

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВИБРАЦИИ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННОГО ИЗДЕЛИЯ ПРИ ДЕЙСТВИИ ПОЛЕТНЫХ НАГРУЗОК

Чухлебов Р.В.^{1*}, Лошкарев А.Н.^{1**}, Сидоренко А.С.^{2***}, Дмитриев В.Г.^{2****}

¹ Научно-производственное объединение «Базальт»,
Вельяминовская ул., 32, Москва, 105318, Россия

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

* e-mail: ruschuhlebov@mail.ru

** e-mail: cheraken@mail.ru

*** e-mail: k906@mai.ru

**** e-mail: vgd2105@mail.ru

Представлены методика и результаты летных и лабораторных вибрационных испытаний авиационного изделия при действии вибрации в условиях совместного полета с носителем. В процессе летных испытаний определены характеристики динамических нагрузок на конструкцию авиационного изделия, размещенного на внешней подвеске носителя, в типовом полете. При лабораторных испытаниях решается задача корректного моделирования реальных вибрационных нагрузок. Определены вероятностные характеристики вибронпряжений и виброускорений элементов конструкции авиационного изделия при динамическом нагружении, моделирующем условия всех этапов типового полета. Установлено соответствие режимов нагружения изделия при лабораторных испытаниях с реальным вибрационным нагружением в типовом полете по основным вероятностным характеристикам виброускорений.

Ключевые слова: конструкция, авиационное изделие, лабораторные и летные испытания, случайная вибрация, вибрационное ускорение, режим испытаний.

Введение

Для достоверного определения характеристик и уровней вибронпряжений и виброускорений в конструкциях авиационных изделий в условиях их транспортирования на внешних подвесках носителей требуется проведение летных испытаний с использованием специальной бортовой аппаратуры [1, 2]. Существенное уменьшение объема летных испытаний достигается путем их замены лабораторными вибрационными испытаниями. Замена летных испытаний изделия лабораторными испытаниями является практически обязательной при подтверждении значительного назначенного ресурса и определении технического ресурса изделия. При проведении лабораторных испытаний требуется использовать режимы испытаний, обеспечивающие эквивалентность вибрационного нагружения в лабораторных условиях нагружению в полете. В качестве условия эквивалентности обычно принимается соответствие режимов испытаний полетным условиям по максимальным уровням виброускорений или вибронпряжений, а также по вычислен-

ной накопленной повреждаемости в характерных зонах конструкции [3].

Формирование режимов лабораторных испытаний является самостоятельной научно-технической задачей, которая решается для каждого типа изделий [4]. Характеристики вибрационных нагрузок (частотный состав, суммарные уровни, распределение уровней по частотному диапазону и др.) для формирования режимов лабораторных испытаний определяются на основе данных измерений виброускорений и вибронпряжений, полученных при летных испытаниях изделия или его прототипа в условиях типового полета. Эти данные далее обрабатываются и обобщаются в соответствии с действующими нормативными документами. Эквивалентность характеристик факторов нагружения, воспроизводимых при лабораторных испытаниях, реальным условиям нагружения далее достигается путем экспериментального уточнения характеристик вибрационного состояния в характерных зонах конструкции и проведения математического моделирования.

При формировании структуры режимов лабораторных испытаний учитываются:

- обобщенные статистические характеристики основных динамических процессов нагружения изделия (спектральный состав, суммарная мощность и др.);

- пространственный характер нагружения;

- закономерность чередования нагрузок, аналогичная чередованию их в реальном типовом полете, повторяемость и относительная продолжительность.

В случае отсутствия конкретных данных измерений натурального вибрационного нагружения допускается использование статистической информации о нагрузках для аналогичных изделий или обобщенные режимы испытаний, установленные нормативными документами. Основным недостатком использования обобщенных режимов испытаний это, как правило, реализация более высоких уровней динамического нагружения конструкции по сравнению с реальными уровнями.

В настоящей работе представлены методика и результаты летных и лабораторных вибрационных испытаний по определению характеристик вибронапряжений и виброускорений конструкции авиационного изделия при вибрационном нагружении, соответствующем условиям типового полета. Цель летных испытаний — определение характеристик нагруженности конструкции авиационного изделия

при совместном типовом полете. Цель лабораторных испытаний — воспроизведение при испытаниях условий, достаточно полно отражающих характер реального нагружения изделия в типовом полете по основным вероятностным характеристикам такого нагружения, с точки зрения накопления усталостных повреждений конструкции и появления отказов, связанных с функционированием изделия.

