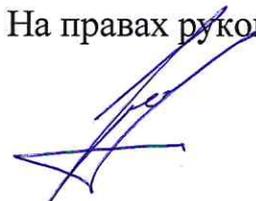


МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
**«УЛЬЯНОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ»**

На правах рукописи



Комиссаров Александр Владимирович

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ И
УСТРОЙСТВ БОРТОВЫХ ЦИФРОВЫХ СИСТЕМ
УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ МНОГОФАКТОРНЫХ
ЭКВИВАЛЕНТНО-ЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ**

Специальность:

05.13.05 - «Элементы и устройства вычислительной техники и систем
управление»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
кандидат технических наук, доцент
Шишкин В.В.

Ульяновск — 2022

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА 1. ОБЕСЕПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ И УСТРОЙСТВ БОРТОВЫХ ЦИФРОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ.....	13
1.1 Бортовые цифровые системы управления воздушным судном.....	13
1.2 Анализ отказов бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации.....	20
1.3 Интенсифицирующие дефекты факторы и их модели описания.....	27
1.4 Методы многофакторных эквивалентно-циклических испытаний бортовых цифровых систем управления.....	42
1.5 Автоматизация процессов повышения надежности бортовых цифровых систем управления.....	50
1.6 ВЫВОДЫ по ГЛАВЕ 1.....	53
ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ И МЕТОДИКИ МНОГОФАКТОРНЫХ ЭКВИВАЛЕНТНО-ЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ НА БЕЗОТКАЗНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ И УСТРОЙСТВ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ	55
2.1 Разработка модели многофакторных эквивалентно-циклических испытаний.....	55
2.2 Определение коэффициентов ускорения воздействующих факторов тепловой и механической энергии.....	61
2.3 Планирование многофакторных эквивалентно-циклических испытаний элементов и устройств бортовых цифровых систем управления.....	69
2.4 Определение количества циклов и их продолжительности.....	73
2.5 Определение уровней воздействия температуры и вибрации с помощью HALT-камер.....	81

2.6 Физико-технический анализ бортовых цифровых систем управления.....	89
2.7 ВЫВОДЫ по ГЛАВЕ 2.....	92
ГЛАВА 3. ЭКСПЕРЕМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ ПО КОНТРОЛЮ ПОКАЗАТЕЛЕЙ БЕЗОТКАЗНОСТИ В ЧАСТИ ВОЗМОЖНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ДЕФЕКТОВ.....	94
3.1 Анализ статистической информации на основе автоматизированной базы данных по отказам.....	94
3.2 Исследование воздействий температуры и широкополосной вибрации на типовую конструкцию блока БЦСУ.....	96
3.3 Экспериментальные исследования многофакторных эквивалентно-циклических испытаний элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном.....	101
3.4 Проведение технического анализа методами микроскопии.....	108
3.5 ВЫВОДЫ по ГЛАВЕ 3.....	111
ГЛАВА 4. РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ПОДДЕРЖКИ ПРОЦЕССОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ БОРТОВЫХ ЦИФРОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ.....	113
4.1 Разработка методики по формированию программы корректирующих действий и оценке их эффективности.....	113
4.2 Разработка программного комплекса поддержки процессов обеспечения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации.....	116
4.3 ВЫВОДЫ по ГЛАВЕ 4.....	124
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	125
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	128

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	129
Приложение А. Акт внедрения.....	143
Приложение Б. Параметры испытаний.....	145
Приложение В. Моделирование тепловых режимов работы БКД.....	149
Приложение Г. Анализ вибропрочности БКД.....	156
Приложение Д. Результаты определения уровней ВВФ.....	173
Приложение Е. Исследование паянных соединений ВГА-микросхем блока БКД.....	184
Приложение Ж. Требования к испытательному оборудованию.....	187

ВВЕДЕНИЕ

За 2006-2011 гг. в российский парк было поставлено 557 пассажирских самолетов зарубежного производства (Boeing, Airbus, Embraer, Bombardier, ATR) и 40 новых отечественных самолетов (Ту-204/214, Ил-96), в 2012 году началась серийная эксплуатация самолетов Sukhoi Superjet 100 (SSJ-100) количество которых достигло в настоящий момент 200 самолетов. На каждом воздушном судне была использована бортовая цифровая система управления (БЦСУ), выполняющая множество ответственных за безопасность полета функций. Многообразие функциональных задач, выполняемых элементами и устройствами в составе систем управления, приводит к необходимости использования широкой номенклатуры электронной компонентной базы (ЭКБ), включая микросхемы процессоров, памяти, программных логических интегральных схем (ПЛИС), микроконтроллеров, интерфейсных микросхем протоколов обмена бортовых данных и т.д.

К элементам и устройствам БЦСУ предъявляются жесткие требования по надежности, регламентированные международной, государственной, отраслевой и внутрипромышленной нормативно-технической базой. При этом, в последнее время с увеличением количества эксплуатируемых самолетов и их налета, стало проявляться множество отказов, связанных с различными причинами, одними из которых явились дефекты элементов и устройств БЦСУ воздушным судном. Например, отказ противообледенительной системы двигателя самолета во время полета, был связан с отсутствием информации в шине данных ARINC-429, формируемых одним из вычислительных модулей блока концентратора, вследствие отсутствия питающего напряжения с источника вторичного питания MGDТ-20-Н-СЕ/Т-L, к отказу которого привел обрыв нейтрали межплатного соединения.

Исследование подобных отказов позволило накопить базу данных дефектов, а также определить основные причины развития процессов их образования.

ЭКБ отечественного производства не всегда соответствует в полной мере заданным требованиям по функциональности и массо-габаритным характеристикам, вследствие чего имеется необходимость в применении иностранных комплектующих, таких как, ПЛИС общепромышленного исполнения, изготавливаемых в корпусах типа BGA (Ball grid array), надежность которых оказалась ниже заданных требований, вследствие ранее неизвестных причин дефектов.

Аналогичным образом на надежности БЦСУ сказалось внедрение новых конструктивных решений по уменьшению масса-габаритных характеристик изделий за счет увеличения количества слоев в печатных платах и высокой плотности монтажа, а также новых технологий производства БЦСУ. Особенности данных дефектов заключаются в их проявлении при длительной наработке в эксплуатации.

Например, по сведениям авиакомпании «Аэрофлот», множество отказов систем управления связано с дефектами элементов и устройств системы управления, которые возникли при налетах самолета не менее 3000-5000 часов. Аналогичные проблемы были обнаружены и в ходе эксплуатации зарубежных воздушных судов.

Обращает на себя внимание то, что в соответствии со сложившейся практикой контроль надежности систем управления на всех воздушных судах проводится многочасовыми испытаниями по методу эквивалентно-циклических испытаний на безотказность по ОСТ 1 01204-2012 (MIL-HDBK-781A в США, IEC 62506-2013 в ЕС, GJB 899A-2009 в Китае), которые с одной стороны подтверждают соответствие заданным требованиям, а с другой – не соответствуют среднему налету на отказ в эксплуатации.

В настоящее время, при отбраковочных испытаниях применяют методы многофакторных испытаний с целью отбраковать потенциально дефектные элементы и стабилизировать поток отказов элементов. Рядом исследователей доказано, что такие режимы испытаний могут форсировать процессы накопления усталости в изделии, приводящих к ускоренному проявлению дефектов. Однако

сведения о применении в методиках испытаний на безотказность данных методов отсутствуют.

Разработкой теоретических основ в части комплексного решения по повышению надежности, организации испытаний изделий и их методического обеспечения посвящены работы И.Н. Животкевича, А.П. Смирнова, вопросы разработки методов многофакторных испытаний электронных систем нашли отражение в трудах таких учёных, как В.А. Острейковский, А.В. Майоров, Н.П. Потюков, В.Н. Постнов, С.В. Луговской, М. Krasich, M. Pecht, Shen Zhong-hong, Liu Ju и ряда других.

Вопросам автоматизации обеспечения и повышения надежности уделено большое внимание в работах Ю.Н. Кофанова, С.У. Увайсова, В.В. Жаднова, Ralf R. Fullwood, David L. Iverson и др.

Проблемы обеспечения надежности БЦСУ по исключению дефектов решались разнообразными методами, например, такими как отработка новых технологических процессов с насыщением контрольных операций для исключения производственных отказов, ужесточением испытаний в плане воздействующих факторов, влияющих на безотказность; разработкой комплексов программных средств на основе статистического анализа надежности и др.

Как показывает последнее десятилетие эксплуатации бортовых цифровых систем управления как зарубежных, так и отечественных самолетов, становятся актуальными:

- проведение исследований, устанавливающих взаимосвязь между отказами, дефектами и их причинами;
- внедрение новых методов испытаний на безотказность в части выявления дефектов и их связи с последующими корректирующими действиями, направленными на повышение надежности.

Объект исследования – надежность элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном.

Предмет исследования – методы испытаний на безотказность, как инструменты обеспечения надежности элементов и устройств бортовых цифровых систем управления.

Цель работы – повышение уровня безотказности элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном на основе многофакторных эквивалентно-циклических испытаний.

Для достижения указанной цели требуется решить следующие **задачи**:

1. Проанализировать отказы бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации для определения причины возникновения дефектов и факторов, их интенсифицирующих.

2. Разработать модель и методику многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность, которые связывают основные категории дефектов и этапы их возникновения при эксплуатации воздушного судна и обеспечивают, за счет применения интенсифицирующих факторов, выявление таких категорий дефектов в ходе испытаний. Планировать и проводить испытания исходя из значимости дефектов.

3. Провести экспериментальные исследования по определению эффективности разработанной методики.

4. Разработать методику формирования программы корректирующих действий по результатам многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность с возможностью оценки их эффективности.

5. Разработать программный комплекс поддержки процессов обеспечения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации на базе методики многофакторных эквивалентно-циклических испытаний и методики формирования корректирующих действий с учетом выявленных дефектов.

Методы исследований. Для решения поставленных задач и достижения намеченной цели использованы методы:

- теории вероятности и математической статистики;
- теории повреждающих процессов (физики отказов);

- прикладные методы обеспечения надежности в областях проектирования и технологии изготовления, эксплуатации и ремонта объектов изучаемого типа.

Числовые расчеты и моделирование проводились с использованием программных комплексов MathCad, SolidWorks и ANSYS.

Достоверность полученных теоретических результатов и выводов подтверждена результатами экспериментальных исследований серийно выпускаемых устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Модель и методика многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность элементов и устройств бортовых систем управления воздушным судном, позволяющая контролировать и определять процессы накопления повреждений, тем самым достигая определенных уровней дефектного состояния изделия, аналогичных длительной эксплуатации на борту воздушного судна.

2. Методика формирования программы корректирующих действий по результатам контрольных многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность с оценкой их эффективности, позволяющая вырабатывать эффективные конструктивно-технологические решения, устраняющие типовые виды дефектов, выявленных в ходе многофакторных эквивалентно-циклических испытаний.

3. Программный комплекс поддержки процессов обеспечения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации, позволяющий повысить эффективность процессов исключения систематических групп отказов бортовых цифровых систем управления в эксплуатации, обеспечивая поэтапное повышение надежности.

Научной новизной обладают следующие результаты диссертации:

1. Модель и методика многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном, которые отличаются тем, что формируется

отбраковка наиболее значимых дефектов, выявленных на разных стадиях жизненного цикла эксплуатации изделия и их зависимость от испытательных воздействующих факторов, что обеспечивает новые режимы испытаний с помощью воздействия тепловой и механической энергий на элементы и устройства БЦСУ, тем самым обеспечивая достижение дефектного состояния изделия, аналогичного длительной эксплуатации в составе воздушного судна.

2. Методика по формированию программы корректирующих действий на основании проведенных испытаний, отличающаяся тем, что по классифицируемому дефекту формируется проблемный узел с набором корректирующих процедур из библиотеки конструктивных и технологических паттернов.

Теоретическая значимость работы заключается в том, что разработанные в диссертации методики и программный комплекс по обеспечению надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном могут быть теоретической основой исследований в области повышения надежности элементов и устройств широкого класса цифровых систем управления в других областях (космическая отрасль, надводные и подводные аппараты, спецтехника МЧС и др.).

Практическая значимость.

Разработанные в рамках данной работы методика многофакторных эквивалентно-циклических испытаний и методика формирования корректирующих действий применяются в АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» для обеспечения надежности элементов и устройств бортовых систем управления общесамолетным оборудованием типа СУОСО-МС-21, систем СОК-МС-21 и СОКЭ-95, ПУСС-МС-21, комплексной системы КСЭИС-76, а также отдельно установленных блоков в системах управления на воздушных судах Sukhoi Super Jet-100 (RRJ-95NEW), МС-21, Ил-76МД-90А, Ил-96-400М и вертолетах Ми-171А2, Ми-171А3.

Разработаны нормативные документы для научно-производственной деятельности АО «УКБП», утверждённые независимой инспекцией Федерального

агентства воздушного транспорта министерства транспорта Российской Федерации:

- руководящего материала РМ 134-2017 по порядку исследования отказов комплектующих электрорадиоизделий;

- руководящего материала РМ 190-2021 по оценке технической эффективности проведения отбраковочных испытаний, технологической приработки и технологической тренировки изделий различного структурного уровня;

- руководящего материала РМ 200-2021 по методам проведения испытаний изделий авиационного назначения с использованием процедур HALT/HASS.

Соответствие специальности. Содержание диссертационной работы соответствует следующим пунктам паспорта специальности 05.13.05 «Элементы и устройства вычислительной техники и систем управления»:

- п. 2 – Теоретический анализ и экспериментальное исследование функционирования элементов и устройств вычислительной техники и систем управления в нормальных и специальных условиях с целью улучшения технико-экономических и эксплуатационных характеристик;

- п. 4 – разработка научных подходов, методов, алгоритмов и программ, обеспечивающих надежность, контроль и диагностику функционирования элементов и устройств вычислительной техники и систем управления.

