

Экспериментальные исследования элементов космических конструкций

© В.Н. Зимин, И.М. Колосков, В.Е. Мешковский,
Л.П. Таирова, С.А. Чурилин

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассматриваются вопросы, связанные с организацией и проведением экспериментальных исследований механических характеристик материалов, применяемых при изготовлении отдельных элементов космических аппаратов, а также с исследованием динамических характеристик элементов космических аппаратов на примере трансформируемого рефлектора ферменного типа. Параметры его конечно-элементной модели уточняются по результатам наземных частотных испытаний. Путем исключения из расчетной модели условий нагружения конструкции при испытаниях определены частоты и формы собственных колебаний рефлектора, соответствующие условиям его функционирования на орбите. Из расчетной конечно-элементной модели рефлектора удаляются конечные элементы, описывающие систему обезвешивания, жесткости мембран силовозбудителей и массы их подвижных частей. Уточненная таким образом конечно-элементная модель рефлектора может быть включена в общую расчетную схему космического аппарата для анализа его динамики.

Ключевые слова: трансформируемый ферменный рефлектор, конечно-элементная модель, динамические характеристики, частотные испытания.

В последние годы все большее развитие получают разнообразные космические системы, предназначенные для народного хозяйства. Среди них одно из ведущих мест занимают системы наблюдения за земной поверхностью в интересах метеорологии и охраны окружающей среды, средств связи, телевидения и навигации. В этих системах космические аппараты (КА) являются либо отправителем сообщения, либо техническим средством канала связи, вариации параметров движения которого представляют собой источник помех. Ситуация усугубляется также тем, что постоянно возрастают требования к пространственному разрешению аппаратуры наблюдения и к точности положения элементов радиотехнических систем КА относительно базовых осей координат. Поэтому при проектировании космической информационной системы и анализе качества информации большое внимание уделяется вопросам обеспечения требуемых параметров движения КА как элемента такой системы. При этом в обеспечении требуемых параметров движения принципиально новым фактором, проявившим себя осо-

бенно остро в последние годы, стала упругость конструкции КА. Объясняется это тем, что по мере совершенствования массовых характеристик силовых элементов конструкции КА, увеличения габаритов разворачиваемых пространственных структур типа солнечных батарей, антенных устройств, выносных платформ и т. п. упругие колебания конструкции начинают существенно влиять на процессы ориентации и стабилизации КА в целом или отдельных его частей или блоков. Упругие колебания конструкции, которые возникают после динамических операций, связанных с переориентацией КА, переориентацией или перестройкой отдельных его элементов, работой механизмов, расположенных на борту аппарата, приводят к длительным (вследствие слабой диссипации колебательной энергии) переходным процессам в каналах управления и линиях связи. Даже при достаточно малых амплитудах эти колебания могут значительно снижать качество информации и уровень полезного сигнала в радиотехнических системах.

В силу конструктивных особенностей антенны, как правило, представляют собой относительно нежесткие конструкции, разворачиваемые на орбите [1–10, 13–21]. Поэтому при различного рода динамических операциях под действием инерционных нагрузок отдельные части конструкции антенны смещаются относительно своего номинального недеформированного положения и за счет сил упругости приходят в колебательное движение. Для правильного учета степени влияния этого фактора необходимо знать собственные формы упругих колебаний антенны, приводящие к искажению апертуры, и собственные частоты. При анализе динамики КА в целом сначала, как правило, разрабатываются математические модели входящих в него составных частей, а параметры этих моделей зачастую уточняются по результатам экспериментальных исследований [11, 12].

В настоящее время при изготовлении элементов КА широко применяются современные композиционные материалы. В зависимости от партии механические характеристики этих материалов могут значительно различаться. Для исследования прочностных и динамических характеристик КА и их элементов необходимо достоверное знание свойств материалов, из которых их производят.

Для определения модуля упругости при изгибе трубчатых углепластиковых стержней, образующих силовой каркас ферменного рефлектора космической антенны, были взяты пять трубчатых стержней длиной 510 мм. Разброс геометрических характеристик сечений стержней указанной длины составляет менее 2 %, поэтому в дальнейшем с достаточно высокой степенью точности можно оперировать их осредненными значениями.