Методика и результаты измерений при летных испытаниях

Объект испытаний — авиационное изделие, установленное на внешней подвеске самолета-носителя с помощью балочного держателя (рис. 1). Основными элементами конструкции изделия являются корпус с наполнителем, хвостовое оперение и носовой обтекатель (рис. 2).

Для проведения измерений использовался габаритно-массовый макет изделия, оборудованный тензорезистивными и виброизмерительными преобразователями (датчиками). Сигналы преобразователей регистрировались и обрабатывались бортовыми измерительными средствами, установленными на носителе: накопителем измерительной информации, тензометрической и виброизмерительной аппаратурой. Измерительный комплекс обеспечивал измерение процессов виброускорений на балочном держателе, а также деформаций элементов оперения изделия в заданном диапазоне частот.

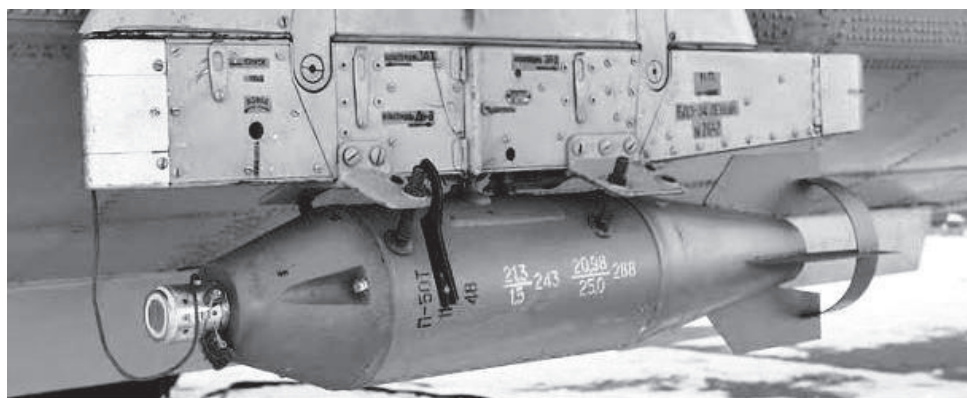


Рис. 1. Изделие на внешней подвеске носителя

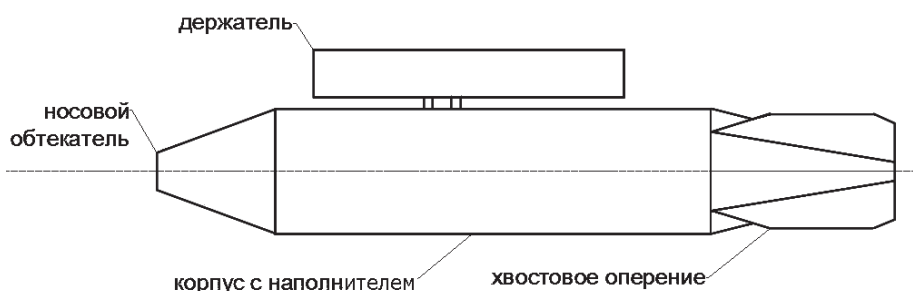


Рис. 2. Основные элементы объекта испытаний

При измерении деформаций применялась мостовая схема с одним рабочим тензорезистором, наклеиваемым на объект, и тремя компенсационными тензорезисторами, наклеенными на недеформируемую пластину. Тензорезисторы для каждой схемы сортировались таким образом, чтобы разница между их сопротивлениями не превышала 0,2 Ом. Это делает мост практически симметричным, а зависимость выходного напряжения от измеряемой деформации близкой к линейной. Схема размещения тензорезисторов на хвостовом оперении с указанием координат точек измерения показана на рис. 3.

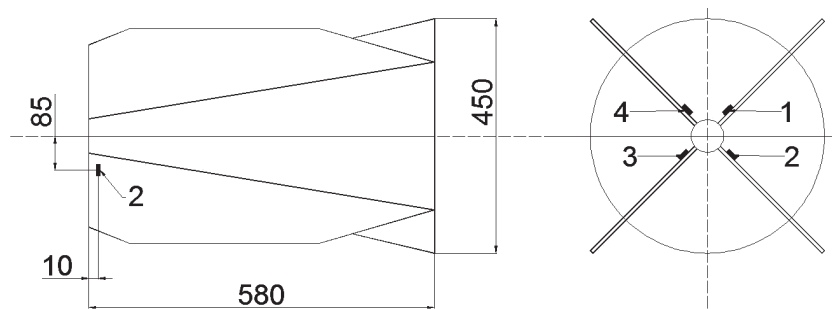


Рис. 3. Схема размещения тензорезисторов на хвостовом оперении

Контроль и установка параметров измерительных каналов, проверка тензомостов и их питания, контроль выхода каналов и автоматическая балансировка тензомостов выполнялись при помощи наземного пульта управления. Частотный диапазон измерений деформаций 0—512 Гц.

