

УДК 629.76/.78.023:620.17

ОПЫТ ВЕРИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ НАГРУЖЕНИЯ СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ КОРПУСА И ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2018 г. Авершьева А.В., Бобылев С.С., Межин В.С.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва (РКК «Энергия»)
Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация, 141070, e-mail: post@rsce.ru

Одной из важнейших задач, которые должны быть решены в процессе проектирования и создания объектов космической техники, является динамический анализ нагрузок. Результатом такого анализа для космических аппаратов является определение параметров нагружения (внутренних усилий, моментов и ускорений) для силовой конструкции корпуса, а также отдельных компонентов конструкции космических аппаратов, таких как солнечные батареи, рефлекторы антенн, топливные емкости и другие элементы оборудования. В статье обобщается опыт верификации параметров нагружения силовой конструкции корпуса и оборудования одного из разработанных РКК «Энергия» космических аппаратов с переходной фермой. При разработке обобщенной конечноэлементной модели рассматриваемый объект исследования условно разделен на семь парциальных конструкций. Для каждой парциальной конструкции разработана индивидуальная конечноэлементная модель. Верификация парциальных динамических моделей проведена на основе результатов модальных и/или вибропрочностных (на этапе определения амплитудно-частотных характеристик) испытаний. Верифицированные парциальные модели с использованием метода синтеза парциальных динамических характеристик объединены в обобщенную конечноэлементную модель. По результатам анализа связанных нагрузок, проведенного организацией – разработчиком ракеты-носителя, определены нагрузки в основных интерфейсах корпуса космического аппарата, а также условные спектры эксплуатационных перегрузок в узлах крепления основных агрегатов навесного оборудования.

Ключевые слова: анализ связанных нагрузок, параметры нагружения, парциальная конечноэлементная модель, обобщенная конечноэлементная модель, верификация, модальные испытания, вибропрочностные испытания, метод синтеза, спектры перегрузок, агрегаты навесного оборудования.

VERIFICATION EXPERIENCE OF SPACECRAFT LOAD-BEARING STRUCTURE AND EQUIPMENT UNITS LOADING PARAMETERS RESULTS

Avershyeva A.V., Bobylev S.S., Mezhin V.S.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia)
4A Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russian Federation, e-mail: post@rsce.ru

One of the most important issues which should be resolved during the space vehicles development phase is dynamic coupled loads analysis. The results of such analysis for spacecrafts is the determination of loading parameters (including internal forces, moments and accelerations, as well) for load-bearing body structure and separate secondary structure items, such as solar arrays antennae reflectors, fuel tanks and others. The RSC Energia's experience under loading parameter determination results is generalized in this article. The object is to be investigated was conditionally divided by 7 parts (named as partial units) under finite-element models (FEM) development. The partial FEM was developed for each

mentioned item. Partial FEM's verification was implemented by modal survey or/and vibrostrength tests (on the frequency response functions determination phase). The verified partial FEMs were assembled into «generalized» FEM of the Spacecraft by using «synthesis of partial dynamic parameters» methodology. Based on the coupled loads analysis implemented by Launch vehicle developer, the loads for spacecraft's body principle interfaces and conditional spectra of limit load factors for attachment zones of the main secondary structure items were determined.

Key words: spacecraft, launch vehicle, coupled loads analysis, finite-element mathematic model, modal survey test, vibrostrength test, loads verification, loading parameters, load-bearing structure, synthesis of dynamic characteristics.



АВЕРШЬЕВА А.В.



БОБЫЛЕВ С.С.



МЕЖИН В.С.

АВЕРШЬЕВА Анна Владимировна — инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru
AVERSHYEVA Anna Vladimirovna — Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

БОБЫЛЕВ Сергей Степанович — начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: sergey.bobylev@rsce.ru
BOBYLEV Sergey Stepanovich — Head of Department at RSC Energia, e-mail: sergey.bobylev@rsce.ru

МЕЖИН Вячеслав Семенович — кандидат технических наук, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: vyacheslav.mezhin@rsce.ru
MEZHIN Vyacheslav Semenovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: vyacheslav.mezhin@rsce.ru

Введение

Нагрузки на элементы силовой конструкции корпуса и оборудование космических аппаратов на начальном этапе проектирования, как правило, определяются в соответствии с требованиями «Руководства пользователя» планируемого средства выведения, а также с типовыми или специализированными «Нормами прочности». Поскольку эти требования являются обобщенными и не учитывают особенностей динамического нагружения конструкции конкретного космического аппарата (КА), то перед его штатной эксплуатацией требуется проверка упомянутых нагрузок, т. е. их верификация. Такая верификация осуществляется по результатам совместного со средствами выведения динамического анализа связанных

нагрузок. Уровень и достоверность нагрузок на этом этапе во многом зависят от точности определения динамических характеристик КА. Однако, определяемые расчетным путем по разработанным конечно-элементным моделям (КЭМ) динамические характеристики (в силу неточного знания некоторых жесткостных и массово-инерционных параметров их конструкции) требуют экспериментального подтверждения, которое осуществляется путем проведения наземных динамических (как правило, модальных) испытаний. Вместе с тем необходимо отметить, что проведение модальных испытаний летного образца КА либо его динамического макета (ДМ) в силу некоторых объективных обстоятельств не всегда удается реализовать. Поэтому для разработки подробной КЭМ в такой ситуации используется метод

синтеза верифицированных парциальных динамических характеристик, что дает возможность провести верификацию КЭМ КА. При этом экономятся средства на разработку и изготовление специального ДМ.