Апробация работы. Результаты исследований получены на основе фундаментальных принципов теории надежности. Использованные при этом методы решения поставленных задач корректны с формальной математической точки зрения. Контроль достоверности результатов осуществлялся анализом физического смысла решений и натурным экспериментом.

Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на:

- V Международной научно-практической конференции «Системы управления жизненным циклом изделий авиационной техники: актуальные

проблемы, исследования, опыт внедрения и перспективы развития» (г. Ульяновск, 2016 г.);

- Всероссийской научно-технической конференции «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы ИВК-2017» (г. Ульяновск, 2017 г.);

- X Всероссийском конкурсе молодых ученых РАН (г. Миасс, 2018 г.);

- VI Международной научно-практической конференции «Авиатор» (г. Воронеж, 2019 г.);

- научно-технических конференциях профессорско-преподавательского состава Ульяновского государственного технического университета «Вузовская наука в современных условиях» (г. Ульяновск, 2016-2020 гг.).

Публикации по работе.

По теме диссертации опубликовано 20 работ (статей), в т.ч. 8 работ опубликованы в рецензируемых изданиях, определенных ВАК РФ, 1 работа опубликована в рецензируемых изданиях базы данных Scopus, 6 материалов и тезисов докладов.

Личный вклад автора.

Все исследования в диссертационной работе проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Из совместных публикаций в диссертацию включен лишь тот материал, который непосредственно принадлежит соискателю.

Структура и объем работы.

Работа состоит из введения, четырех глав, выводов, заключения, приложений и библиографического списка, содержащего 123 наименования. Работа изложена на 187 страницах, содержит 35 рисунков, 23 таблицы и 7 приложений (с 59 рисунками и 16 таблицами).

ГЛАВА 1. ОБЕСЕПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ И УСТРОЙСТВ БОРТОВЫХ ЦИФРОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ

Элементы и устройства бортовых цифровых систем управления (далее по тексту - БЦСУ) воздушным судном формируют данные, с которыми пилоты непосредственно взаимодействуют и принимают решения, влияющие на безопасность полета. В процессе эксплуатации на надежность элементов и устройств БЦСУ влияет множество факторов, связанных с режимами эксплуатации, зависящих от стадии жизненного цикла: нагрузки при взлете (ускорение и удары), в полете при маневрах (изменение скорости полета, траектории и высоты полета), аэродинамические нагрузки, вибрации в широком диапазоне амплитуд и частот от двигателей, колебаний питания системы электроснабжения, температуры, влаги при стоянке самолета, изменения давления при наборе высоты, солнечной радиации, электромагнитных излучений и т.д. Высокие требования к авиационной аппаратуре, предъявляемые нормативно-технической документацией в виде международных, государственных, отраслевых и внутрипромышленных указаний, изменение конструктивных и технологических подходов при разработке, необходимых для выполнения многофункциональных задач создают предпосылки возникновения проблем при обеспечении надежности элементов и устройств БЦСУ воздушным судном.

1.1 Бортовые цифровые системы управления воздушным судном

Обеспечение надежности БЦСУ определяется группой нормативных документов: АП-21, АП-25, ВС ГА-Р4754А, Р4761, КТ-254, КТ-178С, директивными письмами АРМАК, государственными отраслевыми стандартами и другими внутрипромышленными документами предприятий авиационной отрасли [67]. Соответствие заданным требованиям по воздействию факторов определяется

испытаниями по КТ-160, а заданным требованиям по безотказности - контрольными испытаниями по ОСТ 1 01204-2012.

Повышение надежности элементов и устройств БЦСУ находится в прямой зависимости от полноты знания взаимосвязей отказов, дефектов и причин их возникновения, а также факторов, влияющих на проявление таких дефектов. В рамках анализа инцидентов, связанных с отказами авиационной техники [40], отмечается, что корректирующие действия, направленные на повышение надежности работы аппаратуры для некоторых иностранных воздушных судов, положительных результатов не дают. По самолётам производства фирмы Boeing наблюдается устойчивая тенденция к увеличению количества инцидентов, приходящихся на 1000 часов налета, как в целом, так и связанных с отказами авиационной техники причинам. По самолётам производства консорциума Airbus количество инцидентов, приходящихся на 1000 часов налёта, находится на относительно установившемся уровне. Одной из причин низкого уровня безотказности обусловлена отказами элементов и устройств БЦСУ (таблица 1.1).

Таблица 1.1 - Безотказность систем управления гражданских воздушных судов

Наименование ВС	Отказы систем управления, %	Значения среднего налета на отказ*, л.ч	Заданный показатель наработки на отказ (MTBUR), ч	Продолжительность ускоренных испытаний на безотказность, ч
Boeing 737	14,4	2456	15000-25000	1000-2500
Boeing 757	16,2	6677		
Boeing 767	20,7	4008		
A-319	7,8	1650	7500-15000	
A-320	10,5	5264		
RRJ-95	14	3448	20000	
Ту-214	-	2202	10000	
МС-21	-	4810	30000	

*- по данным за 2008 год.

Высокая стоимость самолетов приводит к необходимости его эксплуатации в течение 25-30 лет, вследствие чего, требуемые показатели надёжности в части средней наработки на отказ непрерывно возрастают и достигают в настоящий момент уровня в 25000-30000 ч, а назначенный ресурс составляет 60000-80000 ч при 20000-30000 полетов [88].

При этом необходимо отметить, что безотказность элементов и устройств систем управления ВС контролируется методом эквивалентно-циклических испытаний (ЭЦИ) на безотказность в соответствии с принятыми в отрасли нормативными документами: ОСТ 1 01204-2012 в России (MIL-HDBK-781A в США, IEC 62506-2013 в ЕС, GJB 899A-2009 в Китае). ЭЦИ проводится как на этапе научно-исследовательских опытно-конструкторских работ, так и в ходе серийного выпуска и имеет положительные результаты о соответствии заданным показателям.

Например, из открытых источников известно, что низкий уровень безотказности, вследствие частых простоев самолётов Сухой SSJ-100, привел к потере конкурентоспособности по показателю среднего налёта. В среднем, у SSJ-100 показатель составил около 3,6 ч в сутки, против 11 ч у среднемагистральных Airbus A320 и Boeing 737-800. Одной из причин таких показателей являются систематические отказы элементов и устройств БЦСУ.

Концепция воздушных судов предполагает организацию всех функций в составе электронной цифровой системы управления («Fly-By-Wire», «стеклянная кабина»), с полностью цифровым комплексом оборудования, впервые реализованном на практике в Airbus A320 и Ту-204 [11, 120]. Электронная цифровая система управления представляет собой программно-аппаратный комплекс БЦСУ, состоящий как из систем, так и самостоятельных объектов.

В свою очередь цифровые системы разделены на два типа [11]:

- с полной ответственностью (без механического резерва);
- с механическим резервом.

Современные самолеты проектируются по первому типу. Первым отечественным самолетом такого типа стал Сухой SSJ-100. В настоящий момент

ведется разработка MC-21, серийный выпуск Boeing-737Max и Airbus A380, где представлены полностью цифровые комплексы бортового оборудования.

БЦСУ в составе цифровых систем управления воздушным судном выполняет следующие функции [53]:

- отображение информации и восприятия команд экипажем;
- преобразование интерфейсов и сбора и хранения данных о полете;
- автоматическое управления летальным аппаратом;
- определение скорости, местоположения, ориентации и направления движения;
- обеспечения связи летального аппарата с системами организации воздушного движения;
- наблюдения за воздушной и наземной обстановкой и т.д.

Надежность БЦСУ обеспечивается многократным резервированием выполняемых функций как внутри, так и в составе системы управления самолетом [10, 80]. В частности, для Boeing-777, в составе одного из блоков БЦСУ, используется три процессора разных производителей - Intel 80486, Motorola 68040 и AMD 29050.

Схема создания комплекса БЦСУ представляет собой сквозную технологию проектирования в виде «V»-образной модели процессов разработки [67].

Для выполнения постоянно расширяющихся требований к БЦСУ в настоящее время, реализуется концепция проектирования аппаратного и программного обеспечения по принципу интегрированной модульной авионики в соответствии с рекомендациями ARINC 651 «Design Guidance for Integrated Modular Avionic» со следующими свойствами БЦСУ [70]:

- мультипроцессорность, состоящая в том, что число модулей в БЦСУ не является фиксированным;
- гибкость коммутационных связей между элементами модулей (системное взаимодействие между процессорами);
- унифицированность протоколов связи, формата передаваемых данных, базового набора системы команд внутри БЦСУ;

- множественность высокоскоростных цифровых каналов связи между БЦСУ в составе систем и комплексов;

- динамическое перераспределение вычислительной мощности аппаратуры в зависимости от приоритета решаемых задач;

- избыточность аппаратных и программных средств БЦСУ в целях обеспечения защиты от систематических ошибок и погрешностей вычислений.

Архитектура БЦСУ представляет собой сложную территориально-распределенную систему, состоящую из отдельных функциональных подсистем, связанных между собой специализированными интерфейсами связи (рисунок 1.1) [53, 70, 122].

Выделяются следующие особенности архитектуры БЦСУ [116]:

– наличие аналоговой части (бортовые интерфейсы связи, блоки питания, датчики, пульта управления);

– наличие электромеханических и механических элементов;

– встроенный контроль;

– возможность сбоев в работе микропроцессорных устройств;

– возможность отказов программного обеспечения;

– низкая ремонтпригодность микросборок и модулей печатных плат.

Например, на самолёте SSJ-100 установлены два идентичных блока концентратора данных БКД, взаимозаменяемых и дублирующих функции друг друга.

Типовая структура таких устройств представляет собой два независимых вычислительных канала А и Б (рисунок 1.1). Подобная структура реализуется в цифровых устройствах обработки информации АО УКБП для самолета МС-21, например, БВК-12, БУОС-1 и БУК-17.

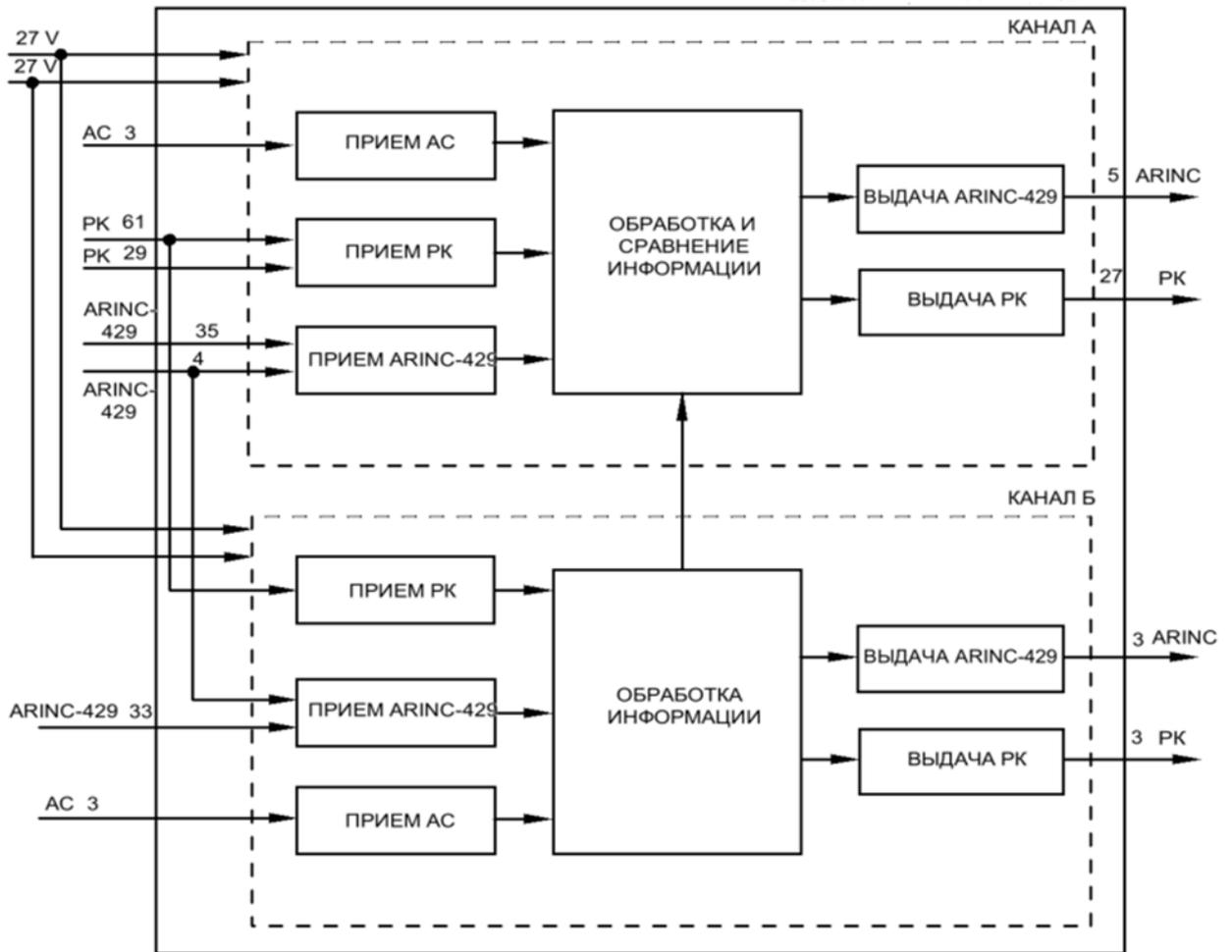


Рисунок 1.1 - Типовая структура организации блоков цифровой системы управления

Предложенная архитектура имеет высокую вероятность отказа при взаимодействии БЦСУ в комплексе бортового оборудования из-за отказа вычислительного ядра, как правило, представляющего собой ПЛИС и специализированные интегральные схемы (Application Specific Integrated Circuit – ASIC), выполненные в виде микросхем в BGA-корпусах по бессвинцовой технологии.