Измерение виброускорений проводилось с использованием однокомпонентных пьезорезистивных акселерометров, установленных на верхней плоскости держателя в поперечном сечении, соответствующем расположению центра масс изделия. Частотный диапазон измерительных каналов составлял 3—500 Гц.

Сигналы акселерометров и тензорезисторов регистрировались в дискретные моменты времени с частотой опроса 2048 Гц, что удовлетворяет условиям теоремы В.А. Котельникова: «любая непрерывная функция $f(t)$, спектр которой ограничен частотой F_{max} , полностью определяется последовательностью своих значений в моменты времени, отстоящие друг от друга на интервал $\Delta t = 1/2F_{max}$ ». Суммарное время регистрации измеряемых параметров накопителем измерительной информации при данной частоте опроса и при одновременной регистрации шестнадцати параметров деформаций

и четырех параметров виброускорений составило 53 мин.

Определение параметров динамического нагружения макета изделия проводилось для типового полета курса учебно-боевой подготовки. Результаты измерений напряжений и ускорений на отдельных этапах полета в частотных диапазонах измерений представлены в табл. 1. Здесь для каждого этапа приведены скорость V и высота H полета, суммарная дисперсия D_a и средние квадратические значения (СКЗ) σ_a виброускорения по вертикальной оси на держателе, СКЗ напряжений в элементах оперения хвостового отсека. Регистрация параметров на-

Таблица 1

Этап полета	V , км/ч	H , м	D_a , м ² /с ⁴	σ_a , м/с ²	СКЗ напряжений, МПа
Взлет	500	200	102.1	10,10	4,0
Набор высоты	500	200	18.66	4.32	10.2
Разгон	1000	200	69.56	8.34	9.0
Горизонтальный полет	1000	200	118.59	10.89	11.1
Разгон	893	6000	60.06	7.75	9.1
Набор высоты	920	10000	60.06	7.75	20.4
Возврат	857	10508	35.76	5.98	14.7
Снижение	506	200	22.18	4.71	9.4
Посадка	-		102.1	10.10	3.1

грузки вибромачета выполнялась на протяжении всего полета продолжительностью 47 мин с начала взлета до окончания пробега при посадке.

В результате летных испытаний установлено, что при совместном полете в конструкции изделия возникают существенные динамические деформации, которые могут вызывать усталостное разрушение. Наибольший уровень деформаций наблюдается на элементах хвостового оперения, при размещении изделия на внешних подвесках самолета-носителя.

Методика и результаты лабораторных испытаний

Первым стандартным этапом лабораторных вибрационных испытаний является определение динамических характеристик конструкции изделия [5, 6]. На этом этапе проводятся измерения амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) и фазочастотных характеристик (ФЧХ) [7] и устанавливаются значения резонансных частот конструкции во всем нормируемом диапазоне от 0 до 300 Гц. Ввиду того, что изделие имеет одно эксплуатационное положение, испытания проводились только в этом положении, т.е. при действии вибрационной нагрузки по направлению вертикальной оси Y . Изделие устанавливалось в специальном крепежном приспособлении,

имитирующем реальные условия закрепления при эксплуатации. Приспособление представляет собой металлический каркас с смонтированным стандартным балочным держателем (рис. 4).

Для измерения динамических характеристик использовались однокомпонентные пьезоэлектрические преобразователи (датчики). Схема установки вибродатчиков представлена на рис. 5, где 1 — контрольный датчик; 2,3 — измерительные датчики на элементах оперения; 4 — измерительный датчик на корпусе. Выбор данных точек обусловлен тем, что формы колебания изделия включают формы колебаний его элементов: узла оперения и корпуса.

Приспособление с изделием жестко закреплялось на столе вибрационного стенда. Параметры режимов устанавливались и поддерживались в заданных пределах по показаниям рабочих средств измерений в контрольной точке (датчик 1). Контрольная точка выбирается в верхней плоскости держателя в поперечном сечении, соответствующем расположению центра масс изделия.