Объект исследования

Объектом исследования является разработанный РКК «Энергия» КА с пристыкованной к нему переходной фермой (ПхФ), в которой крепление к разгонному блоку (РБ) осуществляется в восьми узловых точках. Общий вид анализируемого КА показан на рис. 1.

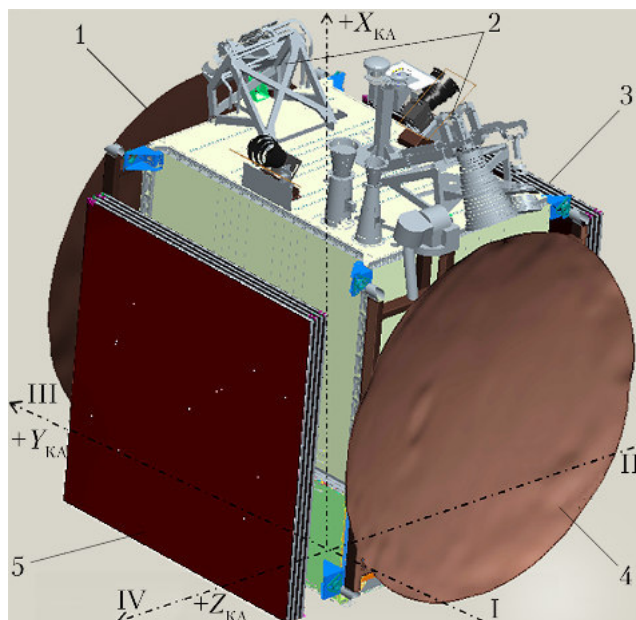


Рис. 1. Космический аппарат в конфигурации участка выведения: 1 – антенна *Ku*-диапазона; 2 – облучатели антенны; 3 – СБ-2; 4 – антенна *C*-диапазона; 5 – СБ-1

При разработке обобщенной КЭМ конструкция сборки КА + ПхФ была условно разделена на семь основных частей (называемых в дальнейшем «парциальными конструкциями»):

- универсальная космическая платформа (УКП);
- модуль полезной нагрузки (МПН);
- солнечные батареи (СБ-1 и СБ-2);
- антенна *Ku*-частотного диапазона (типа рефлектор);
- антенна *C*-частотного диапазона (типа рефлектор);
- облучатели антенн, входящие в состав МПН;
- ПхФ, соединяющая КА с РБ.

Общий вид КЭМ основных частей, из которых формируется упомянутая обобщенная КЭМ в конфигурации участка выведения, показан на рис. 2.

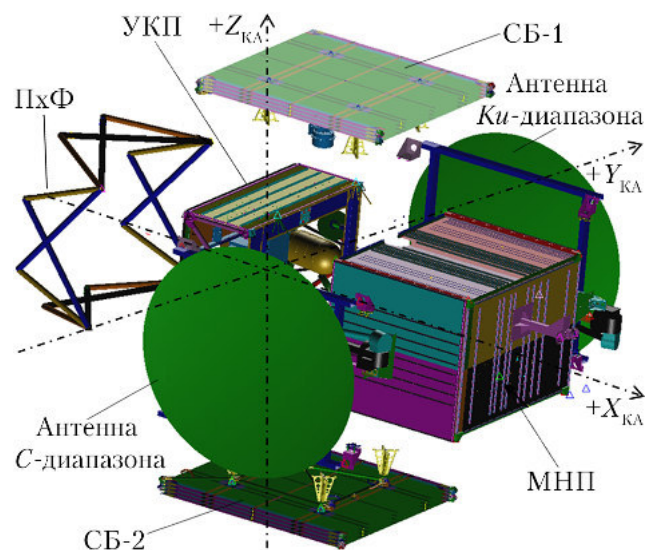


Рис. 2. Общий вид КЭМ КА с переходной фермой: ПхФ – переходная ферма; УКП – универсальная космическая платформа; СБ – солнечная батарея; МПН – модуль полезной нагрузки

Описание парциальных динамических моделей

Для каждой выделенной части конструкции КА была разработана своя индивидуальная («парциальная») КЭМ.

Расчетные парциальные динамические модели были разработаны в среде программных комплексов *MSC.NASTRAN* и *MSC.PATRAN* на базе соответствующих 3D-моделей и представлены в виде пространственных КЭМ с дискретными включениями (типа твердых тел, представленных матрицами инерции, невесомых пружин, кинематических связей и осцилляторов).

Верификация парциальных КЭМ проводилась по амплитудно-частотным характеристикам (АЧХ), которые определялись в процессе проведения модальных либо динамических (вибропрочностных) испытаний. Количество акселерометров и места их расположения выбирались согласно результатам предшествующего испытаниям анализа (*pretest* анализа [1]). Возбуждение колебаний осуществлялось с помощью стационарного и/или упруго подвешенного вибратора, шток силового возбудителя которого был оснащен датчиком силы.