Отмечается следующий ряд проблем при обеспечении надежности БЦСУ [33,78]:

а) многофункциональность обеспечивается применением программно-логических интегральных схем, процессоров и микросхем памяти в большинстве своем зарубежного производства (в среднем, в составе типового блока БЦСУ

применяется 100-200 номенклатурных наименований ЭКБ), надежность которых в условиях длительной эксплуатации как правило остается неизвестной;

б) конструктивная избыточность модулей печатных плат при требованиях по снижению массогабаритных характеристик, которые приводят к необходимости высокой плотности монтажа на плате и применению многослойных печатных плат с количеством слоев более 10-15 при рекомендованных для авиационного применения 5-8;

в) технологическое отставание электронной промышленности России, которое приводит к необходимости использования зарубежной и разработке новых технологических процессов, стабильность и надежность которых не проверены, например, операция реболлинга (ГОСТ Р 56427-2015) для микросхем в BGA-корпусах, составляющих основу вычислительного ядра БЦСУ.

Относительно новой проблемой для обеспечения надежности БЦСУ является проблема предотвращения поставки контрафактной электронной компонентной базы (ЭКБ). При этом наблюдается отсутствие объективных оснований для анализа исправности компонента и оценки его долговечности. Имеются данные, что даже среди компонентов, поставляемых официальными дистрибьюторами, доля контрафактной продукции достигает 7 %, у независимых поставщиков эта цифра может составлять от 20 до 30 % [83]. Имеются случаи поставки контрафактных ЭКБ отечественного производства (например, ИС564ЛЕ6 Восход г. Калуга); где выявление несоответствующей ЭКБ в отдельных случаях возможно только при глубоком и дорогостоящем физическом анализе методами разрушающего контроля (вскрытие корпуса, анализ структуры, топологии др.) в специализированных технических центрах.

1.2 Анализ отказов бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации

Анализ отказов по результатам эксплуатации БЦСУ на борту самолета предназначен для:

- определения соответствия уровня надежности требованиям технических условий (технических заданий);
- определения причин отказов;
- оценки эффективности ранее принятых корректирующих действий и необходимости принятия новых.

Суммарный налет самолетов SSJ-100 в модификации RRJ-95B за период 2011-2020 гг. составил 844125 летных часов (далее по тексту - л.ч) (рисунки 1.2-1.5).

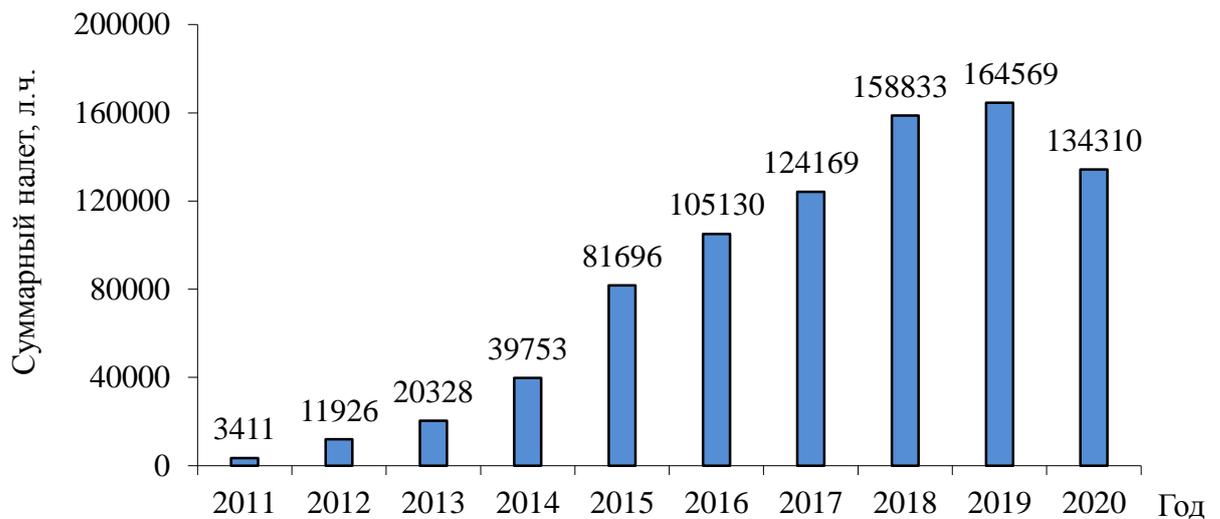


Рисунок 1.2 - Суммарный налет самолетов RRJ-95B по годам эксплуатации

Всего за 2018 – 2020 гг. зафиксирован 341 случай нарушения исправного состояния (в 2018 году 111 случаев, в 2019 году 135 случаев, за 2020 год 95 случаев).

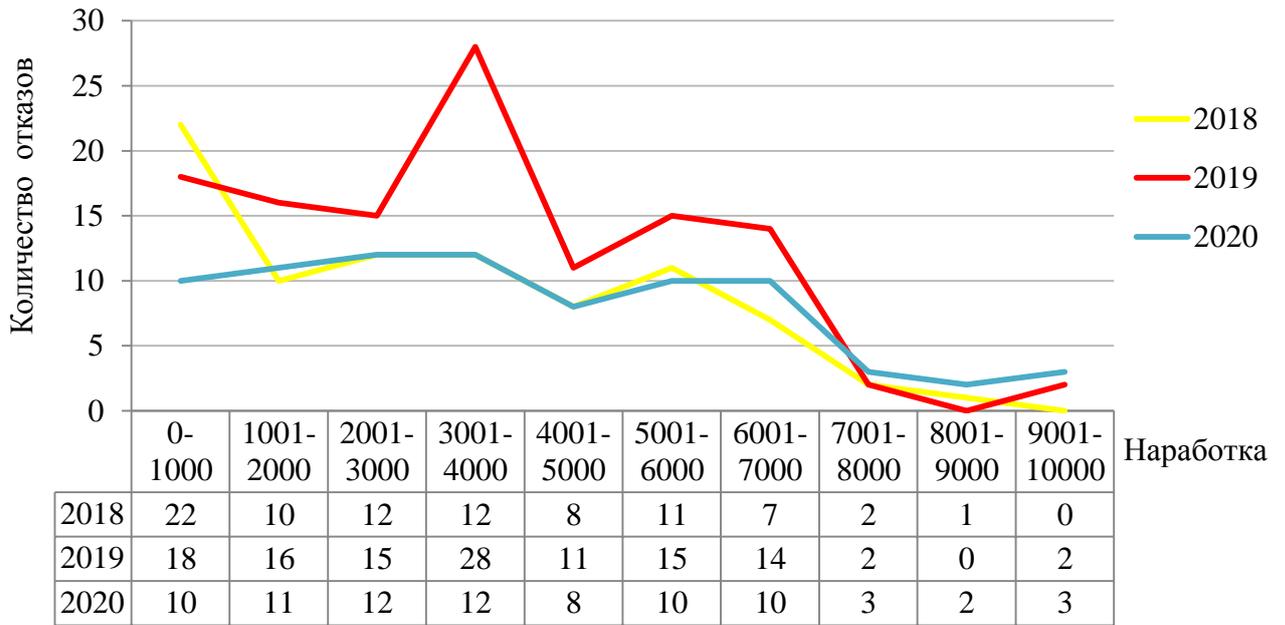


Рисунок 1.3 - Распределение отказов, выявленных в эксплуатации, по наработке изделия в абсолютных единицах

Достигнутый показатель безотказности по результатам эксплуатации за 2011 – 2020 гг. составил 7064 часов при требовании в 20000 ч (рисунок 1.4).

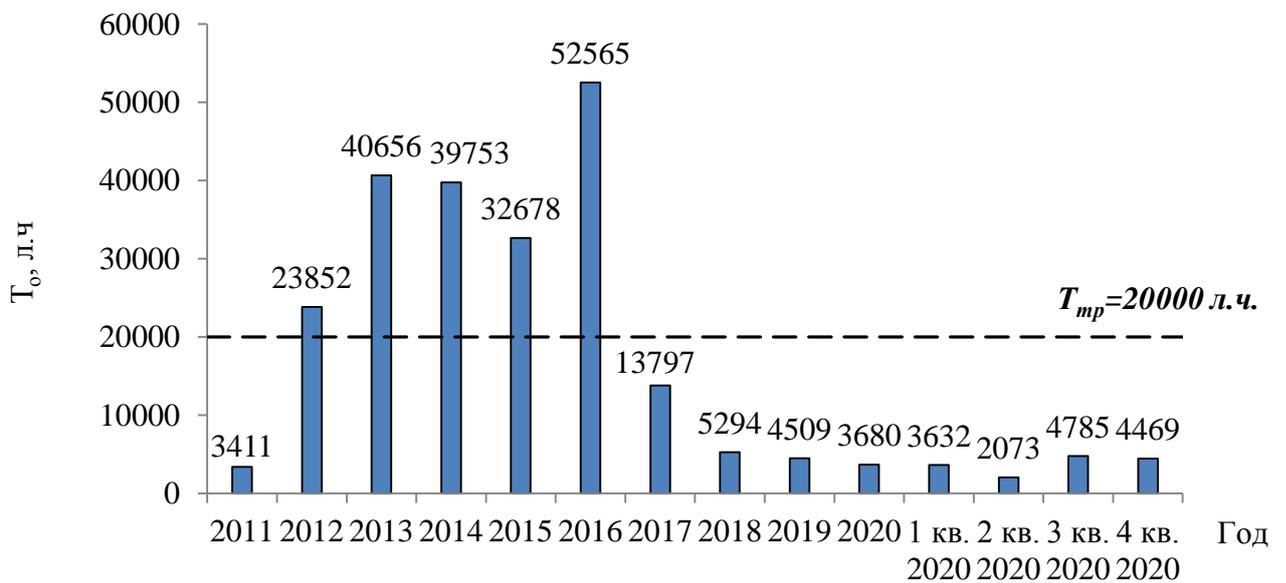


Рисунок 1.4 - Средняя наработка на отказ БКД по годам эксплуатации

Динамика показателя безотказности блока БЦСУ нарастающим итогом представлена на рисунке 1.5.

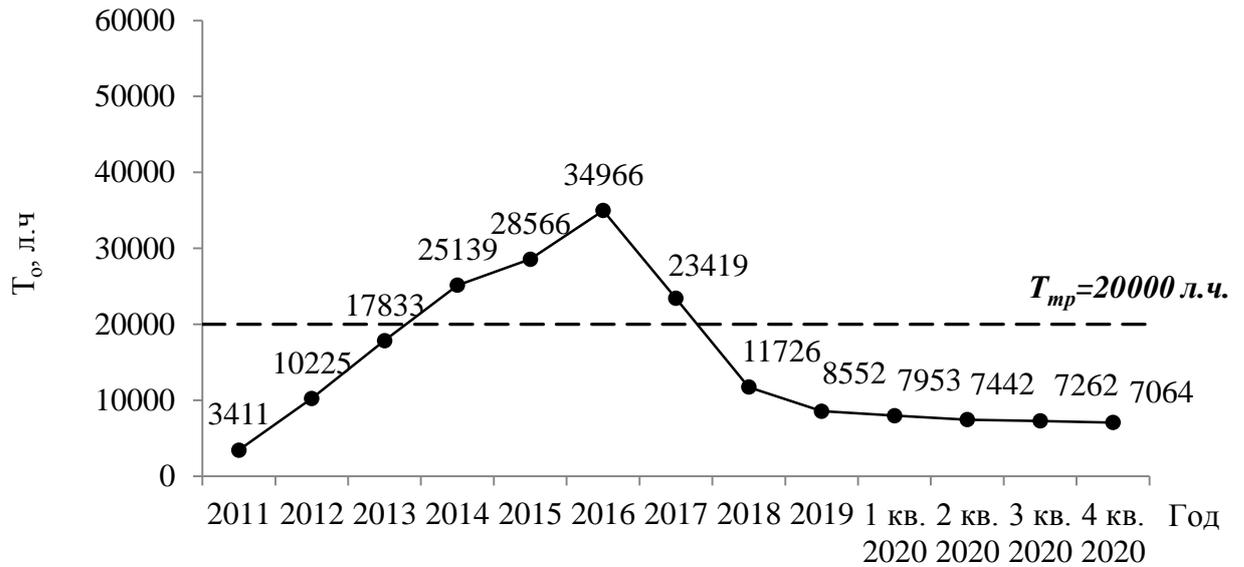


Рисунок 1.5 - Средняя наработка на отказ нарастающим итогом

Практически с аналогичными проблемами столкнулись при эксплуатации семейства самолетов Airbus A320, Boeing 737NG и Boeing 777. В системах управления самолетов были зафиксированы отказы генераторов переменного тока IDG (Integrated Drive Generator); неустойчивость в работе многофункциональных индикаторов (Multi-Functional Displays–MFD), выполненных на базе жидкокристаллических LCD – индикаторов (Liquid Cristal Display); высокий уровень параметра потока пультов индикации и управления системами пассажирского салона управления FAP (Flight Attendant Panel) типа Touch Screen системы CIDS, где наработка на отказ, составила всего лишь 7500 часов [19]. Отметим, что

Типовые требования по надежности и обслуживанию в составе воздушного судна для БЦСУ приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 - Параметры безотказности БКД

Показатель		НТД
Средняя наработка на отказ, не менее, ч		20000
Назначенный ресурс блока, ч		25000
Назначенный срок службы, лет		15
Средний срок сохраняемости, лет		6
Время непрерывной работы, ч		20
Оперативное обслуживание	ежедневные проверки, каждые, л.ч.,	48
	еженедельные проверки, дней	8
	основная кратность, л.ч. каждые 100 дней	750
Периодическое обслуживание (базовая кратность)	Наработки, л.ч	7500
	Циклов взлет-посадка,	6000
	При эксплуатации, г	2

На примере анализа причин отказов блока концентратора данных БЦСУ были определены типовые виды повторяющихся отказов, определяющие низкие показатели безотказности систем управления:

1) Отказ вида «ПОС» характеризуется индикацией в кабине пилотов на дисплеях отказа противообледенительной системы (далее по тексту - ПОС) одного из двигателей, что означает «недостоверные данные/ отсутствие данных для индикации состояния ПОС».