Испытания проводились путем задания в месте крепления изделия в приспособлении случайной

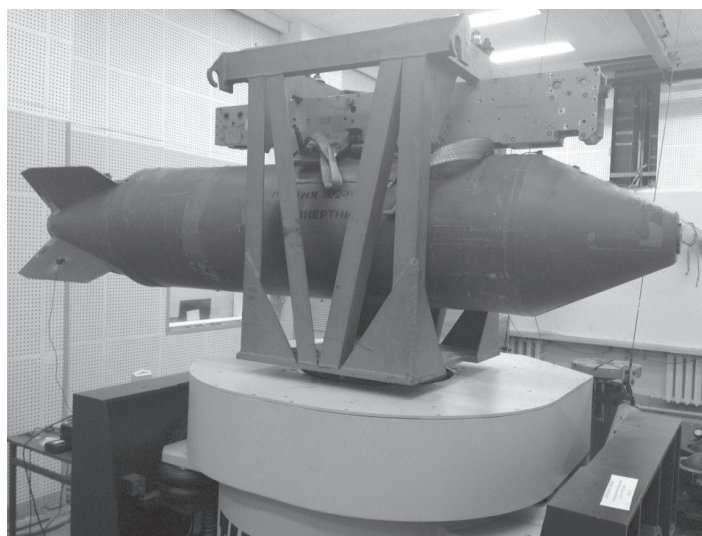


Рис. 4. Приспособление для вибрационных испытаний с закрепленным изделием

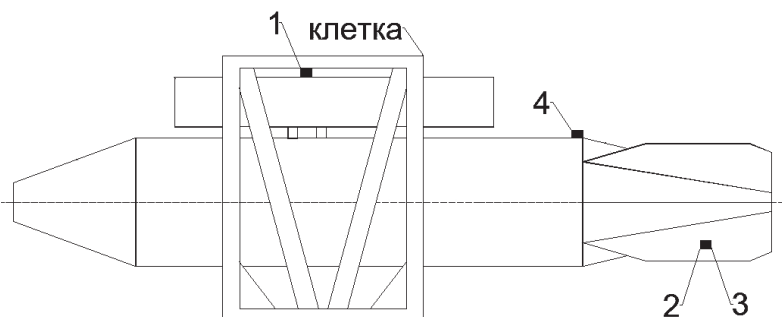


Рис. 5. Схема установки вибропреобразователей

вибрации с постоянной спектральной плотностью ускорения $S_k(f) = \text{const}$ во всем исследуемом диапазоне частот. АЧХ $|H(f)|$ для заданных точек конструкции изделия вычислялись по формуле

$$|H(f)|^2 = S_u(f)/S_k(f),$$

в которой $S_u(f)$ и $S_k(f)$ — спектральные плотности ускорения в исследуемых точках конструкции и в контрольной точке соответственно.

В результате определения АЧХ и ФЧХ конструкции в исследуемых точках выявлены три резонансные частоты в диапазоне 0—300 Гц: 103, 190 и 283 Гц. Частота считалась резонансной, если на этой частоте значение функции $|H(f)| \geq 2$ и в окрестности этой частоты ФЧХ $\varphi(f)$ изменяет свое значение на 180° .

АЧХ и ФЧХ, определенные для точки 2 (рис. 5), представлены на рис. 6 и 7. Первые две резонансные частоты соответствуют изгибным и крутильным формам колебания хвостового оперения. Третья резонансная частота соответствует изгибным колебаниям корпуса конструкции.

Основным этапом лабораторных вибрационных испытаний являются испытания на действие динамических полетных нагрузок. Режимы испытаний

формировались на основе данных измерений вибрационных процессов в конструкции изделия при выполнении совместного типового полета с самолетом-носителем. Вибрационное нагружение моделировалось в виде широкополосной случайной вибрации (ШСВ) с заданным распределением дисперсии виброускорения по частотному диапазону для каждого этапа совместного полета. Этапы полета, для которых формировались режимы испытаний и соответствующие уровни виброускорения, задаваемые при испытаниях в контрольной точке, представлены в табл. 2. При испытаниях проводились измерения характеристик процессов ускорения на изделии с использованием вибродатчиков, схема установки которых показана на рис. 5.

