

УДК: 534.1, 629.78

OECD: 01.03.AA

Комплексный подход к проектированию радиоэлектронной аппаратуры летательных аппаратов в части виброустойчивости

Азов М.С.¹, Валитов Р.Р.^{2*}, Чикрин Д.Е.³

¹К.т.н, Зам. ген.директора по развитию гражданской продукции – Главный конструктор,

²Заместитель главного конструктора направления «Радиоэлектронная аппаратура»,

^{1,2}АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения», г. Ульяновск, РФ,

³Д.т.н. Директор Института ИИ, робототехники и системной инженерии ФГАОУ ВО «Казанский (Приволжский) федеральный университет», г. Казань, РФ

Аннотация

С учетом конструктивных особенностей и условий эксплуатации воздушных судов (ВС) проектирование бортового радиоэлектронного оборудования невозможно без оценки вибрационных нагрузок на всех этапах проектирования. В целях существенной экономии времени на разработку, исключения необходимости большого количества натурных экспериментов, а также ошибок проектирования на ранних этапах разработки производится математический анализ и моделирование вибронегруженности аппаратуры в привязке к спектрам вибраций, заданным для конкретного ВС. При этом, современные средства автоматизации позволяют проводить такой анализ непосредственно при 3D-моделировании конструктива аппаратуры. Вместе с тем, подтверждение результатов моделирования также критически необходимо. Таким образом при проектировании применяется комплексный подход, содержащий в себе как математический анализ и моделирование, так и натурные эксперименты и испытания.

Ключевые слова: авионика, виброустойчивость, моделирование нагрузок, деформации, проектирование оборудования

Vibration-resistant avionics design comprehensive approach

Azov M.S.¹, Valitov R.R.^{2*}, Chikrin D.E.³

¹Ph.D., Deputy General Director for Civil Product Development – Chief Designer,

²Deputy Chief Designer of the 'Avionics Hardware' Division,

^{1,2}JSC 'Ulyanovsk Instrument Design Bureau', Ulyanovsk, Russia,

³D.Sc., Director of the Institute of AI, Robotics, and Systems Engineering, Kazan (Volga Region) Federal University, Kazan, Russia

Abstract

Given the structural features and operational conditions of aircraft, avionics design requires thorough evaluation and modeling of vibrational loads. To significantly reduce development time, minimize the need for extensive physical testing, and avoid design errors at early stages, mathematical analysis and vibration load modeling are performed based on vibration spectra specified for a particular aircraft. Modern software can visualize the results of vibration-load simulations during 3D modeling of equipment components. Therefore, the adoption of such software is highly recommended in today's environment. However, experimental validation of

*E-mail: r.valitov@ukbp.ru (Валитов Р.Р.)

modeling results remains critical. Thus, a comprehensive approach is applied, integrating both mathematical analysis/modeling and physical testing.

Keywords: avionics, vibration resistance, load modeling, deformations, equipment design

Введение

В процессе эксплуатации авионики подвергается воздействию широкого диапазона вибраций, определяемых конструктивными и динамическими особенностями летательных аппаратов (ЛА). При этом, каждый ЛА характеризуется своим, уникальным спектром вибрационных нагрузок в разных точках своей конструкции. На сегодняшний день действующая нормативно-техническая документация (НТД) определяет основные спектры вибраций, к которым должна быть устойчива авиационная аппаратура (КТ-160G), однако детальные требования в части четкого ограничения спектра вибраций как правило определяются разработчиком для каждого конкретного воздушного судна. Кроме того, с учетом существенного развития отрасли беспилотных авиационных систем (БАС) мультироторного типа (квадрокоптеры, октокоптеры и т.п.), определяется и новый класс спектров вибронагрузок на аппаратуру, характерный для таких ЛА.

1 Типовые спектры вибрационных нагрузок

Для самолетов характерны спектры вибраций с выраженными гармониками, связанными с частотой вращения двигателей и с аэродинамическими колебаниями конструкции. Вертолеты же характеризуются наличием низкочастотных составляющих, связанных с вращением несущего винта и высокочастотных гармоник, обусловленных работой трансмиссии и взаимодействием лопастей. Спектр вибраций для вертолетов обычно шире, а амплитуды колебаний на низких частотах могут превышать значения для самолетов, что требует особого внимания при проектировании виброзащиты аппаратуры [1]-[2].

Важно отметить, что непосредственное влияние на спектр и амплитуду вибраций в различных точках конструкции летательного аппарата оказывают режимы работы авиадвигателей. На взлётно-посадочных режимах отмечаются резкие изменения частотных характеристик, связанные с набором оборотов и изменением нагрузки на двигатель. Крейсерский режим характеризуется относительно устойчивым спектром, однако при переходе на форсаж или снижении возможны появление дополнительных пиков в спектре вибраций.