Согласно логике индикации состояния ПОС двигателей, данная ситуация возможна исключительно в случае получения недостоверных данных/отсутствия данных от соответствующего блока БКД.

По линиям связи ARINC 429, согласно программе функционирования БКД, передаются параметры, определяемые входными разовыми командами (РК) блока, и априори не могут быть недостоверными, так как все входные разовые команды всегда считаются достоверными. Фактически, блок ни при каких внешних сигналах не должен формировать код недостоверным. Отсутствие в коде достоверного состояния на выходе БКД могут быть только следствием сбоя в работе.

Отказ «ПОС» сопровождается снятием сигнала исправности блока БКД (нет индикации светодиода исправности, не выдачи соответствующего состояния по

ПБК), а также отрицательным результатом теста бортовой системы технического обслуживания в ходе теста расширенного контроля блока.

2) Отказ вида «HYD» характеризуется следующими признаками:

- в режиме полета: появлением на индикаторе в кабине пилота CAS-сообщения «HYD HS2 LO PRS» для блока БКД №1. От БКД №2 сообщение «HYD HS2 LO PRS» не появляется. Сообщение «HYD HS2 LO PRS» свидетельствует о низком давлении в гидросистеме.

- при посадке: во время включения реверса отказ характеризуется появлением CAS сообщения «ENG L REV FAULT» от БКД №1 или сообщение «ENG R REV FAULT» от БКД №2.

Гидросистема не использует данные от БКД №2» до тех пор, пока по шине ARINC 429 от «БКД №1» имеются другие достоверные данные.

3) Отказ вида «REV» характеризуется невключением реверса при посадке и появлением на странице «EWD» соответствующего CAS-сообщения «ENG L REV FAULT», если отказал блок «БКД №1» или «ENG R REV FAULT», если отказал блок «БКД №2».

Схемы взаимодействия блока БКД №1 с левым двигателем в части функции реверса приведены на рисунках 1.6-1.8. Для блока БКД №2 и правого двигателя схемы аналогичны.

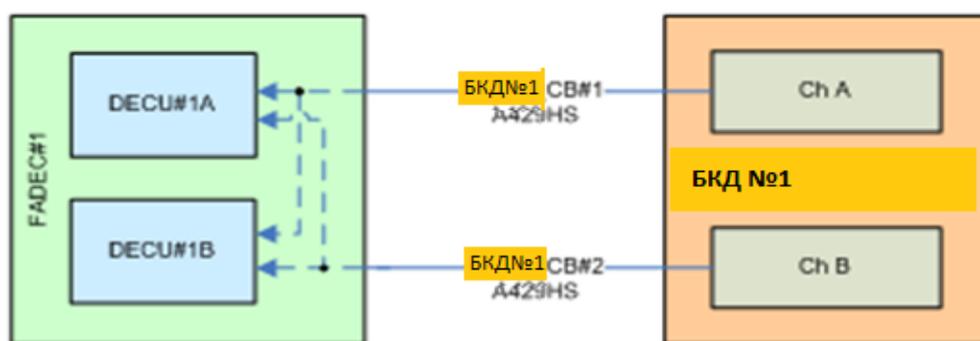


Рисунок 1.6 - Схема взаимодействия БКД №1 с вычислителями «DECU»

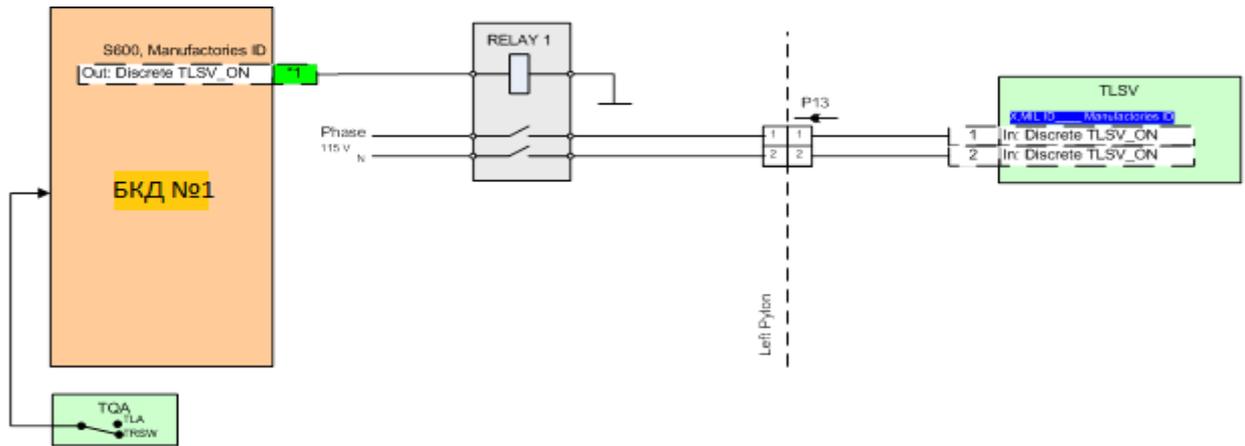


Рисунок 1.7 - Схема взаимодействия блока БКД №1 в части клапана «TLSV»

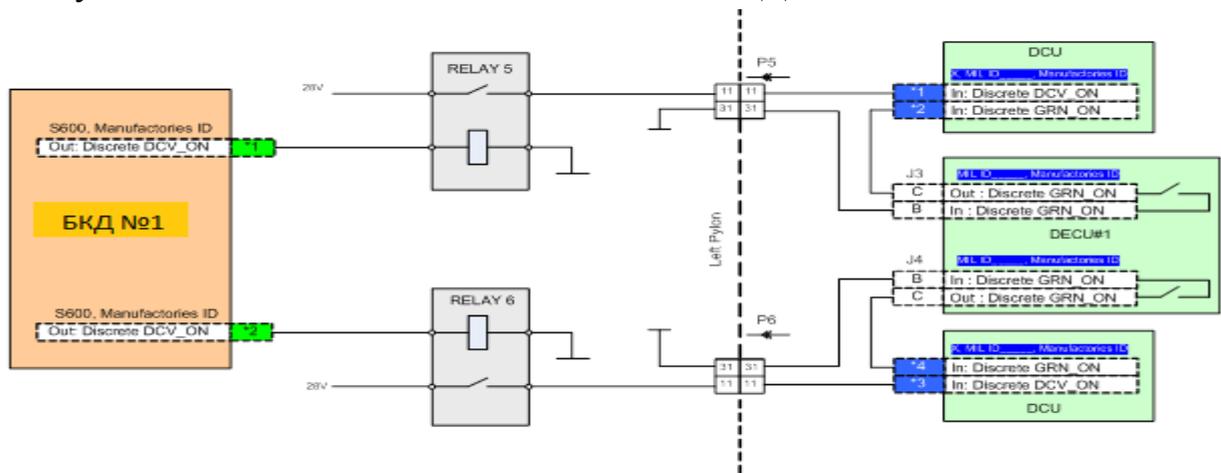


Рисунок 1.8 - Схема взаимодействия БКД №1 в части клапана DCV

Условиями возникновения данного отказа является следующее:

- БКД №1 не выдал/выдал недостоверные данные по шине ARINC 429 из канала А или БКД №2 из канала В или РК на клапан «TLSV» (Tertiary Lock Solenoid Valve);
- блок одновременно не выдал РК из канала А и РК из канала В на клапан «DSV» (Directional Control Valve).

Анализ отказов в эксплуатации на примере типового блока показан на рисунке 1.9.

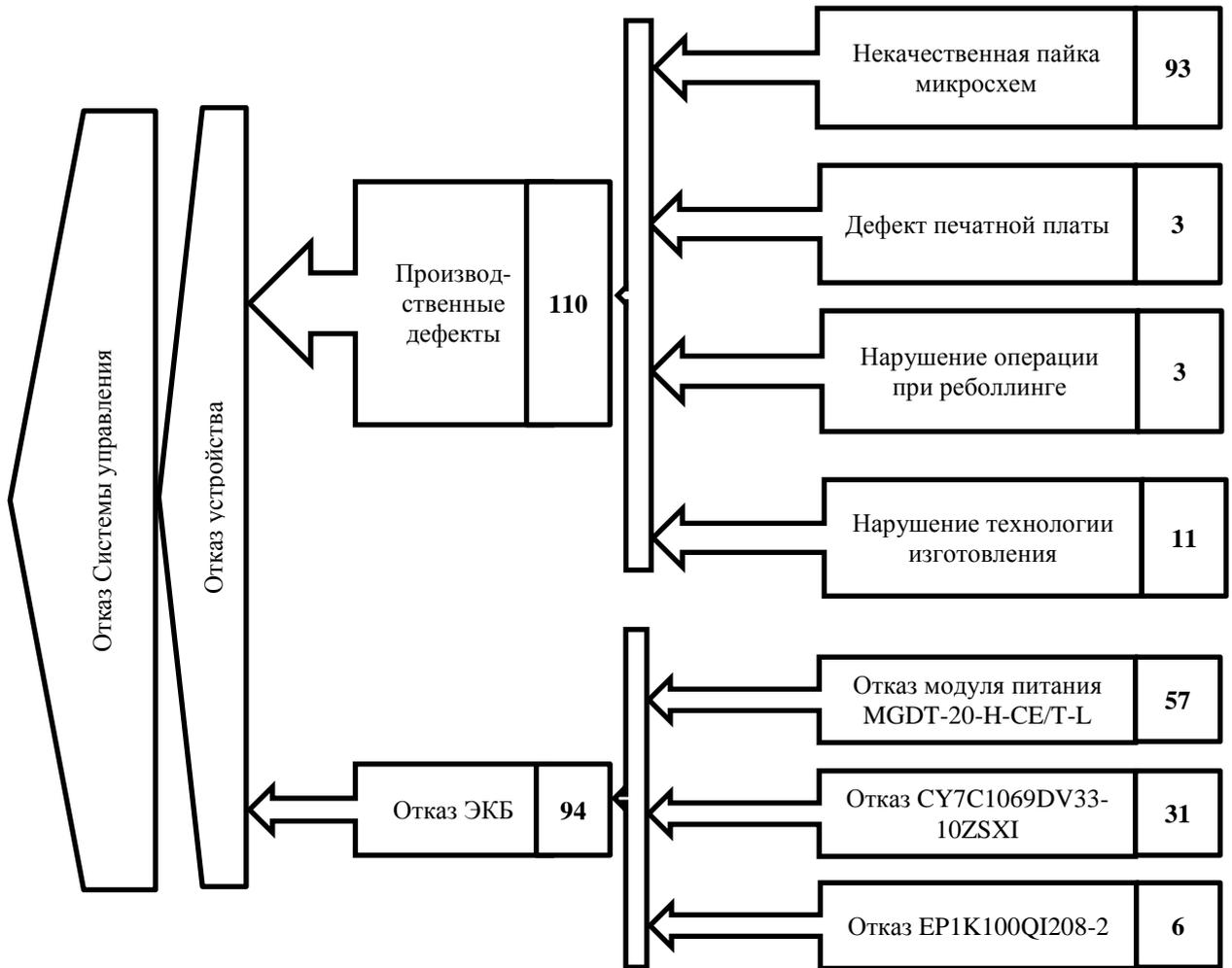


Рисунок 1.9 - Анализ отказов в эксплуатации на примере типового блока БЦСУ

Выявлено, что отказы Реверса «ENG L(R) REV FAULT» из-за искажения формы выходного сигнала, которые возникают при обрыве нейтрали ± 12 В в MGDT-20-H-CE/T-L GAIA Converter (Франция).

Для отказов вида «HYD», «REV» обнаружено пропадание контакта в электрических цепях микросхем ПЛИС. Дефекты имеют пропадающий характер. Причиной возникновения таких дефектов является некачественная пайка микросхем ПЛИС в корпусах BGA.

По результатам рентгеновской дефектоскопии в независимой лаборатории на установке YXLON Cheetah EVO было обнаружено, что пайка микросхем в корпусах BGA с бессвинцовыми шариками с применением свинцовосодержащего припоя (пасты) приводит к образованию пустот и в дальнейшем к разрушению паяных соединений (рисунок 1.10) [34].

