ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО

ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ РЕГУЛИРОВАНИЮ И МЕТРОЛОГИИ

НАЦИОНАЛЬНЫЙ СТАНДАРТ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ГОСТ Р 57211.2— 2016/ IEC/TR 62131-2:2011

Внешние воздействия

ДАННЫЕ О ВОЗДЕЙСТВИИ НА ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВИБРАЦИИ И УДАРОВ

Часть 2

Оборудование, транспортируемое реактивным самолетом с неизменяемой геометрией крыла

**(IEC/TR 62131-2:2011,
Environmental conditions — Vibration and shock of electrotechnical equipment — Part 2: Equipment transported in fixed wing jet aircraft,
IDT)**

Издание официальное

Москва
Стандартинформ
2016

gost.e-ecolog.ru

Предисловие

1 ПОДГОТОВЛЕН Открытым акционерным обществом «Научно-исследовательский центр контроля и диагностики технических систем» (АО «НИЦ КД») на основе собственного перевода на русский язык англоязычной версии международного документа, указанного в пункте 4

2 ВНЕСЕН Техническим комитетом по стандартизации ТК 183 «Вибрация, удар и контроль технического состояния»

3 УТВЕРЖДЕН И ВВЕДЕН В ДЕЙСТВИЕ Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 10 ноября 2016 г. № 1663-ст

4 Настоящий стандарт идентичен международному документу IEC/TR 62131-2:2011 «Внешние воздействия. Вибрация и удары электротехнического оборудования. Часть 2. Оборудование, транспортируемое реактивным самолетом с неизменяемой геометрией крыла» (IEC/TR 62131-2:2011 «Environmental conditions — Vibration and shock of electrotechnical equipment — Part 2: Equipment transported in fixed wing jet aircraft», IDT).

Наименование настоящего стандарта изменено относительно наименования указанного международного стандарта для приведения в соответствие с требованиями ГОСТ Р 1.5 (пункт 3.5).

При применении настоящего стандарта рекомендуется использовать вместо ссылочных международных стандартов соответствующие им национальные и межгосударственные стандарты, сведения о которых приведены в дополнительном приложении ДА

5 ВВЕДЕН ВПЕРВЫЕ

*Правила применения настоящего стандарта установлены в статье 26 Федерального закона от 29 июня 2015 г. № 162-ФЗ «О стандартизации в Российской Федерации». Информация об изменениях к настоящему стандарту публикуется в ежегодном (по состоянию на 1 января текущего года) информационном указателе «Национальные стандарты», а официальный текст изменений и поправок — в ежемесячном информационном указателе «Национальные стандарты». В случае пересмотра (замены) или отмены настоящего стандарта соответствующее уведомление будет опубликовано в ближайшем выпуске ежемесячного информационного указателя «Национальные стандарты». Соответствующая информация, уведомление и тексты размещаются также в информационной системе общего пользования — на официальном сайте Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии в сети Интернет (*gost.e-ecolog.ru

© Стандартинформ, 2016

Настоящий стандарт не может быть полностью или частично воспроизведен, тиражирован и распространен в качестве официального издания без разрешения Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии

Содержание

1 Область применения 1
2 Нормативные ссылки 1
3 Источник данных и их качество 1
4 Сопоставление записей из одного источника 4
5 Сопоставление записей из разных источников 6
6 Описание условий динамических воздействий 6
7 Дополнительные источники данных 7
8 Сопоставление с МЭК 60721-3-2:1997 7
9 Заключение 8
Приложение ДА (справочное) Сведения о соответствии ссылочных международных стандартов национальным стандартам Российской Федерации 32
Библиография 32

НАЦИОНАЛЬНЫЙ СТАНДАРТ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Внешние воздействия

ДАННЫЕ О ВОЗДЕЙСТВИИ НА ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВИБРАЦИИ И УДАРОВ

Часть 2

Оборудование, транспортируемое реактивным самолетом с неизменяемой геометрией крыла

Environmental conditions. Data about influence of vibration and shock effects on electrotechnical equipment. Part 2. Equipment transported in fixed wing jet aircraft

Дата введения — 2017—10—01

1 Область применения

Настоящий стандарт устанавливает метод использования данных динамических процессов, наблюдаемых на борту реактивных самолетов с неизменяемой геометрией крыла, для формирования типичных условий воздействий вибрации и ударов при перевозке электротехнического оборудования воздушным транспортом. Полученные условия сравниваются с установленными в МЭК 60721-3-2:1997.

Используемые данные динамических процессов были получены из надежных литературных источников. Тем не менее, все они прошли процедуру проверки достоверности согласно [14]. В стандарте представлены также данные, для которых полная процедура проверки достоверности не была выполнена вследствие отсутствия необходимой информации. Они были использованы для косвенного подтверждения согласованности данных, прошедших процедуру проверки.

Данные, используемые в настоящем стандарте, были получены для нескольких моделей воздушных транспортных средств. Некоторые из этих транспортных средств в настоящее время выведены из эксплуатации, однако собранные по ним данные могут быть использованы для формирования типичных условий вибрационного воздействия на воздушных судах.

2 Нормативные ссылки

В настоящем стандарте использована нормативная ссылка на следующий стандарт:

IEC 60721-3-2:1997, Classification of environmental conditions — Part 3: Classification of groups of environmental parameters and their severities — Section 2: Transportation (Классификация условий внешних воздействий. Часть 3. Классификация групп внешних воздействий и их жесткостей. Раздел 2. Транспортирование).

3 Источник данных и их качество

3.1 Самолет Lockheed Tristar KC Mk 1 (Локхид Тристар)

Данные о вибрации самолета Lockheed Tristar KC Mk 1 во время летных испытаний получены из отчета [1]. Измерения были выполнены в ходе одного полета в двух точках измерений для всех режимов полета, как показано в таблице 1.

Испытания проводились для полностью снаряженного самолета с сиденьями, устройствами крепления грузов. Масса самолета во время полета составляла от 190000 кг (при взлете) до 165000 кг (во время посадки).

Издание официальное

Места измерений были выбраны близко к оси фюзеляжа в точках 804 и 1218 (см. рисунок 1). Вторая точка, совпадающая с центром тяжести самолета, была расположена на опорной конструкции пола грузового отсека, а первая — на крыше кабины пилотов, где крепление акселерометра осуществлялось с помощью специального приспособления, соединенного с корпусом самолета.

Визуальный анализ данных, приведенных в отчете [1], не выявил каких-либо несоответствий, однако плохое качество прилагаемых фотографий не позволяет точно воспроизвести некоторые спектральные кривые. Отдельно был записан шум от бортовых систем, который оказался достаточно низкого уровня. Для оценки шумового пьедестала, определяемого собственными шумами измерительной системы, была выполнена запись в отсутствие сигнала вибрации. Измерения шума, показанные на рисунке 2, были сделаны, когда питание бортовых систем осуществлялось только от наземной силовой установки.

Для ряда режимов полета (строки 2, 3, 7, 9 и 10 таблицы 1) было выполнено до четырех записей вибрации. Для этих записей были рассчитаны спектральные плотности мощности, по которым на одном графике построены кривые для средних и максимальных значений в спектрах (см. рисунки 3—7). Из этих рисунков видно, что изменения вибрации от записи к записи незначительны. По огибающей спектров были рассчитаны среднеквадратичные значения ускорения.

Из отчета [1] следует, что расчет спектральной плотности мощности ускорения выполнялся по записи длиной не менее 45 с в полосе анализа до 12725 Гц. При таких условиях относительное стандартное отклонение случайной погрешности составляет 13 %, что можно признать удовлетворительным. В отчете указано, что измерения были проведены с использованием калиброванной аппаратуры.

Исходные спектральные кривые были вручную оцифрованы в 80 точках и нанесены на один график. В тех случаях, когда нечеткое изображение кривой не позволяло провести точную оцифровку, использовалась ее огибающая, чтобы исключить пропуск основных пиков.

В целях сравнительного анализа данные были сгруппированы для условий взлета, посадки, а также крейсерского режима полета. Взлет и посадка включают в себя режимы 2, 3, 9 и 10 таблицы 1. Крейсерский режим включает в себя полет по курсу на большой высоте (режим 7 таблицы 1).

3.2 Самолет BAe VC10 K (Виккерс)

В отчете [2] приведена оценка вибрации и ударов, записанных во время летных испытаний, которые были выполнены в апреле 1985 г. Испытания включали в себя транспортировку двух грузовых контейнеров массой 1800 кг каждый. Измерения вибрации осуществлялись у основания контейнеров. Требования к испытаниям и анализ результатов представлены в [3] — [6].

Летные испытания включали в себя не только благоприятные условия полета, такие как полет в крейсерском режиме на заданной высоте, но также жесткие режимы, ассоциируемые с аварийными ситуациями (отказ одного двигателя, жесткая посадка и т. п.). Полный перечень режимов полета, использовавшихся в данном испытании, приведен в таблице 2.

Размещение груза в самолете схематично показано на рисунке 16. Контейнеры были закреплены обычным способом в предназначенных для этого узлах.

Для измерений были использованы 11 акселерометров, позволивших записать вибрацию как на корпусе самолета, так и у основания транспортных контейнеров. В первом случае акселерометры жестко закреплялись на полу самолета вблизи узлов крепления грузов. Для измерения вибрации контейнеров акселерометры устанавливались вокруг их основания в точках, где жесткость опоры была достаточно высока. Точки измерений вибрации показаны на рисунке 16.

Наблюдаемая вибрация представляла собой в основном широкополосный случайный процесс. Ее максимальные значения в точках вблизи контейнеров приходились на диапазон частот от 200 до 600 Гц. Данные измерений были представлены в виде спектральных плотностей мощности ускорения в диапазоне частот от 3,25 до 2000 Гц и в виде временных реализаций. Кривые спектральной мощности ускорения были получены усреднением по нескольким измерениям для каждого режима полета. Такая обработка данных допустима для условий, когда процесс является существенно стационарным, например в режиме прямолинейного движения самолета на одной высоте.

Из документации на средства измерений следовало, что предел погрешности измерений составлял 5,9 %. Разрешение по частоте составляло 3,25 Гц, а выборочная дисперсия варьировалась от 3 % до 12 %. Результаты обработки данных приведены в [2] — [4].

Исходные спектральные кривые были вручную оцифрованы в 80 точках и нанесены на один график. В тех случаях, когда нечеткое изображение кривой не позволяло провести точную оцифровку, использовалась ее огибающая, чтобы исключить пропуск основных пиков.

Записи, приведенные в [2], показывают отсутствие видимых ударов как при обычной посадке, так и при посадке с немедленным взлетом.

Хотя изначально BAe VC10 K проектировался как гражданский грузопассажирский самолет, единственным местом его использования являлись Вооруженные силы Великобритании. Данные о вибрации такого самолета включены в настоящий стандарт, поскольку потенциально они могут быть использованы для подтверждения надежности данных из других источников.

3.3 Грузопассажирский самолет Boeing 747 Combi (Боинг)

Летные испытания были проведены на борту самолета, следовавшего рейсом Стокгольм — Нью-Йорк — Стокгольм (через Осло). Анализу были подвергнуты записи вибрации и ударов, сделанные во время полета.

Исследование охватывало все стадии полета, включая выруливание, набор высоты, следование по курсу в условиях спокойного и турбулентного потоков, снижение и заход на посадку, приземление (включая касание посадочной полосы и руление до места стоянки). Как наиболее интересные с точки зрения влияния вибрации на транспортируемый груз для последующего анализа были выбраны следующие режимы:

(i) руление;

(ii) взлет;

(iii) начальный набор высоты;

(iv) полет по маршруту в нормальных условиях;

(v) полет по маршруту в условиях порывов ветра и воздушных ям;

(vi) снижение и заход на посадку;

(vii) приземление (касание полосы и торможение до полной остановки);

(viii) руление к месту стоянки.

Результаты испытаний приведены в [7]. Данные были подвергнуты обычному частотному анализу, а также анализу с помощью математических моделей. С целью обобщения результатов помимо данных летных испытаний были включены также данные других полетов.

Для измерений вибрации трехкоординатный акселерометр закреплялся приблизительно посередине грузового поддона на расстоянии 0,5 м от его края с помощью двусторонней клеящей ленты. Крепление на поддон, а не на пол означало, что измерению подлежало ускорение, передаваемое со стороны поддона на перевозимый груз, в то время как крепление на груз привело бы к тому, что записываемая вибрация существенно зависела бы от свойств груза. Даже при креплении на поддон вибрация зависит от массы и других механических характеристик груза, поэтому для испытаний был выбран некоторый типичный груз. В первом испытании масса поддона составляла 1470 кг, во втором — 2550 кг.

Самолет Boeing 747 является одним из наиболее широко распространенных лайнеров, используемых для перевозок пассажиров и грузов. В испытаниях использовался самолет 747-й серии под номером 500 с названием Dan Viking в версии Combi, выпущенный в 1981 году. В обоих испытаниях грузовой поддон размещался на полу основной кабины вблизи центра тяжести самолета справа от него.

Анализ записей вибрации был проведен как в частотной, так и во временной областях. Спектральный анализ был выполнен как обычным способом, так и с применением модели авторегрессии. Частота выборки составляла 100 Гц. Сигнал был подвергнут низкочастотной фильтрации в полосе до 31,5 Гц. Однако ввиду высокого отношения «сигнал/шум» полоса анализа была расширена до 50 Гц. Это было сделано путем компенсации частотной характеристики фильтра нижних частот. Каждая запись вибрации содержала по 256 значений ускорения. Число записей варьировалось в зависимости от исследуемой стадии полета. Число записей в крейсерском режиме составило 350, т. е. общее время записи было равно приблизительно 15 мин. Обычный спектральный анализ был проведен с использованием окна Блэкмана, а спектральный анализ с применением модели авторегрессии с использованием окна Хэмминга.

В таблице 5 приведены максимальные и среднеквадратичные значения ускорения в единицах g (ускорения свободного падения). Ускорение V2 было получено с помощью отдельного акселерометра для измерения вибрации в вертикальном направлении, установленного на углу поддона. Ускорения V1 (в вертикальном направлении), T (в поперечном направлении) и L (в продольном направлении) были получены с помощью трехкоординатного акселерометра, установленного приблизительно в центре поддона. Поскольку в отчете не было четкого разделения данных по фазам полета, для такого разделения были использованы характеристики сигнала вместе с записями в протоколе испытаний. Так в таблице 5 первые четыре записи соответствуют фазе касания шасси посадочной полосы на стадии приземления.

В таблице 6 приведены рассчитанные на основе стандартного отклонения (в предположении нормального распределения вибрации) значения ускорения, вероятность превышения которых составляет не более 1 % (по 0,5 % в сторону положительных и отрицательных значений). В соответствии с таблицами нормального распределения эти значения получены умножением стандартного отклонения на коэффициент 2,576.

3.4 Дополнительные источники данных

3.4.1 Общие замечания

Поиск информации о наблюдавшихся динамических воздействиях на транспортируемый самолетами груз позволил обнаружить еще несколько источников, заслуживающих доверия, но для которых не было возможности провести полную процедуру подтверждения надежности данных. Использовать данные из источников, описанных в настоящем пункте, следует с осторожностью. Они включены в настоящий стандарт, в первую очередь, в качестве вспомогательного материала для подтверждения информации из других источников.

3.4.2 McDonnell Douglas DC8 Cargo

Данные о динамических воздействиях внутри самолета данного вида приведены в [8]. Записи были получены с помощью трех преобразователей в восьми летных режимах. Итоговые сведение о жесткости полетных режимов приведены в таблице 7, а спектры для самых жестких полетных режимов — на рисунках 24—26. В большинстве своем данные из [8] невысокого качества из-за большого пьедестала собственных шумов измерительной системы (см. рисунок 26).

3.4.3 Lockheed C5A (Galaxy), Lockheed C-141 (Starlifter), Boeing NC-135 (707)

Испытания для самолетов данного вида были проведены в начале 70-х годов прошлого века с целью установить типичные жесткости динамических воздействий во время полета для ряда грузовых платформ в американском военном стандарте [9]. Имеющиеся данные испытаний не позволяют определить, для какого их трех типов самолетов они получены. Кроме того, при обработке данных были использованы специфические приемы, не характерные для обычных методов преобразования сигналов. Тем не менее, полученные спектры (рисунки 27—30, таблицы 8 и 9) могут быть использованы для сравнения с данными из других источников, полученных другими методами.

4 Сопоставление записей из одного источника

4.1 Общие замечания

Данные из каждого источника подверглись проверке на самосогласованность. Процедура проверки записей вибрации учитывала ее изменчивость вследствие изменений летного режима и характеристик самолета. Степень доверия к полученным данным непосредственно влияет на уровни спектров, используемых для описания условий транспортирования грузов самолетами.

4.2 Самолет Lockheed Tristar KC Mk 1 (Локхид Тристар)

4.2.1 Общие замечания

Для данных, приведенных в [1], была выполнена оценка относительной жесткости вибрации для разных режимов полета, разных положений груза и разных направлений измерений для самолета данного типа. Возможность сопоставительных оценок ограничена тем, что данные были получены во время единственного полета и только для одного самолета, что затрудняет их распространение на другие самолеты того же типа и на полеты с грузами разной массы. Кроме того, измерения были проведены только в двух точках, что не дает возможность оценить распределение вибрации по всему транспортному средству.

4.2.2 Относительная жесткость вибрации в разных режимах полета

Максимальная жесткость вибрации наблюдалась для тех режимов полета, в которых двигателям приходилось развивать наибольшую мощность, в частности, при взлете и при движении по посадочной полосе. В условиях полета набор высоты и ускорение движения самолета также сопровождалось более высокими значениями спектральной плотности мощности ускорения, чем при полете с постоянной скоростью. Более высокие уровни поперечной вибрации наблюдались при приземлении воздушного судна, однако это в основном было обусловлено применением реверса.