Аэродинамические возмущения, возникающие при маневрировании, порывистом ветре, турбулентности и несимметричной подвеске внешних грузов, также приводят к изменению вибрационной картины. Особенно значимы эти факторы для вертолетов, где изменение режима работы несущего винта или взаимодействие с потоками воздуха существенно влияет на общий спектр колебаний корпуса и приборных отсеков [3].

Базовые требования к виброустойчивости оборудования на гражданских самолетах и вертолетах определены в разделе 8 в КТ-160G [4] (таблица 1).

Кроме общей классификации [4] разделяет спектры вибраций и жесткость нагрузок по зонам ВС, в которых располагается оборудование.

Стандартные и жесткие уровни вибраций, классифицируются в [4] по диапазонам частот и уровням воздействий. Классификация приведена в таблицах 2 и 3.

Таблица 1 – Классификация категорий вибронагруженности КТ-160G в зависимости от типа воздушного судна (ВС)

Категория	Тип ВС	Стандартная вибрация	Кратковременная вибрация высокого уровня	Жесткая вибрация
S	Самолет с неподвижным крылом	Синусоидальная или случайная вибрация, 1 час на ось.	Неприменимо	Неприменимо
H или Z	Самолет с неподвижным крылом	Неприменимо	Прокачка синусоидальной высокоуровневой вибрацией по каждой оси	Неприменимо
R	Самолет с неподвижным крылом	Неприменимо	Неприменимо	Синусоидальная вибрация по 3 часа на ось, с возбуждением резонанса не менее 30 мин (максимум 4 резонанса) или случайная вибрация на уровне для определения рабочих характеристик оборудования (стандартная) (минимум 10 мин) и вибрация повышенного уровня (жесткая) 3 часа (повторить по всем 3 осям)
R или U	Вертолет	Неприменимо	Неприменимо	Синусоидальная вибрация совмещенная со случайной; 2 часа на повышенных уровнях (жесткая) плюс периоды возбуждения резонанса (максимум 4 частоты, общее время максимум 3 часа) и вибрация на уровне для определения рабочих характеристик оборудования (стандартная) (минимум 10 мин) в начале и в конце периода испытаний (повторить по всем 3 осям). Повторяется 3 раза.
U2	Вертолет	Неприменимо	Неприменимо	Случайная вибрация: - на уровне для определения рабочих характеристик оборудования в начале и в конце периода (стандартная, минимум 10 мин) - на повышенном уровне (жесткая) 3 часа. Все повторить по всем 3 осям.

Таблица 2 – Требования стандартной вибрации по КТ-160G

ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ УРОВНИ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ НА ВИБРАЦИЮ ВЕРТОЛЁТОВ (СТАНДАРТНАЯ ВИБРАЦИЯ)				
Диапазон испытательных частот, Гц ⁽¹⁾	Уровни испытаний на синусоидальную вибрация A_n (g-PK) ⁽²⁾			
	G	H	I	J
$3 < f_n < 10$	$0,04 \times f_n$	$0,05 \times f_n$	$0,08 \times f_n$	$0,17 \times f_n$
$10 < f_n < 20$	$0,04 \times f_n$	$0,05 \times f_n$	$0,08 \times f_n$	4,2
$20 < f_n < 40$	$0,04 \times f_n$	$0,05 \times f_n$	$0,08 \times f_n$	4,2
$40 < f_n < 200$	1,6	2,5	$0,08 \times f_n$	4,2
$200 < f_n < 2000$			16,7	
СПМУ	Уровень кривой случайной вибрации (g^2 /Гц (Grms))			
W_0	0,01 (2,75)	0,01 (2,75)	0,01 (2,75)	0,01 (2,75)

Таблица 3 – Требования жесткой вибрации по КТ-160G

ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ УРОВНИ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ НА ВИБРАЦИЮ ВЕРТОЛЁТОВ (ЖЕСТКАЯ ВИБРАЦИЯ)				
Диапазон испытательных частот, Гц ⁽¹⁾	Уровни испытаний на синусоидальную вибрация A_n (g-РК) ⁽²⁾			
	G	H	I	J
$3 < f_n < 10$	$0,05 \times f_n$	$0,07 \times f_n$	$0,1 \times f_n$	$0,2 \times f_n$
$10 < f_n < 20$	$(0,2 \times f_n) - 1,5$	$(0,28 \times f_n) - 2,1$	$(0,3 \times f_n) - 2$	$(0,3 \times f_n) - 1$
$20 < f_n < 40$	2,5	3,5	4,00	5,00
$40 < f_n < 200$	2,5	3,5	$(0,1 \times f_n)$	5,00
$200 < f_n < 2000$			20,0	
СПМУ	Уровень кривой случайной вибрации ($g^2/\text{Гц}$ (Grms))			
W_0	0,02 (3,89)	0,02 (3,89)	0,02 (3,89)	0,02 (3,89)

Примечания:

1) Четыре частоты синусоидальной вибрации f_1 , f_2 , f_3 и f_4 для каждой зоны.

