

12, декабрь 2015

УДК 62-1/-9

Исследование свойств сотового заполнителя по результатам динамических испытаний

Калиненко А.О., студент

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана,
Аэрокосмический факультет, кафедра «Аэрокосмические системы»*

*Научный руководитель: Березовский А.В.
Россия, 143966, Московская обл., г. Реутов,
АО « ВПК «НПО машиностроения»*

bauman@bmstu.ru

Введение

Существующие на сегодняшний день теоретические методы [1, 2] зачастую не обеспечивают достаточной точности в определении упругих характеристик конструкций с сотовым заполнителем для решения задач динамики. В расчетах, как правило, реальный сотовый заполнитель заменяется однородным по объему ортотропным или изотропным заполнителем, приведенные характеристики которого определяются по принципу эквивалентности работы реального и заменяющего его заполнителей.

В настоящей работе предложена расчетно-экспериментальная методика определения динамических характеристик сотовых панелей космического аппарата с помощью современных средств конечно-элементного анализа, которые дают возможность с высокой степенью точности и достоверности вычислить различные характеристики разрабатываемой конструкции. Обязательным условием является подтверждение результатов математического моделирования результатами натурных испытаний опытных образцов.

Конструкции с сотовым заполнителем

Конструкция с сотовым заполнителем представляет собой составную конструкцию (рис. 1), состоящую из несущих слоев (А) и сотового заполнителя (В), расположенного между несущими слоями.

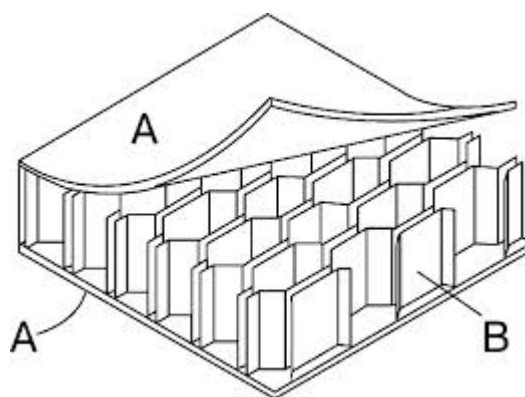


Рис. 1. Конструкция с сотовым наполнителем

Сотовый наполнитель – конструктивный элемент трехслойной конструкции с регулярно повторяющимися ячейками правильной геометрической формы (рис. 2). Его эффективность заключается в том, что в условиях средних интенсивностей нагружения конструкции с сотовым наполнителем обладают хорошими массовыми характеристиками [1]. Соединение несущих слоев с сотовым наполнителем осуществляется с помощью склеивания, пайки или сварки.

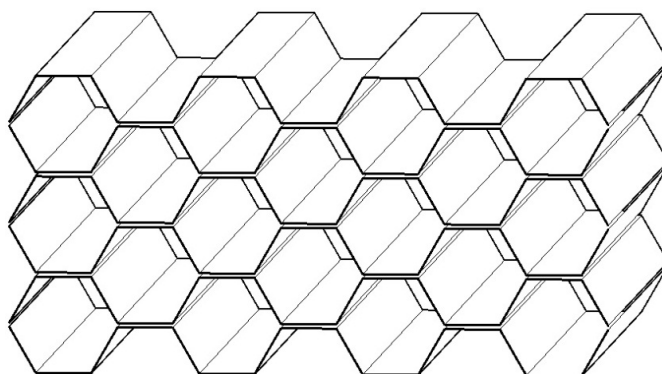


Рис. 2. Структура сотового наполнителя

Экспериментальное определение собственных форм и частот колебаний сотовой панели

Целью работы является исследование упругих свойств сотовой панели космического аппарата (КА), на основе анализа динамических испытаний.

В результате эксперимента (рис. 3, 4) получены упругие динамические характеристики (частоты (рис. 5), формы (рис. 6) и декременты колебаний) свободной панели и панели в технологическом силовом каркасе, жестко закрепленном к силовому полу.