Осредненный внешний диаметр трубчатых стержней длиной 510 мм равен 10,2 мм, осредненный внутренний диаметр — 9,6 мм. Модуль упругости определяется по результатам частотных испытаний механической системы, схематично изображенной на рис. 1. Консольно закрепленный испытываемый стержень 1 с сосредоточенной массой 2 совершает колебания под действием электродинамического силового возбудителя 3, 4, 5. Частотные испытания проводились на виброустановке французской фирмы Prodera, представленной на рис. 2. Процесс испытаний показан на рис. 3.

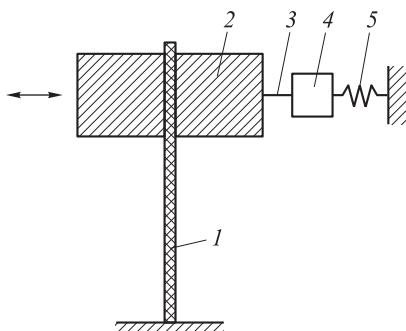


Рис. 1. Схема частотных испытаний трубчатого стержня:

1 — испытываемый стержень; 2 — дополнительная масса для понижения частоты собственных колебаний; 3 — соединительный шток; 4 — подвижная катушка силового возбудителя; 5 — центрирующие упругие шайбы силового возбудителя



Рис. 2. Виброиспытательная установка Prodera

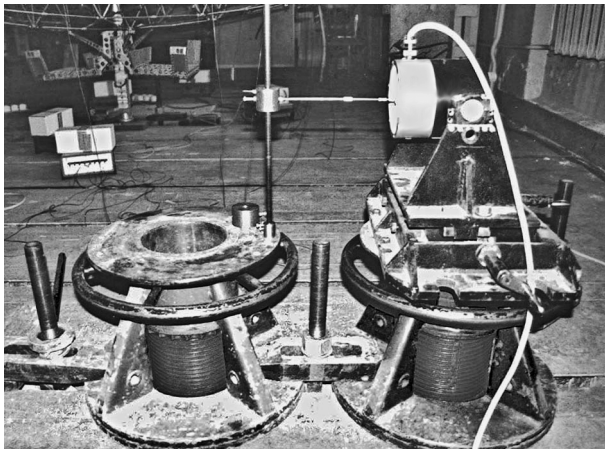


Рис. 3. Частотные испытания трубчатого стержня

В результате частотных испытаний определяется первая собственная частота упругих колебаний испытываемого стержня с сосредоточенной массой и подвижными элементами силовозбудителя. Сопоставляя ее значение с результатами расчетов, определяют модуль упругости материала стержня. Расчетный модуль упругости стержней при изгибе имеет следующие значения, ГПа: $E_1 = 160$, $E_2 = 172$, $E_3 = 152$, $E_4 = 154$, $E_5 = 156$.

Для определения влияния температурных воздействий на трубчатые элементы каркаса рефлектора космической антенны были взяты 12 образцов, представляющих собой тонкостенные трубчатые стержни из однонаправленного углепластика с продольным расположением волокон. По наружной стороне стержней проведена намотка тонкого слоя стеклопластика с кольцевой укладкой стеклонити. На концах стержни имеют вклеенные внутрь на глубину 20 мм металлические закладные элементы. Программа испытаний включала определение прочности при растяжении и продольного модуля упругости стержней в исходном состоянии и оценку влияния на эти характеристики термоциклирования и термического старения. Такие испытания позволяют приблизительно оценить степень влияния реальных условий эксплуатации в космосе на основные механические характеристики исследуемых элементов конструкций.

Имитация внешних воздействий, соответствующих предполагаемому времени эксплуатации, требует очень длительных испытаний. Однако известно, что процессы накопления повреждений имеют экспоненциальный характер по времени и количеству циклов нагружения. Поэтому на начальном участке испытаний скорость изменения характеристик материала, связанная с накоплением повреждений вследствие внешних воздействий, максимальна. Таким образом, для приближенной