2) Для оборудования, расположенного снаружи на корпусе и подверженного воздействию внешнего воздушного потока, уровни синусоидальной вибрации должны возрасти в 1,5 раза.

Как правило, требований, описанных в [4] бывает недостаточно, и разработчик ВС приводит в технических заданиях на оборудование уточненные характеристики вибраций, применительно к конкретному ВС (таблицы 4 и 5).

Таблица 4 – Пример требований по широкополосной случайной вибрации (ШСВ)

Направление воздействия	Широкополосная случайная вибрация (ШСВ)		
	Значения частот, Гц	Спектральная плотность ускорения, $g^2/\text{Гц}$	Суммарное СКЗ, g
X, Y, Z	10	0,024	5,85
	30	0,024	
	40	0,024	
	51,7	0,040	
	500	0,040	
	2000	0,0026	

Таблица 5 – Пример параметров синусоидальной вибрации

Частота f_i , Гц	Амплитуда виброперегрузки A_i , $\text{м}/\text{с}^2$
16	6,272 $\text{м}/\text{с}^2$ (0,64 g) – виброустойчивость
	15, 68 $\text{м}/\text{с}^2$ (1,6 g) – вибропрочность
32	16,66 $\text{м}/\text{с}^2$ (1,7 g) – виброустойчивость
	24,5 $\text{м}/\text{с}^2$ (2,5 g) – вибропрочность

Примечание Синусоидальные частоты должны изменяться с логарифмической скоростью качания 1 окт/мин в диапазоне от $0,8 \cdot f_i$ до $1,2 \cdot f_i$.

2 Математическое моделирование на этапе проектирования оборудования

Для определения собственных частот и форм (мод) собственных колебаний применяется **модальный анализ**. Этот тип анализа является первым шагом для проведения других видов динамического анализа, например, анализ переходных процессов, гармонический и спектральный анализ. Модальный анализ предполагает, что рассматриваемая система является линейной. Все виды нелинейности – нелинейное поведение материала, контактные граничные условия, конечные перемещения – на данном этапе в модели игнорируются. Предполагается, что значения всех внешних силы и демпфирования равны нулю.

Следующим шагом проводится **гармонический анализ**, который служит для определения вынужденных колебаний конструкции под действием периодической нагрузки, изменяющейся во времени по гармоническому (синусоидальному) закону. Учет контактного взаимодействия позволяет строить модель взаимодействия тел в процессе деформирования и более точно определять компоненты напряженно-деформированного состояния.

Приведенные методы анализа на ранних этапах проектирования совмещаются с 3D-моделированием конструкции аппаратуры. С учетом возможностей современных средств автоматизации проектирования, различные виды анализов визуализируются непосредственно на графической модели.

3D-модели компонентов изделий разрабатываются с использованием CAD-системы Solid Edge ST5. Solid Edge - система твердотельного и поверхностного моделирования от компании Siemens PLM Software.

Система Solid Edge используется для моделирования деталей и сборок, разработки чертежей, управления конструкторскими данными, а также имеет встроенные средства конечноэлементного анализа (МКЭ).

Расчет влияния механического воздействия на конструкцию проводится с помощью модулей программного пакета Ansys.

Метод конечных элементов (МКЭ) — это численный метод решения дифференциальных уравнений с частными производными, а также интегральных уравнений, возникающих при решении задач прикладной физики [4]. Метод активно используется для решения задач механики деформируемого твёрдого тела, теплообмена, гидро-, газо- и электродинамики. К основным преимуществам МКЭ относится доступность и простота его понимания, возможность применения метода для задач с произвольной формой области решения, возможность создания на основе метода высококачественных расчетных программ для ЭВМ.

Для обеспечения автоматических расчетов механических воздействий в модель закладываются свойства материалов, из которых изготавливается конструкция (таблица 6).

Так как модели модулей не детализованы, то их материалы можно считать неоднородными. Средняя плотность неоднородных материалов модулей находилась исходя из известных данных о фактической массе модулей и объеме их моделей по формуле:

$$\rho = \frac{m}{V}, \quad (1)$$

где ρ – средняя плотность материала, m – масса модулей фактическая, V – объем моделей модулей. Масса, объем модулей и средняя плотность их материалов представлены в таблице 7.