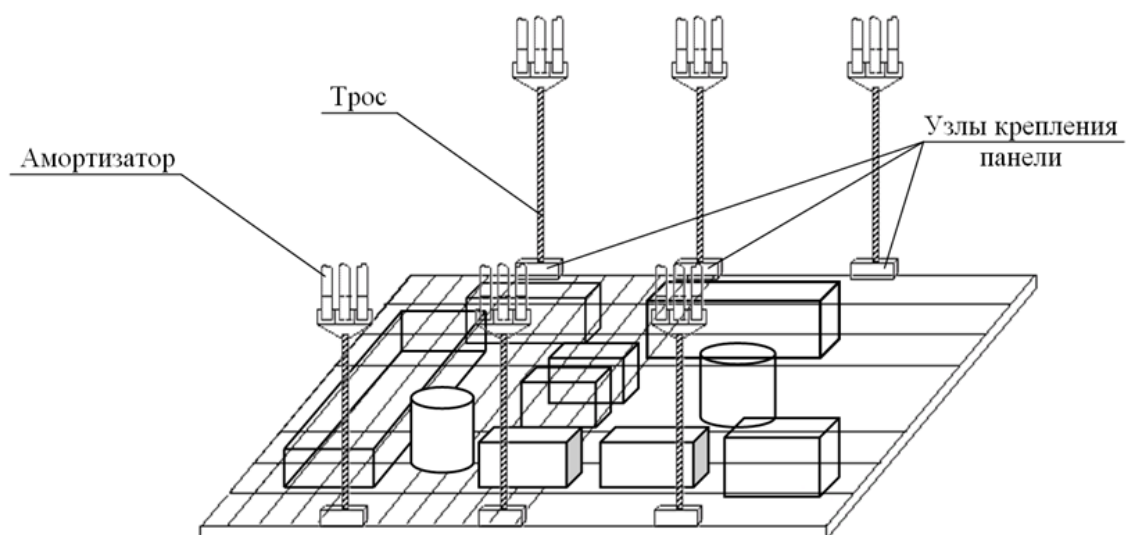


Рис. 3. Стенд для динамических испытаний свободной сотовой панели КА

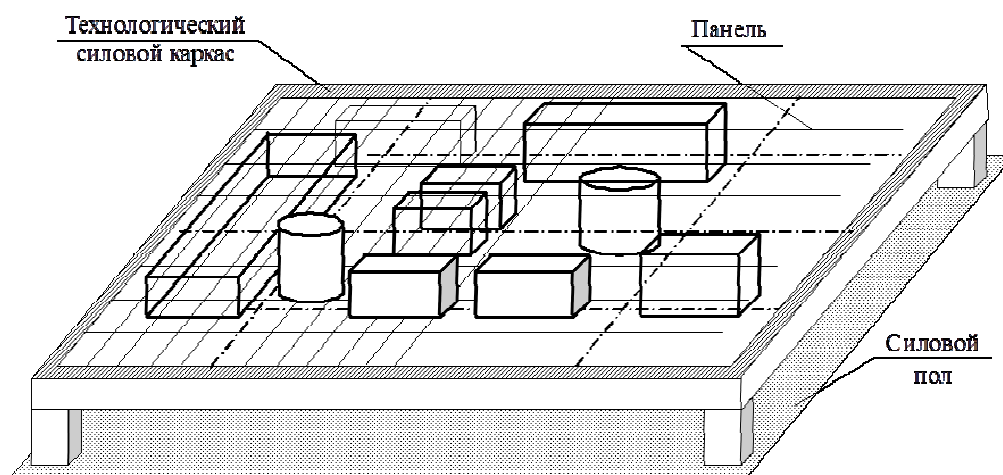


Рис. 4. Стенд для динамических испытаний сотовой панели КА в технологическом силовом каркасе