Таблица 2

Этап полета	$\sigma_a, \text{ м/с}^2$	$D_a, \text{ м}^2/\text{с}^4$
Взлет	10,10	102,1
Набор высоты	4,32	18,66
Разгон	8,34	69,55
Горизонтальный полет	10,89	118,59
Разгон	7,75	60,06
Набор высоты	7,75	60,06
Возврат	5,98	35,76
Снижение	4,71	22,18
Посадка	10,10	102,1

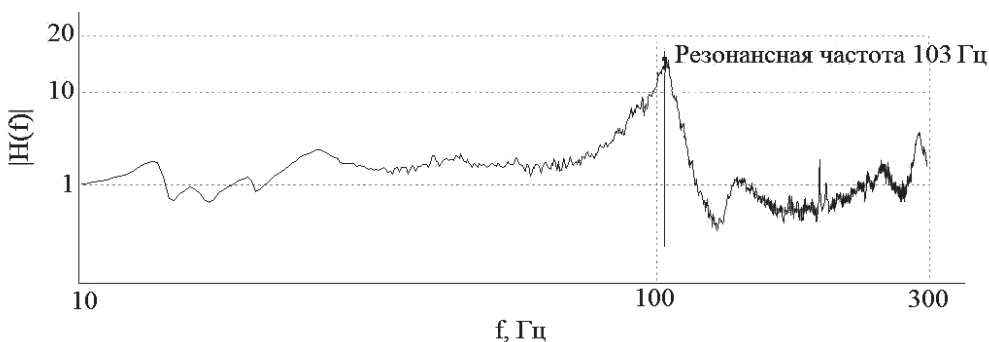


Рис. 6. Амплитудно-частотная характеристика. Первая резонансная частота 103 Гц

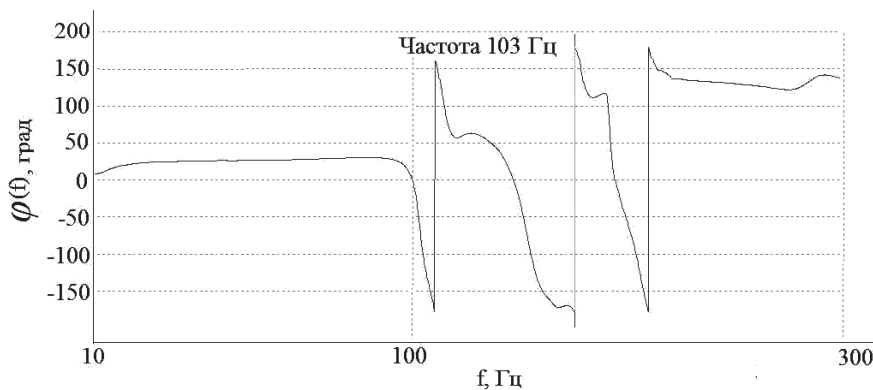


Рис. 7. Фазочастотная характеристика. Первая резонансная частота 103 Гц

Параметры режимов испытаний: значения величин σ_a , D_a и распределение суммарной дисперсии D_a по частотным диапазонам устанавливались и поддерживались в заданных пределах по показаниям рабочих средств измерений в контрольной точке (датчик 1). Распределение D_a по полосам частот для этапа «Взлет» представлено в табл. 3.

таний относительное отклонение процесса $\sigma_a(t)$ на каналах 1, 2 от требуемого значения не превышало 10 %.

В результате летных испытаний установлено, что при совместном полете в конструкции изделия вибрационное нагружение создается не только кинематическим возбуждением от носителя через

Таблица 3

Диапазон частот, Гц	0-50	50-100	100-200	200-300	$D_a = 102,1$
Дисперсия виброускорения, m^2/c^4	10,21	20,42	30,63	40,84	

На рис. 8 приведены зависимости СКЗ виброускорений от времени $\sigma_a(t)$ на части этапа полета «Горизонтальный полет», зарегистрированные по двум каналам:

- 1 — внутренний контрольный канал системы управления вибростендом;
- 2 — контрольная точка (датчик 1).

Эти зависимости иллюстрируют степень соответствия реальных и требуемых характеристик вибрационного нагружения изделия. В процессе испы-

узлы подвески, но и существенными аэродинамическими силами, действующими непосредственно на конструкцию изделия. Поэтому при лабораторных испытаниях для подтверждения вибропрочности изделия [6], помимо измерения ускорений, определяются характеристики динамических деформаций элементов хвостового оперения с использованием тензоизмерений. Здесь для тензоизмерений используются тензорезистивные датчики с базой 10 мм, сопротивлением 120 Ом и коэффициентом тензочувствительности 2,1. Схема установки тензорезисторов 1, 2, 3, 4 показана на рис. 3 и соответствует их расположению при летных прочностных испытаниях.