Таблица 6 – Физические свойства некоторых материалов

Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Модуль нормальной упругости E , ГПа	Предел прочности σ_B , МПа
АМг6.М	2640	70	365
Ф-4	2100	0,4	34
12Х18Н10	7800	198	530
Полиамид ПА6	1130	0,0015	80
ДПРНМ	8500	116	600
Д16	2780	69	460
Бронза	8470	115	600
Стеклотекстолит	1190	21	350

Таблица 7 – Масса, объем и средняя плотность материалов модулей

Модуль	Масса, г.	Объем модели, мм ³	Плотность, кг/м ³
МЗФ-3	150	59921	2503,30
МК-2	145	106740	1358,44
МК-1	128	153010	836,55
МПР-1	48	100100	479,52
МП-2	90	100140	898,74
МП-1	178	162040	1098,49
МЗФ-1	34	41993	809,66
МЗФ-2	50	20787	2405,35

В модальном анализе значения всех внешних сил и демпфирования равны нулю, поэтому в качестве граничных условий задается только закрепление (фиксация) конструкции [5]-[7].

Дальнейшие описания приводятся на примере одного из вычислительных блоков разработки АО «УКБП».

Блок в модели фиксируется на горизонтальных поверхностях уголков крепления блока и на цилиндрических поверхностях отверстий для болтов этих уголков. Перемещение этих поверхностей равно нулю. Пример моделирования закрепления блока представлен на рисунке 1.

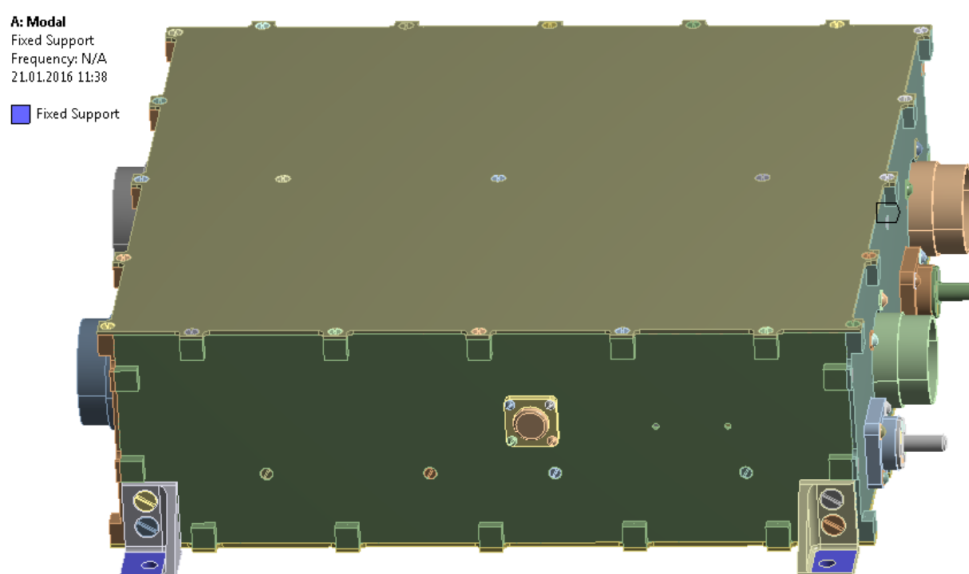


Рисунок 1 – Моделирование закрепления блока на уголках

В результате модального анализа двух вариантов внутренней конструкции (вариант 1 – способ крепления внутренних модулей направляющими, вариант 2 – способ крепления внутренних модулей рамками), были получены по 100 мод, максимальная частота блока варианта с направляющими – 767,02 Гц, максимальная частота блока варианта с рамками – 316,75. Значения собственных частот блока с направляющими представлены в таблицах 8 и 9.

Таблица 8 – Значения собственных частот блока в первом варианте конструкции

Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц
1	74,852	26	367,94	51	489,99	76	641,66
2	75,324	27	370,34	52	490,64	77	648,52
3	115,27	28	376,73	53	492,33	78	652,28
4	115,55	29	377,63	54	504,95	79	653,02
5	180,06	30	385,19	55	506,21	80	662,79
6	182,49	31	396,06	56	508,5	81	665,86
7	187,81	32	397,91	57	509,14	82	678,21
8	188,49	33	401,6	58	535,43	83	681,37
9	207,77	34	407,65	59	537,72	84	686,83
10	208,29	35	410,93	60	538,48	85	704,73
11	209,25	36	415,6	61	540,99	86	708,67
12	210,53	37	418,59	62	541,41	87	709,86
13	253,39	38	420,57	63	553,32	88	710,97
14	254,63	39	423,1	64	554,75	89	713,82
15	285,84	40	428,38	65	570,64	90	719,99
16	286,75	41	430,76	66	570,89	91	729,52
17	306,14	42	434,23	67	572,46	92	729,62
18	306,55	43	442,16	68	577,45	93	732,12
19	325,91	44	447,77	69	588,39	94	737,82
20	326,69	45	452,35	70	588,94	95	748,96
21	351,56	46	459,83	71	599,84	96	758,09
22	352,26	47	460,41	72	604,96	97	758,4
23	352,54	48	481,2	73	614,43	98	762,21
24	353,32	49	482,02	74	616,67	99	763,39
25	367,75	50	482,79	75	630,91	100	767,02