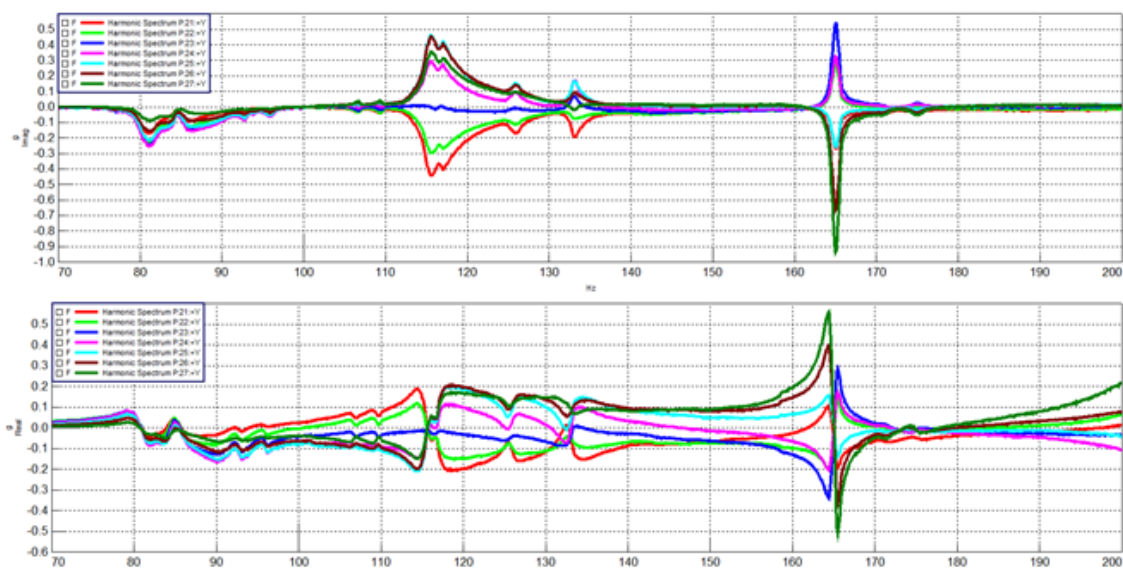


Рис. 5. Амплитудно-частотные характеристики сотовой панели при силовом нагружении

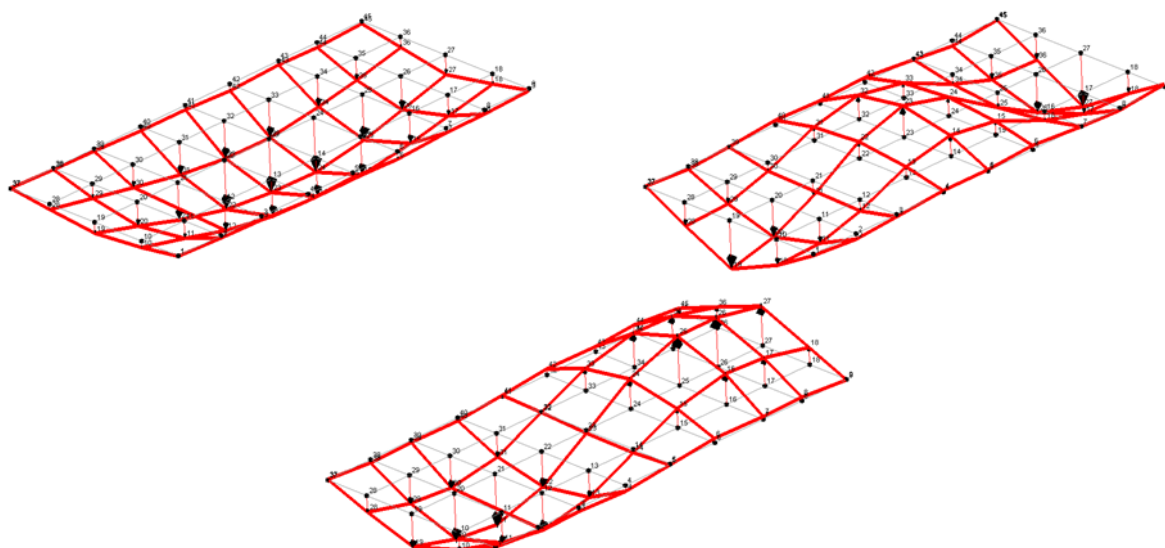


Рис. 6. Собственные формы сотовой панели КА

Конечно-элементная модель сотовой панели КА

Для исследования свойств сотовой панели КА разработана конечно-элементная (КЭ) модель панели (рис. 7, 8). КЭ модель панели включает в себя основные элементы определяющие жесткость: две пластины обшивки, между которыми находится ортотропный материал, имитирующий сотовый заполнитель (1), сквозь который проходят тепловые трубки (2). Также воспроизведены кронштейны крепления панели (3). Моделировать сотовый заполнитель прямым образом (точно воспроизводя геометрию) не рационально с точки зрения необоснованно больших затрат машинного времени при проведении расчета, так как в этом случае число конечных элементов отображающих геометрический образ шестигранников будет очень велико. Сотовый заполнитель