4.2.3 Изменение вибрации по площади крепления груза

В общем случае при одном и том же режиме полета вибрация, измеренная акселерометром в носовой части, оказывалась выше измеренной в центре тяжести самолета. Особенно это характерно для

ускорения в продольном направлении, для которого среднеквадратичные значения ускорения различались почти в четыре раза. Вибрация в центре тяжести самолета была выше только в режиме посадки самолета вследствие применения реверса при торможении и вызванного этим откликом двигателей в полосе от 200 до 600 Гц. Вид спектральных кривых, полученных для разных точек измерений, также отличался между собой. На рисунках 8, 9 и 12, 13 показаны типичные характеристики вибрации в носовой части и в центре тяжести самолета в условиях взлета (режимы 2 и 3) и посадки (режимы 9 и 10). Для вибрации в носовой части наблюдаются характерные пики на частотах 35, 100 и 130 Гц, а также в диапазоне от 180 до 250 Гц и очень низкая вибрация выше 250 Гц, в то время как для вибрации в центре тяжести самолета доминируют плоские пики в полосе от 400 до 600 Гц. Типичные характеристики вибрации для крейсерского режима полета в двух указанных точках измерений показаны на рисунках 10 и 11.

4.2.4 Относительная жесткость вибрации в разных направлениях измерений

Вибрация, измеренная в центре тяжести самолета, постоянно выше в поперечном направлении, чем в двух других. Это объясняется в основном тем, что точка измерений находится близко к двигателям самолета и между ними. В этой точке характер вибрации в поперечном и вертикальном направлении почти один и тот же. Для точки измерений в носовой части вибрация в продольном и поперечном направлении сопоставима по жесткости и имеет практически равное число пиков высокой мощности, в то время как в вертикальном направлении наблюдается вибрация более низкого уровня.

4.3 Самолет BAe VC10 K (Виккерс)

4.3.1 Общие замечания

Для установления закономерностей изменения динамических воздействий внутри самолета анализу были подвергнуты только данные, полученные в точках на его корпусе. Вибрация в этих точках, передаваемая на основание установки груза, наиболее полно описывает условия динамических воздействий. В целях анализа были использованы среднеквадратичные значения ускорения (в единицах g) в диапазоне частот от 3,25 до 2000 Гц (см. таблицу 3). Среднеквадратичные значения ускорения (в единицах g) в диапазоне частот от 3,25 до 400 Гц, очищенные от шумов системы питания самолета, представлены в таблице 4.

4.3.2 Относительная жесткость вибрации в разных режимах полета

Вибрация в крейсерском режиме полета на высоте 11000 м с числом Маха 0,83 оказались весьма низкой, со среднеквадратичным значением ускорения (a_{rms}), не превышающем 0,156 g (в хвостовой части по правому борту в вертикальном направлении). На рисунке 17 показаны результаты измерений спектральной плотности мощности ускорения, их которых видно, что значения этой величины не превышают 0,0001 g^2/Гц. Максимальная вибрация имеет место в режимах взлета, снижения и торможения с включением реверса. В этих режимах она приблизительно в четыре раза выше той, что наблюдалась при полете в крейсерском режиме. Максимальная вибрация имела место после включения реверса, когда среднеквадратичное значение ускорения в хвостовой части по правому борту в вертикальном направлении составило 0,674 g. Соответственно, спектральная плотность мощности ускорения достигла значения 0,0014 g^2/Гц (см. рисунок 18). При повторном включении одного из двигателей самолета никаких заметных изменений вибрации не было выявлено.

4.3.3 Изменение вибрации по площади крепления груза

По площади установки груза вибрация возрастала по направлению к хвостовой части (т.е. к месту расположения двигателей). Это становилось особенно заметно для тех режимов полета, когда двигатели работали на максимальной мощности, например при взлете. При этом среднеквадратичное значение ускорение в хвостовой части места установки груза было в три раза больше, чем в носовой.

4.3.4 Относительная жесткость вибрации в разных направлениях измерений

Относительная жесткость вибрации по трем измерительным осям оценивалась с использованием данных от трехкомпонентных акселерометров. Результаты измерений показывают, что максимальная вибрация в вертикальном, поперечном и продольном направлениях находится в среднем в соотношении 1,0:0,8:0,3. Это соотношение, однако, не выполняется для данных, полученных на контейнере в носовой части, что может быть объяснено влиянием шумов от бортовой системы питания при общем низком уровне вибрации (см. также рисунки 19 и 20 для сравнения спектров контейнеров в носовой и хвостовой части). Однако, если сигнал очистить от шума (см. таблицу 4), то указанное соотношение начинает выполняться.

4.4 Грузопассажирский самолет Boeing 747 Combi (Боинг)

4.4.1 Общие замечания

Данные летных испытаний, отраженные в [7], были в том же отчете дополнены исследованиями вибраций и ударов при обработки грузов наземными службами аэропорта. Из этих данных был сделан вывод, что воздействию максимальной жесткости груз подвергается при его обработке и транспортировке в пределах аэропорта. Следующими по степени жесткости идут режимы взлета и посадки, а при нахождении самолета в воздухе жесткость воздействия минимальна.

4.4.2 Относительная жесткость вибрации в разных направлениях измерений

Установлено, что жесткость вибрационного воздействия (ускорения) максимальна в вертикальном направлении. Наблюдается разница между ускорениями в вертикальном направлении в центре и на углах грузового поддона, хотя она и невелика, и ее можно отнести на счет дребезжащего звука на углах поддона. Ускорения в поперечном и продольном направлениях в общем случае меньше. Соотношение между ними зависит от фазы полета. При наклоне корпуса суда при наборе высоты и при снижении продольная вибрация становится преобладающей. Это же имеет место при взлете и при торможении во время посадки. В режиме же полета с постоянной скоростью несколько большей будет поперечная вибрация.

4.4.3 Относительная жесткость вибрации в разных режимах полета

Максимальное пиковое значение ускорения (0,42 *g*) в диапазоне частот измерений наблюдалось в момент касания посадочной полосы.

5 Сопоставление записей из разных источников

Большинство данных, рассматриваемых в настоящем стандарте, демонстрируют хорошую согласованность не только в пределах одного источника, но также и по разным источникам, что подтверждает их надежность.

Установленные закономерности проявляются для самолетов всех рассмотренных типов. В частности, все источники подтверждают, что жесткость вибрационного воздействия при взлете меньше, чем при посадке, но для обоих этих режимов она существенно выше, чем в условиях крейсерского полета. В ряде случаев указано, что при приземлении максимальная вибрация наблюдается во время включения реверса. Степень повышения вибрации и изменение ее частотного состава могут быть разными, но это легко объяснить разной конфигурацией двигателей самолетов.

Два из трех источников указывают, что вибрация в вертикальном направлении несколько выше, чем в поперечном, а та, в свою очередь, чуть выше, чем в продольном. Чтобы надежно оценить распределение вибрации по длине самолета приведенных данных недостаточно, но в целом они подтверждают ожидание того, что вибрация в хвостовой части сильнее, чем в носовой. Это объясняется большей толщиной пограничного слоя, близостью двигателей и газовой струи двигателя.

Все источники (за исключением [9]) в целях анализа вибрации используют спектральную плотность мощности ускорения. Это вполне обосновано при рассмотрении динамических воздействий в режиме крейсерского полета, когда вибрацию можно рассматривать как стационарный широкополосный случайный процесс, обусловленный, в первую очередь, обтеканием фюзеляжа воздушным потоком. Однако при анализе режимов взлета и посадки такой подход вызывает вопросы. Длительность этих режимов невелика, а самые жесткие условия наблюдаются в течение всего нескольких секунд. Однако время анализа в разных источниках различается весьма существенно.

6 Описание условий динамических воздействий

6.1 Самолет Lockheed Tristar KC Mk 1 (Локхид Тристар)

Собранные данные и результаты анализа подтверждают наличие разницы в условиях динамического воздействия в процессе полета в крейсерском режиме и в режиме взлета/посадки, поэтому описание таких условий приведено для указанных режимов раздельно. Описание представляет собой простую компиляцию всех оцифрованных спектров вибрации для обоих режимов во всех точках и направлениях измерений и определения на их основе спектров, характеризующих наихудшие (наиболее жесткие) условия воздействия для этих режимов.

Описание условий динамических воздействий для полета в крейсерском режиме приведено на рисунке 14. Оно включает в себя все спектры, полученные для режима полета 7.

Описание условий динамических воздействий для стадий взлета и посадки приведено на рисунке 15. Оно включает в себя все спектры, полученные для режимов полета 2, 3, 9 и 10. В описание входят максимальные значения ускорения на частотах 35, 10, 130 Гц и в диапазоне частот от 180 до 250 Гц, полученные в точке измерений ближе к носовой части самолета, а также значения ускорения в диапазоне от 400 до 600 Гц в точке измерений, совпадающей с центром тяжести самолета.

6.2 Самолет BAe VC10 K (Виккерс)

Наиболее жесткие условия динамического воздействия были определены через огибающие спектров, полученных для каждого режима полета (см. рисунок 21). Условия динамического воздействия в форме ударов не определены, поскольку заметных ударов в ходе испытаний не наблюдалось.

6.3 Грузопассажирский самолет Boeing 747 Combi (Боинг)

Для данного типа транспортного средства условия динамического воздействия в [7] определены не были.

7 Дополнительные источники данных

7.1 Общие замечания

Описание условий динамического воздействия было подвергнуто анализу также для дополнительных источников информации, указанных в 3.4.

7.2 McDonnell Douglas DC8 Cargo

Описание условий динамического воздействия для данного транспортного средства отсутствует.

7.3 Lockheed C5A (Galaxy), Lockheed C-141 (Starlifter), Boeing NC-135 (707)

Для самолетов данных типов условия динамического воздействия были определены по результатам анализа данных, несопоставимым с анализом, проведенным для других источников. Кривые пиковых значений ускорения, построенные в [9] (см. рисунок 27), получены с использование процедуры фильтрации временных реализаций набором полосовых фильтров. На рисунке 28 показан построенный в [9] ударный спектр динамического воздействия при приземлении. Описание условий динамического воздействия в форме огибающих спектров приведено для режимов взлета/посадки (рисунок 29 и таблица 8) и полета с крейсерской скоростью (рисунок 30 и таблица 9). Характерный режим испытаний определен в [9] в виде широкополосной случайной вибрации с наложением дискретных гармонических составляющих, однако обоснование данного представления не приведено. Можно предположить, что частоты гармонических составляющих связаны с частотой бортовой сети питания и ее гармониками.

8 Сопоставление с МЭК 60721-3-2:1997

Все источники данных показывают, что уровень спектральной плотности мощности в условиях полета не превышает 0,001 g^2/Гц, увеличиваясь до 0,005 g^2/Гц в условиях взлета/приземления. Максимальное среднеквадратичное значение ускорения на полу самолета составило 0,67 g, однако оно наблюдалось вблизи двигателей при включенном реверсе. Поэтому более обоснованно в качестве максимального среднеквадратичного значения ускорения на полу принять 0,35 g и вдвое меньшее значение на грузовом контейнере. При том что формы спектров различались для разных самолетов и разных точек измерений, в качестве характерного вида спектра можно принять плоский спектр в полосе частот приблизительно от 10 до 1000 Гц. Вибрация, измеренная на транспортном контейнере, практически вся сосредоточена в области ниже 100 Гц, а ее распределение зависит от динамических свойств контейнера.

На рисунках 31 и 32 показаны жесткости вибрационного воздействия, определенные в МЭК 60721-3-2:1997 [таблица 5, категория b) для стационарной вибрации и таблица 5, категория c) для нестационарной вибрации] для всех видов транспортирования, включая перевозку на реактивных воздушных судах. Транспортировка реактивными судами включает в себя все три классификационные группы по МЭК 60721-3-2:1997. Сопоставление с данными, представленными в настоящем стандарте, показывает, что МЭК 60721-3-2:1997 правильно относит условия динамических воздействий на реактивных

самолетах к стационарной случайной вибрации. Кроме того, жесткость воздействий, введенная МЭК 60721-3-2:1997 [таблица 5, категория b) для классов 2М1, 2М2 и 2М3], выше той, что получена по исследованиям, рассматриваемым настоящим стандартом, а в случае, когда жесткость воздействия определяется через спектральную плотность мощности, это превышение весьма существенно (в 10—100 раз).

В проведенных исследованиях не было отмечено присутствие ударных воздействий, которые хотя бы в отдаленной степени были сопоставимы с жесткостью переходных процессов, включая удары, определенной в МЭК 60721-3-2:1997 [таблица 5, категория c)]. Это неудивительно, если принять во внимание факт, указанный в [7], что воздействию максимальной жесткости груз подвергается при его обработке и транспортировке в пределах аэропорта, следующими по степени жесткости идут режимы взлета и посадки, а при нахождении самолета в воздухе жесткость воздействия минимальна.

Можно было бы предположить, что данные таблицы 5 (категория c) относятся также к режимам взлета и посадки, но в таком случае рекомендуемая форма воздействия для испытаний плохо согласуется с воздействиями, которые наблюдались в этих двух режимах. Хотя воздействие в условиях взлета и посадки относятся к переходным процессам, оно лучше описывается через простой ударный импульс в сочетании со стационарной вибрацией.

Помимо МЭК 60721-3-2:1997 существует еще ряд документов, устанавливающих жесткость вибрационного воздействия для оборудования, транспортируемого реактивными самолетами. К ним относятся [9] (рисунки 27 и 28), а также [10], [11], [12] и [13] (рисунки 33—36 соответственно). Различие в рекомендуемой для испытаний жесткости вибрационного воздействия по этим источникам весьма значительно. В большинстве случаев воздействие описывают через спектр плотности мощности ускорения на полу самолета, хотя в [11] и [13] описан также отклик на транспортной таре. Из перечисленных источников только в [13] рекомендованы типовые вибрационные воздействия для испытаний в гражданских целях.

Объяснить столь большой разброс данных по разным источникам затруднительно. Можно предположить, что жесткость воздействия для испытаний была установлена с некоторым коэффициентом запаса по сравнению с воздействиями, наблюдаемыми в реальных условиях, однако какая-либо информация о возможных значениях примененного коэффициента отсутствует. Другой причиной может быть то, что жесткости воздействия были установлены по результатам измерений в условиях взлета и посадки, которые вследствие их короткой длительности обладают плохой воспроизводимостью.

Только в [10] жесткость воздействия связывают с его длительностью в зависимости от условий транспортирования. При этом испытания в течение одного часа считают эквивалентными воздействию в течение шестичасового полета. Как уже отмечено, наиболее жесткие воздействия наблюдаются во время взлета и посадки. Уровни вибрации во время крейсерского полета обычно в пять раз ниже, чем в этих двух режимах. С учетом этого длительность воспроизведения вибрации, установленная в [10], кажется чрезмерной.

Хотя никаких исследований по выбору длительности вибрационного воздействия не проводилось, из общих соображений следует, что она должна быть небольшой и соответствовать типичным временам воздействия в условиях взлета и посадки. Для одного рейса эти условия наблюдают обычно от 30 до 60 с. Если испытания проектируют на основе данных, полученных во время взлета и посадки, то динамическое воздействие на объект в течение 60 с способно вызвать приблизительно те же повреждения, что и полет, длящийся 50 ч. Следовательно, в грубом приближении можно считать, что типичные условия полета должны быть воспроизведены в течение одной или двух минут при условии, что вибрационное воздействие будет характерным для условий взлета и посадки.

9 Заключение

В настоящем стандарте рассмотрены данные надлежащего качества, полученные из трех источников. Кроме того, доступны данные еще из двух источников, пользующихся хорошей репутацией, но эти данные не могут быть должным образом проверены.

По большей части данные из каждого источника хорошо согласуются не только между собой, но и с аналогичными данными других источников. Ни для одного из источников не обнаружено результатов наблюдений, выпадающих до такой степени, чтобы поставить качество данных под сомнение.

Выявленные закономерности характерны для всех рассмотренных типов самолетов. В частности, все источники подтверждают, что условия воздействия при взлете несколько менее жесткие, чем при посадке, но для обоих этих режимов они гораздо более жесткие, чем при полете с крейсерской скоростью. В нескольких случаях установлено, что самые жесткие условия при приземлении наблюдаются

при включении реверса. Уровень и частотный состав вибрации для разных источников различен, но это объясняется разнообразием конфигураций двигателей самолетов.

Жесткость воздействия для стационарной вибрации, установленная МЭК 60721-3-2:1997 [таблица 5, категория b)], охватывает все условия транспортирования, включая транспортирование реактивными самолетами.