Таблица 9 – Значения собственных частот блока во втором варианте конструкции

Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц
1	10,858	26	94,352	51	176,14	76	241,54
2	10,869	27	97,346	52	178,1	77	243,09
3	26,977	28	97,555	53	178,2	78	245,73
4	28,606	29	97,703	54	180,08	79	250,99
5	30,076	30	103,83	55	180,14	80	251,76
6	31,701	31	113,74	56	181,98	81	253,96
7	39,649	32	114,12	57	182,13	82	253,99
8	43,055	33	114,34	58	186,5	83	256,37
9	44,684	34	114,36	59	190,13	84	257,61
10	46,922	35	115,67	60	191,49	85	258,84
11	52,922	36	117,69	61	192,07	86	259,84
12	55,161	37	117,88	62	193,31	87	261,91
13	55,222	38	125	63	198,43	88	267,21
14	55,233	39	126,31	64	198,77	89	268,49

Продолжение таблицы 9

Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц	Мода	Частота, Гц
15	58,401	40	126,83	65	199,15	90	274,6
16	59,927	41	129,53	66	205,3	91	281,93
17	65,221	42	143,57	67	205,84	92	285,86
18	69,645	43	145,3	68	205,92	93	290,19
19	70,226	44	146,31	69	211,25	94	290,32
20	75,097	45	146,63	70	211,3	95	290,98
21	75,194	46	147,09	71	217,57	96	294,52
22	79,266	47	153,56	72	233,37	97	295,67
23	87,133	48	156,1	73	235,1	98	302,66
24	87,631	49	156,34	74	236,14	99	305,71
25	90,346	50	161,51	75	236,71	100	316,75

Исследовалось три случая: воздействие случайной широкополосной вибрацией по оси X, Y, Z.

В описываемом примере максимальная деформация, направленная по оси X, при воздействии СШВ по оси X, составила 1,67 мм для блока с направляющими и 3,54 мм для блока с рамками (рисунок 2). При этом в случае блока с рамками выявлена максимальная деформация в одном конкретном модуле блока.

Максимальная деформация, направленная по оси Y, при воздействии СШВ по оси X, составила 0,064 мм для блока с направляющими и 3,33 мм для блока с рамками (рисунок 3).

Максимальная деформация, направленная по оси Z, при воздействии СШВ по оси X, составила 0,108 мм для блока с направляющими и 3,326 мм для блока с рамками (рисунок 4).

Для электронного модуля, который по результатам моделирования был признан проблемным, максимальная деформация, направленная по оси X, при воздействии СШВ по оси X, составила 0,121 мм в варианте блока с направляющими. Деформация этого же модуля для блока с рамками в 29 раз больше, и равна 3,541 мм. Распределение деформаций представлено на рисунке 5.

По результатам моделирования в описываемом примере был сделан выбор конструктивного решения в части проблемного модуля с учетом остальных требований к аппаратуре блока.

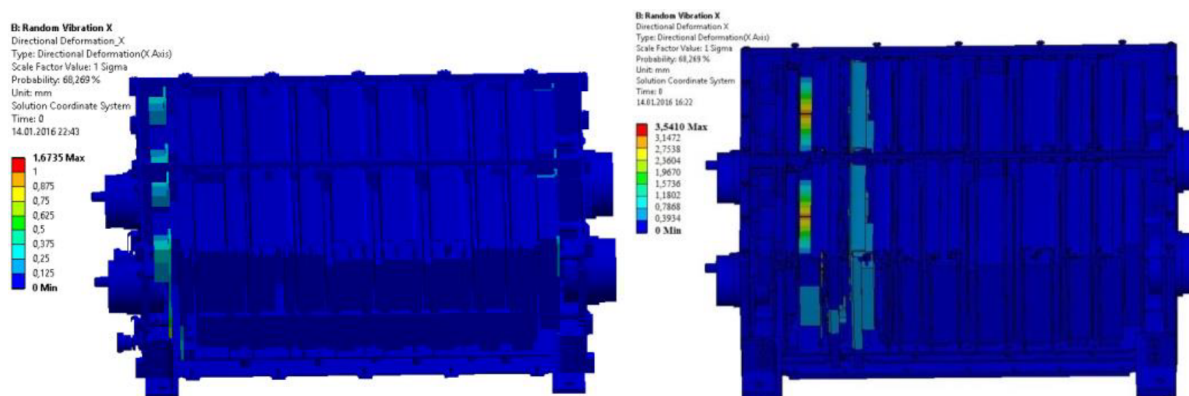


Рисунок 2 – Распределение деформаций, направленных по оси X при воздействии СШВ по оси X (вариант с направляющими – слева, вариант с рамками – справа)