Верификация динамической модели основной парциальной системы ПхФ + УКП + МПН проведена по результатам модальных испытаний ДМ, массово-инерционные и жесткостные характеристики которого практически совпадали с соответствующими характеристиками анализируемой конструкции. В частности, в состав ДМ при проведении его модальных испытаний входили: УКП (геометрические,

массово-инерционные и жесткостные параметры которой соответствовали параметрам конструкции УКП анализируемого КА), ПхФ в варианте конструкции штатного КА и МПН, который по своим геометрическим и жесткостным параметрам силовой конструкции корпуса не отличался от МПН анализируемого КА, однако вследствие различного состава оборудования обладал несколько большей массой. Типовые АЧХ, полученные по показаниям акселерометров в процессе проведения модальных испытаний ДМ (при общем количестве измерительных каналов, равном 158), показаны на рис. 3.

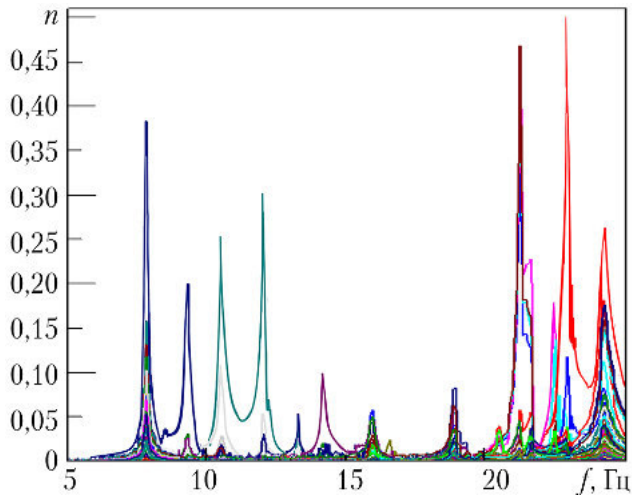


Рис. 3. Амплитудно-частотные характеристики, полученные по результатам модальных испытаний ДМ, аналогичного анализируемой сборке КА+ ПхФ

Значения расчетных и экспериментально определенных частот колебаний основных энергетических мод ДМ, аналогичного анализируемой сборке КА + ПхФ, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Частоты колебаний основных энергетических мод динамического макета

Номер моды	Частота, Гц		Погрешность, %
	Расчет	Эксперимент	
1	7,75	7,85	-1,29
2	9,18	9,09	+0,99
3	14,10	15,86	-12,48
4	18,30	18,76	-2,51
5	20,37	20,72	-2,02
6	23,31	21,64	+7,71

Матрица значений критерия модальной достоверности (МАС-критерия [1, 2]), характеризующая корреляцию между

расчетными и соответствующими экспериментальными формами колебаний основных энергетических мод ДМ, приведена в табл. 2.

Таблица 2

МАС-критерий основных энергетических мод динамического макета

Эксперимент	Расчет					
	7,75	9,18	14,10	18,30	20,37	23,31
7,85	0,948	0,032	0,089	0,049	0,007	0,019
9,09	0,038	0,842	0,002	0,084	0,015	0,007
15,86	0,081	0,003	0,897	0,042	0,033	0,018
18,76	0,052	0,072	0,040	0,771	0,040	0,029
20,72	0,007	0,016	0,037	0,043	0,849	0,032
21,64	0,019	0,008	0,016	0,023	0,030	0,705

Примечание. Выделенные жирным шрифтом значения диагональных элементов матрицы соответствуют степени корреляции расчетных и экспериментально определенных форм колебаний.

Анализ данных, приведенных в табл. 1 и 2, показывает, что динамические характеристики ДМ удовлетворяют общепринятым нормативным требованиям [3], что, в свою очередь, позволяет сделать вывод о том, что динамическая модель силовой части конструкции сборки ПхФ + УКП + МПН является верифицированной.

При проведении вибропрочностных испытаний каждой из антенн *Ku*- и *C*-диапазонов было задействовано по 45 измерительных каналов. АЧХ, построенные по показаниям акселерометров, установленных на силовых рамах крепления каждой антенны вблизи одного из узлов их крепления к корпусу КА [4], приведены на рис. 4 и 5, соответственно.