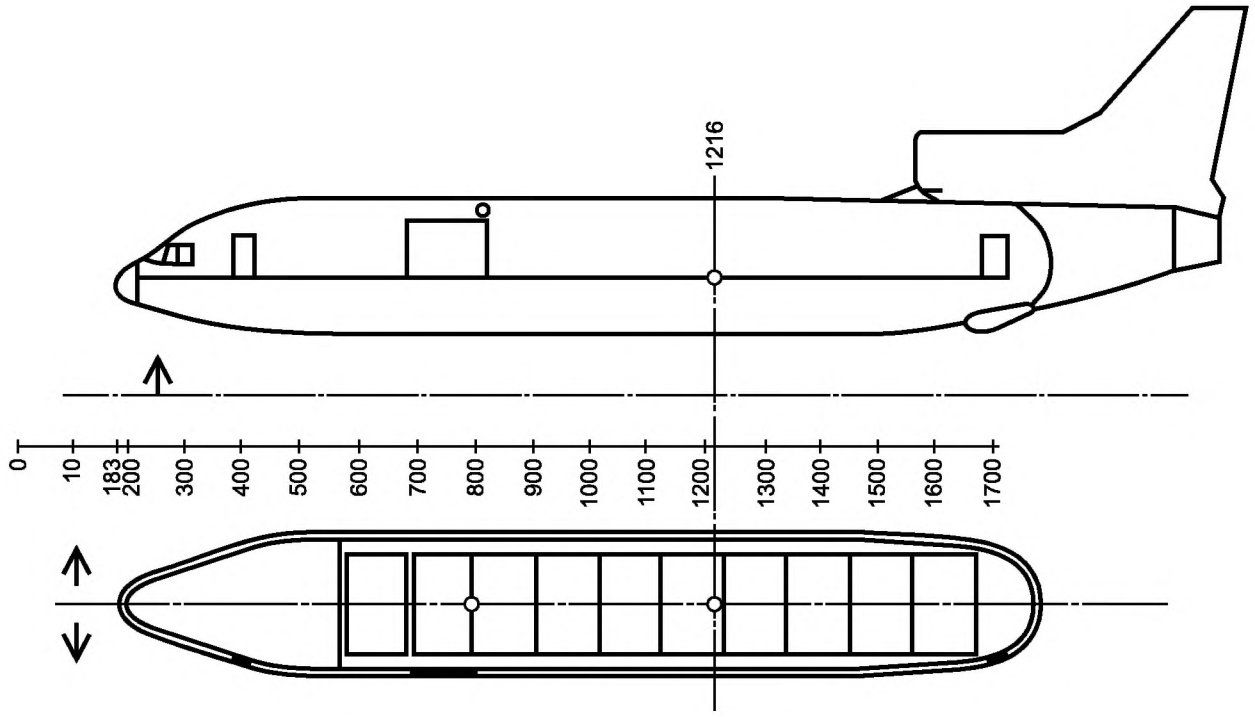
Сопоставление с собранными данными показывает, что МЭК 60721-3-2:1997 правильно группирует реактивный воздушный транспорт по категориям для стационарной вибрации. Более того, все воздействия, наблюдаемые в реальных условиях, охватывались жесткостью вибрации, установленной в МЭК 60721-3-2:1997 [таблица 5, категория b)] для классов 2М1, 2М2 и 2М3. Вместе с тем установленные уровни спектральной плотности мощности ускорения оказались значительно выше наблюдаемых в условиях реальных полетов реактивных самолетов.

В проведенных исследованиях не было отмечено присутствие ударных воздействий, которые хотя бы в отдаленной степени были сопоставимы с жесткостью переходных процессов, включая удары, определенной в МЭК 60721-3-2:1997 [таблица 5, категория c)]. Можно ожидать, что самым жестким ударным воздействиям груз подвергается при его обработке и транспортировке в пределах аэропорта.

Данные исследований показывают, что наблюдаемая в реальных условиях жесткость вибрации значительно ниже той, что установлена разными нормативными документами. С точки зрения вибрации, наблюдаемой на грузовой таре, наиболее соответствующим реальным условиям является спектр воспроизводимой при испытаниях вибрации, установленный в [13].

Таблица 1 — Результаты измерений вибрации для разных режимов полета самолета Tristar

Условия измерений (режим полета)	Среднеквадратичные значения ускорения, *g*					
	В носовой части (точка 804)			В центре тяжести фюзеляжа (точка 1218)		
	вертикальное	поперечное	продольное	вертикальное	поперечное	продольное
Фоновое измерение шума	0,004	0,011	0,005	0,007	0,005	0,014
1 Руление	0,034	0,036	0,048	0,035	0,017	0,035
2 Взлет	0,247	0,222	0,345	0,114	0,109	0,128
3 Набор высоты на малой высоте	0,153	0,300	0,207	0,085	0,073	0,144
4 Ускорение на малой высоте	0,068	0,077	0,111	0,053	0,038	0,082
5 Набор высоты на большой высоте	0,085	0,163	0,122	0,084	0,042	0,111
6 Ускорение на большой высоте	0,084	0,217	0,142	0,082	0,056	0,142
7 Крейсерский режим на большой высоте	0,120	0,224	0,152	0,086	0,059	0,150
8 Снижение с большой высоты	0,080	0,168	0,119	0,071	0,046	0,121
9 Снижение с малой высоты	0,168	0,130	0,214	0,079	0,074	0,111
10 Касание земли	0,114	0,127	0,171	0,119	0,144	0,4



O – точки измерения

Рисунок 1 — Схематическое изображение самолета Tristar

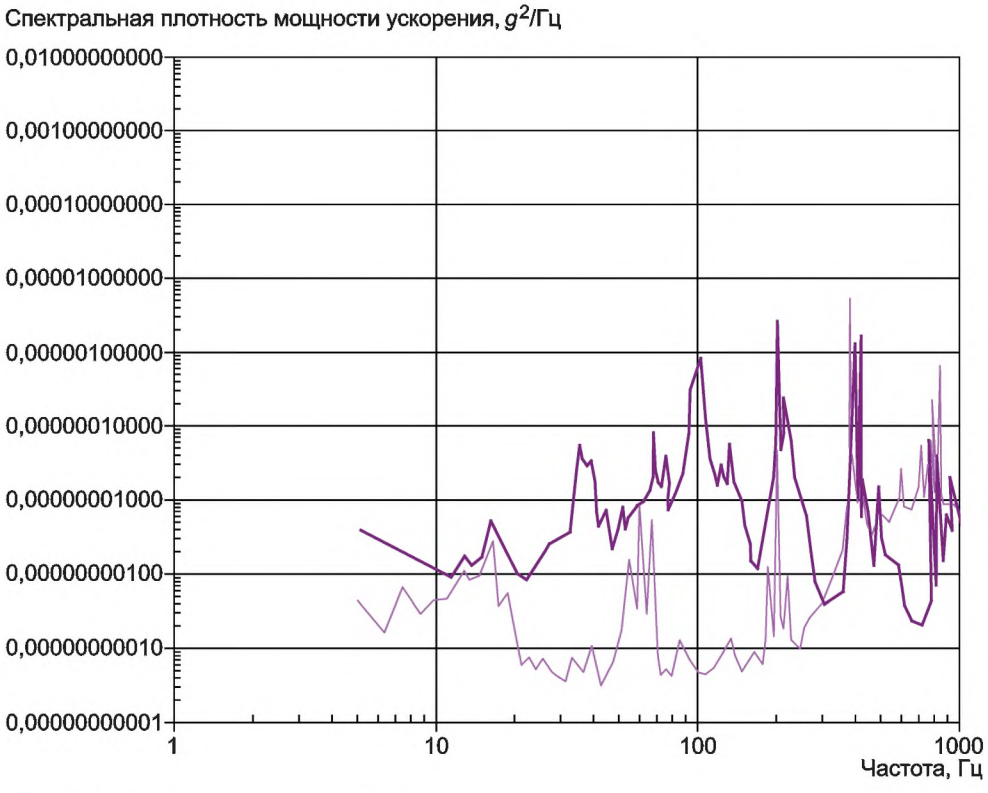


Рисунок 2 — Измерение собственного шума измерительной системы самолета Tristar

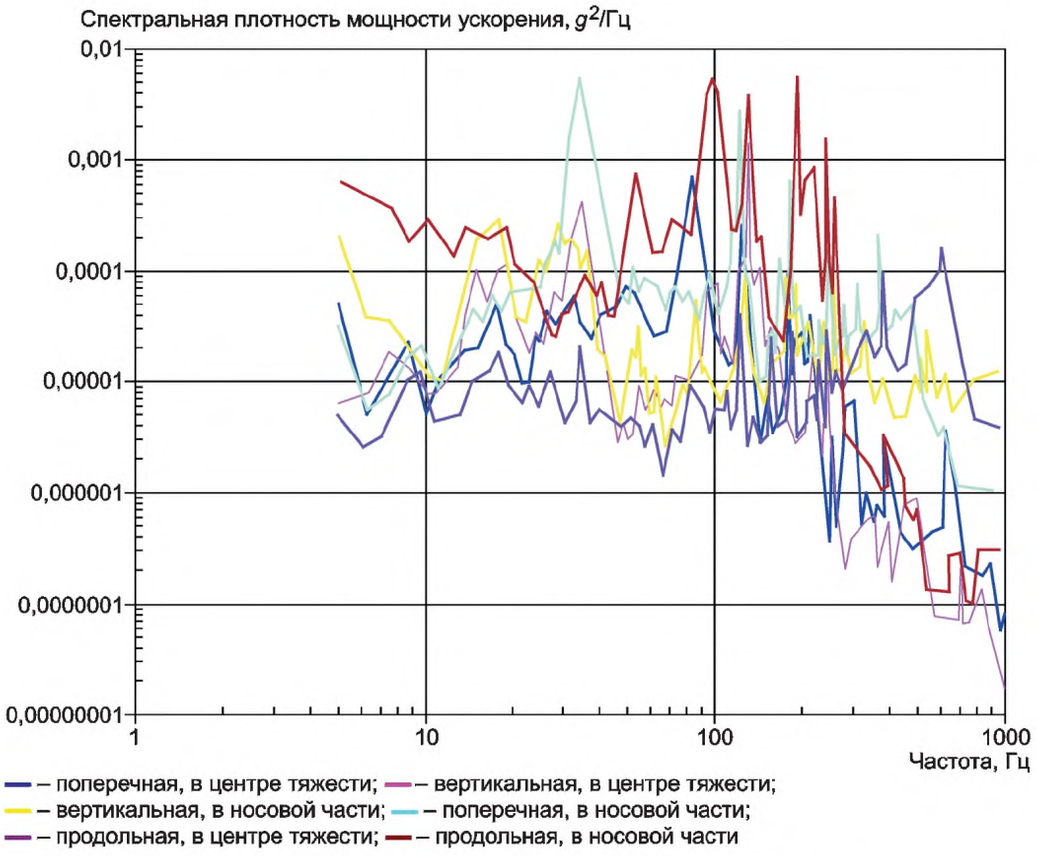


Рисунок 3 — Измерения вибрации на самолете Tristar (режим 2 — см. таблицу 1)



Рисунок 4 — Измерения вибрации на самолете Tristar (режим 3 — см. таблицу 1)

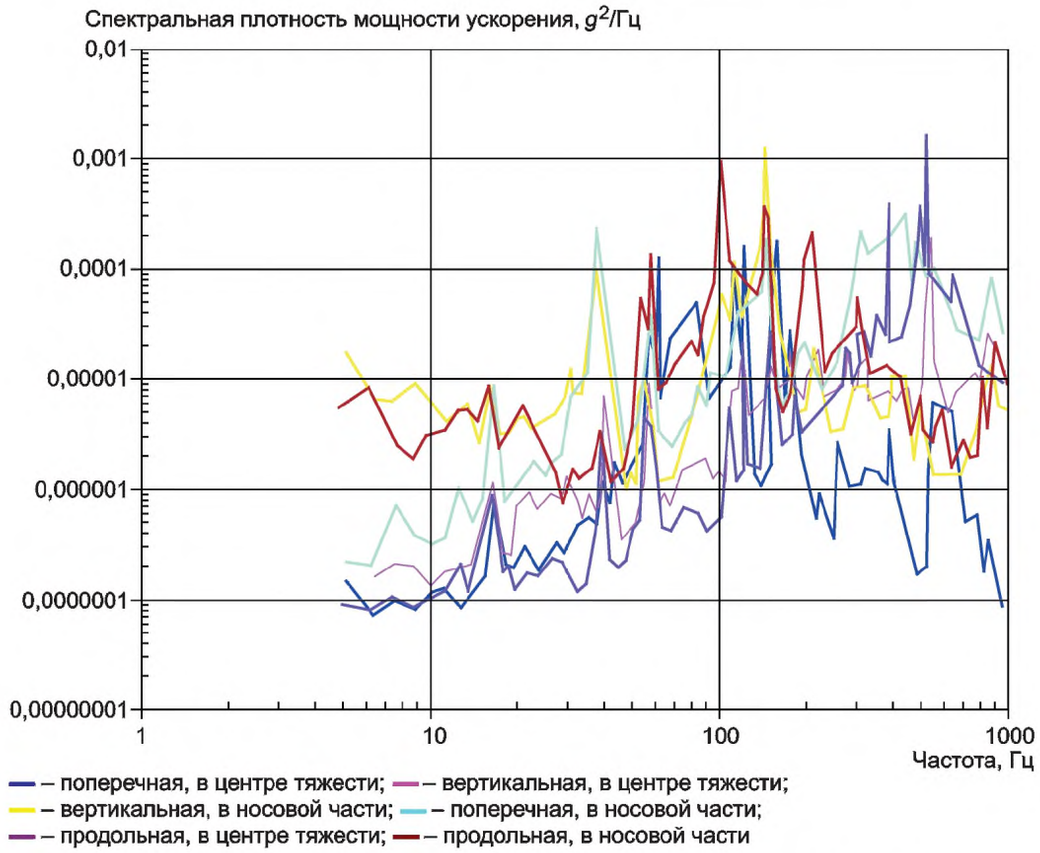


Рисунок 5 — Измерения вибрации на самолете Tristar (режим 7 — см. таблицу 1)

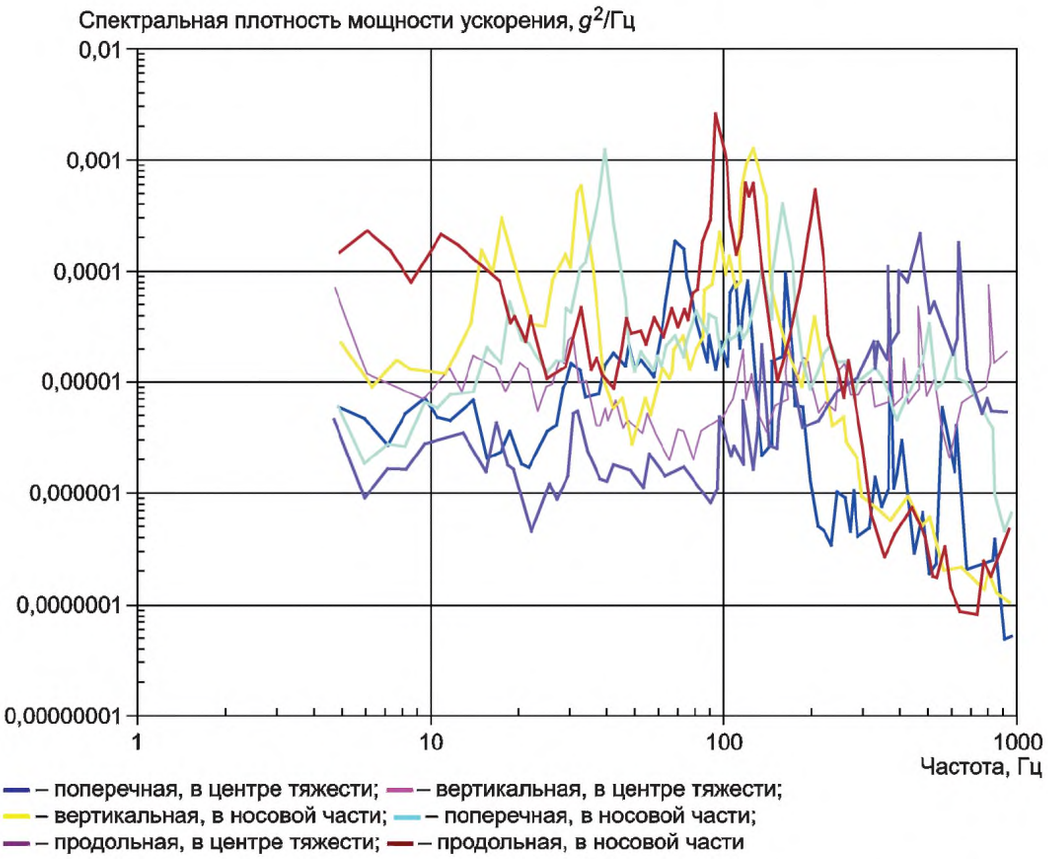


Рисунок 6 — Измерения вибрации на самолете Tristar (режим 9 — см. таблицу 1)

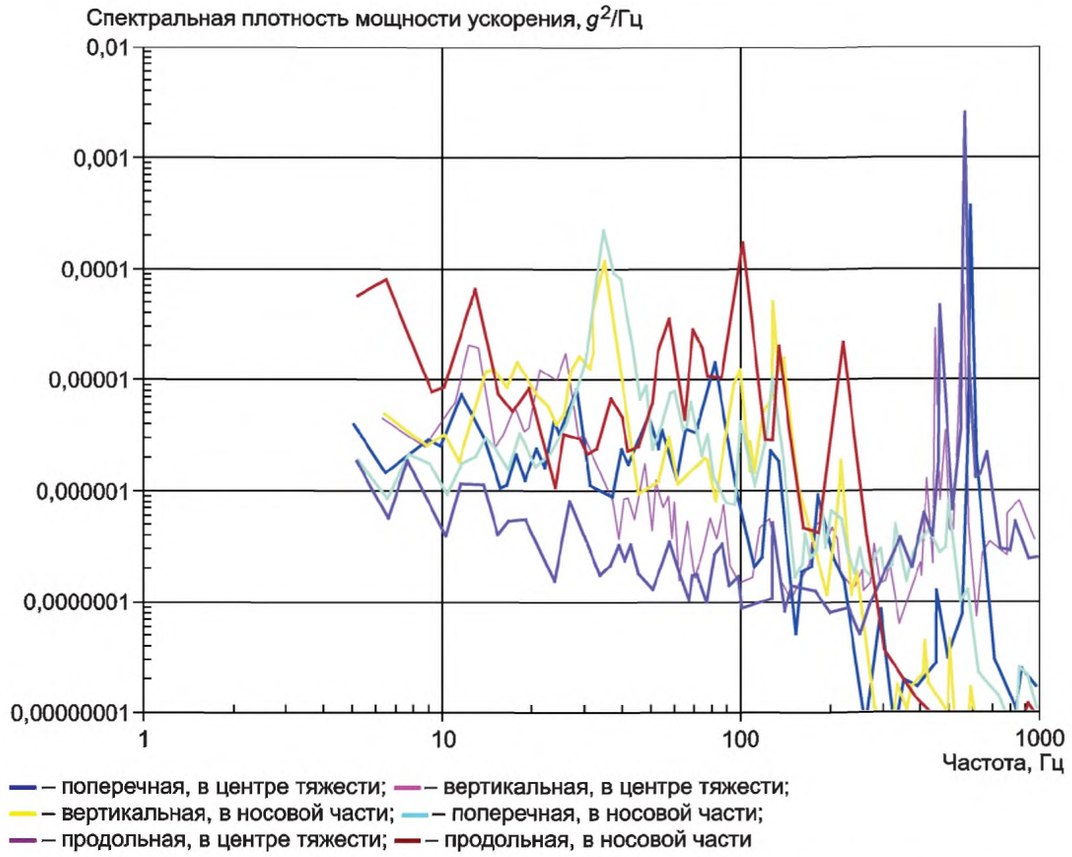


Рисунок 7 — Измерения вибрации на самолете Tristar (режим 10 — см. таблицу 1)