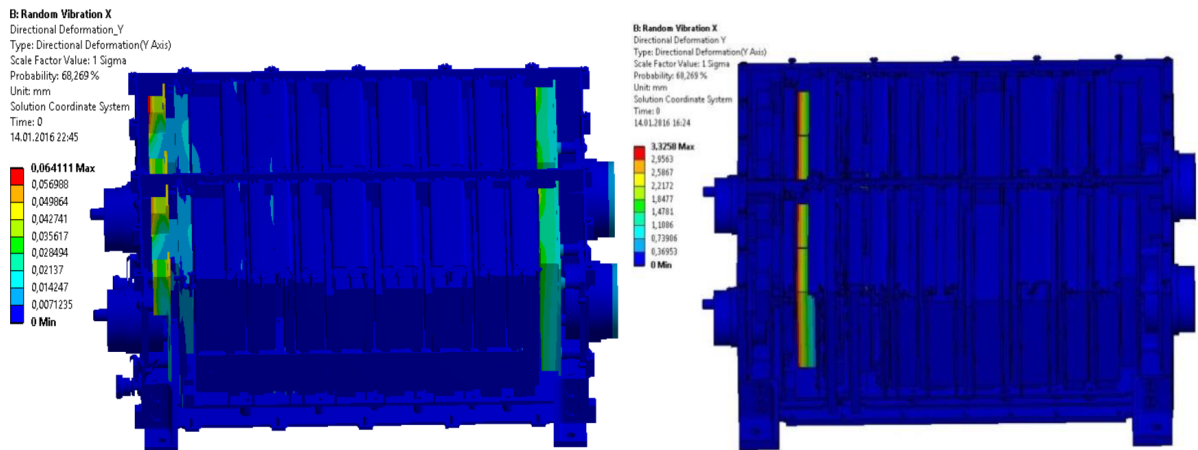


Рисунок 3 – Распределение деформаций, направленных по оси Y при воздействии СШВ по оси X (вариант с направляющими – слева, вариант с рамками – справа)

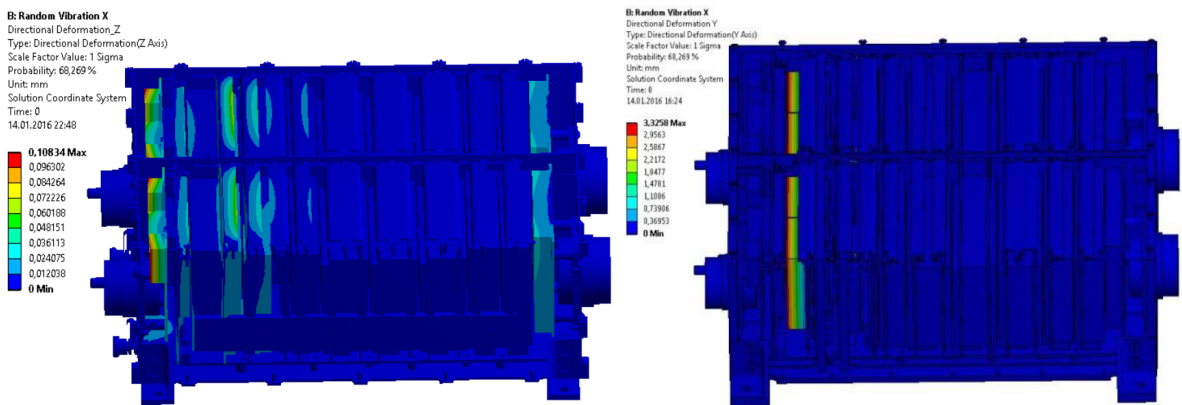


Рисунок 4 – Распределение деформаций, направленных по оси Z при воздействии СШВ по оси X (вариант с направляющими – слева, вариант с рамками – справа)