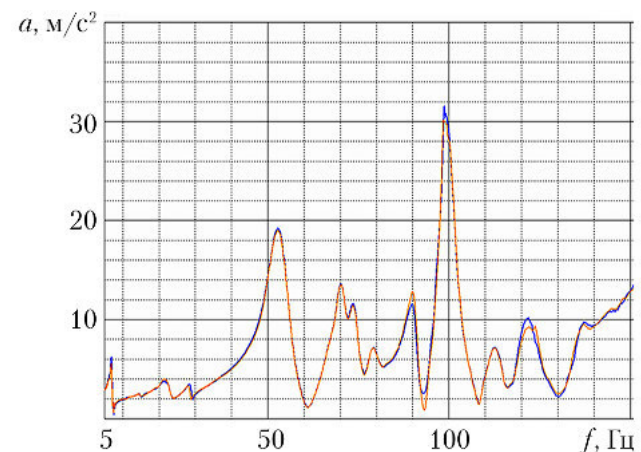


Рис. 4. Амплитудно-частотные характеристики антенны *Ku*-диапазона

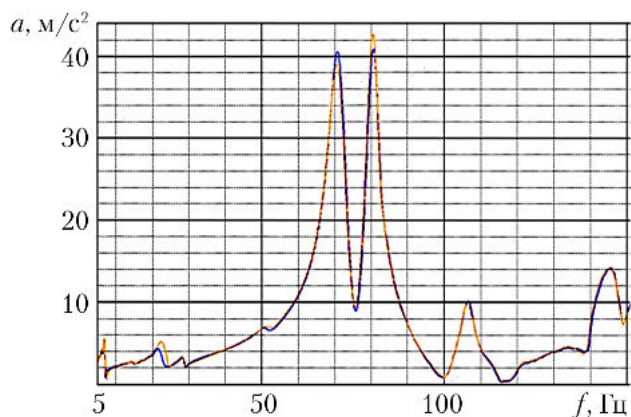


Рис. 5. Амплитудно-частотные характеристики антенны С-диапазона

При проведении вибропрочностных испытаний СБ в конфигурации стартового участка выведения было задействовано 27 измерительных каналов. АЧХ, построенные по показаниям акселерометра, установленного на верхней панели динамического макета СБ при проведении его вибропрочностных испытаний [5], приведены на рис. 6.

Обобщенные результаты сравнительного анализа расчетных значений частот собственных колебаний и соответствующих значений частот резонансных колебаний, определенных по экспериментальным данным, приведены в табл. 3.

Расчет форм и частот собственных колебаний СБ выполнен с учетом влияния воздушной среды [6]. Поскольку

рефлекторы антенн *Ku*- и *C*-диапазонов представляют собой перфорированную конструкцию [5], влияние воздушной среды при разработке парциальных КЭМ этих антенн не учитывалось.

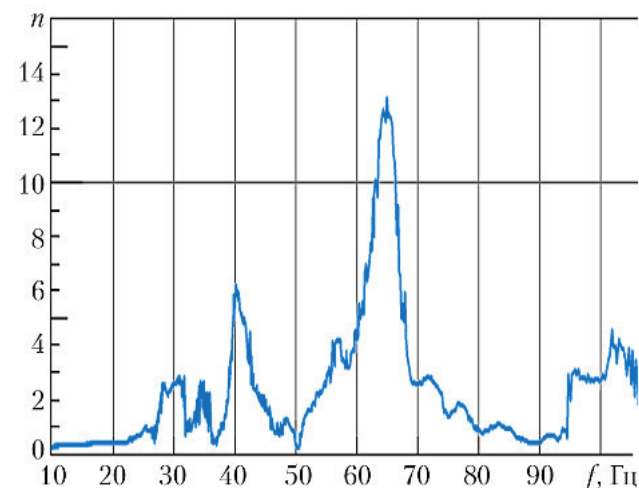


Рис. 6. Амплитудно-частотные характеристики солнечных батарей в конфигурации участка выведения

Обобщенные результаты сравнительного анализа расчетных значений частот собственных колебаний и соответствующих значений частот резонансных колебаний облучателей антенн *Ku*- и *C*-диапазонов, определенных по экспериментальным данным, которые были получены при проведении автономных вибропрочностных испытаний соответствующих ДМ на этапе определения АЧХ, приведены в табл. 4.

Таблица 3

Результаты сравнительного анализа частот колебаний

СБ-1 и СБ-2			Антенна <i>Ku</i> -диапазона			Антенна <i>C</i> -диапазона		
Расчет (с учетом воздушной среды)	Эксперимент	Δ , %	Расчет	Эксперимент	Δ , %	Расчет	Эксперимент	Δ , %
23,54	24,39	-3,6	24,21	22,38	+8,2	23,33	21,94	+6,3
28,05	26,76	+4,8	30,42	28,56	+6,5	30,08	27,65	+8,8
33,51	31,43	+6,6	43,00	40,67	+10,6	41,55	37,48	+10,9
43,44	41,88	+3,7	50,13	52,68	-5,1	48,53	50,46	-4,0
52,70	48,47	+8,1	72,97	70,04	+5,3	73,61	71,3	+3,3
63,05	64,02	-1,5	73,03	74,63	-1,2	81,96	78,56	+4,4
77,77	74,71	+4,1	81,88	78,41	+4,4	84,04	84,62	-0,8
83,18	81,97	+1,5	90,35	86,93	+3,3	91,18	88,72	+2,8
96,12	95,02	+1,2	98,97	90,03	+10,0	94,99	91,77	+3,5
—	—	—	103,84	97,61	+6,3	109,85	103,74	+5,9

Примечание. Δ — погрешность определения частот собственных колебаний, %.