Вид элемента конструкции изделия с вибропреобразователем и тензорезистором представлен на рис. 9. Номера вибродатчика и тензорезистора даны в соответствии с рис. 3 и 5.

В результате обработки результатов измерений при испытаниях определены вероятностные характеристики виброускорений и вибронпряжений в конструкции изделия. Участок зависимости напряжений от времени $s(t)$ для этапа «Взлет» представлен на рис. 10.

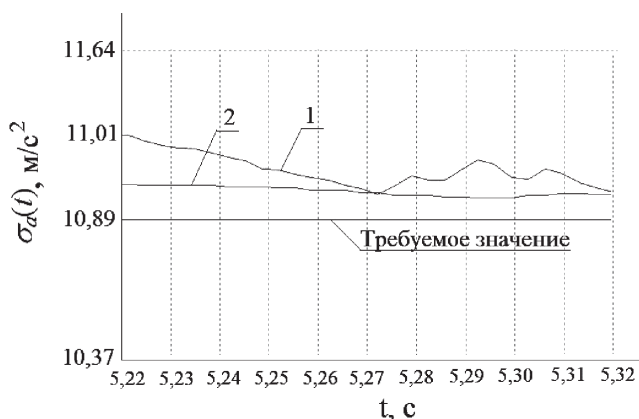


Рис. 8. Участок зависимости $\sigma_a(t)$, этап «Горизонтальный полет»

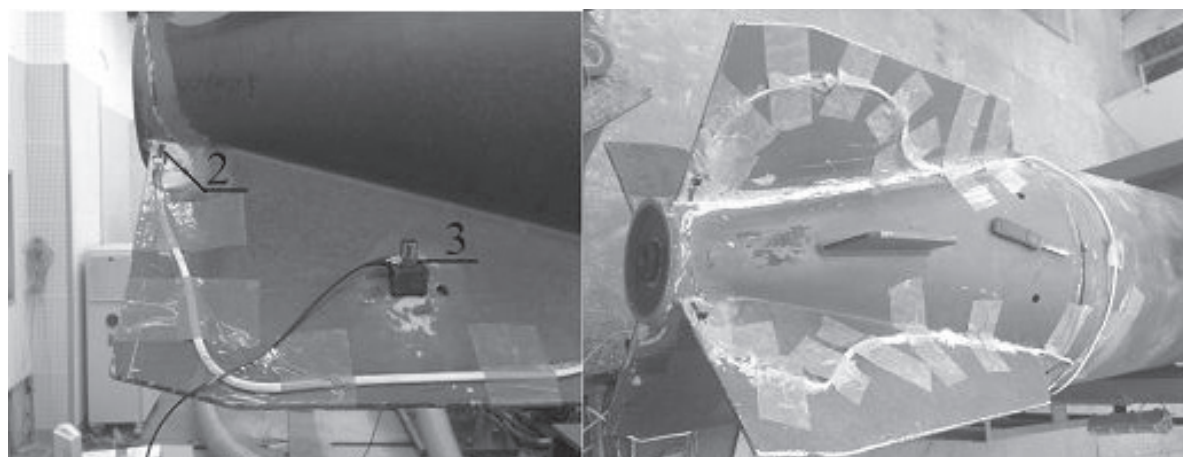


Рис. 9. Элемент оперения с тензорезистором 2 и вибропреобразователем 3

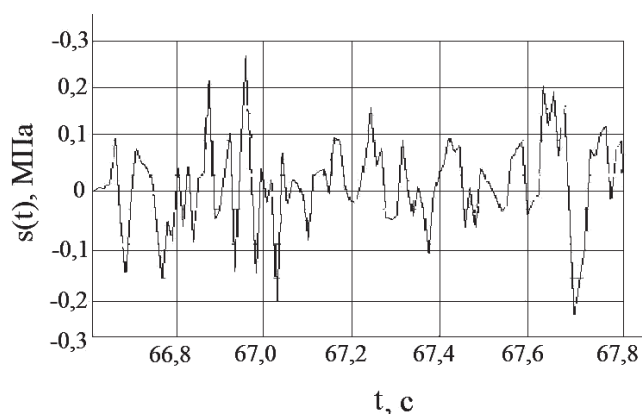


Рис. 10. Изменение напряжения на оперении, этап «Взлет»

В табл. 4 представлены значения σ_a в точке, расположенной на верхней плоскости держателя в поперечном сечении, соответствующей расположению центра масс изделия при летных и лабораторных испытаниях, а также максимальные СКЗ вибронапряжений σ_s элементов хвостового оперения при лабораторных испытаниях.