оценки степени влияния этих внешних воздействий можно использовать относительно небольшое количество циклов изменения температуры и относительно небольшое время воздействия повышенной температуры. Для определения прочности и модуля в исходном состоянии четыре образца были испытаны на растяжение до разрушения с замером продольных деформаций. Для остальных образцов проведено термоциклирование в диапазоне температур $(+98,5 \pm 0,5) \dots (-49 \pm 0,5) \text{ } ^\circ\text{C}$ с влажностью 7–8 %. После окончания 304 циклов три образца были взяты и испытаны на растяжение до разрушения с замером продольных деформаций. Для остальных образцов термоциклирование продолжено. После окончания 680 циклов (с начала термоциклирования) еще четыре образца взяты и испытаны на растяжение до разрушения, для двух из них измерены продольные деформации в процессе нагружения. Остальные четыре образца выдержаны при температуре $98,5 \pm 0,5 \text{ } ^\circ\text{C}$ в течение 176 ч, что позволило дополнительно оценить роль термического старения как полимерного связующего углепластика, так и клея, используемого для скрепления углепластиковых стержней с металлическими закладными элементами. Для испытаний отбор образцов проводился случайным образом.

Имитация внешних температурных воздействий, соответствующих реальной эксплуатации, проводилась в климатических камерах типа ПКА, где имеется возможность автоматически поддерживать заданную температуру и влажность. Влажность во время испытаний задавалась 7–8 %, а температура изменялась в соответствии с заданной программой.

На первом этапе температурных воздействий проведено термоциклирование в диапазоне температур $(+98,5 \pm 0,5) \dots (-49 \pm 0,5) \text{ } ^\circ\text{C}$. Минимально возможная продолжительность одного полного цикла изменения температуры в камере, определяющаяся ее техническими возможностями, составляет около 1,5 ч. Поскольку в этом случае общее количество циклов за допустимое время испытаний оказалось бы слишком малым, чтобы судить о влиянии термоциклирования на свойства исследуемых образцов, испытания проведены следующим образом. Одна климатическая камера находилась постоянно в режиме $T = 98,5 \pm 0,5 \text{ } ^\circ\text{C}$, $W = -(7-8) \%$, другая — в режиме $T = -(49 \pm 0,5) \text{ } ^\circ\text{C}$ (влажность при отрицательной температуре не контролируется). Образцы поочередно перемещались из одной камеры в другую через каждые 10 мин. При этом в момент открывания двери камеры и внесения образцов температура в ней уменьшалась (в нагретой) или увеличивалась (в охлажденной) на 10...15 $^\circ\text{C}$. Температура регистрировалась по показаниям термометра климатической камеры. После закрывания двери заданная температура восстанавливалась в камере за 4...6 мин, при такой температуре об-

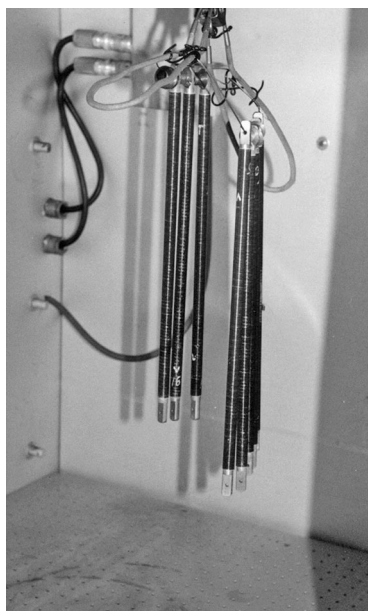


Рис. 4. Трубчатые стержни в климатической камере

разцы находились до тех пор, пока время пребывания в камере не достигало 10 мин. После этого образцы быстро (за 5...6 с) переносились в другую камеру. Все образцы были закреплены одним концом на вешалке, что позволяло быстро перемещать их из камеры в камеру. На рис. 4 показаны образцы в одной из камер во время испытания.

Таким образом, при описанной выше методике один полный цикл изменения температуры занимал 20 мин. Время непрерывной работы камер составляло 6...12 ч в сутки с перерывом на выходные и праздничные дни. Для выполнения 680 циклов потребовалось (с учетом времени выхода на заданную температуру после включения камеры) около 250 ч работы двух климатических камер. Выдержка образцов при температуре $T = 98,5 \pm 0,5$ °С (последний режим воздействий) проводилась в одной камере по 6...10 ч в сутки с перерывом на выходные и праздничные дни. Общее время работы камеры (с учетом времени выхода на заданную температуру после включения камеры) составило примерно 185 ч. В табл. 1 представлены основные численные результаты испытаний.