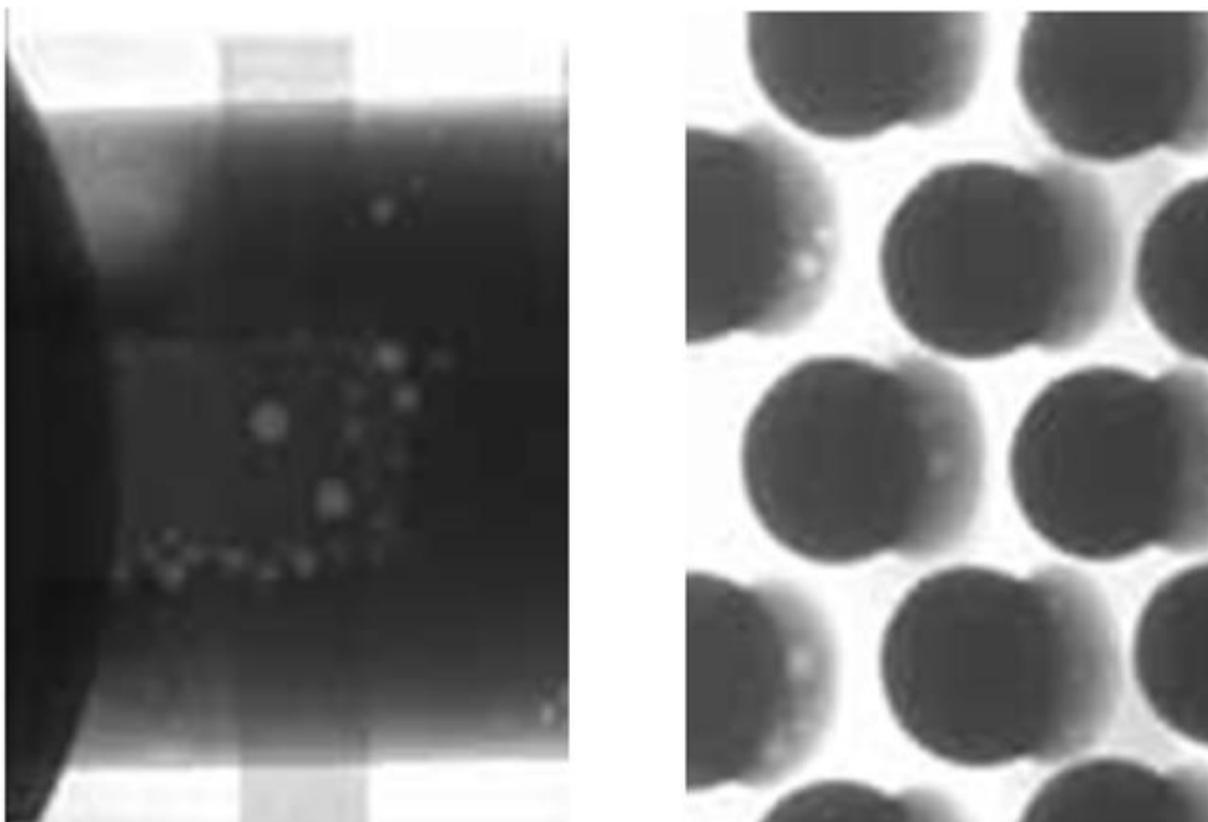


Рисунок 1.10 - Рентгеноскопия BGA-шариков, соединяющих микросхему EP2S60F1020I4 Altera с печатной платой

БЦСУ фирм Lockheed и Sikorsky сталкивались с аналогичными проблемами несоответствия характеристик по безотказности ЭКБ заявленным требованиям вследствие их низкой надежности в эксплуатации [42].

1.3 Интенсифицирующие дефекты факторы и их модели описания

Условия эксплуатации БЦСУ в составе ВС характеризуются последовательной сменой состава и значений эксплуатационных факторов и могут быть разделены на [30]:

1) *расчётные* условия эксплуатации, которые определяются как совокупность факторов, учитываемых при проектировании, изготовлении и испытаниях БЦСУ, закладываемые в ходе НИОКР в НТД изделий.

2) *ожидаемые* условия эксплуатации, которые определяются как совокупность факторов, признанных допустимыми при эксплуатации БЦСУ и ВС в целом;

3) *реальные* условия эксплуатации, определяемые как совокупность факторов, действующих на БЦСУ при эксплуатации.

В зависимости от группы исполнения параметры внешних воздействий классифицируются по степени жесткости в зависимости от места установки БЦСУ на ВС [2, 7, 13,23, 39, 56, 65, 82, 88, 104, 114-116]. Объем испытаний БЦСУ устанавливается в соответствующих нормативных документах на изделие. Испытания проводятся по методам и видам воздействий квалификационных требований [38]. Основные виды воздействующих факторов показаны на рисунке 1.11.



Рисунок 1.11 - Виды воздействующих факторов БЦСУ

Уровни воздействия факторов определяются условиями хранения, транспортировки, эксплуатации и подразделяются на естественные воздействия (совокупность климатических, механических, биологических и космических воздействий, обусловленных состоянием окружающей среды) и воздействия воздушного судна, в составе которого находятся БЦСУ [2, 39, 58, 89].

Как отмечается в [28], учитывая, что не менее 95 % элементов и устройств БЦСУ располагается в кабине пилота либо герметичных технических отсеках, целесообразнее рассматривать не весь комплекс факторов. Например, в [15] показано, что самое неблагоприятное воздействие на ВС оказывают географические условия эксплуатации. Согласно анализу электронной базы отказов изделий АО «УКБП» зависимости от сезонного изменения климата в виде повышенных всплесков отказов от времени года не выявлено. В большинстве случаев, отказы распределены относительно равномерно и носят случайный характер.

Наибольшее влияние на надежность БЦСУ оказывают климатические факторы (пониженная и повышенная температура, изменения температуры и др.) и механические нагрузки (ударные, линейные нагрузки, звуковое давление и вибрация) [8, 17, 87, 97, 147]. Процессы возникновения отказов обуславливаются различными формами энергии, а именно: механической, электрической, химической, электромагнитной [52].

Совокупность воздействия таких форм приводит к увеличению скорости развития деградиционных процессов, поэтому, как следствие, воздействие температуры, электрической (токовой) и циклической механической нагрузок ускоряет (интенсифицирует) расходование ресурса БЦСУ [28]. Например, воздействие термомеханических нагрузок связано с наличием в элементах БЦСУ соединений материалов с различными коэффициентами линейного расширения, в результате чего данные компоненты подвержены ускоренному износу в процессе эксплуатации.

Практические наблюдения БЦСУ показывают, что постепенное изменение их параметров вследствие физико-химической деградации имеет случайно-детерминированный характер. Варьирующая составляющая обусловлена флуктуациями множества воздействующих факторов. В нормальном режиме эксплуатации эта составляющая пренебрежимо мала по сравнению с детерминированной, играющей основную роль в постепенном развитии отказа.

Общая физическая модель возникновения отказов базируется на представлении, что в результате воздействия факторов внешней по отношению к

БЦСУ среде в него поступает энергия различных видов, которая накапливается и создает напряжение или нагрузку.

$$E_i = \sum k_i^j e_j, \quad (1.1)$$

где E_i – уровни энергии вида 1, 2, ..., n, воздействующей на БЦСУ;

e_j – уровни энергии вида 1, 2, ..., m, запасенной в объекте;

k_i^j – коэффициент преобразования, показывающий связь воздействующей энергии вида i с запасенной энергией вида j .

Виды воздействий (нагрузок), максимально способствующие процессам кумулятивных повреждений (необратимого накопления повреждений) [9, 28]:

1) механическая – потенциальная энергия и кинетическая энергия свободно движущихся микро- и макросистем;

2) тепловая – энергия неупорядоченного движения микрочастиц (атомов, молекул);

3) электрическая – энергия взаимодействия и движения электрических зарядов и электрически заряженных частиц;

4) химическая – энергия электронов в атоме, частично освобождаемая в результате перестройки электронных оболочек атомов и молекул при их взаимодействии в процессе химической реакции;

5) электромагнитная – энергия движения фотонов электромагнитного поля.

На рисунке 1.12 схематично показаны основные механизмы отказа при воздействие различных видов энергии.

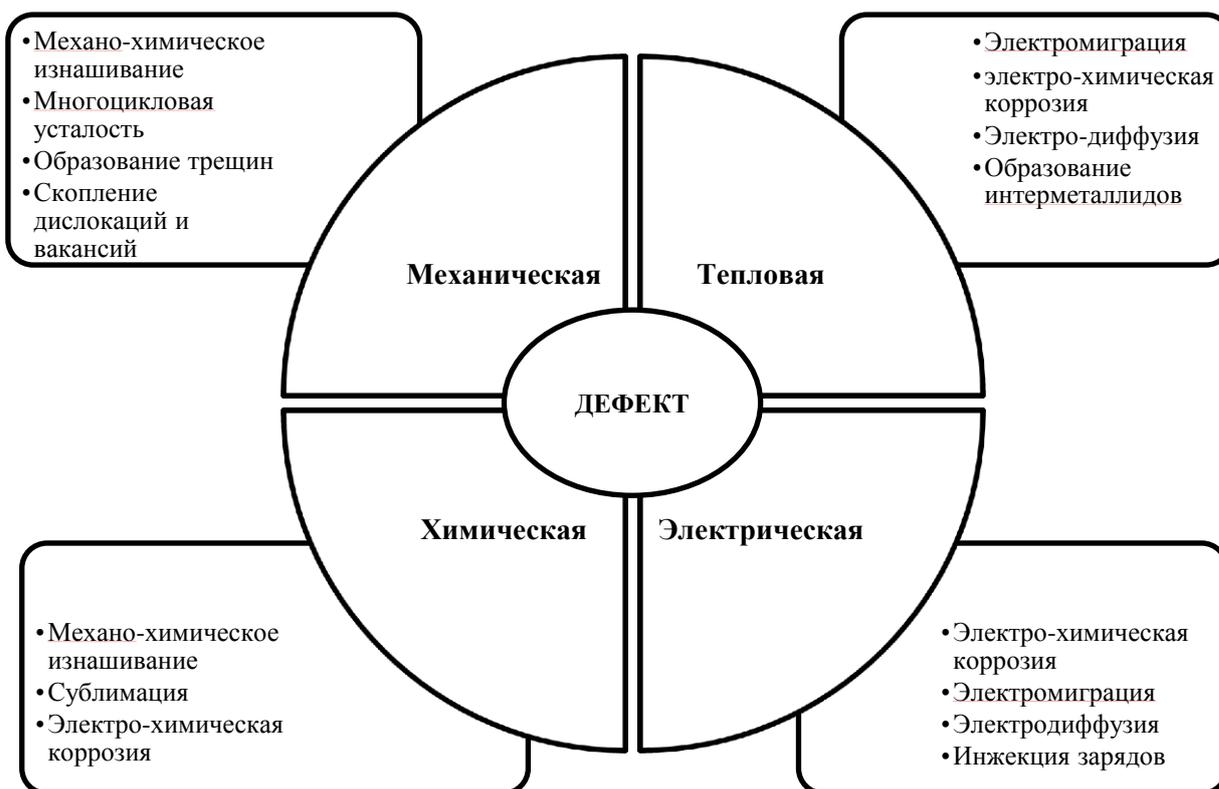


Рисунок 1.12 - Механизмы отказа элементов БЦСУ при воздействии различных видов энергии

Энергия воздействия может как выявлять, так и форсировать проявление различных классов отказов:

- постепенных, причиной которых является постепенное изменение обобщенного параметра надежности с постоянной скоростью;
- внезапных отказов, причиной которых является скачкообразное изменение обобщенного параметра надежности под воздействием одного или нескольких воздействий, вызванных внутренними дефектами, нарушениями режимов работы, нарушением технологии изготовления. На практике появлению внезапных отказов предшествуют скрытые дефекты или изменения свойств ЭКБ БЦСУ.

Уровни механических нагрузок, действующих на БЦСУ ВС ГА, существенно зависят, как от собственных параметров элементов конструкции (добротность системы, собственные резонансные частоты), так и от места размещения на борту. Вибрация на борту ВС имеет переменный характер и распределяется по трем осям: продольной, поперечной и вертикальной. Наиболее длительное воздействие вибрационных нагрузок возникает при выполнении маневра, при изменении тяги

или при торможении. При выполнении маневра может возникать ускорение до 7 м/сек². Изменение тяги и торможение вызывают ускорения, не превышающие 0,5 м/сек². В условиях полета кривая вибрации вдоль любой из осей имеет переменный характер, она содержит несколько синусоидальных составляющих с частотами в диапазоне от 5 до 2500 Гц при пиковом ускорении на низких частотах до 20 м/сек². При этом, в ходе испытаний на этапе НИОКР максимальные значения уровня вибрационного воздействия для БЦСУ не превышают 6 м/сек², а ударные воздействия проводятся в выключенном состоянии БЦСУ [38].

Во время работы БЦСУ электронные компоненты являются точечными источниками тепла, и в объеме конструктивных модулей устанавливается средняя рабочая температура. Высокая плотность монтажа современных модулей печатных плат из состава БЦСУ может значительно превышать температуру в отсеках ВС. Установлено, что для многих электронных компонентов при превышении температурного воздействия в три раза скорость деградиационных процессов возрастает приблизительно в 4 раза [4]. Для условий Крайнего Севера и Сибири во многом определяющим является возможность БЦСУ работать в условиях экстремально низких температур, в [27] отмечено, что расширение диапазона эксплуатационных температур остается актуальной проблемой работоспособности БЦСУ. Взлет и посадка для Airbus A320 и Boeing 737NG ограничены температурами до минус 46 °С и до минус 40 °С соответственно. Аналогичные требования к ВВФ в части цифрового БЦСУ реализованы в самолетах семейства SSJ-100 и предъявляются к разрабатываемому МС-21, при этом необходимо отметить, что в соответствии с [38] минимальная температура при холодном запуске составляет минус 15 °С. Испытания «Cold Soak Test» самолета Airbus A310 в Якутске показали, что при охлаждении отсека авионики до минус 54 °С выявлена неравномерность времени прогрева самого БЦСУ и отсека, где оно установлено, вследствие чего время готовности систем ВС не выполняется согласно требованиям руководства по эксплуатации.

Основные причины появления дефектов БЦСУ [9, 20, 78, 83, 92, 97, 111, 115] при ВВФ, следующие (таблица 1.1):

– воздействие циклического изменения температуры (далее по тексту – ЦИТ) (рассогласование коэффициентов теплового расширения):

а) накопление усталости, перенапряжение и рекристаллизация паяного соединения вследствие ползучести, усиленной релаксацией приложенных напряжений, вызывающую максимально возможную остаточную пластическую деформацию;

б) обрыв соединений вследствие образования интерметаллических соединений;

в) ускорение диффузионных процессов примесей и зарядов на поверхности полупроводников, разрушение кристаллической решетки.

Для полупроводниковой ЭКБ: электромиграция, диэлектрический пробой; температурная нестабильность напряжения обратного смещения, инжекция горячих носителей.

– воздействие широкополосной случайной вибрации (далее по тексту – ШСВ):

а) многоцикловая усталость;

б) создание напряжений в паяных соединениях поверхностного монтажа, как функция радиуса кривизны платы (изгиба) и положения электронного компонента на плате;

в) создание локальных пластических деформаций.

– Воздействие электрических нагрузок: ухудшение диэлектрических свойств полимерных изоляционных материалов.

