

Параметр	Кронштейны из алюминиевого сплава		Рама из алюминиевого сплава		Сотовые панели из алюминиевого сплава	
	E , кг/см ²	G , кг/см ²	E , кг/см ²	G , кг/см ²	E , кг/см ²	G , кг/см ²
Значения до корректировки (по КД)	$7,1 \times 10^{10}$	$2,73 \times 10^{10}$	7×10^{10}	$2,69 \times 10^{10}$	$7,1 \times 10^{10}$	$2,73 \times 10^{10}$
Значения после корректировки	$1,85 \times 10^{10}$	$1,5 \times 10^{10}$	$9,3 \times 10^9$	$8,5 \times 10^9$	$6,1 \times 10^{10}$	$9,8 \times 10^9$

Погрешность определения собственных частот на первой стадии исследования доходила до 45,75% (табл. 1), так как ОИ имеет неопределённости в значениях ряда параметров. Например, обязательной верификации требуют толщины оболочек и другие параметры конструкции, физические свойства материалов (модули упругости, модули сдвига и т.д.), допущения в части выбранного типа механических связей между элементами конструкции и линейность этих связей [4]. Это подтверждает необходимость проведения модальных испытаний.

Выполненный предварительный коррекционный анализ и последующее уточнение жесткостных параметров некоторых элементов конструкции позволили снизить погрешности определения частот. Однако результаты на данном этапе верификации далеки от уровней, заданных в работах [5–7].

Заключение

Полученные в результате проведения работ динамические характеристики элементов конструкции МКА позволят в дальнейшем создавать на этапе проектирования более точные динамические модели, что повысит точность расчётов нагружения.

Библиографический список

1. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В., Ткаченко С.И., Бакланов А.И., Салмин В.В., Семкин Н.Д., Ткаченко И.С., Горячкин О.В. Опыт-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д». Самара: Самарский научный центр РАН, 2017. 324 с.

2. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания. М.: Новатест, 2010. 319 с.
3. Иголкин А.А., Сафин А.И., Макарьянц Г.М., Крючков А.Н., Шахматов Е.В. Бесконтактная регистрация и анализ вибрации изделий машиностроения с помощью трёхкомпонентного лазерного виброметра // Прикладная физика. 2013. № 4. С. 49-53.
4. 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.
5. Пересыпкин К.В., Кожиченкова М.С. Формирование облика усиления размеростабильной платформы с помощью численной оптимизации // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2013. № 4 (42). С. 223-230.
6. Department of Defence handbook MIL-HDBK-340A. Test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. Department of Defence, 1999. 245 p.
7. Standard: ECSS - E-ST-32-11C. Modal survey assessment. Noordwijk, 2008.

MODAL ANALYSIS OF THE DYNAMIC MOCKUP OF “AIST-2D” SMALL SPACECRAFT

©2018

- A. A. Igolkin** Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Professor, Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; igolkin97@gmail.com
- A. I. Safin** Candidate of Science (Engineering), Senior Lecturer of the Department of Power Plant Automatic Systems; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; artursafin1988@gmail.com
- A. G. Filipov** Design Engineer; Joint Stock Company Space Rocket Centre Progress, Samara, Russian Federation; csdb@samspace.ru

The article describes a methodology of experimental determination of dynamic behavior of rocket and space equipment, using the example of AIST-2D small spacecraft. Experimentally obtained modal characteristics (natural modes and frequencies) are compared with modal characteristics calculated for the said spacecraft using a finite element model (FEM). The natural modes and frequencies of the spacecraft were experimentally obtained using scanning laser vibrometry; the modal analysis was performed using finite elements and the MSC. Patran / Nastran FEM package. The objectives and tasks are formulated; the main stages of modal analysis are described. It is necessary to update the finite-element models of spacecraft parts to obtain precise loads applied to such parts. During the tests target resonance frequencies of the test object were obtained for the 5-130 Hz range, as this range contains the first modes of the structure. Since the spacecraft is characterized by many uncertainties in stiffness parameters, the error of determining own frequencies was as high as 45.75% at the first stage of the research, which confirms the necessity of carrying out modal analysis. Dynamic characteristics of spacecraft structural elements obtained during the research will allow creating more precise and reliable spacecraft dynamic models at the design stage; this, in its turn, will improve precision of load calculations and reliability of the spacecraft in general.

Modal analysis; spacecraft; dynamic model; finite element model; amplitude-frequency characteristic; verification.

Citation: Igolkin A.A., Safin A.I., Filipov A.G. Modal analysis of the dynamic mockup of “AIST-2D” small spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 2. P. 100-108. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-2-100-108

References

1. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V., Tkachenko S.I., Baklanov A.I., Salmin V.V., Semkin N.D., Tkachenko I.S., Goryachkin O.V. *Opytno-tekhnologicheskiiy malyy kosmicheskiiy apparat «AIST-2D»* [The pilot technology small satellite “Aist-2D”]. Samara: Samarskiy Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2017. 324 p.
2. Heylen W., Lammens S., Sas P. *Modal analysis theory and testing*. Heverlee: Universiteit Leuven, 1997. 340 p.
3. Igolkin A.A., Safin A.I., Makaryants G.M., Kruchkov A.N., Shakhmatov E.V. Non-contact registration and analysis of the product machine vibration with a three-component laser scanner. *Applied Physics*. 2013. No. 4. P. 49-53. (In Russ.)
4. Mezhin V.S., Obukhov V.V. The practice of using modal tests to verify finite element models of rocket and space hardware. *Space Engineering and Technology*. 2014. No. 1 (4). P. 86-91. (In Russ.)
5. Peresypkin K.V., Kozhichenkova M.S. Forming the conceptual structure of a dimensionally stable platform by numerical optimization. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2013. No. 4 (42). P. 223-230. (In Russ.)
6. Department of Defence handbook MIL-HDBK-340A. Test requirements for launch, upper-stage, and space vehicles. Department of Defence, 1999. 245 p.
7. Standard: ECSS - E-ST-32-11C. Modal survey assessment. Noordwijk, 2008.