В настоящей работе также рассматриваются вопросы, связанные с постановкой и проведением динамических испытаний одной из составных частей КА, а именно параболического трансформируемого рефлектора 14М229-11 космической антенны 14М229-1 ферменного типа, разработанной ОКБ МЭИ. Для придания рефлектору антенны заданной параболической формы при частотных испытаниях исполь-

Таблица 1

Результаты испытаний трубчатых углепластиковых образцов с металлическими закладными элементами

№ образца	Состояние	Разрушающая сила, кН	Тип разрушения	Напряжение разрушения (МПа)	Разрушение сдвига (МПа)	Количество датчиков	E_1 , ГПа
1	Исходное	5,83	По углепластику	465	—	3	156
2		3,75	По клеевому слою	—	6,4	3	156
3		5,77	То же	—	9,9	3	155
4		4,0	По углепластику	318	—	3	159
7	После 304 температурных циклов	5,77	То же	460	—	3	154
8		5,80	»	462	—	3	159
9		4,70	»	374	—	3	157
10	После 680 температурных циклов	9,05	По углепластику и клею	720	—	—	—
14		6,12	По углепластику	487	—	2	155
15		6,22	То же	495	—	2	151
16		5,35	»	426	—	—	—
5	После 680 температурных циклов и 176 ч при 98 °С	5,25	То же	418	—	2	156
6		6,10	»	486	—	—	—
12		5,85	»	466	—	2	154
13		5,75	»	458	—	—	—

зовалась мягкая подвесная система (рис. 5) в виде 12 стальных тросов диаметром 1,5 мм и цилиндрических стальных пружин. Стальные тросы одним концом соединялись с цилиндрическими пружинами, а другим — через блок с балкой, закрепленной на колоннах, которые служили опорами силового потолка. Цилиндрические пружины одним концом были соединены непосредственно с узловыми шарнирами тыльного стержневого пояса рефлектора антенны. Узлы подвеса рефлектора антенны равномерно располагались по его поверхности.

Подвесная система должна выбираться таким образом, чтобы свести к минимуму влияние на динамические характеристики конструкции дополнительных упругих, диссипативных и инерционных сил, возникающих при колебаниях. Влиянием подвесной системы на частоты и формы колебаний исследуемой конструкции можно пренебречь, если собственные частоты ее колебаний на подвесе как твердого тела в 8–10 раз ниже собственных упругих колебаний [22]. Для отно-

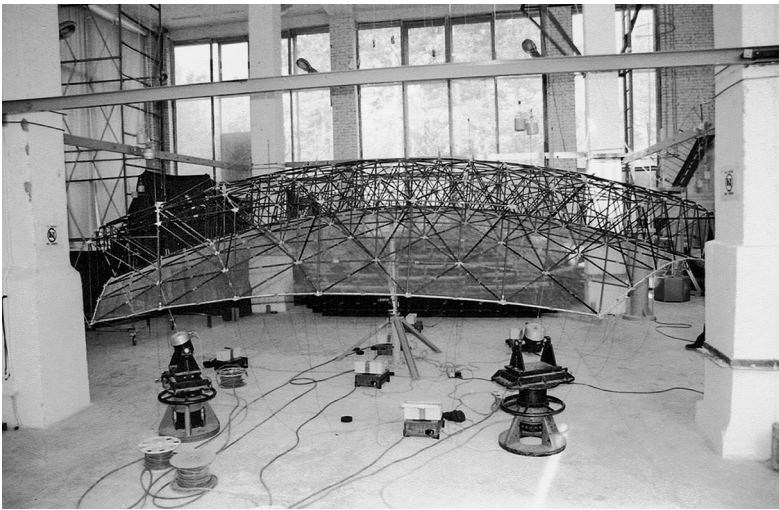


Рис. 5. Расположение антенны в процессе испытаний

сительно малогабаритных и достаточно жестких конструкций реализовать такие подвесные системы не представляет сколько-нибудь значительных затруднений, а для конструкций, собственные частоты упругих колебаний которых лежат в диапазоне ниже $1 \dots 2$ Гц (к ним относятся крупногабаритные элементы КА), следует использовать подвесные системы с квазинулевой жесткостью. Кроме того, в процессе испытаний на подвесах с квазинулевой жесткостью необходимо изменять расположение конструкции в пространстве. Создать традиционную пружинно-тросовую подвесную систему, отвечающую изложенному выше условию для низкочастотных конструкций, не представляется возможным, так как в этом случае высота подвеса (при колебаниях в горизонтальной плоскости) и статическая просадка упругих элементов (при колебаниях в направлении вертикали) составляет несколько сотен метров. При невыполнении этих требований влияние подвесной системы надо исключать расчетным путем.