Результаты сравнительного анализа частот колебаний облучателей антенн

№ моды		1	2	3	4	5	6	7
Частоты колебаний, Гц								
Облучатель антенны С-диапазона	Расчет	50,33	51,53	60,84	73,62	79,35	90,53	97,32
	Эксперимент	47,21	53,21	57,21	68,38	75,46	88,36	95,23
	Погрешность Δ , %	+6,4	-3,3	+6,2	+7,7	+5,2	+2,5	+2,1
Облучатель антенны Ku-диапазона	Расчет	78,01	100,21	111,53	—	—	—	—
	Эксперимент	75,02	96,33	107,82	—	—	—	—
	Погрешность Δ , %	+1,2	+4,2	+3,5	—	—	—	—

Примечание. См. табл. 3.

Как следует из данных, приведенных в табл. 3 и 4, погрешности определения расчетных значений частот (в рассматриваемом диапазоне) для большинства мод колебаний СБ, антенн Ku- и С-диапазонов, а также облучателей антенн не превышают 10%, что удовлетворяет требованиям, предъявляемым к парциальным динамическим моделям оборудования КА [3].

Формирование обобщенной КЭМ и результаты тестирования

Обобщенная КЭМ сборки КА + ПхФ была разработана путем синтеза верифицированных парциальных КЭМ по методу, описанному в работах [7, 8]. Согласно этому методу, при создании обобщенной КЭМ моды парциальных подсистем, подсоединяемых к корпусу, определяются из условия абсолютно жесткого интерфейса, что фактически имело место при экспериментальном определении АЧХ этих агрегатов. В процессе формирования обобщенной КЭМ учитывались жесткости узлов крепления парциальных подсистем (СБ-1 и СБ-2, антенн Ku- и С-диапазонов и облучателей антенн) к корпусу КА, которые были определены расчетным путем.

Для связанной системы нормальные моды колебаний определяются до частоты «среза», которая принимается в соответствии с рекомендациями разработчика РН. Как правило, эта частота является верхней «энергетической» границей частотного состава процесса воздействия ускорений со стороны РН на КА. Для большинства РН эта частота принимается равной 70 Гц [3]. Однако, для гарантирования соответствующего уровня возбуждения на конструкции КА вводится некоторый коэффициент «запаса» на верхнюю частоту

анализируемого частотного диапазона $f = 1,4$, а исследования нагружения конструкции КА проводятся до частоты ~100 Гц. В связи с этим использовались динамические характеристики парциальных систем (СБ-1, СБ-2, антенн Ku- и С-диапазонов и их облучателей) в диапазоне частот до 100...110 Гц.

С целью определения параметров нагружения КА при проведении связанного расчета нагрузок для системы РН + КА + ПхФ по методу *Craig-Bampton*, изложенному в работе [8], проведена динамическая редукция обобщенной КЭМ к 54 узловым точкам, из которых 8 являются интерфейсными точками в плоскости стыка ПхФ к РБ.

Частоты, эффективные массы и эффективные моменты инерции (в процентах от соответствующих суммарных значений) основных энергетических мод колебаний редуцированной обобщенной динамической модели КА, закрепленной в восьми узловых точках ПхФ по стыку с РБ, приведены в табл. 5

С целью контроля правильности разработки проведено тестирование редуцированной динамической модели сборки КА + ПхФ. В частности, был сделан расчет собственных частот и потенциальной энергии деформации при свободных граничных условиях, дающий возможность подтвердить отсутствие в модели незакрепленных элементов, т. е. механизмов. Результаты расчета для первых семи мод собственных колебаний, приведенные в табл. 6, показали, что количество мод твердого тела равно шести, а максимальное значение частот собственных колебаний как твердого тела не превышает 0,001 Гц, т. е. требование к КЭМ, заданное в работах [2, 3], выполняется. Требования,

заданные в программном комплексе *MSC.NASTRAN* в части потенциальной энергии деформаций для динамической модели КА как свободной системы, также выполняются.

Таблица 5

Частоты, эффективные массы и эффективные моменты инерции основных энергетических мод колебаний

Номер тона	Частота, Гц	$m_x, \%$	$m_y, \%$	$m_z, \%$	$i_x, \%$	$i_y, \%$	$i_z, \%$
1	13,25	0,01	0,60	65,88	0,05	82,65	0,78
2	16,09	0,05	58,52	2,38	0,14	2,40	68,05
3	17,05	0,81	0,11	0,05	0,01	0,00	0,17
4	17,56	1,12	4,46	0,62	9,36	0,17	3,95
5	18,95	0,48	0,01	0,09	0,06	0,04	0,01
6	19,39	1,24	2,61	1,52	10,59	0,15	0,63
7	19,88	0,22	11,40	1,08	0,31	0,20	8,60
8	20,27	0,38	0,03	1,67	0,72	0,00	0,98
9	21,30	3,28	0,00	1,53	0,59	0,09	0,05
10	21,71	0,07	1,34	2,25	0,16	1,22	0,08
11	21,88	5,96	0,00	1,73	0,13	0,09	0,23
12	22,49	0,36	0,01	0,04	0,13	0,19	0,32
13	22,61	0,03	0,00	0,13	0,25	0,06	0,00
14	23,94	6,90	0,01	0,26	0,05	1,02	0,29
15	24,22	11,29	0,01	0,00	0,10	0,75	0,21
16	24,53	2,07	0,01	1,02	0,06	0,04	0,08
17	24,74	5,50	0,00	1,04	0,00	0,24	0,45
18	25,14	1,21	0,25	0,00	0,71	0,14	0,05
19	25,27	0,26	0,15	0,12	0,00	0,00	0,07

Примечание. Жирным шрифтом выделены номера мод и значения эффективных масс (моментов инерции), которые используются для анализа форм основных энергетических мод колебаний.