Данные, представленные в табл. 4, показывают, что разработанная методика лабораторных вибрационных испытаний изделия позволяет обеспечивать хорошее соответствие режимов нагружения изделия при лабораторных испытаниях реальному вибрационному нагружению в типовом полете по основным вероятностным характеристикам виброускорений: СКЗ и дисперсии.

Получено, что рассмотренные условия лабораторных вибрационных испытаний изделия в сборе не позволяют воспроизводить уровни динамических напряжений в элементах хвостового оперения, соответствующие реальным значениям в полете на внешней подвеске носителя. Это обусловлено тем, что при этом уровни динамического деформирования хвостового оперения в основном определяют-

ся действием аэродинамических сил. Поэтому для оценки вибропрочности конструкции изделия необходимо разработать методику виброиспытаний, обеспечивающую воспроизведение уровней напряжений в наиболее нагруженных элементах конструкции, близких к уровням напряжений в условиях совместного полета на внешней подвеске носителя.

Выводы

Представлена методика и проведен анализ результатов измерений ускорений и деформаций конструкции авиационного изделия при летных испытаниях в условиях типового полета самолета-носителя на режимах курса учебно-боевой подготовки.

Разработана методика и сформированы режимы лабораторных вибрационных испытаний авиационного изделия, соответствующих вибрационному нагружению изделия на каждом этапе полета самолета-носителя.

Проведены испытания, при которых реализовано нагружение, соответствующее условиям эксплуатации изделия на внутренней подвеске, и получено хорошее соответствие режимов нагружения изделия при лабораторных испытаниях реальному вибрационному нагружению в типовом полете по основным вероятностным характеристикам виброускорений.

Получено, что при вибрационных испытаниях изделия на режимах, соответствующих реальному вибрационному нагружению в узлах подвески, уровни вибронапряжений на элементах хвостового оперения существенно ниже реальных уровней напряжений в условиях совместного полета на внешней подвеске носителя.

Для воспроизведения уровней нагружения конструкции изделия, соответствующих расположению изделия на внешней подвеске носителя, необходимо разработать методику проведения лабораторных

Таблица 4

Этап полета	Максимальные σ_s , МПа	σ_a , м/с ² (летные испытания)	σ_a , м/с ² (лабораторные испытания)
Взлет	0,184	10,10	10,32
Набор высоты	0,132	4,32	4,41
Разгон	0,199	8,34	8,53
Горизонтальный полет	0,198	10,89	11,13
Разгон	0,140	7,75	8,01
Набор высоты	0,140	7,75	8,07
Возврат	0,133	5,98	6,17
Снижение	0,124	4,71	4,81
Посадка	0,184	10,10	10,29

испытаний, обеспечивающую получение уровней деформаций конструкции, близких к реальным.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 17-08-00849 А).

Библиографический список

1. Гудков А.И., Лешаков П.С. Методы и техника летных испытаний самолетов на прочность. — М.: Машиностроение, 1972. — 248 с.
2. Клячко М.Д., Арнаутков Е.В. Летные прочностные испытания самолетов. Динамические нагрузки: Справочник. — М.: Машиностроение, 1984. — 119 с.
3. Вербицкий А. Б., Родионов Г.Л., Сидоренко А.С. Математическое моделирование вибродинамического состояния конструкций авиационных изделий в условиях их применения // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 1. С. 35-43.
4. Фирсанов В.В. Динамика и прочность установок авиационного вооружения. — М.: Изд-во МАИ, 2007. — 400 с.
5. Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Определение динамических характеристик конструкции. ГОСТ 30630.1.1-99. — М.: Изд-во стандартов, 2000. — 19 с.
6. Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на воздействие вибрации. ГОСТ 30630.1.2-99. — М.: Изд-во стандартов, 2000. — 23 с.
7. Вибрация. Термины и определения. ГОСТ 24346-80. — М.: Изд-во стандартов, 1980. — 31 с.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF AN AIRCRAFT PRODUCT'S STRUCTURE VIBRATIONS UNDER FLIGHT LOADS ACTION