В нашем случае жесткости ветвей подвеса в направлении вектора силы тяжести были определены в процессе динамических испытаний каждой отдельно взятой ветви. Результаты испытаний сведены в табл. 2, в третьем столбце которой указаны длины ветвей подвеса с учетом растяжения тросов и цилиндрических пружин в процессе «обезвешивания» антенны. Возбуждение колебаний антенны и регистрация откликов проводились с помощью многоканальной виброустановки французской фирмы Prodera. В качестве датчиков использовались пьезоакселерометры АС 565/1 массой 1 г с рабочим частотным диапазоном $2 \dots 3000$ Гц и диапазоном измеряемых ускорений $0,1 \dots 100$ g. Датчики устанавливались в узлах лицевого стержневого пояса антенны (со стороны сете-

Параметры системы обезвешивания

№ ветви подвеса	Жесткость в направлении силы тяжести, Н/м	Длина l ветви от рефлектора до блока, расположенного на верхнем силовом поясе системы обезвешивания, м
1	237,401	5,335
2	257,597	5,335
3	250,773	5,335
4	247,396	5,335
5	271,518	5,335
6	261,043	5,335
7	247,396	5,019
8	311,692	5,019
9	244,041	5,019
10	247,396	5,019
11	330,869	5,019
12	264,512	5,019

полотна) с расположением осей чувствительности по нормали к рабочей поверхности рефлектора и на стойке антенны.

Испытания проводились на основе резонансного метода, конструкция возбуждалась гармоническими силами. Усилие от силовозбудителей прикладывалось к узлам лицевого стержневого пояса по нормали к поверхности рефлектора. Для исключения вероятности пропуска какого-либо тона колебаний вследствие возбуждения конструкции вблизи узловой линии силовозбудители воздействовали на различные узлы лицевого стержневого пояса. Проводилось одно- и двухточечное возбуждение. Точки приложения возбуждающих сил схематично изображены на рис. 6. В процессе виброиспытаний были реализованы следующие виды возбуждения:

- отклонение одного из крайних шарниров в горизонтальной плоскости OXY вручную без участия силовозбудителя для возбуждения низкочастотных крутильных колебаний, частота собственных колебаний определялась с помощью секундомера;

- в узле A одноточечное в направлении нормали к поверхности сетеполотна;

- в узлах A и D в фазе и противофазе в направлении нормали к поверхности сетеполотна;

- в узлах B и C в фазе и противофазе в направлении нормали к поверхности сетеполотна.

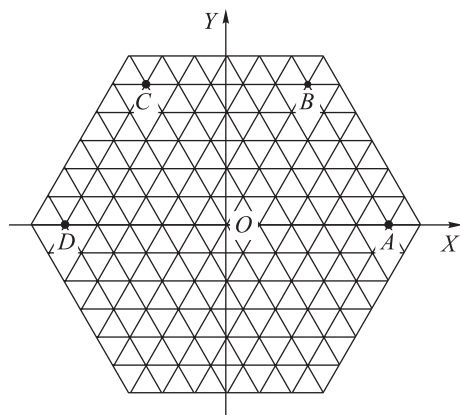


Рис. 6. Схема приложения возбуждающих сил

В качестве силовозбудителей использовались электродинамические силовозбудители ЕХ58 с максимальным усилием возбуждения 50 Н, массой подвижных частей 0,11 кг и жесткостью упругих элементов 3800 Н/м. Рабочий диапазон возбудителей 0...3000 Гц, амплитуда перемещения штока 7 мм. Возбуждение колебаний проводилось при различных уровнях амплитуд возбуждающих сил.