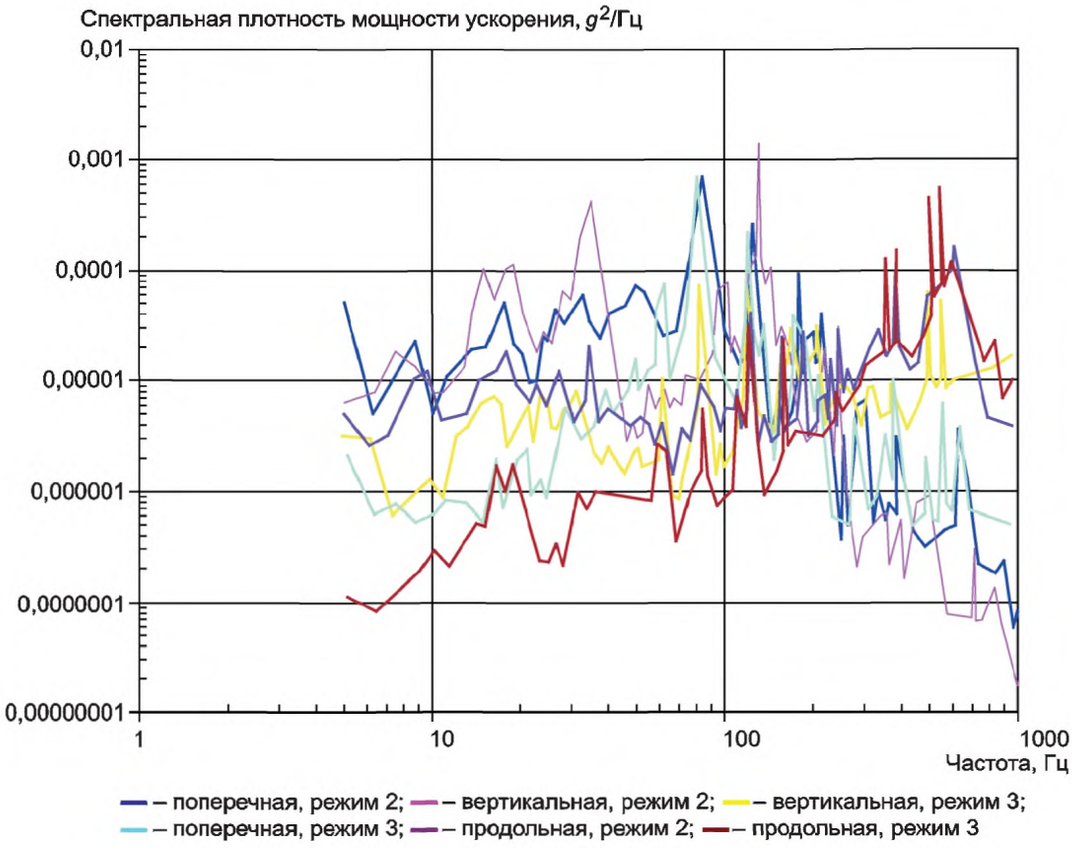


Рисунок 8 — Измерения вибрации на самолете Tristar (датчик в центре тяжести, взлет и набор высоты)

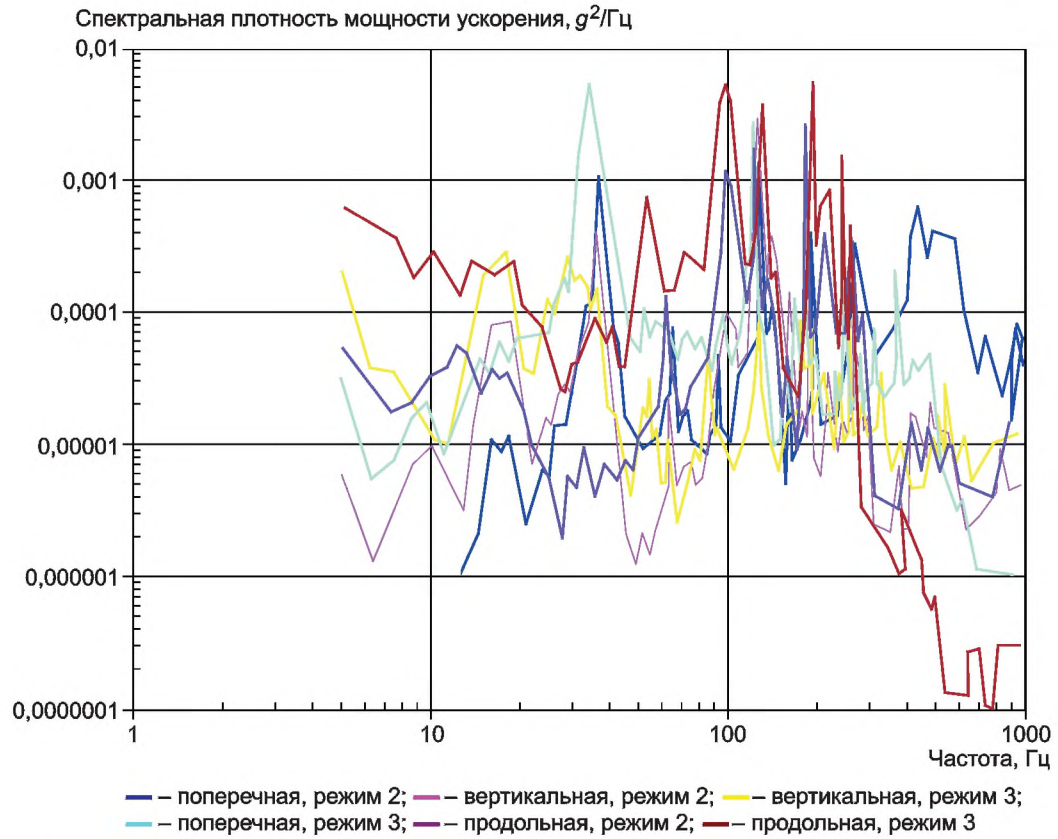


Рисунок 9 — Измерения вибрации на самолете Tristar (датчик в носовой части, взлет и набор высоты)

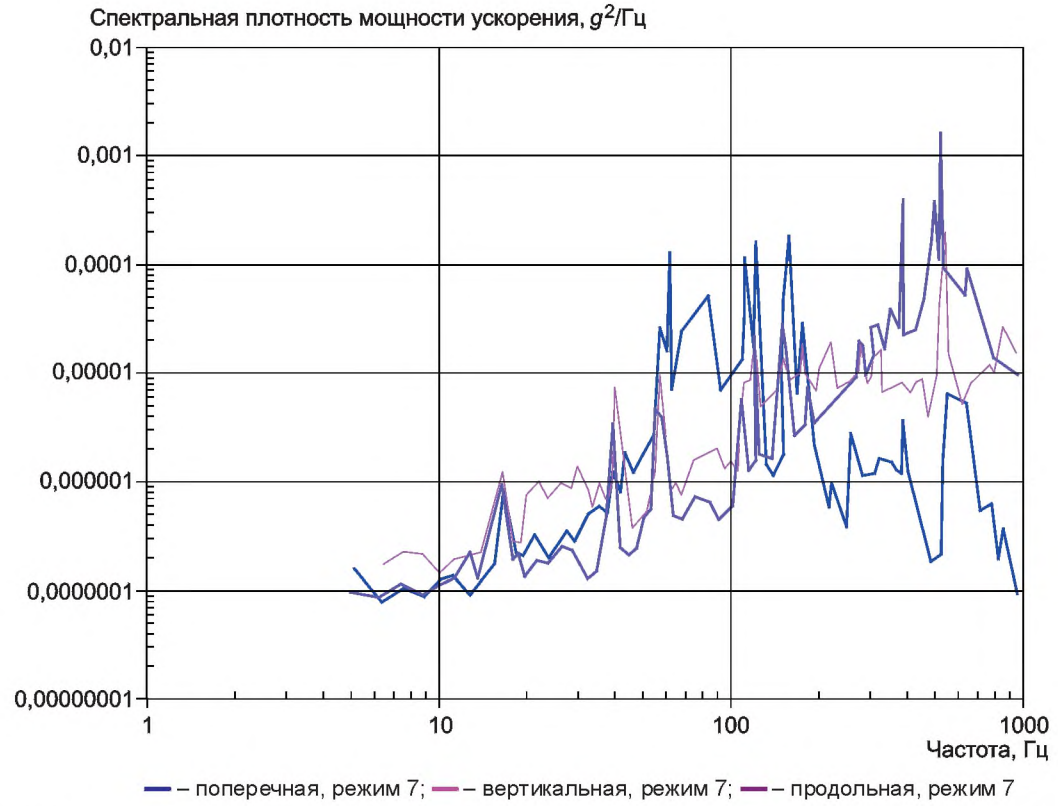


Рисунок 10 — Измерения вибрации на самолете Tristar (датчик в центре тяжести, крейсерский режим)

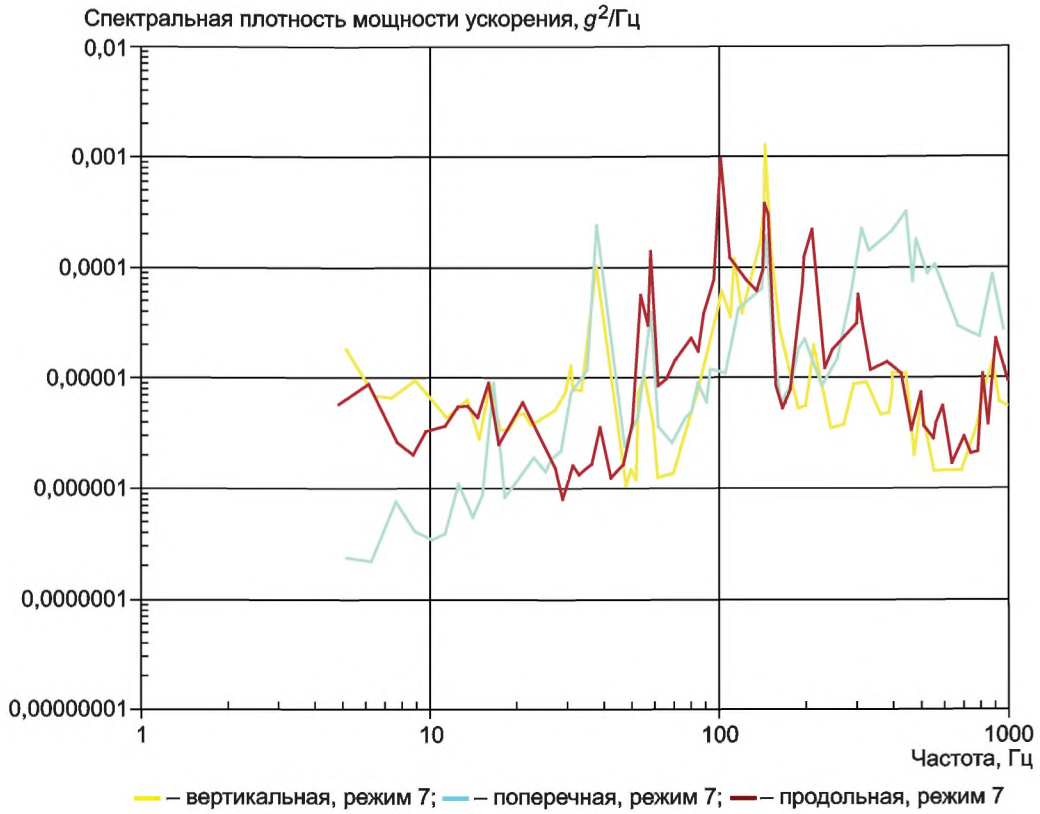


Рисунок 11 — Измерения вибрации на самолете Tristar (датчик в носовой части, крейсерский режим)

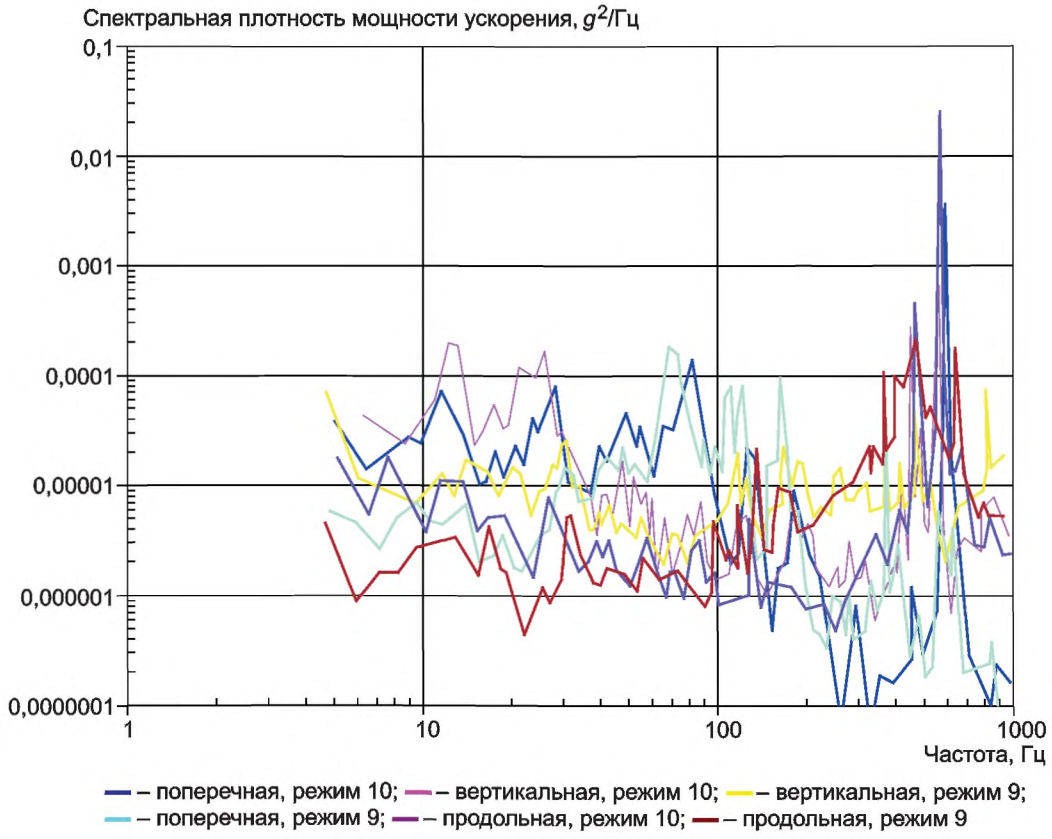


Рисунок 12 — Измерения вибрации на самолете Tristar (датчик в центре тяжести, посадка)

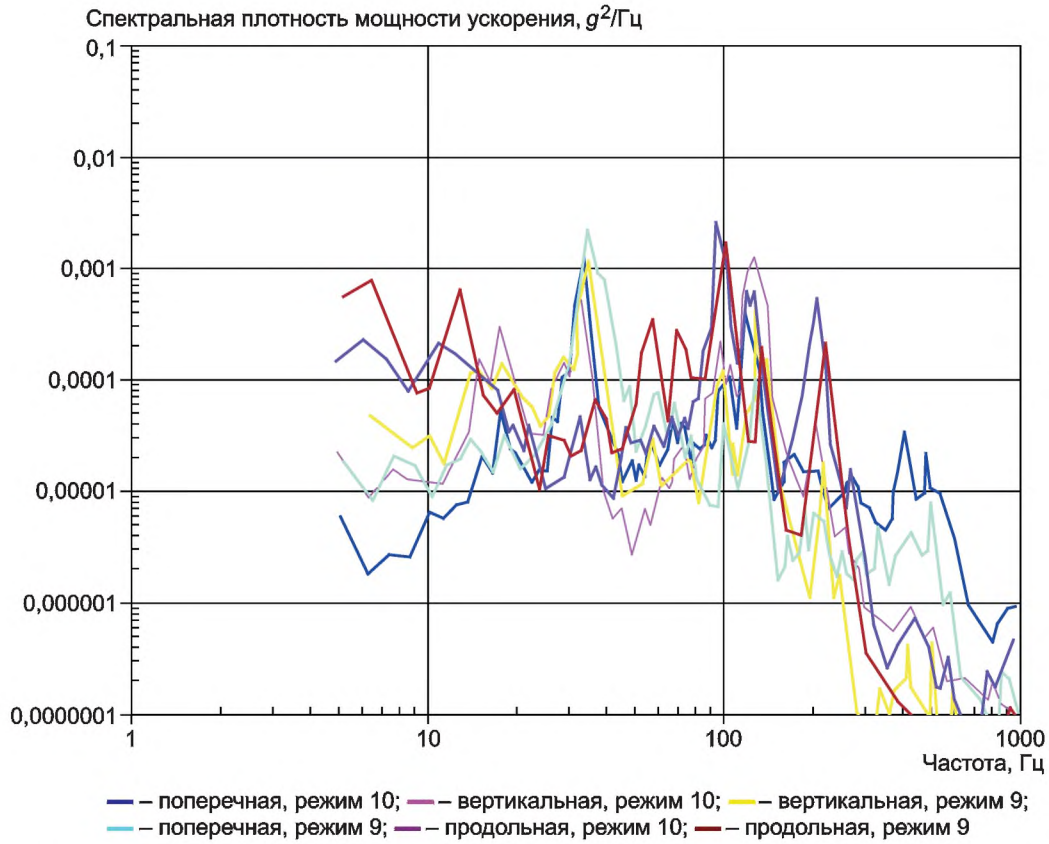


Рисунок 13 — Измерения вибрации на самолете Tristar (датчик в носовой части, посадка)