моделируется пластиной из ортотропного материала, свойства которого определяются таким образом, чтобы результаты расчета совпадали с результатами динамических испытаний.

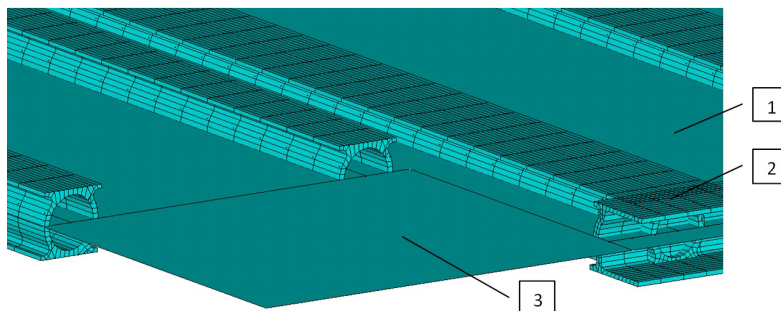


Рис. 7. КЭ модель фрагмента сотовой панели КА:

- 1 – пластина из ортотропного материала; имитирующего сотовый наполнитель;
2 – тепловые трубки; 3 – кронштейны крепления

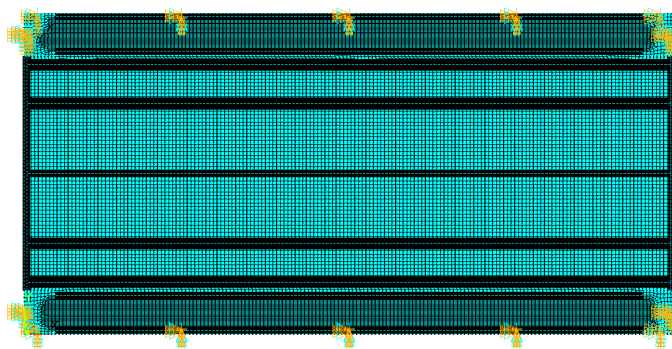


Рис. 8. КЭ модель сотовой панели КА

Для определения приведенных свойств сотового наполнителя разработана расчетная КЭ модель сотовой структуры характерного участка панели, величиной 39 на 115 мм (рис. 9).

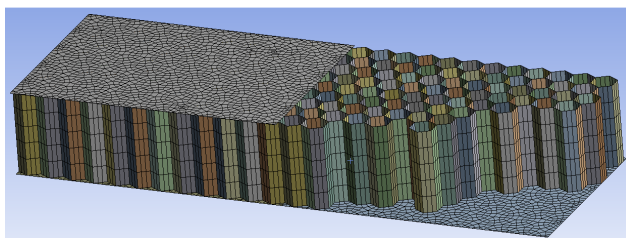


Рис. 9. КЭ модель участка панели

Определение приведенных свойств сотовой панели

Для определения приведенных свойств сотовой панели проведены расчетные эксперименты по схемам на рис. 10-12. Приведенные свойства подбирались из условия

совпадения перемещений при одинаковых нагрузках для КЭ модели участка панели с детальным воспроизведением сотового заполнителя и для КЭ модели участка панели при замене сотового заполнителя ортотропным материалом.

В первом эксперименте (рис. 10) участок панели был защемлен по короткому торцу, к другому короткому концу было приложено усилие в положительном направлении по оси OX . Перемещения для модели с эквивалентным ортотропным заполнителем в первом эксперименте определяются преимущественно значением модуля упругости E_x .