В ходе частотных испытаний были определены динамические характеристики антенны в диапазоне 0...20 Гц. Низшей частоте 0,36 Гц соответствует форма крутильных колебаний рефлектора относительно оси стойки. При одноточечном возбуждении в узле A по нормали к поверхности сетеполотна было зафиксировано четыре тона упругих колебаний. На частоте 2,51 Гц зафиксирована форма колебаний антенны на упругой стойке. Стойка колеблется, как консольно закрепленный стержень по первому тону, перемещения рефлектора относительно стойки отсутствуют.

На частоте 7,52 Гц возбуждается форма колебаний, соответствующая колебаниям стойки по первому тону консольного стержня, а рефлектор перемещается относительно крепления его к стойке в противоположную сторону. Форма обусловлена малой жесткостью стержней подвеса рефлектора к стойке. На частоте 12,68 Гц возбуждается форма колебаний рефлектора в продольном направлении. Колебания также обусловлены деформацией стержней подвеса рефлектора к стойке. На частоте 16,77 Гц возбуждается форма колебаний, изображенная на рис. 7. Здесь показано статическое положение рефлектора и стойки, а также их отклоненное положение (рис. 7, в), полученное после обработки методом наименьших квадратов значений показаний датчиков, обозначенных темными точками (рис. 7, а). В качестве базисных функций были взяты расчетные формы (рис. 7, б), которые обусловлены деформацией поверх-

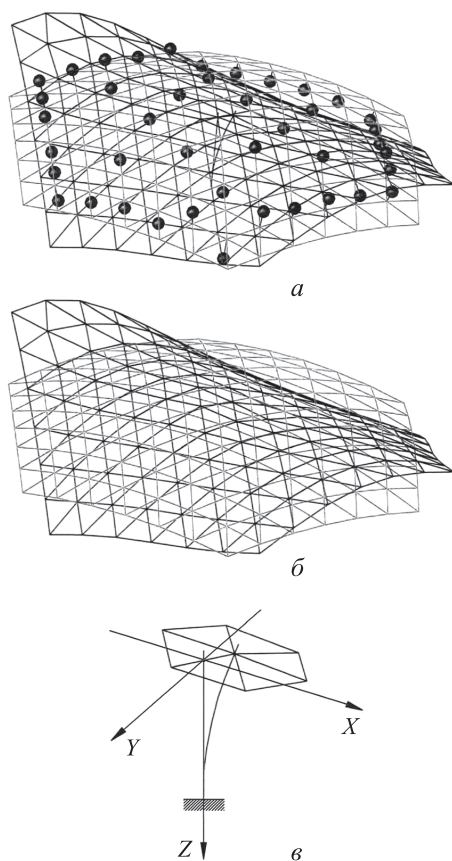


Рис. 7. Форма колебаний рефлектора на частоте 16,77 Гц:
a — экспериментальная форма рефлектора; *б* — расчетная форма рефлектора;
в — деформация стойки рефлектора

ности рефлектора и имеют «седловидную» форму (гиперболический параболоид). При возбуждении двумя силовозбудителями в узлах *A* и *D* (см. рис. 6) в фазе возбуждаются формы на частотах 12,68 и 16,3 Гц. По характеру они аналогичны вышеописанным формам. При возбуждении в противофазе возбуждаются колебания на частотах 3,05 и 7,53 Гц. Они также полностью идентичны колебаниям, описанным выше и полученным при возбуждении одним вибратором в узле *A*. При двухточечном возбуждении в узлах *B* и *C* (см. рис. 6) в фазе возбуждаются колебания на частоте 2,86 Гц, форма колебаний аналогична описанной ранее с той лишь разницей, что колебания происходят в другой главной плоскости. Форма колебаний на частоте 8,5 Гц также полностью идентична форме, описанной ранее, только колебания происходят в другой плоскости. На частоте 12,31 Гц возбуждается форма продольных колебаний рефлектора в направлении вертикали, а на частоте 16,6 Гц — форма,

Таблица 3

Сравнение расчетных и экспериментальных частот, Гц

Частоты, полученные			Относительная погрешность, %	Частоты, соответствующие условиям свободного полета
экспериментально	расчетным путем без учета шарнирных соединений	расчетным путем с учетом шарнирных соединений		
0,36	0,565	0,376	-4,40	0,33
2,86	3,610	3,130	-9,44	1,25
3,05	3,700	3,470	-13,77	1,17
7,53	16,600	8,040	-6,77	7,90
8,50	17,420	8,280	2,60	8,24
12,31	25,480	11,470	6,82	11,34
16,24	32,100	16,470	-1,41	16,50
16,30	32,000	16,340	-0,25	16,48

аналогичная изображенной на рис. 6. При возбуждении в противофазе в узлах *B* и *C* были получены формы колебаний на частотах 2,21, 7,98 и 16,24 Гц. Они также идентичны ранее описанным формам. В частотном диапазоне выше 20 Гц достоверные динамические характеристики определить не представлялось возможным.