Рисунок 14 — Измерения вибрации на самолете Tristar (условия динамических воздействий в крейсерском режиме, a_{rms} = 0,34g)

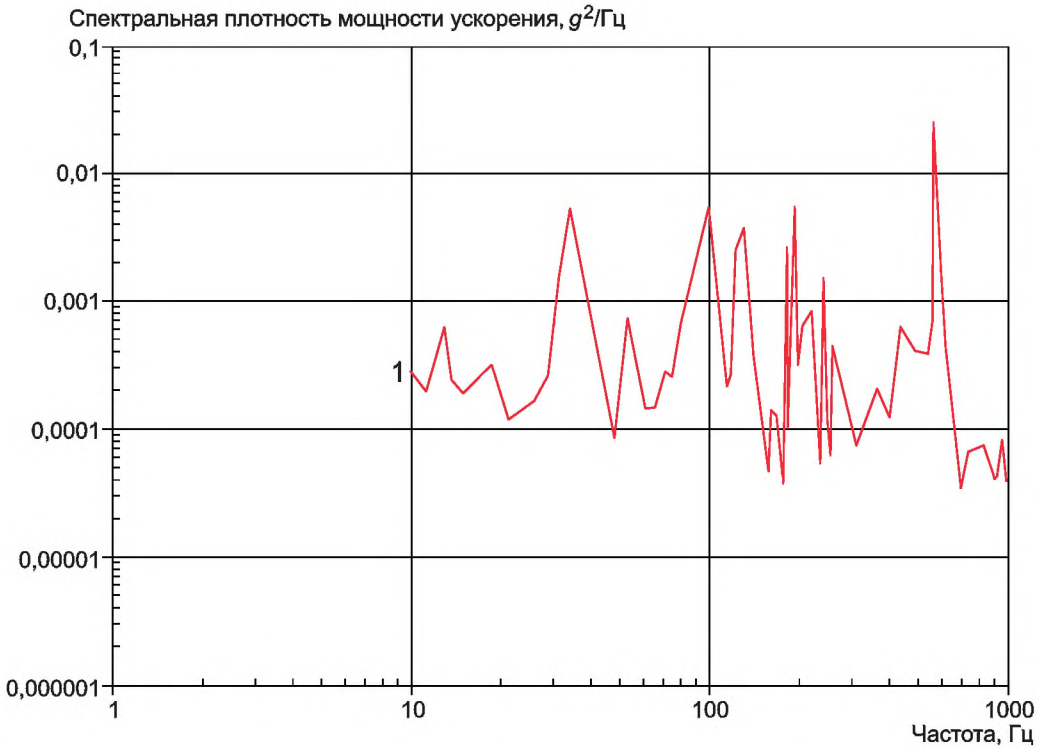
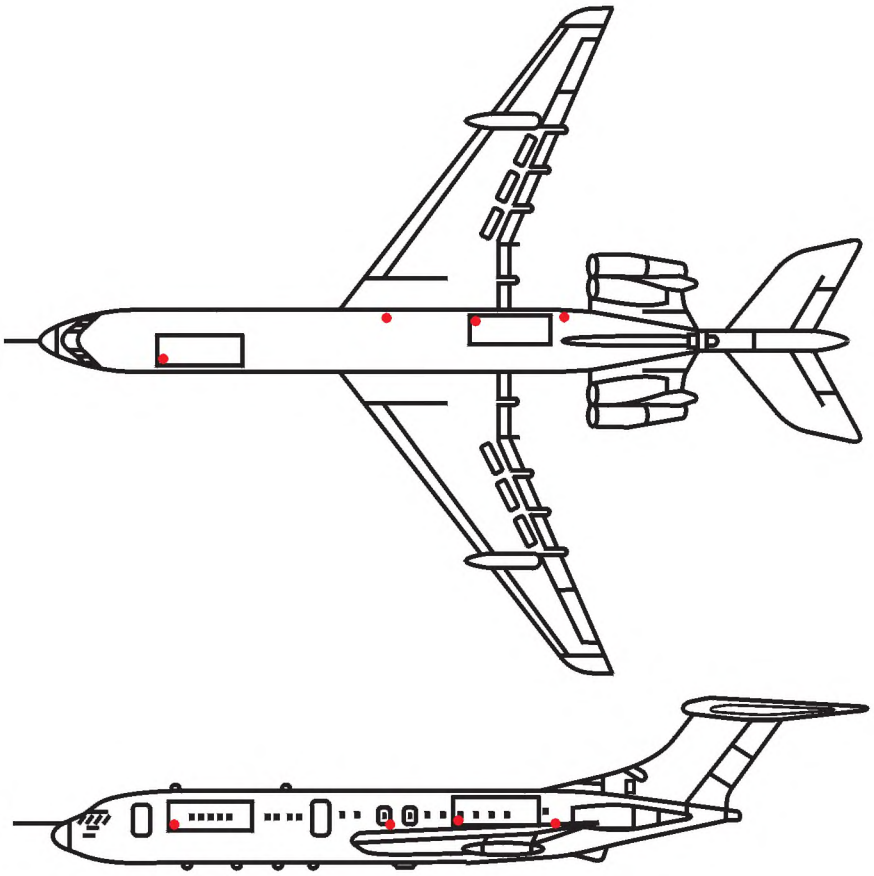


Рисунок 15 — Измерения вибрации на самолете Tristar (условия динамических воздействий в режимах взлета/приземления, $a_{rms} = 0,74g$)

Т а б л и ц а 2 — Режимы полета в испытаниях самолета VC10

Режим полета	Примечания
Взлет	—
Набор высоты	—
Крейсерский режим	Прямым курсом на высоте 11000 м, число Маха 0,83М
Снижение	С использованием системы воздушного торможения
Посадка	—
Реверсное торможение	—



Примечание — Точками указаны места установки датчиков вибрации

Рисунок 16 — Схематическое изображение самолета VC10

Таблица 3 — Результаты измерений среднеквадратичного значения ускорения в широкой полосе частот (от 3,25 до 2000 Гц) для самолета VC10

Точки измерений	Взлет	Набор высоты	Курс	Снижение	Реверс
Корпус самолета					
Хвостовая часть, вертикальная	0,393	0,173	0,155	0,274	0,665
Хвостовая часть, поперечная	0,238	0,146	0,139	0,185	0,107
Хвостовая часть, продольная	0,134	0,076	0,05	0,074	0,239
Главный лонжерон, вертикальная	0,13	0,109	0,151	0,158	0,211
Главный лонжерон, поперечная	0,079	0,069	0,084	0,092	0,139
Главный лонжерон, продольная					
Контейнер в хвостовой части					
Вертикальная	0,144	0,106	0,107	0,166	0,178
Поперечная	0,117	0,095	0,096	0,109	0,125
Продольная	0,061	0,043	0,045	0,055	0,071
Контейнер в носовой части					
Вертикальная	0,107	0,089	0,088	0,094	0,108

Окончание таблицы 3

Точки измерений	Взлет	Набор высоты	Курс	Снижение	Реверс
Поперечная	0,177	0,153	0,153	0,162	0,178
Продольная	0,117	0,059	0,058	0,085	0,136
Примечание — Данные включают шум системы питания самолета на частоте 400 Гц и ее гармониках. В таблице 4 приведены данные в полосе до 399 Гц без этого шума.					

Таблица 4 — Результаты измерений среднеквадратичного значения ускорения в широкой полосе частот (от 3,25 до 399 Гц) для самолета VC10

Точки измерений	Взлет	Набор высоты	Курс	Снижение	Реверс
Контейнер в хвостовой части					
Вертикальная	0,097	0,04	0,036	0,129	0,141
Поперечная	0,069	0,036	0,035	0,059	0,08
Продольная	0,043	0,019	0,018	0,036	0,055
Контейнер в носовой части					
Вертикальная	0,105	0,024	0,021	0,065	0,122
Поперечная	0,087	0,052	0,047	0,057	0,084
Продольная	0,059	0,036	0,028	0,039	0,062

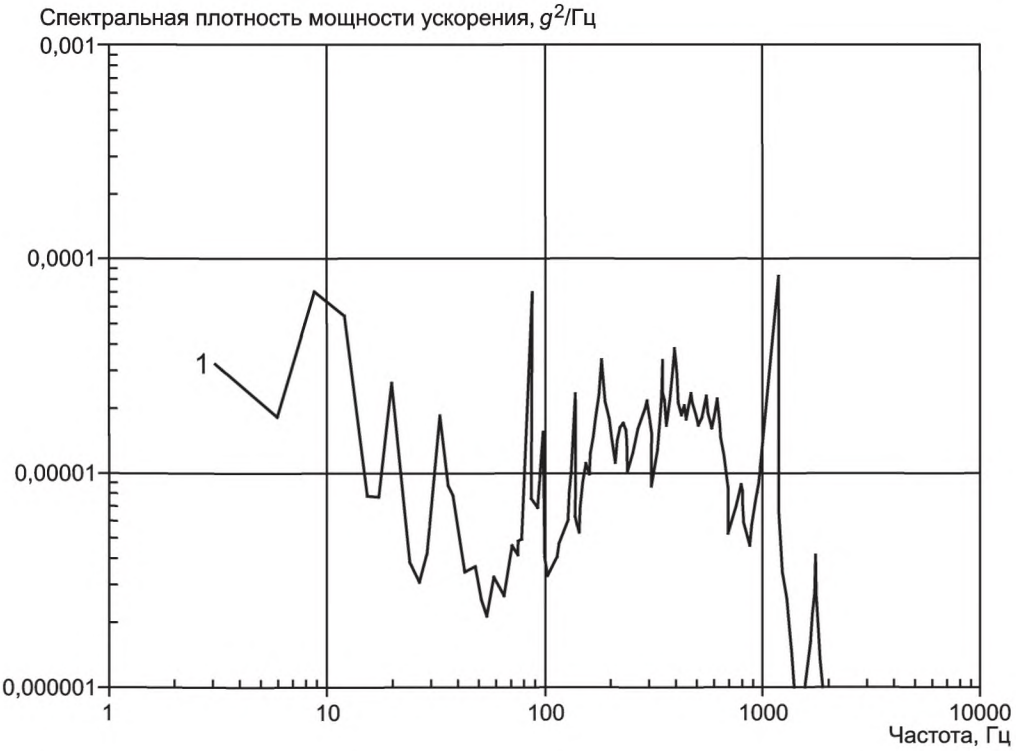


Рисунок 17 — Измерения вертикальной вибрации в хвостовой части корпуса самолета VC10 (крейсерский режим, a_{rms} = 0,156g, включая шум бортовой системы)

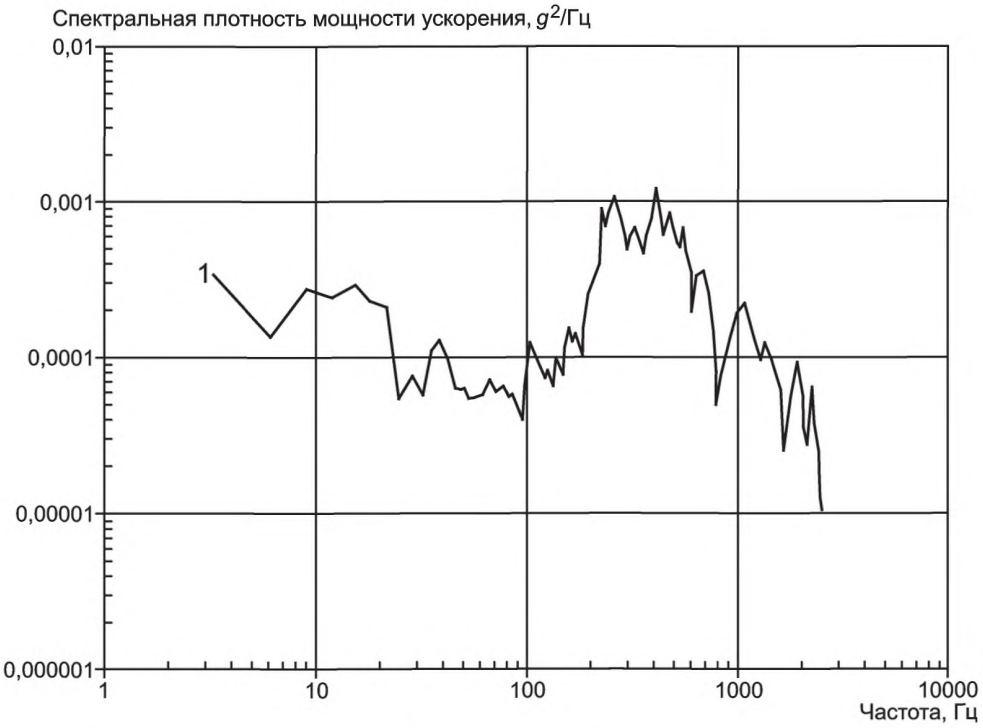


Рисунок 18 — Измерения вертикальной вибрации в хвостовой части корпуса самолета VC10 (максимальная вибрация, a_{rms} = 0,674g, включая шум бортовой системы)

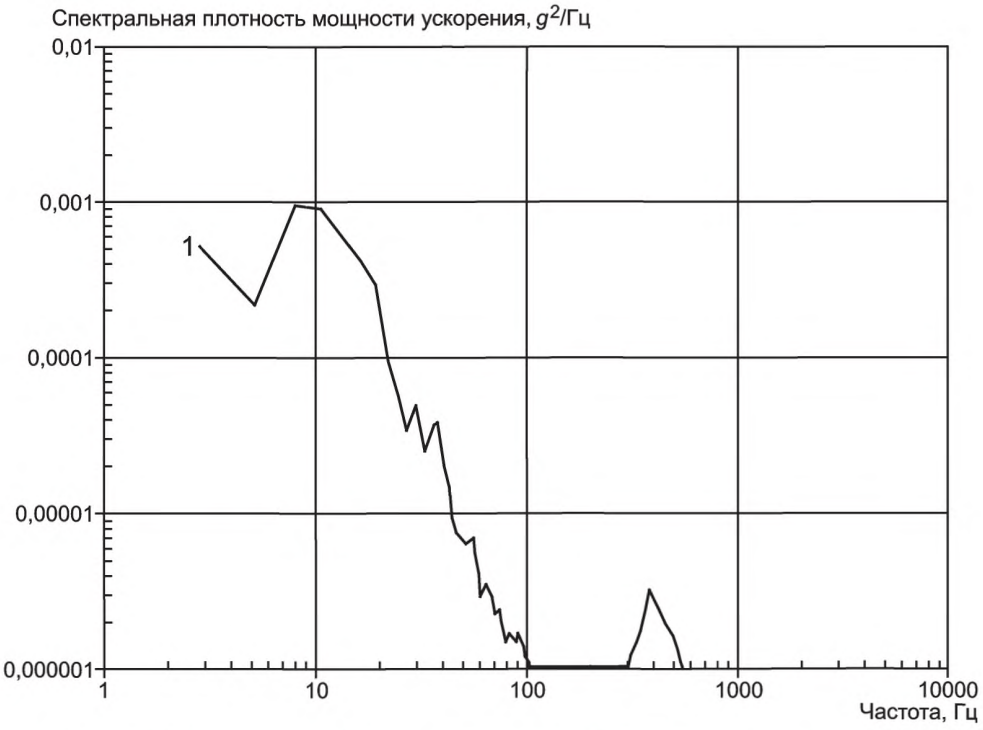


Рисунок 19 — Измерения вертикальной вибрации у контейнера в носовой части на самолете VC10 (реверсное торможение, a_{rms} = 0,122g, без шума бортовой системы)