Во втором эксперименте (рис. 11) закреплена нижняя пластина, к верхней пластине приложено усилие в направлении «минус OZ ». Перемещения во втором эксперименте определяются преимущественно значением модуля упругости E_z .

В третьем эксперименте (рис. 12) закреплена нижняя пластина, к верхней пластине приложена распределенная нагрузка на сдвиг. Перемещения в третьем эксперименте определяются преимущественно значением модуля сдвига G_{xz} .

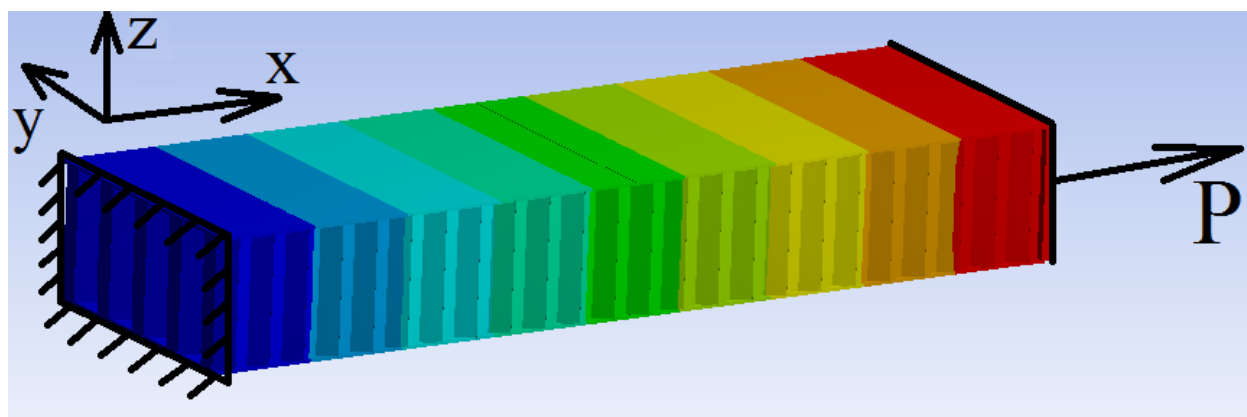


Рис. 10. Расчетный эксперимент для определения модуля упругости по оси OX

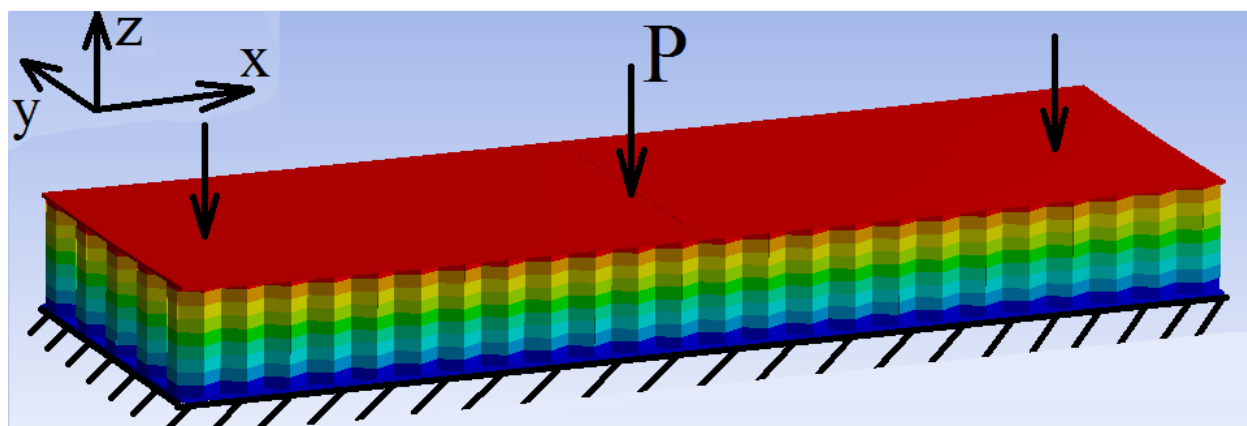


Рис. 11. Расчетный эксперимент для определения модуля упругости по оси OZ

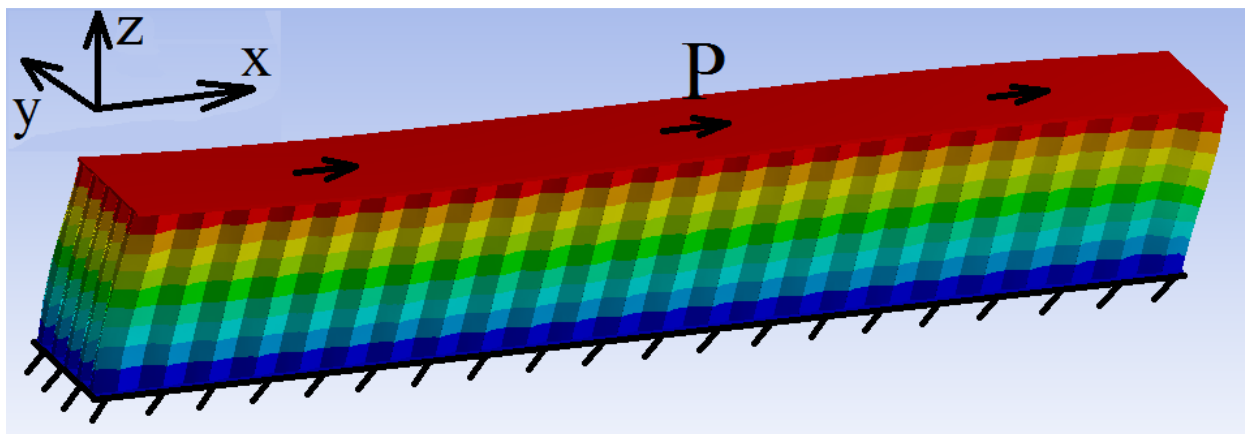


Рис. 12. Расчетный эксперимент для определения модуля сдвига в плоскости X0Z

Приведенные характеристики ортотропного материала, полученные в результате расчетных экспериментов, приведены в таблице 1. Для сравнения в таблице 1 приведены также значения, полученные согласно [1].

Таблица 1

Приведенные характеристики ортотропного материала, полученные в результате расчетных экспериментов

Характеристика	Значение	
	[1]	Метод КЭ
$E_x, \text{Па}$	0	$3,82 \cdot 10^8$