Расчеты частот и форм колебаний рефлектора методом конечных элементов, проведенные с использованием пакета программ MSC Nastran в предположении, что шарнирные соединения ферменной конструкции являются абсолютно жесткими, дали значения величины собственных частот, значительно отличающиеся от полученных в результате эксперимента. Это видно из сравнения первых двух столбцов табл. 3. Для уточнения расчетной конечно-элементной модели была проведена серия численных расчетов частот и форм колебаний рефлектора с различными свойствами конечных элементов, описывающих его шарнирные соединения, в результате которых было получено хорошее согласование расчетных и экспериментальных результатов. Третий столбец табл. 3 отражает результаты таких расчетов. В ее четвертом столбце представлена относительная погрешность расчетов по сравнению с экспериментом. После уточнения расчетной конечно-элементной модели для определения частот и форм колебаний рефлектора, соответствующих орбитальным условиям его функционирования, достаточно исключить из расчетной модели заданные условия нагружения (гравитационную нагрузку), систему обезвешивания, используемую при наземных испытаниях, а также конечные элементы, описывающие жесткость мембран силовозбудителей и массу их подвижных частей. В пятом столбце табл. 3

приведены частоты собственных колебаний рефлектора, полученные расчетным путем и соответствующие условиям его функционирования на космической орбите.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кравченко Ю.Д., Корнеев В.Ю., Федосеев А.И. *Развертываемый крупногабаритный космический рефлектор*. Пат. № 2 214 659 С2 Российская Федерация, заявитель и патентообладатель ЗАО «НПО ЭГС», № 2001124507/28; заявл. 05.09.2001, опубл. 20.10.2003, 20 с.
- [2] Семенов Ю.П., Чернянский А.Г. *Развертываемый крупногабаритный космический рефлектор*. Пат. № 2 266 592 С1 Российская Федерация, заявитель и патентообладатель ОАО «Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королева». № 2004123321/09, заявл. 28.07.2004, опубл. 20.12.2005, 13 с.
- [3] Тестоедов Н.А., Халиманович В.И., Шипилов Г.В., Акчурин В.П. *Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического аппарата*. Пат. № 2 350 519 С1 Российская Федерация, заявитель и правообладатель ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева, № 2007122219/11, заявл. 13.06.2007, опубл. 27.03.2009, бюл. № 9, 19 с.
- [4] Тестоедов Н.А., Халиманович В.И., Шипилов Г.В., Акчурин В.П. *Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического аппарата*. Пат. № 2 382 452 С1 Российская Федерация, заявитель и правообладатель ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева, № 2008148366/09, заявл. 08.12.2008, опубл. 20.02.2010, бюл. № 5, 13 с.
- [5] Тестоедов Н.А., Халиманович В.И., Шипилов Г.В., Акчурин В.П. *Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического аппарата*. Пат. № 2 382 453 С1 Российская Федерация, заявитель и правообладатель ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева, № 2008148445/09, заявл. 08.12.2008, опубл. 20.02.2010, бюл. № 5, 13 с.
- [6] Дубенко В.А. *Трансформируемый каркас*. Пат. № 2 331 994 С1 Российская Федерация, заявитель и патентообладатель ФГУП «НПО прикладной механики имени академика М.Ф. Решетнева». № 2007102475/09, заявл. 22.01.2007, опубл. 20.08.2008, 5 с.
- [7] Лопатин А.В. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн, ч. 2. *Вестник СибГАУ*, 2007, № 3, с. 78–81.
- [8] Зимин В.Н., Бей Н.А. Трансформируемые антенны больших размеров для геостационарных космических аппаратов. *Антенны*, 2005, вып. 10, с. 24–27.
- [9] Зимин В.Н., Бей Н.А. Трансформируемые ферменные конструкции зеркальных антенн больших размеров. *Антенны*, 2005, вып. 10, с. 28–31.
- [10] Зимин В.Н., Бей Н.А., Вечтомов В.А., Гуркин Е.Н., Смердов А.А. Бортовая многолучевая антенна космического ретранслятора. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2009, с. 8–17.
- [11] Зимин В.Н., Колосков И.М., Мешковский В.Е. Анализ частотных характеристик крупногабаритных рефлекторов космических антенн. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2009, с. 49–57.
- [12] Зимин В.Н. Экспериментальное определение динамических характеристик крупногабаритных трансформируемых космических конструкций. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, сер. Машиностроение*, 2011, № 1 (82), с. 47–56.
- [13] Henderson P.J., Deadwyler R.A. *Space Deployable Antenna Structure Tensioned by Hinged Spreader-Standoff Elements Distributed Around Inflatable Hoop*, U.S. Patent 5,990,851, Melbourne, Fla.: Harris Corp., Filed Jan. 16, 1998, Date of Patent Nov. 23, 1999.