Chukhlebov R.V.^{1*}, Loshkarev A.N.^{1**}, Sidorenko A.S.^{2***}, Dmitriev V.G.^{2****}

¹ Research and Production Association "BAZALT",
32, Velyaminovskaya str., Moscow, 105318, Russia

² Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

* e-mail: ruschuhlebov@mail.ru

** e-mail: cheraken@mail.ru

*** e-mail: k906@mai.ru

**** e-mail: vgd2105@mail.ru

Abstract

One of the main factors affecting reliability of aircraft articles is vibration effect during the joint flight with carrier. To obtain estimates of reliability characteristics flight test of products are carried out. Modern equipment for ground vibration testing, reproducing the flight conditions, allows substantially reduce the amount of flight tests by replacing them with laboratory tests. The actual problem here is formation of laboratory tests' regimes to ensure the equivalence of loading in laboratory conditions and in flight. Characteristics of vibration loads are obtained usually based on measuring data obtained during flight tests of the product or its prototype. At vibration tests, a relation is established between laboratory test modes and flight dynamic loads by the levels of vibration accelerations or stresses.

The paper presents the technique and results of flight and laboratory vibration tests on definition of vibration stresses and accelerations characteristics of an aircraft product's structure in typical flight. Laboratory tests were conducted with random dynamic loading, corresponding

to loading during flight structural tests. The purpose of laboratory tests is determination of characteristics of a structure's accelerations and stresses in the conditions of a spacecraft joint flight with the carrier. This requires reproduction of conditions exhibiting adequately enough the loading condition of a product according to the basic probabilistic characteristics during typical flight.

The authors developed the technique and modes of aircraft product's vibration tests, complying with vibration loading of a product at every stage of the host aircraft flight. Using the obtained modes the tests were conducted, whereby the random dynamic loading, corresponding to the operation conditions of the product on an internal suspension bracket of the carrier, was realized. Comparison of vibration acceleration probabilistic characteristics at laboratory and flight tests demonstrated conformity of these tests' results according to root mean square values of vibration acceleration.

The developed laboratory tests technique ensures correct reproduction of random vibration loading

reproduction of and aircraft product structure during the flight on an internal suspension bracket of the carrier. The technique and results of the tests can be applied for estimation the structure vibration strength of an aircraft product of various applications during the joint flight of an aircraft product with the carrier.

Keywords: structure, aircraft product, laboratory and flight tests, random vibration, vibration acceleration, test mode.

References

1. Gudkov A.I., Leshakov P.S. *Metody i tekhnika letnykh ispytaniy samoletov na prochnost'* (Methods and techniques of aircraft flight strength tests), Moscow, Mashinostroenie, 1972, 248 p.
2. Klyachko M.D., Arnautov E.V. *Letnye prochnostnye ispytaniya samoletov. Dinamicheskie nagruzki* (Flight structural tests of aircraft. Dynamic loads), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 119 p.
3. Verbitskii A. B., Rodionov G.L., Sidorenko A.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 1, pp. 35-43.
4. Firsanov V.V. *Dinamika i prochnost' ustanovok aviacionnogo vooruzheniya* (Dynamics and strength of aircraft armament installations), Moscow, MAI, 2007, 400 p.
5. *Metody ispytaniy na stojkost' k mekhanicheskim vneshnim vozdeystvuyushchim faktoram mashin, priborov i drugih tekhnicheskikh izdelij. Opredelenie dinamicheskikh harakteristik konstrukcii, GOST 30630.1.1-99* (Test methods for mechanical exposure factor resistance of machines, gears and other technical products. Structure dynamic characteristics test, State Standard 30630.1.1-99), Moscow, Standarty, 2000, 19 p.
6. *Metody ispytaniy na stojkost' k mekhanicheskim vneshnim vozdeystvuyushchim faktoram mashin, priborov i drugih tekhnicheskikh izdelij. Ispytaniya na vozdeystvie vibracii, GOST 30630.1.2-99* (Test methods for resistance to mechanical exposure factor of machines, gears and other technical products. Tests for vibration effect, State Standard 30630.1.2-99), Moscow, Standarty, 2000, 23 p.
7. *Vibraciya. Terminy i opredeleniya, GOST 24346-80* (Vibration. Terms and definitions, State Standard 24346-80), Moscow, Standarty, 1980, 31 p.