Таблица 6

Результаты расчета для первых семи мод собственных колебаний

Номер тона	Частота, Гц	Потенциальная энергия, Дж
1	0,000180	0,00021
2	0,000061	0,00023
3	0,000049	0,00079
4	0,000083	0,00007
5	0,000101	0,00188
6	0,000162	0,00114
7	17,090740	—

Примечание. Допустимое значение потенциальной энергии деформации для данной редуцированной модели, определенное при использовании программного комплекса *MSC.NASTRAN*, равно 0,51 Дж.

Кроме того, для тестирования редуцированной модели сборки КА + ПхФ были рассмотрены три случая статического нагружения конструкции при действии ускорения $9,81 \text{ м/с}^2$ по одной из осей координат, в каждом из которых оценивалась суммарная реакция в интерфейсных точках. В результате было выявлено, что суммарная реакция для каждого расчетного случая равна

$$\sum_{i=1}^8 F_i = M_{\Sigma} g,$$

где M_{Σ} – суммарная масса конструкции сборки КА + ПхФ; g – ускорение свободного падения. Это также подтвердило правильность разработки обобщенной КЭМ.

Далее по методу ускорений, подробно описанному в работах [9, 10], для верифицированной динамической модели сборки КА + ПхФ были сформированы матрицы восстановления *ATM*, *LTM*, *DTM*, предназначенные для определения, соответственно, ускорений, нагрузок и относительных перемещений элементов конструкции КА.

Для проверки матрицы восстановления *LTM* выбран интерфейс между УКП и ПхФ. Задано ускорение, равное $9,81 \text{ м/с}^2$. По матрице восстановления *LTM* определена суммарная продольная сила, действующая со стороны УКП на ПхФ. Результаты расчетов приведены в табл. 7.

Таблица 7

Результаты проверки матрицы восстановления *LTM*

Интерфейс	Суммарная продольная сила, Н		Погрешность $\Delta, \%$
	Прямой расчет	Расчет по матрице восстановления <i>LTM</i>	
КА/ПхФ	16 751,0	16 457,7	-1,8

Из табл. 7 следует, что погрешность расчета нагрузок по матрице восстановления *LTM* составила $-1,8\%$, что учитывается при расчете нагрузок.

Проверка матрицы *ATM* проведена путем прямого расчета ускорений в узловых точках редуцированной модели. Результаты расчетов приведены в табл. 8.

Проверка матрицы *DTM* проведена прямым расчетом перемещений критических узловых точек по редуцированной модели. Критическими точками, определенными по геометрической 3D-модели КА и головного обтекателя, являются граничные точки рефлекторов антенн *Ku*- и *C*-диапазонов.

Таблица 8

Результаты проверки матрицы восстановления АТМ

Описание узловой точки	Значение ускорения, м/с ²	Погрешность Δ, %
На угловом фитинге каркаса УКП	9,94	+1,33
В центре верхней торцевой панели	9,81	0
В центре нижней торцевой панели	9,77	-0,35

Для проведения анализа связанных нагрузок (АСН) редуцированная обобщенная динамическая модель была направлена разработчику РН. АСН был проведен для следующих режимов нагружения:

- старт;
- полет в зоне максимальных скоростных напоров;
- полет с максимальным продольным ускорением;
- разделение ступеней.

При расчетах нагрузок в процессе проведения АСН используются нормативные значения коэффициента демпфирования $\zeta_1 = 0,01$ для мод в диапазоне частот до 20 Гц и $\zeta_2 = 0,02$ — для мод в диапазоне частот 20...100 Гц [3].

Результаты расчета параметров нагружения

Максимальные эксплуатационные значения интегральных сил и моментов в системе координат КА, приведенных к центру интерфейса 1 (УКП и МПН), а также интерфейса 2 (УКП и РБ), определялись по формулам

$$F_x = \sum_{i=1}^k f x_i; \quad F_y = \sum_{i=1}^k f y_i; \quad F_z = \sum_{i=1}^k f z_i;$$

$$M_x = \sum_{i=1}^k (m x_i + y_i f z_i - z_i f y_i);$$

$$M_y = \sum_{i=1}^k (m y_i + z_i f x_i); \quad M_z = \sum_{i=1}^k (m z_i + y_i f x_i),$$

где $f x_i, f y_i, f z_i$ — силы в i -м интерфейсном узле; $m x_i, m y_i, m z_i$ — моменты в i -м интерфейсном узле; x_i, y_i, z_i — координаты интерфейсного узла в системе координат КА; $i = 1...k$ ($k = 4$ для интерфейса 1; $k = 8$ для интерфейса 2).

Анализ нагрузок, полученных по результатам АСН, показал, что расчетным является режим нагружения «Старт».

Значения квазистатических ускорений в центре масс сборки КА + ПхФ для режима нагружения «Старт», заданные в единицах g , приведены в табл. 9.