$E_y, \text{Па}$	0	$3,82 \cdot 10^8$
$E_z, \text{Па}$	$1,19 \cdot 10^9$	$7 \cdot 10^8$
$G_{xy}, \text{Па}$	0	$1,72 \cdot 10^7$
$G_{yz}, \text{Па}$	$2,59 \cdot 10^8$	$2,58 \cdot 10^8$
$G_{xz}, \text{Па}$	$1,69 \cdot 10^8$	$1,72 \cdot 10^8$

Значения, полученные в таблице 1, предназначены для проведения проекторочных расчетов до проведения испытаний. Расчетные значения собственных частот и форм колебаний сотовой панели, с эквивалентным ортотропным заполнителем, при различных граничных условиях в сравнении с экспериментом приведено в таблице 2.

Как следует из результатов расчета в таблице 2, модель сотовой панели с эквивалентным ортотропным заполнителем дает достаточно хорошее совпадение с результатами эксперимента. Средняя погрешность в определении собственных частот для

свободной панели составляет 7,6%, для закрепленной панели - 9 %, максимальная погрешность не превышает 14 %.

Следует отметить, что приведенные характеристики ортотропного материала могут быть уточнены путем апробации (верификации) расчетной модели по экспериментальным данным. Сравнение собственных форм и частот колебаний верифицированной модели сотовой панели с результатами эксперимента приведено в таблице 3.