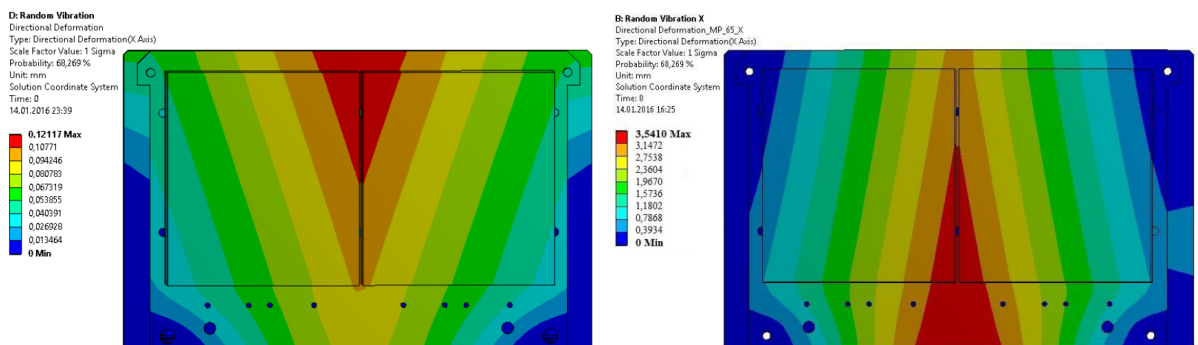


Рисунок 5 – Распределение деформаций, направленных по оси X при воздействии СШВ по оси X в проблемном модуле (вариант с направляющими – слева, вариант с рамками – справа)

3 Натурные испытания

Неполная сходимость моделей не исключает необходимости подвергать опытные образцы изделий натурным испытаниям на вибростендах [8]-[11]. Изготовленные опытные образцы изделий, а также отдельные узлы и детали подвергаются испытаниям

на виброустойчивость на вибростендах ф. TIRA.

Устройство вибрационной испытательной системы представлено на рисунке 6.

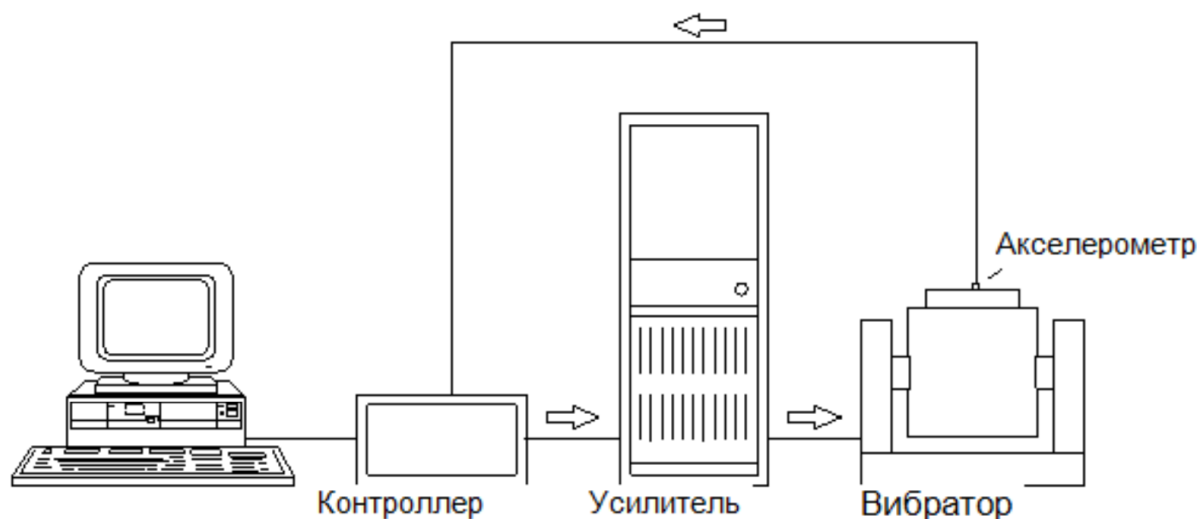


Рисунок 6 – Устройство вибрационной испытательной системы

Вибрационная система, как и любое другое испытательное оборудование, имеет свои предельные эксплуатационные параметры, основное из которых - максимальное перемещение стола. В процессе работ контролируется соответствие режима испытаний продукции, так как существует возможность того, что объект будет недогружен или перегружен.

Испытываемый объект крепится к столу вибратора при помощи специально спроектированной оснастки. Оснастка должна передавать вибрацию от стола к объекту испытаний без искажений, неблагоприятно влияющих на результаты испытаний.

Функция усилителя – передать требуемую мощность к подвижной катушке вибратора в виде тока и напряжения. Чем больше необходимая скорость движения armатуры, тем больше требуется напряжение. Чем больше необходимая сила или ускорение, тем больше требуется ток.

Назначение контроллера вибрации – контроль соответствия сигнала, получаемого на выходе акселерометра, сигналу, запрограммированному в контроллере.