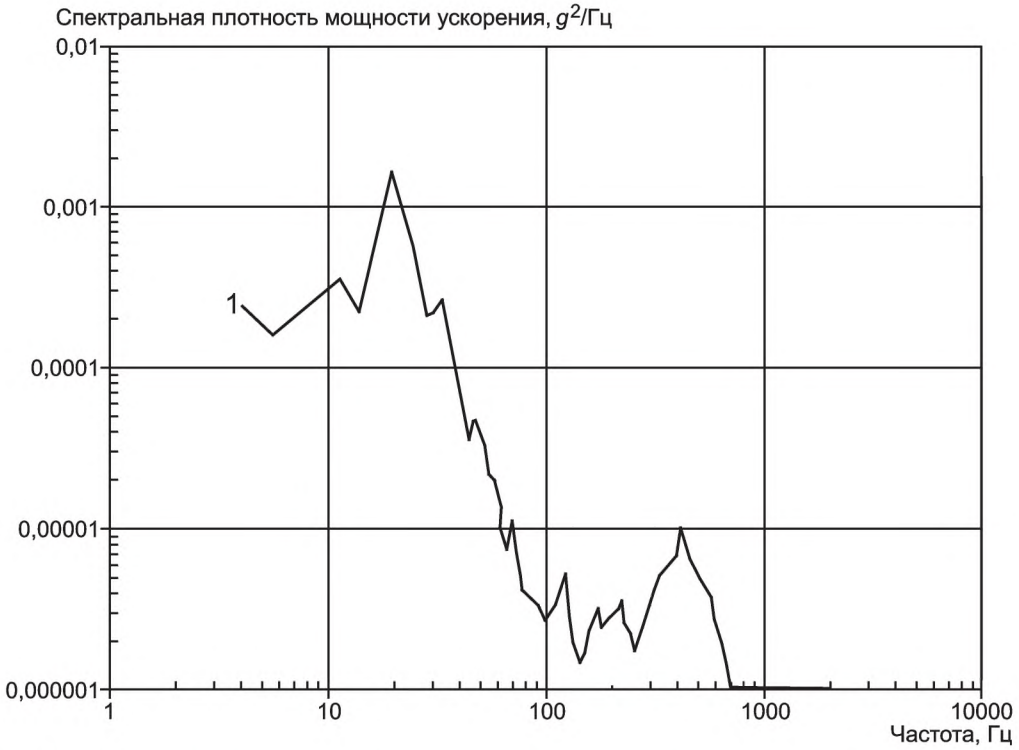
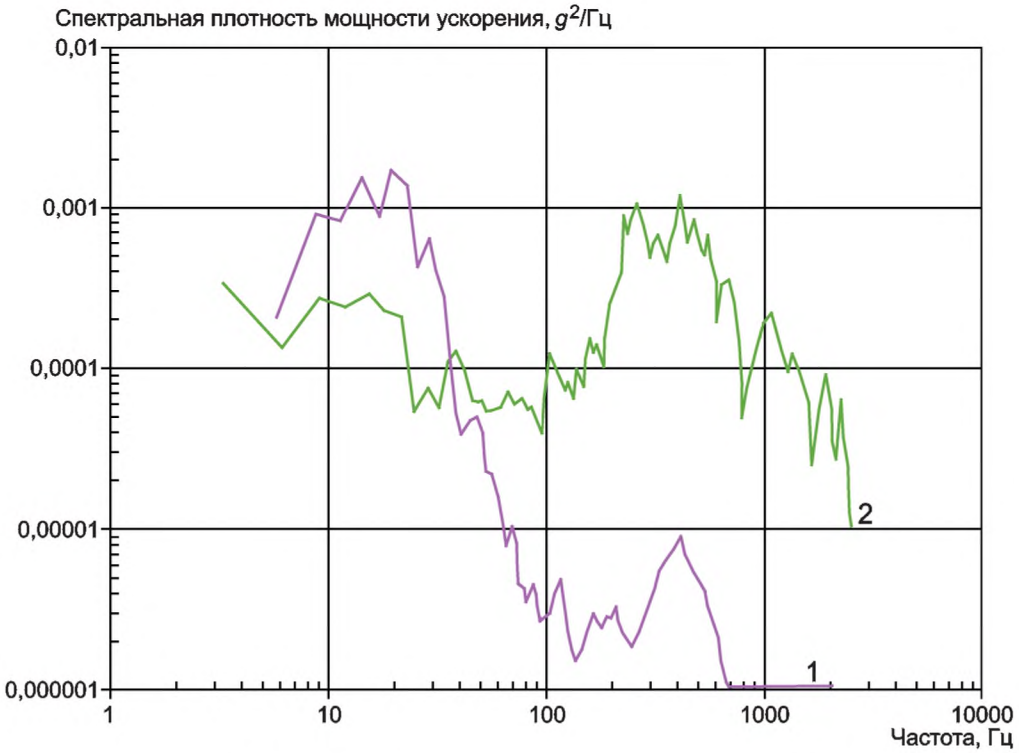


Рисунок 20 — Измерения вертикальной вибрации у контейнера в хвостовой части на самолете VC10 (реверсное торможение, a_{rms} = 0,141g, без шума бортовой системы)



1 — максимальная вибрация контейнера, режим посадки — реверсного торможения a_{rms} = 0,06g; 2 — максимальная вибрация корпуса, a_{rms} = 0,674g

Рисунок 21 — Измерения вибрации на самолете VC10 (огибающие спектров)

Таблица 5 — Результаты измерений вибрации для самолета Boeing 747

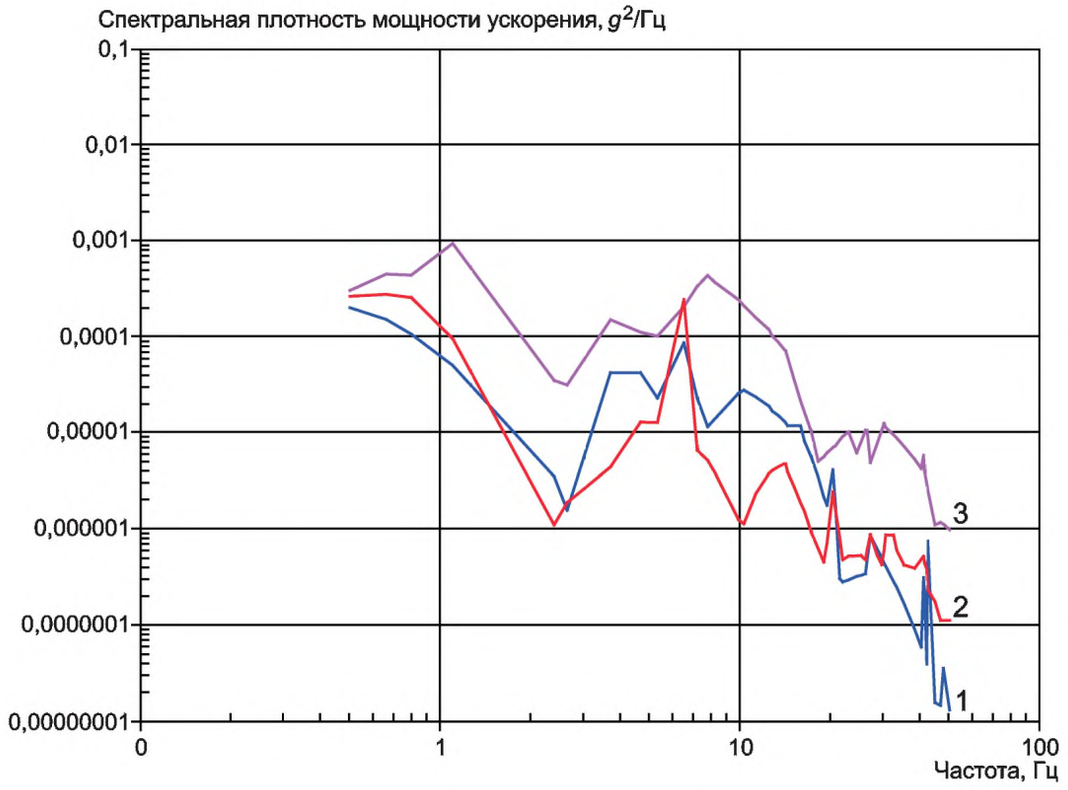
Режим полета	Аэродром	Пиковое ускорение, g				Среднеквадратичное ускорение $\times 10^3$, g				Число записей
Руление	JFK [1]	0,26	0,24	0,15	0,1	26,2	24	19,3	16,2	150
Взлет	JFK	0,36	0,38	0,14	0,2	70,1	67,6	33,5	60,2	20
Набор высоты	JFK	0,2	0,19	0,19	0,15	33,8	34,9	10,8	52,9	462
Курс, нормальный		0,05	0,05	0,04	0,03	9,3	10,6	6,5	5,4	350
Курс, турбулентный		0,16	0,16	0,07	0,04	38	38,5	12,7	7,5	20
Снижение	GEN [2]	0,21	0,21	0,08	0,14	36,5	37,9	15,8	55,5	297
Посадка	GEN	0,42	0,42	0,29	0,41	79,6	85,4	62,3	89,9	[3]
Касание земли	GEN	0,42	0,42	0,29	0,42	113	118	93,3	91,2	4
Руление до стоянки	GEN	0,08	0,09	0,1	0,12	17,6	20,3	32,1	34,7	64

[1] Джон Фицджеральд Кеннеди, г. Нью-Йорк.
[2] Гардермуэн, г. Осло.
[3] Данные отсутствуют.

Таблица 6 — 0,995-квантиль распределения ускорения для самолета Boeing 747

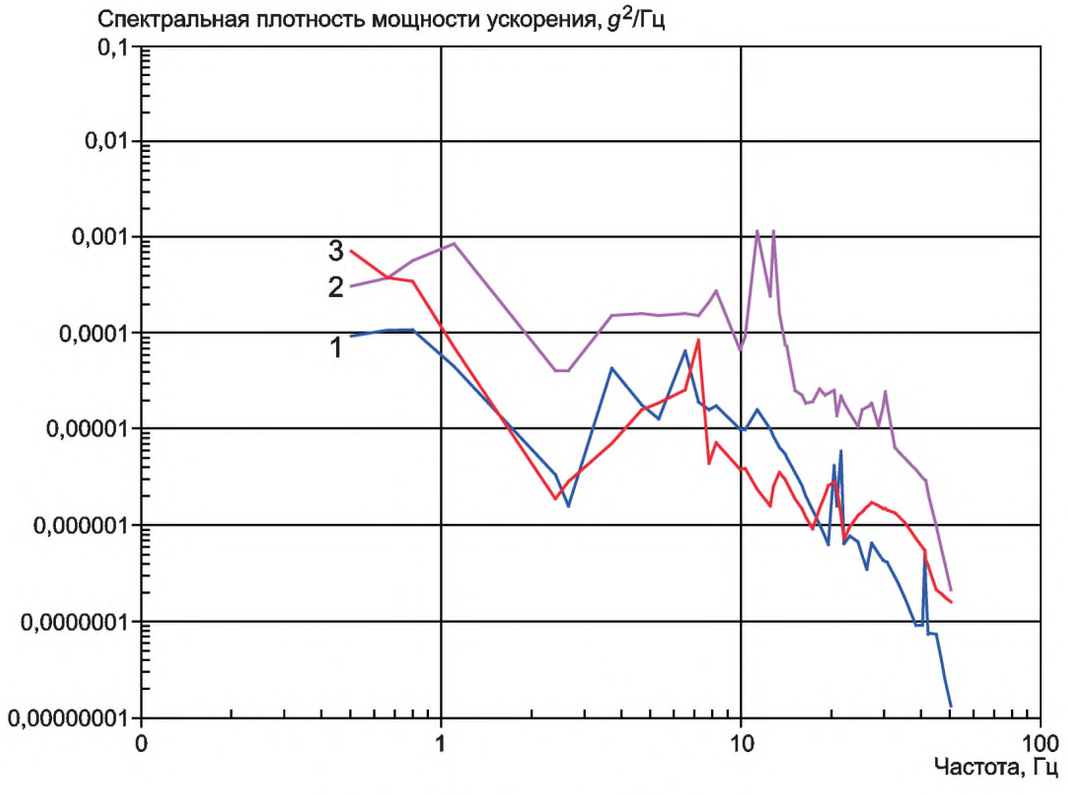
Режим полета	Аэродром	0,995-квантиль распределения ускорения, g			
		V1 [3]	V2 [4]	T [5]	L [6]
Руление	JFK [1]	0,07	0,06	0,05	0,04
Взлет	JFK	0,18	0,17	0,09	0,06
Набор высоты	JFK	0,09	0,09	0,03	0,14
Курс, нормальный		0,02	0,03	0,02	0,01
Курс, турбулентный		0,1	0,1	0,03	0,02
Снижение	GEN [2]	0,09	0,1	0,04	0,14
Посадка	GEN	0,21	0,22	0,16	0,23
Касание земли	GEN	0,29	0,3	0,24	0,23
Руление до стоянки	GEN	0,05	0,05	0,08	0,09

[1] Джон Фицджеральд Кеннеди, г. Нью-Йорк.
[2] Гардермуэн, г. Осло.
[3] V1 — измерение вертикальной вибрации в центре поддона трехкомпонентным датчиком.
[4] V2 — измерение вертикальной вибрации в углу поддона отдельным датчиком.
[5] T — измерение поперечной вибрации в центре поддона трехкомпонентным датчиком.
[6] L — измерение продольной вибрации в центре поддона трехкомпонентным датчиком.



1 — руление; 2 — набор высоты; 3 — взлет

Рисунок 22 — Измерение V1 (см. таблицу 6) на поддоне самолета Boeing 747

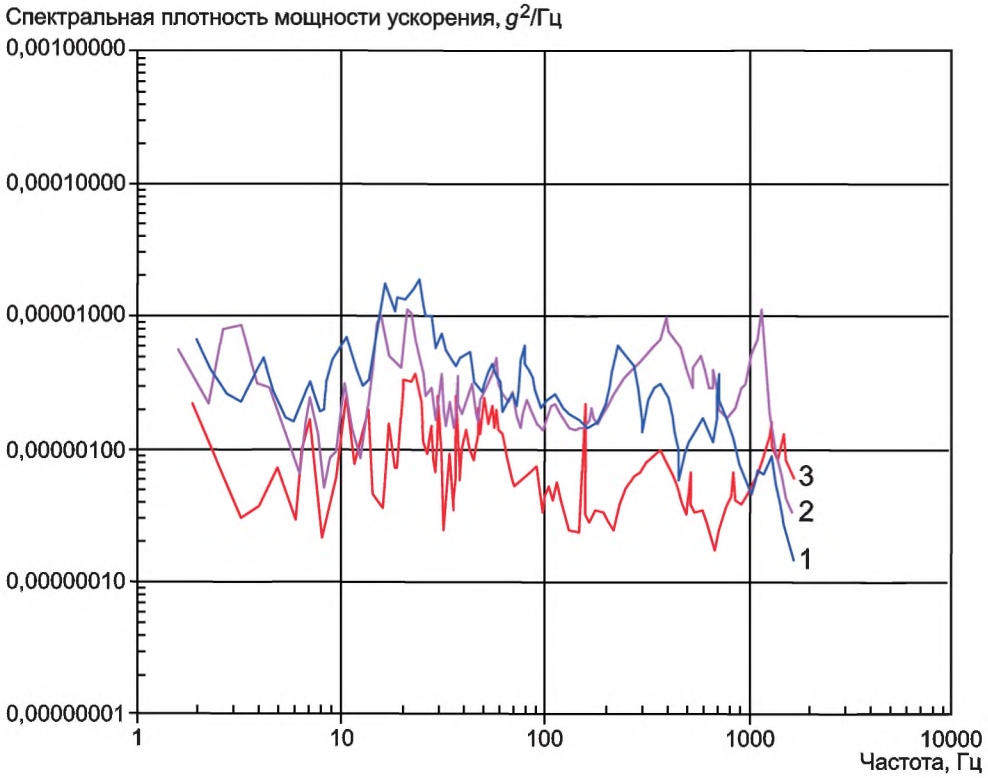


1 — руление; 2 — взлет; 3 — набор высоты

Рисунок 23 — Измерение V2 (см. таблицу 6) на поддоне самолета Boeing 747

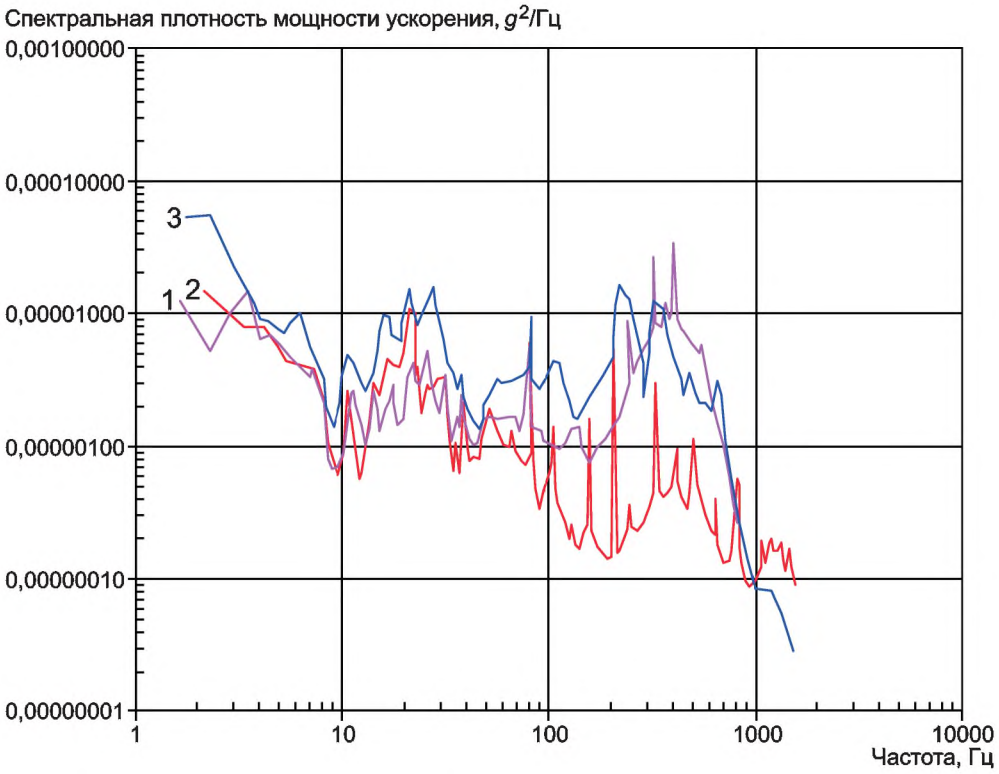
Т а б л и ц а 7 — Результаты измерения вибрации на самолете DC8

Фаза полета	Среднеквадратичное значение ускорения, g		
	Ось X	Ось Y	Ось Z
Руление	0,05	0,06	0,05
Разгон и взлет	0,09	0,19	0,18
Набор высоты	0,09	0,17	0,11
Крейсерский режим	0,09	0,16	0,07
Снижение со скоростью 1200 м/мин	0,07	0,12	0,09
Заход на посадку	0,06	0,08	0,06
Посадка	0,05	0,09	0,11
Реверсное торможение	0,1	0,22	0,16