– Воздействие теплового удара (скорость изменения температуры более 30 °С/мин):

а) изгиб печатной платы, за счет высоких динамических тепловых градиентов;

б) создание многоосных напряженных состояний с преобладанием растягивающих перенапряжений и усталости при растяжении.

Таблица 1.3. - ВВФ и виды дефектов

Вид дефектов БЦСУ	Воздействующие факторы
Дефекты изготовления печатных плат: микродефекты, вздутие, расслоение проводящих и изолирующих слоев, неравномерная толщина, отсутствие или повреждения влагозащитного слоя, нарушение теплообмена ЭКБ и пр.	Вибрация
	ЦИТ
	Удары
	Повышенная температура
	Электрические нагрузки
Дефекты монтажа и сборки: изгиб выводов ЭКБ, расположение, натяжение и крепление жгутовых соединений, крепление ЭКБ, обрывы проводников ЭКБ и пр.	Вибрация
	Удары
	ЦИТ
	Повышенная температура
Дефекты пайки: Нарушение термопрофиля пайки ЭКБ, нарушений операций реболлинга BGA-компонентов, быстрое и неравномерное охлаждение, использование некачественной ЭКБ после длительного срока хранения, несвоевременная смена припоя и флюса при пайке «волной» и пр.	Вибрация
	Удар
	ЦИТ

По данным ряда компаний, производящим испытательное оборудование (Qualmark, CZS, Thermotron), 74 % отказных состояний электронного оборудования определяется при воздействии комбинации внешних факторов (изменение температуры и вибрации) и широкополосной случайной вибрации. При этом механизмы развития отказов БЦСУ могут быть описаны физическими моделями накопления усталостных разрушений [28, 60, 108, 116].

По другим данным [73,74] доля отказов БЦСУ от тепловых воздействий составляет от 42 % до 55 % от всех отказов, от воздействия вибрации от 17 % до 80 % от всех отказов, вызванных ВВФ. Отметим, что основным источником информации по отказам БЦСУ, вследствие ВВФ являются различные виды испытаний [38]. В [83] при широкополосной случайной вибрации выявляется до 20–30 % дефектов; циклическое изменение температуры позволяет выявить до 35–

40 % всех дефектов; при воздействии повышенной температуры при изменении напряжения питания выявляется до 25–30% всех дефектов.

Актуальным ставится задача по нахождению моделей и методик многофакторных эквивалентно-циклических испытаний, объединяющих данные факторы и дефекты.

Объект, методы и средства испытаний рассматриваются как общая система [60], в [28, 60, 82] выделяются следующие основные положения, необходимые для разработки испытаний безотказность на основе «энтропийного» подхода в теории надежности:

1. Независимость расходования ресурса: надежность объекта испытаний при условии сохранения физической картины отказов зависит от величины выработанной им доли ресурса в прошлом и не зависит от того, как выработан этот ресурс (принцип Седякина) [84]:

$$R(T) = \int_0^{T_0} w(t) dt, \quad (1.2)$$

где $R(T)$ – ресурс, вырабатываемый за время T_0 ;

$w(t)$ – неотрицательная функция, выражающая какой-либо параметр изделия, ухудшающийся в процессе наработки изделия и приводящий к отказу.

Ресурс, выработанный в процессе ускоренных испытаний, должен соответствовать ресурсу, выработанному при эксплуатации. Тогда коэффициент ускорения будет определяться как:

$$K_y = \frac{\int_0^{T_0} w(t) dt}{\int_0^{T_0} w_y(t) dt} = \frac{T_{\text{Э}}}{T_{\text{И}}} = \frac{N_{\text{Э}}}{N_{\text{И}}} = \frac{\lambda_{\text{И}}}{\lambda_{\text{Э}}}, \quad (1.3)$$

2. «Наследственность»: в процессе производства могут изменяться внутренние параметры составных компонентов изделия, но их функциональная взаимосвязь остается неизменной (принцип «наследственности» Карташова) [35-38].

3. Суммирование усталостных повреждений: последовательность режимов циклического нагружения условий эксплуатации не отражается на оценке ресурса (гипотеза линейного суммирования повреждений Пальмгрена-Майнера предполагает, что при $D=1$ достигается полное разрушение) [68, 115]

$$D = \sum_{i=1}^n \frac{n_i(S_i)}{N_i(S_i)}, \quad (1.4)$$

где D_i - накопленные усталостные повреждения за период действия напряжения S_i ;

n_i - число циклов напряжений при напряжении с амплитудой S_i ;

N_i - число циклов напряжений с амплитудой S_i до разрушения.

4. Равенство и схожесть распределений: распределение критерия годности изменяющегося параметра в ходе ускоренных (форсированных) испытаний и в режиме эксплуатации должны принадлежать к одному классу распределений и подчиняться линейному преобразованию (моменты отказов связаны линейной зависимостью), то же самое относится и к распределениям времени безотказной работы (условия автомодельности Игнатова).

Отметим, что при $\lambda(t) = \text{const}$ (dS/dt) выполняется принцип Седякина, при $dS/dt = \text{const}$ выполняется принцип накопления повреждений Майнера-Пальмгрена.

В [58, 82] указываются еще несколько принципов расходования ресурса: Пешеса-Степановой (принцип «доламывания»), Козлова-Серенсена (для режимов с одним параметром воздействия) и Фрейденталя (для циклического нагружения с изменяющейся амплитудой). В [8] рассматривается параметрическая модель эквивалентности испытаний при механических нагрузках, в которой предельное состояние при циклическом воздействии факторов нагружения является превышением определенного уровня параметров работоспособности (в результате накопления остаточных (усталостных) эффектов) [60].

Момент достижения предельного состояния зависит от параметров воздействия и свойств испытываемого изделия. Критерием, объединяющим указанные факторы, является энергия воздействия \mathcal{E} , необходимая объекту для достижения предельного состояния за время T_L . Отсюда следуют следующие выражения для нестационарного (1.5) и стационарного (1.6) случайного воздействия

$$\mathcal{E} = \int_0^{T_L} D(t) dt \quad (1.5)$$

$$\mathcal{E} = DT_L \quad (1.6)$$

Энергия воздействия, приложенная для достижения изделием предельного состояния, служит совокупной характеристикой предельных значений его параметров разрушения. Преимущество энергетического подхода связано с тем, что характер воздействия не имеет принципиального значения, однако, при этом учитываются как свойства самого воздействия, так и свойства конструкции изделия, описывая тем самым напряженное состояние.

Необратимые изменения физического состояния технических систем являются следствием второго закона термодинамики или неравномерного характера физической структуры объектов, что позволяет построить термодинамические модели формирования отказов [60]. Интегральные закономерности изменения внутренних параметров объектов должны сохраняться в виде интегральных закономерностей внешних параметров, что позволяет использовать эволюционные модели (модели расходования ресурса, где ресурс представлен как интеграл от изменения энтропии) как основу физического подхода в оценке надежности технических систем. Базовым критерием потенциальной ненадежности изделия является изменение энтропии dS/dt , которая может быть интерпретирована как скорость необратимого изменения интегрального состояния или интегральных параметров объекта для реальных условий его взаимодействия с внешней средой.

Интенсивность отказов в этом случае будет представлена как

$$\lambda(t) = \frac{dP}{dt} = \frac{dP}{dK} \cdot \frac{dK}{dt}, \quad (1.7)$$

где dK/dt - интегральная скорость необратимого изменения состояния объекта, определяемая изменением исходной величины изменения энтропии, вследствие физико-химических процессов под действием воздействующих факторов;

dP/dK - плотность распределения отказов [55, 60]. Отсюда интенсивность отказов в эксплуатации,

$$\lambda_{\Sigma} \cong \sum_{i=1}^k \lambda_i \quad (1.8)$$

Термодинамические методы и энергетический подход могут комплексно применяться в задачах контроля качества и надежности БЦСУ [13, 28]. На основании чего предполагается, что БЦСУ представляет собой совокупность m -

квазиэлементов всех компонентов и материалов, которые «расходуют» свой ресурс с постоянной во времени скоростью a_j , постоянным потоком (интенсивностью) отказов, при котором все процессы деградации имеют равное значение влияния друг друга.

В этом случае определяющий параметр изделия $Y(t)$ представляют в общем виде как функцию физико-химических параметров p_j , определяемых в зависимости от цели и условий исследования:

$$Y(t) = f(p_1, p_2, \dots, p_j, \dots, p_l) \quad (1.9)$$

причем каждый из p_j , в свою очередь, является функцией времени, факторов воздействия и целого ряда качественных характеристик J_i изделий

$$p_j = f_j(t, T, J_1, J_2, \dots, J_m) \quad (1.10)$$

Величины J_i связывают макроскопические изменения параметра $Y(t)$ с явлениями, происходящими на молекулярном, атомном или электронном уровнях. Предположим, что переменные t и T в (3.16) разделяются, т. е.

$$p_j = s_j(t, J_1, \dots, J_k) r_j(T, J_{k+1}, \dots, J_m). \quad (1.11)$$

Задачей создания модели отказа является аппроксимация каждой составляющей в (1.11) простыми аналитическими функциями. Составляющая $s_j(t)$ характеризует кинетику деградационного процесса, протекающего в соединении при постоянной температуре.

Общая скорость деградации, включающей несколько последовательных стадий, определяется наиболее медленной стадией.

Знание основной причины развития дефекта дает возможность спрогнозировать изменение параметра во времени параметра $Y(t)$, т. е. функции $s_j(t)$ [14, 33, 75, 81, 96, 93, 95, 96, 97, 102, 103, 115, 116] на основе физико-химических процессов (таблица 1.4).

Однако, по сравнению с последовательным воспроизведением воздействием факторов, более предпочтительным выглядит многофакторные воздействия.

Наибольшее распространение получил метод многофакторных испытаний по результатам проведения многофакторного эксперимента в виде уравнений регрессии. В общем случае «поведение» БЦСУ описывается некоторой

аппроксимирующей функцией технического параметра Y под воздействие j -факторов x с уровнем от 1 до m вида [68]:

$$Y = F(x_1, x_2, \dots, x_m, A + y(I)), \quad (1.12)$$

где A - вектор коэффициентов регрессии;

$y(I)$ - граница 1-го доверительного интервала математической модели.

Таблица 1.4 - Модели факторов, интенсифицирующих дефекты

Модель, определяющая коэффициент ускорения		Воздействующий фактор	Отказ
Соотношение Крэндла-Марка/ Обратный степенной закон	$K_y = \frac{T_{\text{Э}}}{T_{\text{И}}} = \frac{N_{\text{Э}}}{N_{\text{И}}} = \left(\frac{S_{\text{И}}}{S_{\text{Э}}}\right)^m$	ШСВ	Дефекты изготовления печатных плат и дефекты пайки микросхем в BGA-корпусах Дефекты монтажа и сборки, дефекты ЭКБ
		ЦИТ	
Уравнение Коффина-Мэнсона	$K_y = \frac{N_{\text{Э}}}{N_{\text{И}}} = \left(\frac{T_{\text{И}}}{T_{\text{Э}}}\right)^b$	Термоудары	
Обратный степенной закон	$K_y = \frac{T_{\text{Э}}}{T_{\text{И}}} = \frac{N_{\text{Э}}}{N_{\text{И}}} = \left(\frac{S_{\text{И}}}{S_{\text{Э}}}\right)^m$	Повышенная температура	
Уравнение Аррениуса/ Модель Эйринга	$K_y = \left(\frac{S_{E_{\text{И}}}}{S_{E_{\text{Э}}}}\right)^h \cdot e^{B\left(\frac{1}{S_{E_{\text{Э}}}} - \frac{1}{S_{E_{\text{И}}}}\right)}$	Электрические нагрузки	
Обратный степенной закон	$K_y = \frac{T_{\text{Э}}}{T_{\text{И}}} = \frac{N_{\text{Э}}}{N_{\text{И}}} = \left(\frac{S_{\text{И}}}{S_{\text{Э}}}\right)^m$	ЦИТ	
Модель Норриса-Ландзберга	$K_y = \left(\frac{\Delta T_{\text{И}}}{\Delta T_{\text{Э}}}\right)^m \cdot \left(\frac{\vartheta_{\text{И}}}{\vartheta_{\text{Э}}}\right)^{-n} \cdot e^{\frac{E_A}{k_b} \left(\frac{1}{T_{\text{max}_{\text{Э}}}} - \frac{1}{T_{\text{max}_{\text{И}}}}\right)}$		

Неизвестные коэффициенты определяют по данным измерений их характеристик и изменения этих характеристик во времени и в общем виде представляют собой следующее уравнение

$$Y(X, t) = b_0 + \sum_{i=1}^k b_i x_i + b_1 t + \sum_{i=1}^k b_{ii} x_i^2 + b_{ii} t^2 + \sum_{i < j}^k b_{ij} x_i x_j + \dots, \quad (1.13)$$

где x_i - вектор факторов, представляющих собой сам фактор (x_1, x_2, \dots, x_k), так и их функциональные преобразования и сочетания.

Для описания процессов старения и износа модель (1.13) чаще всего аппроксимируется до линейной функции [86].

Коэффициенты регрессии модели позволяют оценить степень влияния воздействующих факторов на величину технического параметра, определяющего надежность. Для их определения используется полнофакторный эксперимент с планом в виде матрицы планирования эксперимента. Вид плана зависит от количества испытываемых изделий, что требует проводить большее количество испытательных режимов для адекватного описания исследуемого процесса испытаний. Количество испытаний растет пропорционально, пока в результате обработки не будет получена адекватная модель. Минимальное число испытаний соответствует всегда плану полнофакторного эксперимента.