Таблица 9

Значения квазистатических ускорений в центре масс сборки КА + ПхФ

Нормативные ускорения, заданные на этапе проектирования КА		Ускорения, определенные по результатам АСН	
Продольные	Поперечные	Продольные	Поперечные
-2,0g	±2,0g	-2,023g	-2,103g

Сравнение ускорений, приведенных в табл. 9, показывает, что квазистатические ускорения в центре масс сборки КА + ПхФ в режиме нагружения «Старт», определенные по результатам анализа связанных нагрузок, незначительно превышают соответствующие значения, заданные на этапе проектирования. В частности, превышение продольных ускорений составило 1%, а превышение поперечных ускорений — 5%, что подтвердило необходимость проведения АСН.

Сравнение нагрузок (внутренних силовых факторов) проведено по эквивалентным продольным силам T , определяемым по формуле [3]

$$T = N \pm KM,$$

где K — коэффициент, учитывающий влияние модуля изгибающего момента (M) на уровень напряженного состояния анализируемой части конструкции; N — максимальное значение продольной силы для расчетного случая нагружения.

Результаты сравнительного анализа эксплуатационных значений нагрузок, полученных по результатам АСН, с предельно допустимыми эксплуатационными значениями эквивалентных продольных нагрузок для анализируемых интерфейсов КА/ПхФ и ПхФ/РБ приведены в табл. 10.

Таблица 10

Результаты сравнительного анализа эксплуатационных значений нагрузок, полученных по результатам АСН

Интерфейс	Предельно допустимые нагрузки	По данным АСН [9]			
		T , кН	N , кН	$\pm Q$, кН	$\pm M$, Н·м
КА/ПхФ	157,580	34,050	36,531	51,604	116,617
ПхФ/РБ	226,170	34,842	37,061	77,525	158,890

Анализ данных, приведенных в табл. 9, показывает, что нагрузки, определенные по результатам АСН, не превосходят соответствующих предельно допустимых значений нагрузок, на которые был разработан КА.

По результатам «связанного» расчета ускорений в различных точках конструкции КА, определенных с использованием матрицы АТМ, проведен расчет условных спектров перегрузок в зонах крепления агрегатов и навесного оборудования.

Условные спектры эксплуатационных значений перегрузок для зон крепления наиболее нагруженных агрегатов навесного оборудования (антенн *Ku*- и *C*-диапазонов, а также солнечных батарей СБ-1 и СБ-2) в диапазоне частот 5...120 Гц для коэффициента усиления (добротности) $Q = 10$, приведены на рис. 7 и 8 (значение добротности $Q = 10$ принято в целях сравнения с нормативными эксплуатационными режимами низкочастотных гармонических испытаний).

На этих же рисунках красными пунктирными линиями приведены предельно допустимые (нормативные) эксплуатационные значения перегрузок для зон крепления упомянутых агрегатов, которые были приняты на этапе проектирования и разработки конструкции КА.

Анализ спектров, приведенных на рис. 7 и 8, показал, что перегрузки в местах крепления основных агрегатов КА не превышают соответствующих нормативных значений, которые использовались при проектировании и разработке КА.

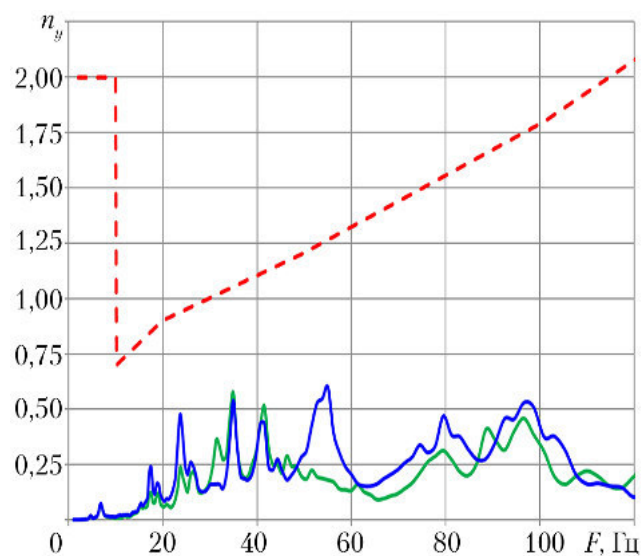


Рис. 7. Условный спектр гармонического воздействия эксплуатационных значений перегрузок n_y на рамах рефлекторов антенн: ■ — *Ku*-диапазона; ■ — *C*-диапазона; ■ — нормативные значения

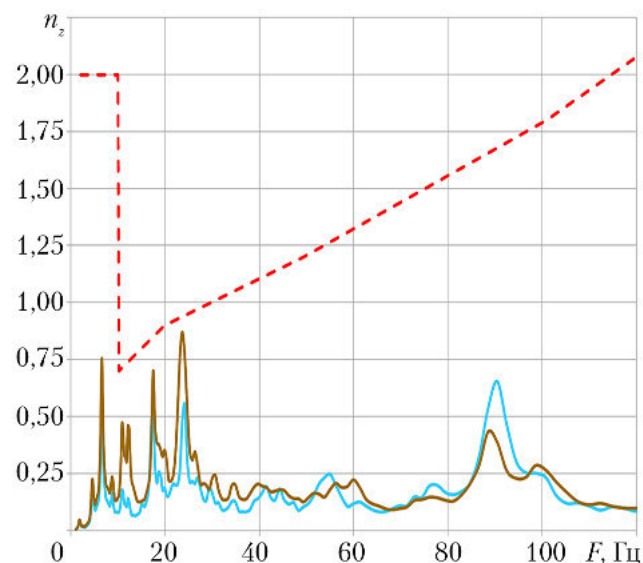


Рис. 8. Условный спектр гармонического воздействия эксплуатационных значений перегрузок n_z на кронштейне крепления СБ к боковой панели МНП: ■ — СБ-1; ■ — СБ-2; ■ — нормативные значения