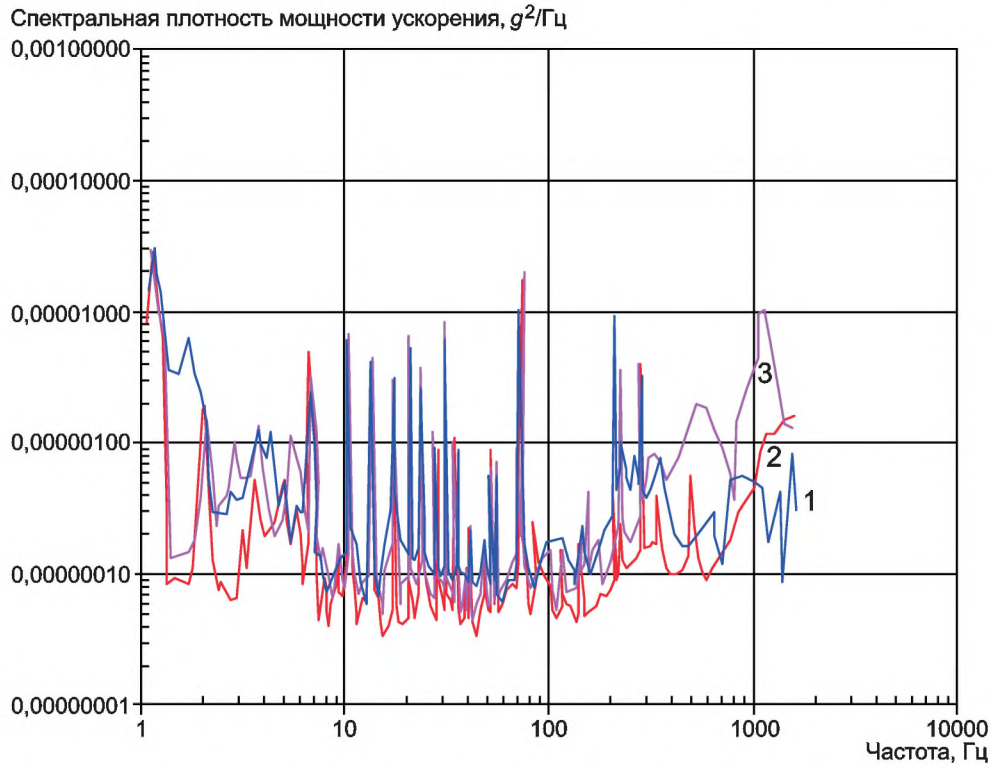
1 — вертикальная (a_{rms} = 0,16g); 2 — поперечная (a_{rms} = 0,22g); 3 — продольная (a_{rms} = 0,1g)

Рисунок 24 — Измерения вибрации на самолете DC8 (реверсное торможение)



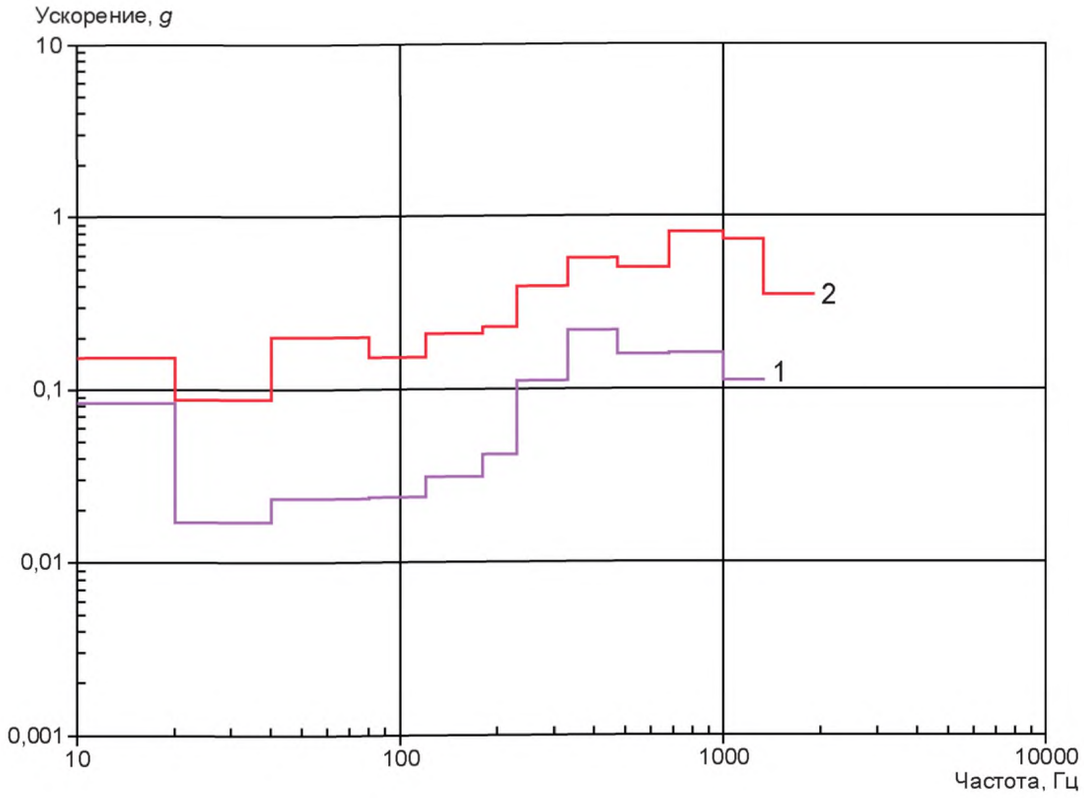
1 — поперечная (a_{rms} = 0,19g); 2 — продольная (a_{rms} = 0,09g); 3 — вертикальная (a_{rms} = 0,18g)

Рисунок 25 — Измерения вибрации на самолете DC8 (разгон и взлет)



1 — вертикальная (a_{rms} = 0,07g); 2 — продольная (a_{rms} = 0,09g); 3 — поперечная (a_{rms} = 0,16g)

Рисунок 26 — Измерения вибрации на самолете DC8 (крейсерский режим)



1 — движение по курсу в крейсерском режиме; 2 — взлет и набор высоты

Рисунок 27 — Условия динамических воздействий (пиковые значения ускорения в полосах частот) для самолетов NC-135, C-141, C-5A согласно [9]

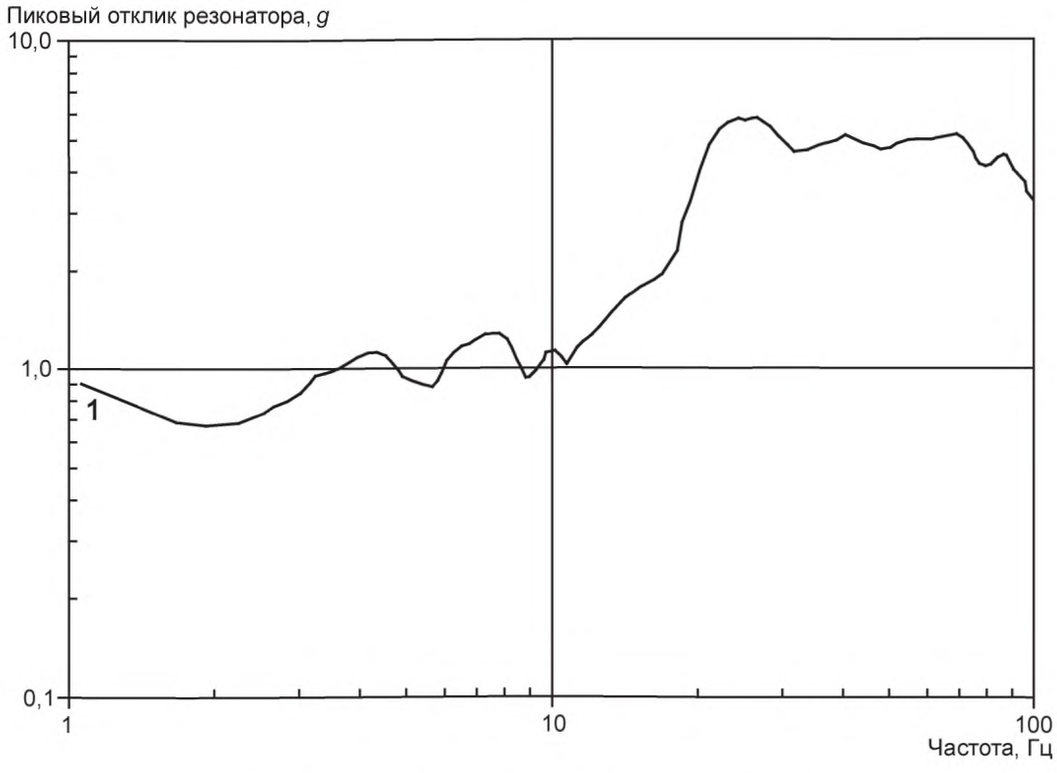
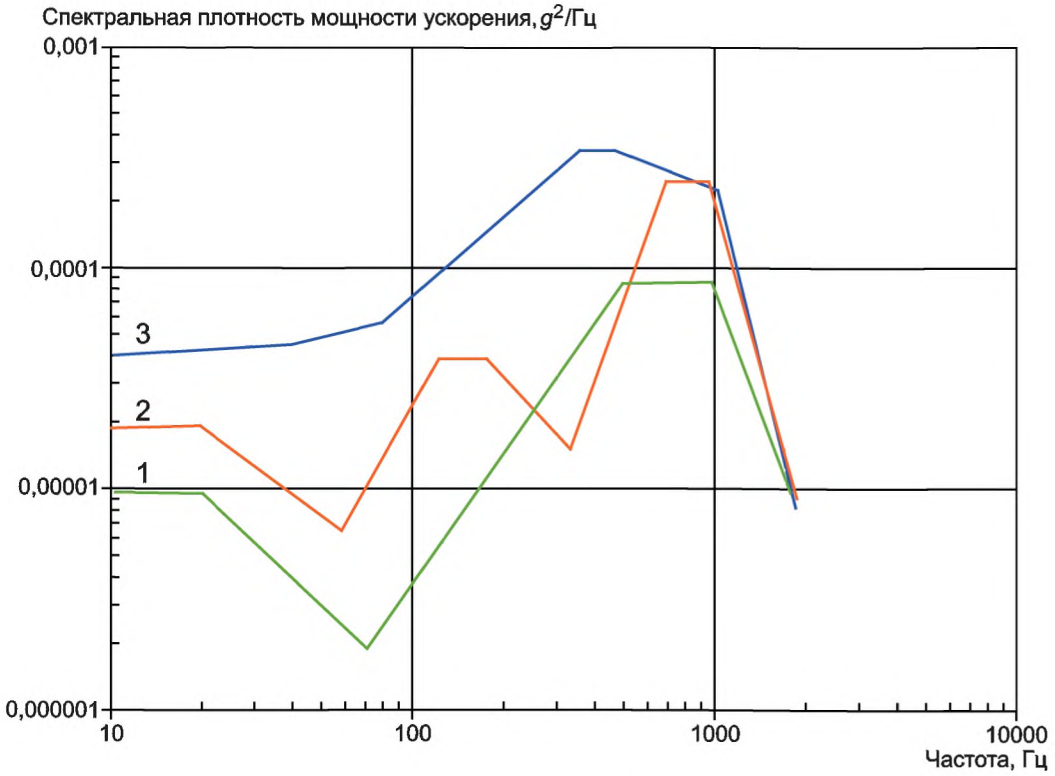


Рисунок 28 — Условия динамических воздействий (ударный спектр) при посадке согласно [9] (Q = 16,66)

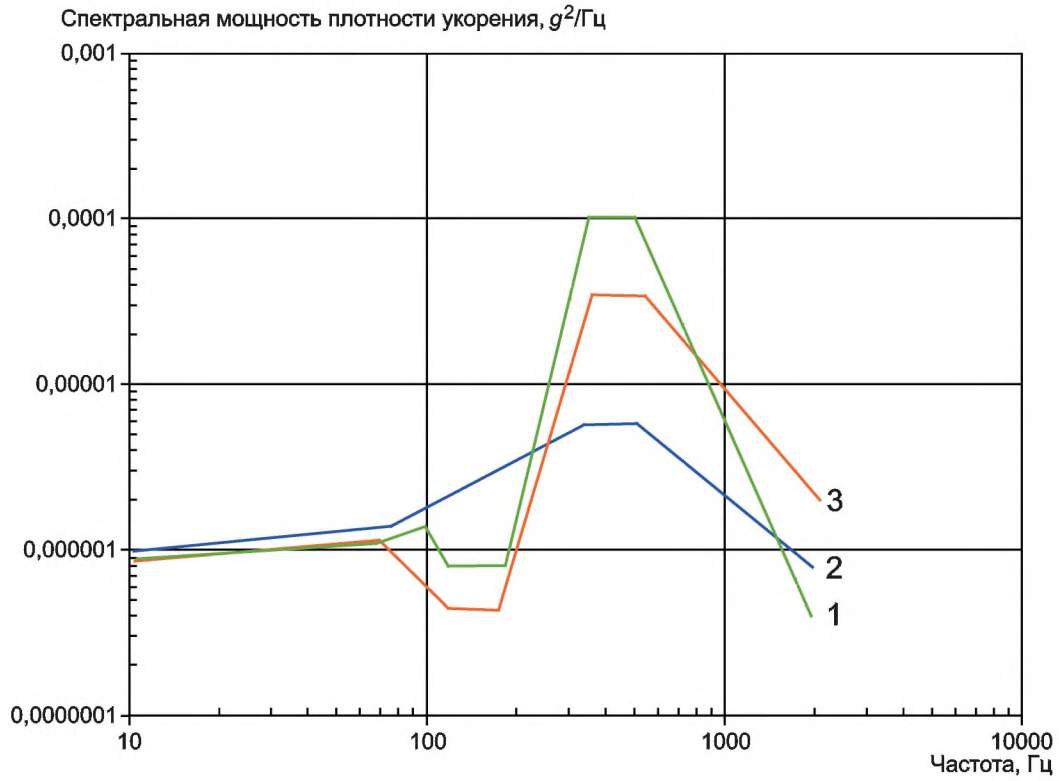


1 — вертикальная (a_{rms} = 0,54g); 2 — поперечная (a_{rms} = 0,40g); 3 — продольная (a_{rms} = 0,28g)

Рисунок 29 — Рекомендуемые тестовые воздействия (случайная вибрация) для условий взлета/посадки согласно [9]

Таблица 8 — Жесткость испытаний на гармоническую вибрацию для режима взлета/посадки по [9]

Частота, Гц	Амплитуда, g	Направление приложения
20	0,5	Все направления
50	1,0	Только вертикальное
160	0,8	Только вертикальное
400	2,2	Все направления
800	2,6	Все направления
1600	2,5	Все направления

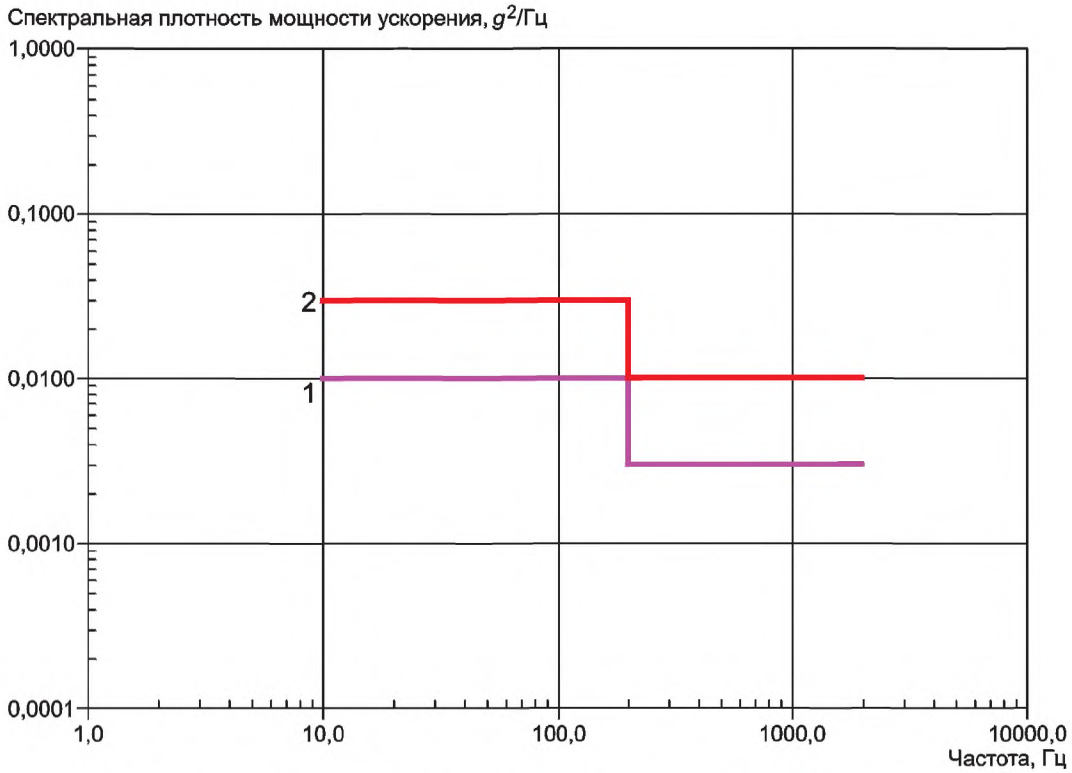


1 — продольная (a_{rms} = 0,19g); 2 — вертикальная (a_{rms} = 0,07g); 3 — поперечная (a_{rms} = 0,14g)

Рисунок 30 — Рекомендуемые тестовые воздействия (случайная вибрация) для условий крейсерского режима согласно [9]