Для методик многофакторных испытаний на безотказность радиоэлектронной аппаратуры наземной техники связи, разработанных под научным руководством Панасенко Н.В. предложена следующая линейная модель коэффициента ускорения

$$K_y = (b_0 + b_1 \cdot x_1 + b_2 \cdot x_2 + \dots + b_9 \cdot x_9) / \eta, \quad (1.14)$$

где b_i - значения коэффициентов регрессии, определяемое по справочным данным;

$\eta = \frac{\tau_{\text{ВКЛ}}}{\tau_{\text{ВКЛ}} + \tau_{\text{ВЫКЛ}}}$ - коэффициент использования календарного времени для наработки аппаратуры в цикле форсированных испытаний;

$x_1 = \sum_i (T_i \cdot t_i) / (T_{\text{max}} \cdot t_{\text{ц}})$, при этом T_i (°C) - текущее значение температуры в течение i -го промежутка времени t_i , $T_{\text{max}} = 50$ °C; $t_{\text{ц}}$ - длительность цикла форсированных испытаний;

$x_2 = \sum_i \frac{E_i \cdot t_{\text{вл}i}}{E_{\text{max}} \cdot t_{\text{ц}}}$, где E_i (%) - текущее значение относительной влажности воздуха в течение $t_{\text{вл}i}$, $E_{\text{max}} = 98$ %;

$x_3 = \frac{\sum_i \Delta T_i \cdot N_i \cdot t_{\Delta i}}{\Delta T_{\text{max}} \cdot t_i}$, N_i - количество i -х изменений температуры с переходом через 0°С за время $\Delta t_{ti} \leq 2$ ч в диапазоне ΔT_i (°C), $\Delta T_{\text{max}} = 25$ °C;

$x_4 = \sum t(\Pi)_i/t_{ц}$, где $t(\Pi)_i$ - длительность i -ого воздействия пыли (песка) в цикле функциональных;

$x_5 = \sum t(CT)_i/t_{ц}$, где $t(CT)_i$ - длительность i -ого воздействия соляного (морского) тумана в цикле форсированных испытаний;

$x_6 = \sum (0,25 \cdot F \cdot t_{црi}) / t_{ц}$, где $F = \frac{1}{\tau_{вкл}}$ частота включения и выключения повышенного (до U_{max} по техническим условиям) напряжения источников электропитания за 1 ч наработки аппаратуры;

$x_7 = \sum_i t(TP)_i/t_{ц}$ - относительная длительность воздействия вибрации при транспортировании аппаратуры в составе объекта; $x_7=0$ - при испытаниях аппаратуры на воздействие вибрации в лабораторных условиях;

$x_8 = \sum_i t(УД)_i/t_{ц}$ - относительная длительность воздействия многократных ударов на аппаратуру различных групп эксплуатации; $x_8=0$ - относительная длительность воздействия многократных ударов на аппаратуру отдельных групп эксплуатации;

$x_9 = \sum t(B)_i/t_{ц}$ - относительная длительность воздействий вибрационных нагрузок на аппаратуру.

В [65] модель многофакторных эквивалентно-циклических испытаний (МФЭЦИ) представляет собой продолжительность испытаний равную максимуму длительности i -го из φ -воздействующего факторов рассчитанных с учетом коэффициентов ускорения по определённым по моделям таблицы 1.4:

$$T_{МФЭЦИ} = \max\{T_i\}_{\varphi} \quad (1.15)$$

Тогда интегральный коэффициент ускорения будет при заданной наработке в эксплуатации $T_{э}$:

$$K_y = \frac{T_{э}}{\max\{T_i\}_{\varphi}} \quad (1.16)$$

Наиболее распространённым подходом в практическом применении нашла модель коэффициента ускорения, где предполагается, что все воздействующие факторы влияют на все возможные механизмы отказов в равной степени значимости [108]:

$$K_{y\Sigma} = \prod_{i=1}^N K_{y_i} \text{ или } \lambda_{\text{И}} = \lambda_{\text{Э}} \prod_{i=1}^N K_{y_i} \quad (1.17)$$

Формула (1.13), нашла широкое применение в различных видах ускоренных испытаний, предполагая, что каждое приложенное воздействие увеличивает базовую интенсивность отказов, а следующее приложенное напряжение увеличивает общую интенсивность отказов, увеличенную предыдущим фактором, и так далее. Однако, такой подход уже на первоначальном этапе может привести к переоценке воздействия приложенных факторов, не учитывая различия в развитии механизмов отказа, при которых некоторые воздействия не оказывают ускоряющего эффекта, а их множество не оказывает вообще никакого влияния.

В исследованиях [108] делается уточнение модели (1.13), по результатам которых был разработан европейский стандарт по методам ускоренных испытаний [116], приведена модель воздействия i -го фактора, ускоряющего один из j -механизмов отказа с коэффициентом ускорения $K_{y_{ji}}$, при этом обобщенный коэффициент ускорения многофакторных испытаний

$$K_y = \frac{\sum_{i=1}^N \prod_{j=1}^k K_{y_{ji}}}{N}, \quad (1.18)$$

где N -общее количество воздействующих факторов в ходе испытаний.

При этом $K_{y_{ji}}$ представляет собой коэффициенты ускорения воздействующих i -факторов, интенсифицирующих развития j -го вида дефекта.

1.4 Методы многофакторных эквивалентно-циклических испытаний БЦСУ

Соответствие показателей надежности БЦСУ проводится методом эквивалентно-циклических испытаний на безотказность по ОСТ 1 01204-2012, MIL-HDBK-781A, IEC 62506-2013, GJB 899A-2009, основанных на работах [28, 35, 88, 71-73, 89], которые должны показать соответствие заданным требованиям по среднему налету на отказ в эксплуатации.

Эквивалентные-циклические испытания на безотказность, приводящие к сокращению времени определения показателей надежности, являются ускоренными.

Коэффициент ускорения представляет собой отношение заданной наработки на отказ $T_{\text{Э}}$ к продолжительности испытаний $T_{\text{И}}$, либо как отношение интенсивности отказа $\lambda_{\text{И}}$ при испытаниях к интенсивности отказов в режиме эксплуатации $\lambda_{\text{Э}}$

$$T_{\text{Э}} = K_{\text{у}} \cdot T_{\text{МФЭЦИ}} \text{ или } \lambda_{\text{Э}} = K_{\text{у}} \cdot \lambda_{\text{МФЭЦИ}}^{-1} \quad (1.19)$$

Отдельно [35], вводится понятие форсированных испытаний как метода интенсификации деградационных процессов, приводящих к переходу в предельное состояние изделия или его отказу за счет: увеличения уровней ВВФ относительно нормальных режимов эксплуатации и сокращения длительности и изменения скорости воздействия напряжений. В свою очередь интенсификация деградационных процессов происходит вследствие необратимого накопления механических повреждений при циклических воздействиях (кумулятивные повреждения) [6].

Форсированные испытания нашли широкое применение в качестве отбраковочных испытаний для качественного анализа уровня разработки и технологических процессов, например HALT/HASS [9, 41, 42, 102, 104, 105, 107]. Однако, применение для количественной оценки таких испытаний находятся на уровне исследований [114, 118], но необходимо отметить, что испытания форсированными методами являются эффективным средством для стабилизации выходных параметров БЦСУ и получения постоянного потока отказов.

Проведение ускоренных испытаний состоит из двух этапов [28, 37]:

- Этап предварительных исследований;
- Этап испытаний контролируемой партии при заданных рисках поставщика и заказчика.

Испытания на безотказность и долговечность состоят из следующих этапов [58, 88, 122]:

- предварительные исследования;
- разработка плана испытаний;
- проведение испытаний;
- оценка результатов испытаний и их достоверности.

План форсированных испытаний определяется:

- деградационными процессами;
- видом, уровнем и скоростью воздействия ВВФ;
- механизмами отказов и законами их распределения;
- отношениями вида, уровней, скорости воздействия и спектра нагружения ВВФ к показателям безотказности и долговечности;
- последовательностью (либо комбинацией) воздействия ВВФ, исключением факторов, оказывающих наиболее слабое влияние.

Типовые методики различны в зависимости от объемов выборки, устанавливаемых в соответствии с [21, 22].

Для авиационно-космического оборудования необходимо моделировать одновременное воздействие внешних факторов [60], что привело к необходимости разработки методов многофакторных испытаний (МФИ), обусловленных следующими причинами [56, 68, 74]:

- имитирование в ходе испытаний влияния факторов внешней среды и изменение режимов работы может гарантировать, что изделия будут иметь определенную надежность.
- необходимость накопления данных о комплексном влиянии внешних и внутренних воздействий на показатели надежности изделий.
- обнаружение отказов, которые отсутствуют при последовательных (одиночных) воздействиях, но проявляются при комплексировании факторов.

Одним из основных принципов проведения МФИ является метод прогнозирования параметров изделия по времени [13]. Метод основан на гипотезе, позволяющие экстраполировать по времени скорость изменения определяющего надежность параметра(-ов) изделия за интервал наблюдения от момента установившегося режима работы до момента достижения предельного состояния. Экстраполяция по времени подробно исследована в работе [68].

Оценка показателей безотказности БЦСУ ведется в соответствии с отраслевым стандартом [65], выполненного взамен методических указаний МУ-150-95 на

основании исследования [56] по методам эквивалентно-циклических испытаний. Эквивалентность испытаний заключается в том, что эксплуатационное и моделирующее внешнее воздействие должны вызывать одинаковые внутренние процессы деградации и разрушения. При этом из всей совокупности внешних воздействий выбирается один (или ограниченное малое число) из видов воздействия, который считается основной причиной отказа изделия.

Например, по результатам анализа отказов выпускаемых изделий в АО УКБП за 2019 г. по методике [65] проведено 47 испытаний на безотказность с положительными результатами завершены 45 с общей средней продолжительностью в 1100 ч, при этом наблюдается общая тенденция увеличения количества отказов БЦСУ в эксплуатации.

А.В. Майоров и Н.П. Потюков в рамках исследования планирования и ускоренных испытаний электронной автоматики (фактически бортового электронного оборудования самолетов) [56] положили начало методических указаний по проведению эквивалентно-циклических испытаний на безотказность МУ-150-95, а затем и пришедшему на замену отраслевому стандарту [65], разработали следующую методику, состоящую из:

1. Подготовки исходных данных:

1.1 Построение программы испытаний в нормальных условиях для чего

- календарный год эксплуатации делят на N календарных периодов продолжительностью t (месяц, квартал).

1.2 Для каждого N календарных периодов выделяют составляющие базового цикла (работа, простой, обслуживание и т.д.), S_{φ} .

1.3 Для каждого фактора, входящего в состав этапа S_{φ} периодов t определяют диапазоны изменения по опыту эксплуатации

1.4 Диапазон изменения каждого фактора внутри периодов t для каждой составляющей S_{φ} представляют квантованными на дискретное число m -уровней

1.5 Определяют частоты повторения уровней, на которые разделен диапазон изменения каждого фактора, подлежащего воспроизведению при испытаниях по исследованиям условий эксплуатации аналогичных устройств.

1.6 Определяют характер взаимодействия по анализу условий эксплуатации аналогичных устройств в виде диаграммы взаимодействия факторов.

1.7 Для каждого этапа S_φ периодов t строят урновые модели процесса воздействия факторов.

1.8 Формируют совокупности уровней факторов по периодам эксплуатации с учетом разделения по каждому этапу.

Процесс воздействия ВВФ на изделие в эксплуатации в течение любого периода t_ν (месяц, квартал, год) представляет собой набор M_k следующих один за другим этапов на каждом из которых устройство подвергается воздействию составляющие $S_{\psi\varphi}$, $\psi = 1, k$, где k -число элементарных совокупностей факторов:

$$M_k = \sum_{\psi} \sum_{\varphi} S_{\psi\varphi} \quad (1.20)$$

2. Построения циклограммы испытаний путем разделения общего набора эксплуатационных нагрузок на определенное количество повторяющихся циклов по полученным распределениям воздействующих факторов с помощью урновых моделей.

3. Преобразование условий программы в нормальных условиях на основе гипотезы линейного суммирования повреждений Майнера.

4. Проведение испытаний по полученной циклограмме.

На примере бортового электронного оборудования самолетов в методике рассмотрено воспроизведение климатических факторов на этапе простоя ВС между периодами применения через коэффициент ускорения при воспроизведении суточных перепадов температуры, выражаемый в виде отношения суммарного времени циклов нагрева и охлаждения при нормальной скорости охлаждения и нагрева к суммарному времени циклов нагрева и охлаждения с увеличенной скоростью охлаждения.

$$K_y = \frac{\sum_{i=1}^n (t_i^+ + t_i^-)}{\sum_{i=1}^n (t_{\Phi i}^+ + t_{\Phi i}^-)} \quad (1.21)$$

Предполагается, что для большинства электронных устройств, включая БЦСУ, для эквивалентности периода сохраняемости можно ограничиться воздействием суточного перепада температуры, что дает возможность исключить длительное воздействие установившихся температур (таблица 1.5).

Отметим, что в предложенной методике:

- отсутствует прямая корреляция данных по воздействию факторов с дефектами и их причинами;
- представлена только модель воздействия температуры и влажности, рассматривается отношение продолжительности испытаний двух выборок в двух режимах воздействия по усредненному изменению определяющего параметра БЦСУ.

Тот же самый подход был использован в ходе разработки типовой методики нормальных наземной техники связи под научным руководством Панасенко Н. В. по модели (1.15).

М. Красич [108] предложила методику проведения многофакторных испытаний, состоящую из пяти видов одновременных воздействий путем наложения друг на друга циклов воспроизведения: циклического изменения температуры, влажности, широкополосной случайной вибрация, электрической нагрузки в виде увеличения частоты включения и выключения, либо повышенного напряжения питания, выдержки при повышенной температуре.