- [14] Shintate K. et al. Large Deployable Reflector (LDR). *Journal of the National Institute of Information and Communications Technology*, 2003, vol. 50, no. 3/4, pp. 33–39.
- [15] Satoshi Harada et al. *Deployable Reflector*, U.S. Patent 7,216,995 B2, Tokyo: Nippon Telegraph and Telephone Corp, Filed Sep. 9, 2004, Date of Patent May. 15, 2007.
- [16] Cantes C.J., Konitopoulou E. Geometric design of arbitrarily curved bistable deployable arches with discrete joint size. *International Journal of Solids and Structures*, 2004, no. 41, pp. 5517–5540.
- [17] Jensen F., Pellgrino S. Expandable Structures Formed by Hinged Plates. *5th International Conference on Space Structures: University of Surrey, UK*, 19–21 aug. 2002, pp. 1–10.
- [18] Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн, ч. 1. *Вестник СибГАУ*, 2007, № 2, с. 51–57.
- [19] Keller P.N. et al. Development of Elastic Memory Composite Stiffeners for a Flexible Precision Reflector. *47th AIAA / ASME / ASCE / AMS / ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Newport, Rhode Island, 2006, 1–4 may, no. 2179, pp. 1–11.
- [20] Lai C.-Y., Pellegrino S. Deployable Membrane Reflectors with Offset Configuration. *AIAA Papers*, 2002, no. 1368, pp. 1–11.
- [21] Soykasap O. et al. Tape Spring Large Deployable Antenna. *47th AIAA / ASME / ASCE / AMS / ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Newport, Rhode Island, 2006, 1–4 may, no. 1601, pp. 1–12.
- [22] Микишев Г.Н. *Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1978, 247 с.

Статья поступила в редакцию 21.05.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

В.Н. Зимин, И.М. Колосков, В.Е. Мешковский, Л.П. Таирова, С.А. Чурилин. Экспериментальные исследования элементов космических конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/617.html>

Зимин Владимир Николаевич окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1980 г. Д-р техн. наук, проф. кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана, первый проректор — проректор по научной работе МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 92 научных работ в области раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций. e-mail: zimin@bmsu.ru

Колосков Игорь Михайлович окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1965 г. Канд. техн. наук, зав. сектором НИИ СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 24 научных работ в области раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций. e-mail: imkoloskov@gmail.com

Мешковский Виталий Евгеньевич окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1971 г. Зав. отделом СМ1-1 НИИ СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 55 научных работ в области раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций. e-mail: sm11@sm.bmsu.ru

Таирова Людмила Павловна окончила МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1972 г. Канд. техн. наук, ст. научн. сотрудник НИИ СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана, доц. кафедр «Космические аппараты и ракеты-носители» и «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 60 научных работ в области экспериментальных исследований и проектирования композитных материалов и конструкций. e-mail: com-or@yandex.ru

Чурилин Сергей Александрович окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2006 г. Инженер НИИ СМ МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 13 научных работ в области раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций. e-mail: sm11@sm.bmsu.ru