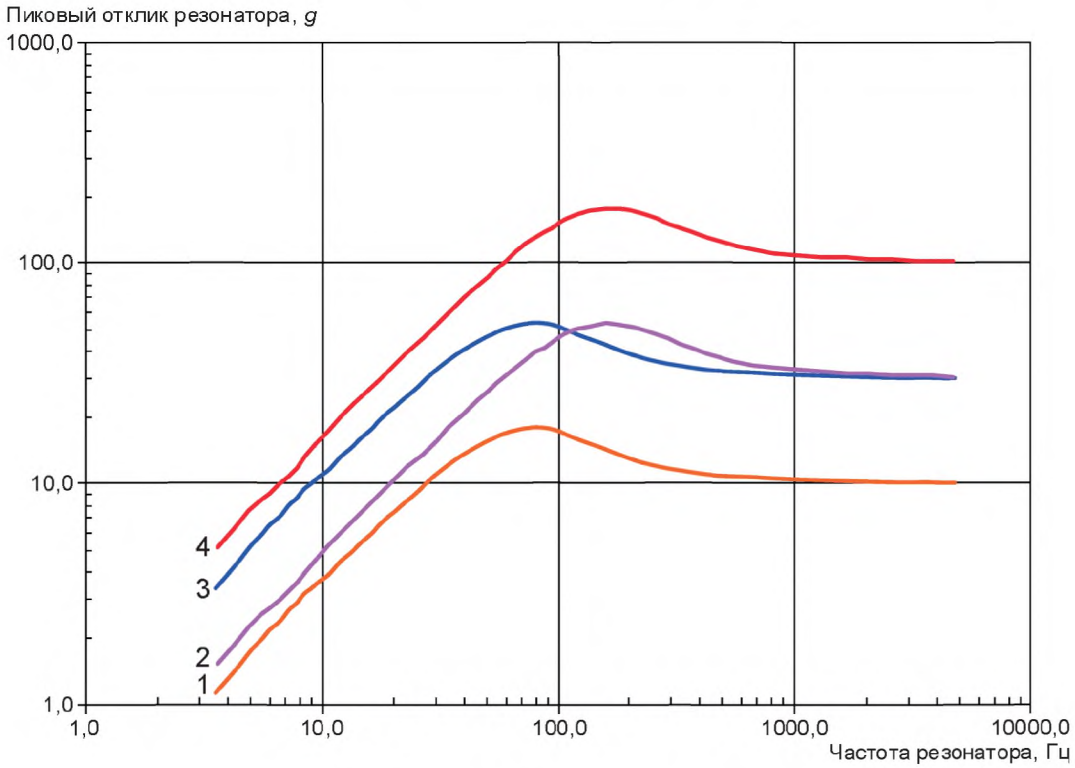
Таблица 9 — Жесткость испытаний на гармоническую вибрацию для крейсерского режима полета по [9]

Частота, Гц	Амплитуда, g	Направление приложения
200	0,3	Все направления
400	1,0	Продольное
400	0,7	Поперечное
400	0,3	Вертикальное
800	0,5	Все направления
1600	1,0	Все направления



1 — классы 2М1/2М2, a_{rms} = 2,7g, d_{p-p} = 2,7 мм; 2 — класс 2М3, a_{rms} = 4,9g, d_{p-p} = 4,7 мм

Рисунок 31 — Тестовые воздействия для стационарной случайной вибрации по МЭК 60721-3-2:1997



1 — классы 2М1/2М2; 2 — класс 2М2; 3 — класс 2М3; 4 — класс 2М3

Рисунок 32 — Тестовые воздействия для нестационарной случайной вибрации по МЭК 60721-3-2:1997 (ударные спектры)

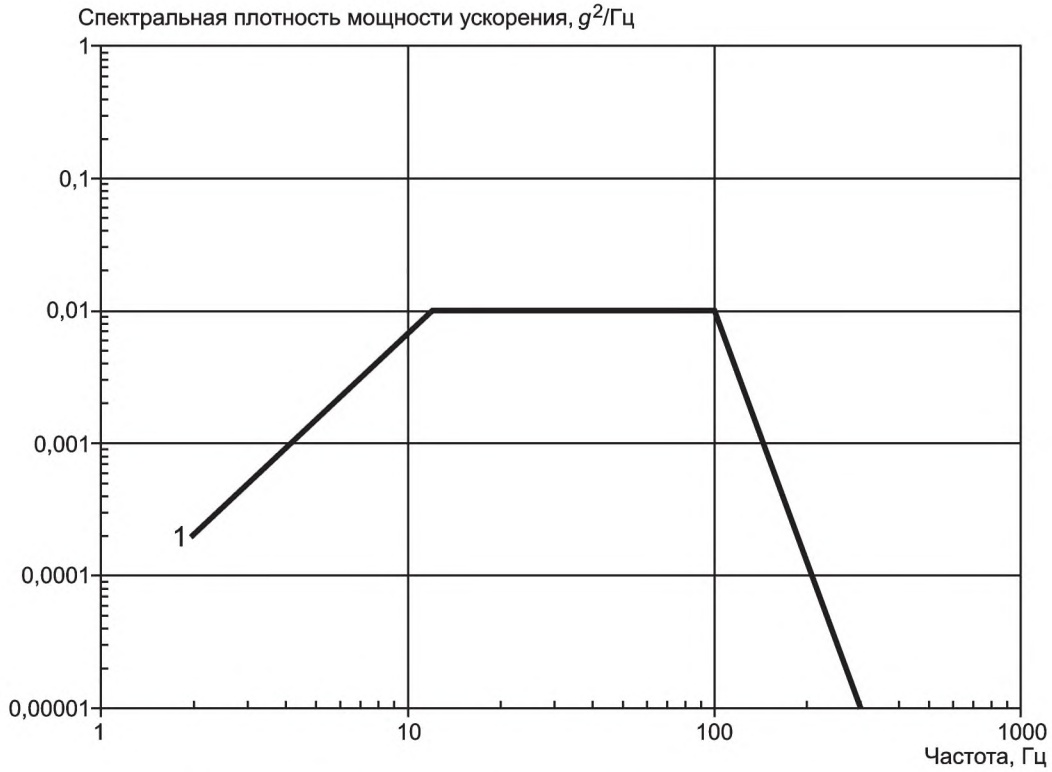


Рисунок 33 — Тестовые воздействия по [13] (a_{rms} = 1,05g)

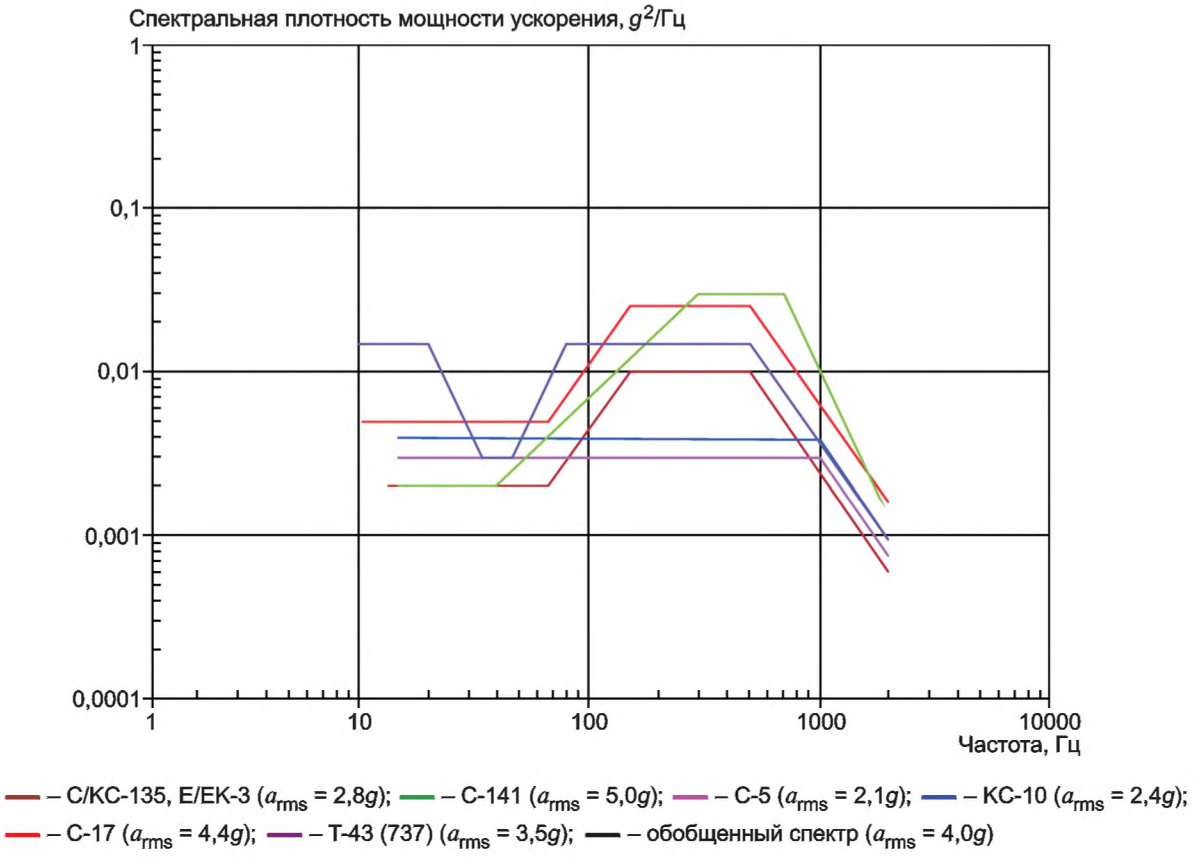
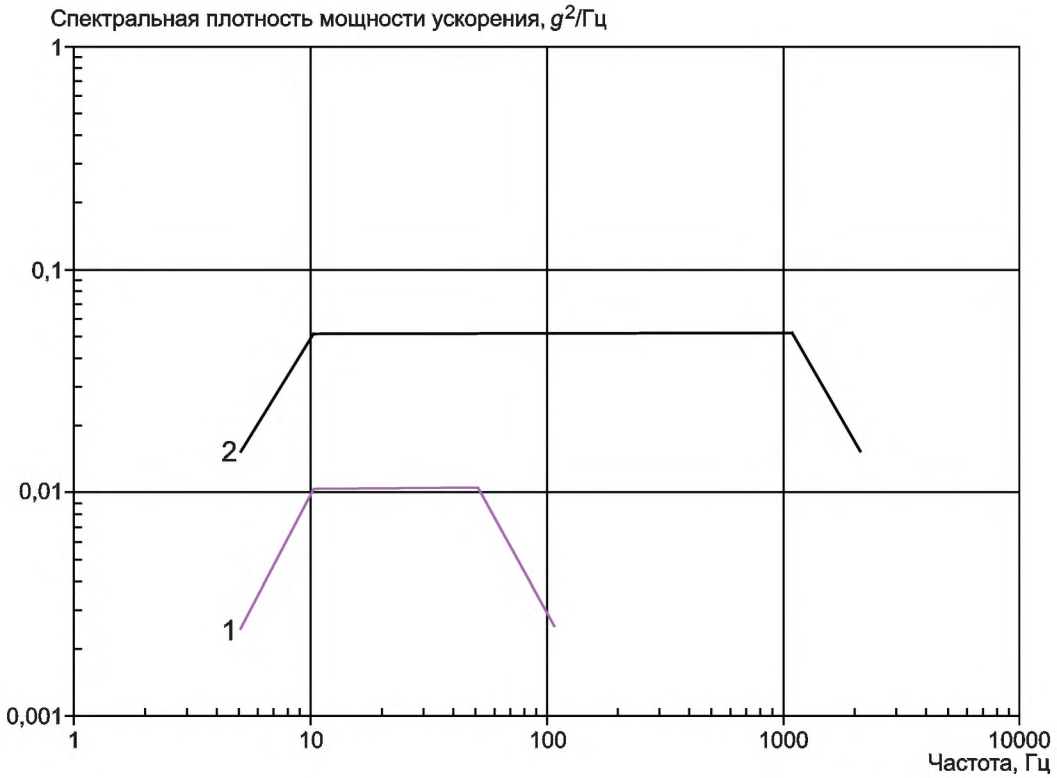
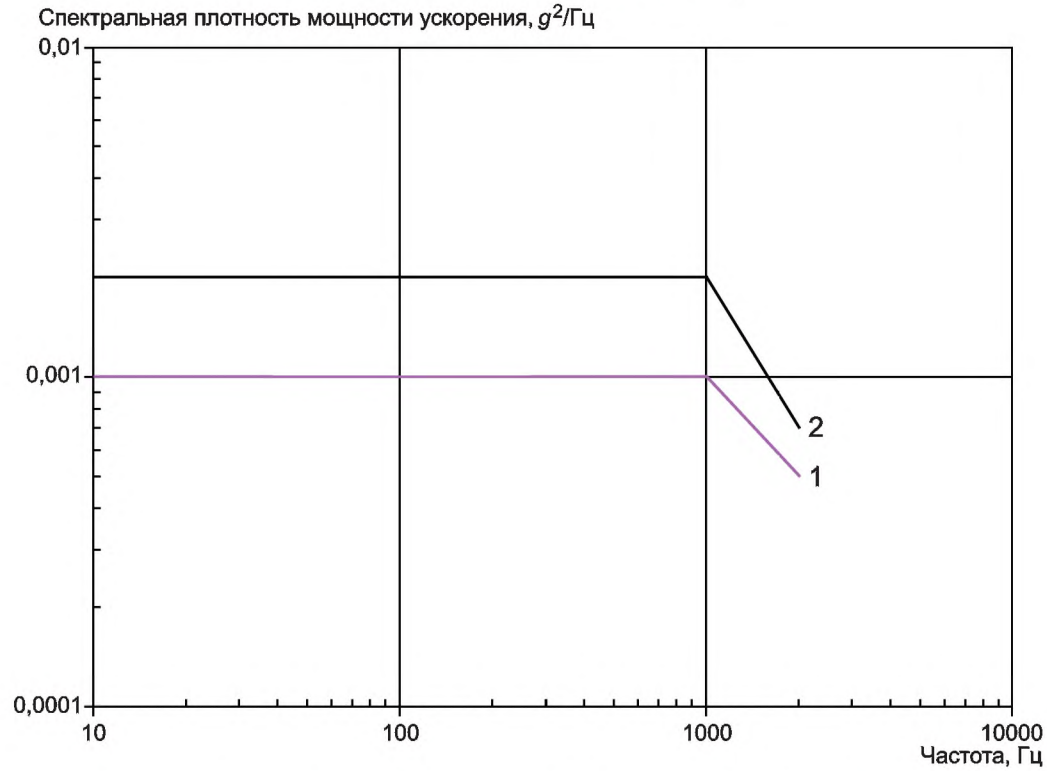


Рисунок 34 — Тестовые воздействия по [12] для разных моделей самолетов



1 — на контейнере (a_{rms} = 0,8g); 2 — на полу (a_{rms} = 7,7g)

Рисунок 35 — Тестовые воздействия по [11]



1 — продольная (a_{rms} = 1,3g); 2 — вертикальная/поперечная (a_{rms} = 1,77g)

Рисунок 36 — Тестовые воздействия по [10]

Приложение ДА
(справочное)

Сведения о соответствии ссылочных международных стандартов национальным стандартам Российской Федерации

Таблица ДА.1

Обозначение ссылочного международного стандарта	Степень соответствия	Обозначение и наименование соответствующего национального стандарта
IEC 60721-3-2:1997	—	*
* Соответствующий национальный стандарт отсутствует. До его утверждения рекомендуется использовать перевод на русский язык данного международного стандарта.		

Библиография

[1] Test Report on Lockheed L-1011 Airborne Linear and Angular Vibration Measurements Report no. AFFDL/FBG/79-7 dated May 1979. (Restricted Distribution Data)

[2] Vibration Environment Description for Containers Transported in VC10 Aircraft, D Charles, Cranfield University, Report No COA-EAS-020, 9th November 1986. (Restricted Distribution Data)

[3] Trials Technical Requirements, HE/TTR/77/557. (Restricted Distribution Data)

[4] VC10 Airframe Data, Power Spectral Density: COA-DA-1224. (Restricted Distribution Data)

[5] VC10 Airframe Data, Equivalent Peak Amplitude: COA-DA-1225. (Restricted Distribution Data)

[6] VC10 Airframe Data, Time Histories: COA-DA-1226. (Restricted Distribution Data)

[7] Mechanical Stresses on Products During air Cargo Transportation, Thomas Trost, Packaging Technology and Science Vol 1, P 137—155, 1988. (General Distribution Data)

[8] GAM-EG-13 Annexe 6 Modeled et Donnees D'envronment Mechanique. (General Distribution Data)

[9] Transportation Dynamic Environment Summary, J.T. Foley, Sandia Laboratories, January 1973. (General Distribution Data)

[10] Def Stan 00-35, Issues 3 and 4, Environmental Handbook for Defence Materiel (General Distribution Data)

[11] STANAG 4370 AESTP 200, Issues 2 and 3, Environmental Guidance for Defence Materiel, Environmental Conditions (General Distribution Data)

[12] MIL-STD-810, Environmental Engineering Consideration and Laboratory Tests, issues F and G (General Distribution Data)

[13] ASTM D 4728—91, Standard test method for random vibration testing of shipping containers. (General Distribution Data)

[14] IEC/TR 62131-1:2011 Environmental conditions — Vibration and shock of electrotechnical equipment — Part 1: Process for validation of dynamic data

УДК 534.1:006.354 ОКС 19.040 Т34

Ключевые слова: авиационный транспорт, транспортная вибрация, режимы полета, тестовые воздействия, спектральная плотность мощности ускорения, ударный спектр

Редактор *В.И. Мазикова*
Технический редактор *В.Н. Прусакова*
Корректор *С.В. Смирнова*
Компьютерная верстка *Е.О. Асташина*

Сдано в набор 17.11.2016. Подписано в печать 16.12.2016. Формат 60×84 1/8. Гарнитура Ариал.
Усл. печ. л. 4,18. Уч.-изд. л. 3,79. Тираж 30 экз. Зак. 3192.
Подготовлено на основе электронной версии, предоставленной разработчиком стандарта

Издано и отпечатано во ФГУП «СТАНДАРТИНФОРМ», 123995 Москва, Гранатный пер., 4.

gost.e-ecolog.ru gost.e-ecolog.ru

gost.e-ecolog.ru