Заключение

1. Обобщенная КЭМ КА разработана путем синтеза верифицированных парциальных КЭМ. Поскольку все парциальные КЭМ верифицированы, то и обобщенная КЭМ анализируемого КА также считается верифицированной.

2. Использование метода синтеза парциальных динамических характеристик позволило отказаться от проведения модальных испытаний специального динамического макета для анализируемого КА в целом и таким образом существенно сократить затраты на верификацию динамической модели КА.

3. По результатам проведенного анализа были подтверждены параметры нагружения, на которые был спроектирован и разработан анализируемый КА.

Список литературы

1. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания. Пер. с англ. Межина В.С. и Невзорского Н.А. М.: ООО «Новатест», 2010. 319 с.
2. *Load Analysis of Spacecraft and Payloads. NASA-STD-5002. 2001. 18 p.*
3. *Spacecraft mechanical loads analysis handbook. ECSS-E-HB-32-26A. 2013. 505 p.*
4. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечноэлементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 86–91.

5. Agafonov D., Mezhin V., Butarova O., Laffaye P., Prudhon C., Salaun T., Sayed C. *Ku-band and C-band sine test results*. Airbus Defens & Space, 2016. 95 p.

6. Межин В.С., Обухов В.В. Разработка и экспериментальное подтверждение динамической конечноэлементной модели солнечной батареи в конфигурации участка выведения, учитывающей влияние воздушной среды. // *Космическая техника и технологии*. 2018. № 1(20). С. 98–108.

7. Ewins D.J. *Modal testing theory and practice*. Research Studies Press LTD., Letchworth, 1984. P. 245–246.

8. Graig R., Bampton M. *Coupling of substructures for dynamic analysis* // *AIAA Journal*. 1968. V. 6. № 7. P. 1313–1319.

9. Klein M., Reynolds J. and Ricks E. *Derivation of improved load transformation matrices for launcher-spacecraft coupled analysis and direct computation of margin of safety* // *Proc. International Conference «Spacecraft Structures and Mechanical Testing»*, 1989. 8 p.

10. Fransen S.H. *An overview and comparison of OTM formulations on the basis of the mode displacement method and mode acceleration method*. ESA, 2001. 10 p.

Статья поступила в редакцию 14.03.2018 г.

Reference

1. Heylen W., Lammens S., Sas P. *Modal'nyi analiz: teoriya i ispytaniya* [Modal analysis theory and testing]. Translation from Eng. by Mezhin V.S., Nevzorovskiy N.A. Moscow, OOO Novatest publ., 2010. 319 p.

2. *Load analysis of spacecraft and payloads*. NASA-STD-5002, 2001. 18 p.

3. *Spacecraft mechanical loads analysis handbook*. ECSS-E-HB-32-26A, 2013. 505 p.

4. Mezhin V.S., Obukhov V.V. *Praktika primeneniya modal'nykh ispytaniy dlya tselei verifikatsii konechnoelementnykh modelei konstruksii izdelii raketno-kosmicheskoi tekhniki* [The practice of using modal tests to verify finite element models of rocket and space hardware]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1(4), pp. 86–91.

5. Agafonov D., Mezhin V., Butarova O., Laffaye P., Prudhon C., Salaun T., Sayed C. *Ku-band and C-band sine test results*. Airbus Defens & Space, 2016. 95 p.

6. Mezhin V.S., Obukhov V.V. *Razrabotka i eksperimental'noe podtverzhdenie dinamicheskoi konechnoelementnoy modeli solnechnoy batarei v konfiguratsii uchastka vyvedeniya, uchityvayushchei vliyaniye vozduшной sredy* [The development and experimental verification of solar array in folded configuration dynamic finite-element model with taking into account an air environment]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2018, no. 1(20), pp. 98–108.

7. Ewins D.J. *Modal testing theory and practice*. Research Studies Press LTD., Letchworth, 1984. P. 245–246.

8. Graig R., Bampton M. *Coupling of substructures for dynamic analysis*. *AIAA Journal*, 1968, vol. 6, no. 7, pp. 1313–1319.

9. Klein M., Reynolds J., Ricks E. *Derivation of improved load transformation matrices for launcher-spacecraft coupled analysis and direct computation of margin of safety*. *Proc. International Conference «Spacecraft Structures and Mechanical Testing»*, 1989. 8 p.

10. Fransen S.H. *An overview and comparison of OTM formulations on the basis of the mode displacement method and mode acceleration method*. ESA, 2001. 10 p.