Основные методики включают определение частотных и амплитудных характеристик при воздействии синусоидальных и случайных вибраций в диапазоне, соответствующих техническому заданию на изделие и общим требованиям действующей НТД. В силу неполной сходимости моделей практически всегда по результатам испытаний выявляются наиболее уязвимые узлы конструкций и производятся корректировки документации в части дополнительных мер виброзащиты (внедрение демпфирующих прокладок, изменение схем крепления или применение новых материалов, изменение требований к амортизирующим узлам и т.п.)

Заключение

Результаты опытно-конструкторских работ, а также практический опыт эксплуатации приборов АО «УКБП» на самолетах и вертолетах сегодня подтверждает эффективность комплексного подхода к проектированию виброустойчивой аппаратуры. Выявление проблем конструкции на ранних стадиях разработки позволяет исключать ошибки проектирования до физического изготовления опытных образцов, что позволяет

существенно экономить ресурсы компании в процессе работ. Также эффективность подобного подхода подтверждается статистикой, собираемой в процессе послепродажного обслуживания изделий.

Список использованных источников

1. Попов И.А., Сергеев А.В. Особенности вибрационных нагрузок на радиоэлектронную аппаратуру авиационной техники // Вестник МАИ. - 2020. - N 4. - С. 85–93.
2. Дёмин В.Н., Кривцов А.М. Вибрационные испытания авиационной техники. М.: Машиностроение, 2018. - 256 с.
3. Tseng, W.S., Lin, J.H., Hsiao, F.B. Helicopter vibration environment and its effects on avionics reliability // Aerospace Science and Technology. - 2017. - Vol. 68. - P. 498–506.
4. Квалификационные требования КТ-160G.
5. Панов А.А., Сеницын К.Н. Методы виброизоляции радиоэлектронных систем в авиационной технике // Известия Самарского научного центра РАН. - 2021. - Т. 23, N 2. - С. 112–120.
6. Harris, C.M., Piersol, A.G. Harris' Shock and Vibration Handbook. 6th ed. McGraw-Hill, 2010. - 1488 p.
7. Гущин А.А., Романов Е.В. Математическое моделирование вибрационных процессов в авиационных конструкциях // Прикладная механика и техническая физика. - 2022. - Т. 63, N 1. - С. 144–152.
8. Кузнецов П.И., Ермаков В.В. Применение метода конечных элементов для оценки виброустойчивости радиоэлектронной аппаратуры // Электронная техника. Серия 1. - 2021. - N 5. - С. 44–52.
9. Lee H., Kim Y., Kim J. Digital Twin-Based Vibration Analysis for Aircraft Avionics // Sensors, 2022. - N 22(7): 2701.
10. Костин С.В., Левченко Ю.Г. Практические аспекты вибрационных испытаний блоков авиационной аппаратуры // Вестник авиации и космонавтики. - 2019. - N 2. - С. 31–38.
11. Zhao Y., Shi Y., Liu L. Experimental Study on Vibration Response and Reliability of Avionics Equipment // IEEE Access. - 2020. - Vol. 8. - P. 22697–22706.

References

1. Popov I. A., Sergeev A. V. Features of vibrational loads on avionics equipment of aircraft // Moscow Aviation Institute Bulletin, - 2020. - N 4. - P. 85–93.
2. Dyomin V. N., Krivtsov A. M. Vibration testing of aircraft equipment. "Russian Engineering Research", 2018, - P. 256.
3. Tseng W.S., Lin J.H., Hsiao F.B. Helicopter vibration environment and its effects on avionics reliability // Aerospace Science and Technology. - 2017. - Vol. 68. - P. 498–506.
4. RTCA/DO-160G. Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment.
5. Kuznetsov P. I., Ermakov V.V. Application of the finite element method for assessing vibration resistance of avionics // Electronic Engineering. Series - 2021. - N 5. - P. 44–52.
6. Panov A. A., Sinitsyn K. N. Methods of vibration isolation for avionics systems in aircraft. // Izvestiya of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences. - 2021. - Vol. 23, N 2. - P. 112–120.

-
7. Harris C.M., Piersol A.G. Harris' Shock and Vibration Handbook. 6th ed. McGraw-Hill, 2010. - 1488 p.
 8. Gushchin A. A., Romanov E. V. Mathematical modeling of vibrational processes in aircraft structures // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. - 2022. - Vol. 63, N 1. - C. 144–152.
 9. Lee H., Kim Y., Kim J. Digital Twin-Based Vibration Analysis for Aircraft Avionics // Sensors, 2022. – N 22(7): 2701.
 10. Kostin S. V., Levchenko Yu. G. (2019). Practical aspects of vibration testing for aircraft avionics units // Herald of Aviation and Cosmonautics. - 2019. – N 2. - P. 31–38.
 11. Zhao Y., Shi Y., Liu L. Experimental Study on Vibration Response and Reliability of Avionics Equipment // IEEE Access. - 2020. - Vol. 8. - P. 22697–22706.