Таблица 2

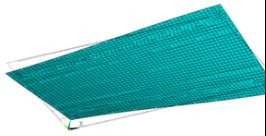
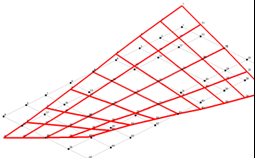
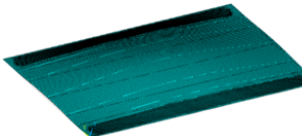
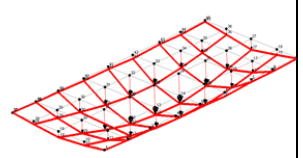
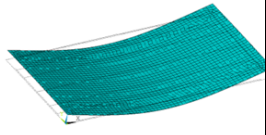
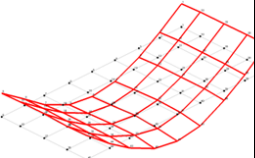
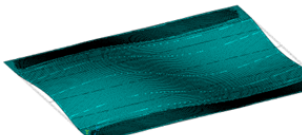
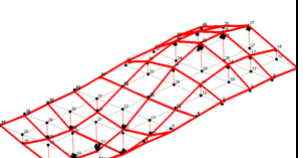
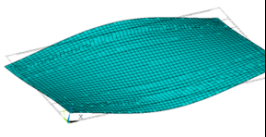
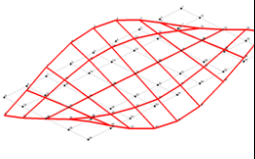
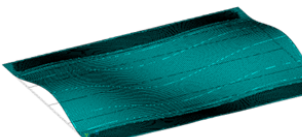
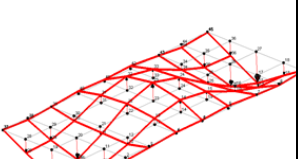
Сравнение экспериментально определенных значений частот со значениями частот, полученными в результате расчета

№ тона	Свободная панель		Закрепленная панель	
	Расчетные значения частот, Гц	Экспериментально определенные значения частот, Гц	Расчетные значения частот, Гц	Экспериментально определенные значения частот, Гц
1	24,8	24,9	75,6	81,0
2	26,9	28,5	105,0	115,7
3	56,8	58,2	145,7	165,0
4	76,4	83,1	182,7	208,4
5	88,7	103,4	189,7	211,0
6	103,3	114,7	221,2	231,7
7	107,0	117,0	-	-
8	144,9	164,4	-	-

Расчетная модель сотовой панели с эквивалентным ортотропным заполнителем может служить для анализа и нормирования динамических нагрузок, действующих на конструкцию оснащенных панелей и космического аппарата в условиях эксплуатации, в том числе при акустическом и пиротехническом воздействии [3]. При этом обязательным условием является подтверждение результатов математического моделирования результатами динамических испытаний опытных образцов.

Таблица 3

Сравнение собственных форм и частот колебаний верифицированной модели сотовой панели

№ тона	Свободная панель		Закрепленная панель	
	Расчетная форма	Эксперимент	Расчетная форма	Эксперимент
1	25,2 Гц 	24,9 Гц 	83,6 Гц 	81,0 Гц 
2	27,7 Гц 	28,5 Гц 	113,8 Гц 	115,7 Гц 
3	58,2 Гц 	58,2 Гц 	156,2 Гц 	165,0 Гц 

Заключение

Рассмотренная методика позволяет определить жесткостные характеристики сотовых панелей с любой геометрией сотового заполнителя и оценить приведенные характеристики ортотропного материала при замене в расчетной модели реального сотового заполнителя однородным по объему ортотропным заполнителем. Погрешность в определении динамических характеристик сотовых панелей по данной методике не превышает 15 %.

Верифицированные по экспериментальным данным расчетные модели сотовых панелей могут служить для анализа и нормирования динамических нагрузок (в том числе пиротехнических и вибрационных, вызванных воздействием акустического шума), действующих на конструкцию космического аппарата в условиях эксплуатации, и для обоснования и выбора режимов воспроизведения нагрузок в условиях наземных испытаний.

Список литературы

1. Панин В.Ф. Конструкции с сотовым заполнителем. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.
2. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с заполнителем: Справочник. М.: Машиностроение, 1991. 272 с.
3. Takashi Iwasa, Qinzhong Shi. Simplified Analysis Model for Predicting Pyroshock Responses on Composite Panel // Journal of Space Engineering. 2008. Vol. 1, no. 1. P. 79-90.