Необходимо добавить, что ранее в России отсутствовала возможность использования испытательного оборудования, которое воспроизводило воздействие тепловой и механической энергий одновременно. Исключением были стенды на отдельных предприятиях промышленности и НИИ, но испытательные камеры такого типа и размера в коммерческой доступности отсутствовали

Таблица 1.5 - ЭЦИ на безотказность ОСТ 1 01204-2012

Воздействующий фактор	Уровни воздействия	Режим воздействия	Коэффициент ускорения
ШСВ	Максимальное значение спектральной плотности ускорения $S_{ЭЦИ}$, соответствующее заданным в технической документации	Режим взлета-посадки $T_{ШСВ_ВП} = \frac{T_{\Sigma_ВП}}{K_{у_ШСВ}} = \frac{N_{в/п} \cdot T_{ВП}}{K_{у_ШСВ}}$	$K_{у_ШСВ} = \frac{\left(\frac{S_{ЭЦИ}}{S_{Э_Max}}\right)^k}{\sum_{i=1}^5 P\left(\frac{S_{Э_i}}{S_{Э_Max}}\right)^k}$
		Режим полета $T_{ШСВ_П} = \frac{T_{ГН}}{K_{у_ШСВ}}$ $T_{ГН}$ - среднегодовой налет	
		Суммарное время испытаний по i-й оси: $T_{ШСВ_i} = T_{ШСВ_П} + T_{ШСВ_ВП}$ Время испытаний по 3 осям в одном базовом цикле: $T_{ШСВ} = 3 \cdot T_{ШСВ_i}$	
Циклическое изменение температуры	Максимальный диапазон изменения температуры в режиме полета и режиме хранения	Этап использования по назначению $N_{Функц} = \sum_{i=1}^{12} N_{и_i} = N_{вп} \sum_{i=1}^{12} P_i \cdot \left(\frac{\Delta T_{и_i}}{\Delta T_{колебаний_i}}\right)^{-k}$	-
		Этап хранения в составе ВС $N_{Сохр} = \sum_{i=1}^{12} N_{х_i} \cdot \left(\frac{\Delta T_{и_x}}{\Delta T_{хс_i}}\right)^{-k} + \left(\frac{\Delta T_{и_x}}{\Delta T_{хг}}\right)^{-k}$	
		Продолжительность испытаний $T_{ЦИТ} = (N_{Функц} + N_{Сохр}) \cdot (\tau_0 + \tau_н)$	

В настоящее время, широкое применение в аэрокосмической отрасли США и Китая приобрели камеры HALT/HASS, которые обладают следующими функциями:

- ступенчатое изменение повышенной и пониженной температуры в диапазоне от минус 100 °С до 200 °С;
- циклическое изменение температуры со скоростью от 1 °С/мин до 60 °С/мин на уровнях воздействий;
- многоосная широкополосная случайная вибрация по трем координатам одновременно с равномерным спектром (рисунок 1.13) [123];
- комплексное воздействие циклического изменения температуры и многоосная широкополосная случайная вибрация.

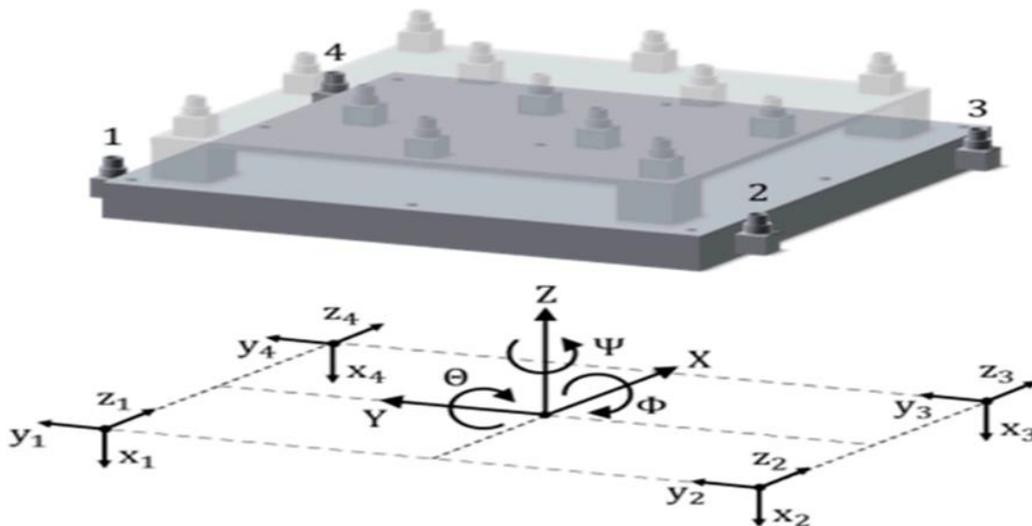


Рисунок 1.13 - Многоосная широкополосная вибрация в HALT-камере

В связи с ранее известными исследованиями [20, 94] об использовании отбраковочных испытаний в качестве методов, которые могут выявить деградационные процессы в интегральных схемах, предполагается перспективным использовать отбраковочные процедуры в качестве испытаний на безотказность элементов и устройств БЦСУ воздушного судна.

1.5 Автоматизация процессов повышения надежности БЦСУ

Мировые производители БЦСУ используют множество программных пакетов для оценки надежности, например, Item Software, Reliasoft Lambda Predict, T-Cubed, ALD Reliability Software, Alion System, Isograph, PTC, SoHAR, Probabilistic Software Inc. и Quanterion (таблица 1.6).

Программные пакеты при расчете показателей надежности БЦСУ используют интенсивность отказов ЭКБ на основе моделей справочников MIL-HDBK-217F/217 Plus (США), Надежность ЭРИ (Россия), GJB/Z 299(Китай), FIDES (Франция), Siemens SN 2950 (Германия), SR-332 Telcordia (США) и имеют целый ряд проблем, заключающиеся в том, что имеется устаревание данных по интенсивностям отказов элементов, а ряд теоретических моделей по оценке ошибочны [41,42]. На этапе эксплуатации оценка надежности уточняется по статистическим данным отказов на борту ВС и формируется в виде базы данных.

Таблица 1.6.- Программные пакеты по оценке надежности

Программный пакет	Пользователь
Item Software	EADS, Airplane Engineering, Adlynx, BE Analytic
Reliasoft Lambda Predict	Aerospace Optics, Boeing, Lockheed Martin, GE Aerostat Systems, Honeywell Grimes Aerospace
T-Cubed	Boeing, Airbus, Lockheed Martin, Honeywell
ALD Reliability Software	Northrop Grumman, Airbus, SAAB, NASA, Lockheed Martin, Thales, Rafael

Информационную поддержку формирования программы корректирующих действий бортовых цифровых систем управления воздушным судном осуществляют системы замкнутого цикла для идентификации, оценки и своевременного устранения причин отказов типа FRACAS (failure reporting, analysis and corrective action system) [79].

Данные собираются на каждом и этапов жизненного цикла, где определено несоответствие требованиям и исследуются группой аналитиков, которые в свою очередь, используя базу данных, состоящую из отчетов, конструкторской документации, условий эксплуатации, а также об аналогичных инцидентах, устанавливают причины отказов и вырабатывают корректирующие действия по их

устранению. После накопления достаточного объема статистических данных о результатах корректирующих действий проводится их оценка. Однако, необходимость наличия квалифицированной группы аналитиков, а также отсутствие типовых подходов к решению исключения дефектов, исходя из их физической природы возникновения, не позволяют в полной мере получить результат повышения надежности.

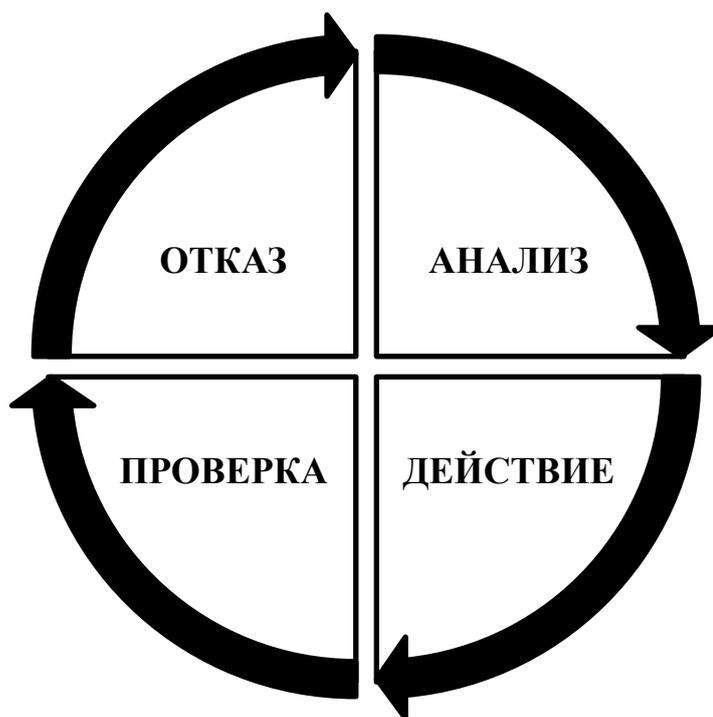


Рисунок 1.14 - Замкнутый цикл идентификации, оценки и своевременного устранения причин отказов

Одним из примеров экспертной системы анализа надежности изделия в ходе его эксплуатации, реализованной на базе методологии FRACAS является программный комплекс FavoWeb FRACAS анализирующий с формированием отчетов и вывода данных в аналитическом виде, включая анализ надежности, отказов, первопричин, наработок на отказ, интенсивности отказов, повышения надежности, распределения Парето, анализ с использованием распределения Вейбулла, расход запасных частей и расходных материалов и др. Модуль корректирующих/предупреждающих действий FavoWeb поддерживает и связывает с определенной проблемой каждое отдельное событие/инцидент/несоответствие заданным показателям или отказ в базе данных.

Аналогичным образом реализует автоматизированную поддержку пакет программ группы Windchill Quality Solutions (ранее RELEX) на основе логико-вероятностного анализа надежности и безопасности объекта.

В рамках отечественной системы АСОНИКА реализуется специальный программный комплекс визуализации виртуального макета элементов и устройств БЦСУ, подсистемы программы позволяют моделировать тепловые и механические процессы в аппаратуре, анализировать показатели надежности, а также взаимодействовать с известными САД-системами. Однако программа формирования корректирующих действий в пакете системы отсутствуют [1].

Системы программных комплексов группы Windchill Quality Solutions, FavoWeb FRACAS, не позволяют в замкнутом цикле реализовать новую методику МФЭЦИ и предложить программу корректирующих действий по причине:

- экспертных оценок на основе заключений аналитической группы, которая дается по отказу изделия, а не конкретным дефектам, имеющим разнородные процессы их образования;

- наличия статистически незначимых данных по инцидентам/отказам не позволяет выявить тенденции и тренды, предполагая сильную зависимость от аналитической группы специалистов;

- разработка корректирующих действий на основе статистических данных с принятием окончательных решений аналитиками.

Общей проблемой автоматизации является высокая стоимость внедрения систем в производственные процессы устоявшихся производств, зависимость от корректности вводимых данных и наличие квалифицированных и опытных кадров.

1.6 ВЫВОДЫ по ГЛАВЕ 1

1. Определен ряд общих проблемы, которые не позволяют обеспечивать заданный уровень надежности по безотказности элементов и устройств БЦСУ воздушного судна в части наработки на отказ:

- применение программно-логических интегральных схем, процессоров и микросхем памяти зарубежного производства, надежность которых в условиях длительной эксплуатации неизвестна;

- конструктивные решения, направленные на снижение массогабаритных характеристик, которые в совокупности дают высокую плотность монтажа и многослойность печатных плат, что приводит к повышенным режимам нагрузки на элементы при функционировании в условиях эксплуатации;

- отсутствие отработки и опыта при внедрении новых технологических процессов при монтаже новых типов корпусов микросхем, составляющих основу вычислительного ядра БЦСУ.

2. Проведен анализ отказов БЦСУ воздушным судном в эксплуатации на примере типового блока самолета, выявивший группы дефектов с высокой интенсивностью отказов, такие как разрыв механического соединения внутри микросхем вторичного источника питания, разрушение паяного соединения микросхем в BGA-корпусах на плате, отказы печатных плат и зарубежных цифровых микросхем.

3. Определена взаимосвязь причин дефектов и факторов их интенсифицирующих. Установлено, что основная доля дефектов БЦСУ в эксплуатации и при испытаниях приходится на тепловые воздействия, что составляет 42-55 % и механические воздействия от 17-80 % всех отказов. Наиболее эффективными являются одновременное воздействие широкополосной случайной вибрации и циклического изменения температуры позволяющее выявить до 70-90 % всех дефектов и интенсивно форсирует физико-химические процессы кумулятивного накопления повреждений.

4. Проанализированы основные принципы, модели и методики многофакторных испытаний: отмечено, что модели, используемые в действующих

методиках, не позволяют установить связь причин дефектов и этапов их возникновения при эксплуатации воздушного судна, что предположительно может не обеспечивать выявление таких категорий дефектов в ходе испытаний на безотказность. Обращается внимание на появление нового испытательного оборудования, имитирующего воздействия многоосной широкополосной вибрации, ранее не применяемой в многофакторных эквивалентно-циклических испытаниях на безотказность.

5. Проанализированы программные комплексы обеспечения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном, отмечается, что общей проблемой является предоставление недостоверной информации по отказам и их причинам, а также объём информации, который не позволяет выявить тенденции в отказах для правильного принятия программы корректирующих действий.

ГЛАВА 2. РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ И МЕТОДИКИ МНОГОФАКТОРНЫХ ЭКВИВАЛЕНТНО-ЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ НА БЕЗОТКАЗНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ И УСТРОЙСТВ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Модель многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность изделий необходима для разработки методик испытаний по оценки показателей безотказности в части продолжительности испытаний и количества циклов воздействия. Модели многофакторных испытаний, позволяющие дать оценку процессам накопления повреждений (расходования ресурса), не предоставляют возможности спрогнозировать уровень безотказности с учетом уровня сложности электроники, применяемой в бортовом радиоэлектронном оборудовании воздушных судов, что является одной из актуальной проблем по совершенствованию моделей многофакторных испытаний на надежность.

2.1 Разработка модели многофакторных эквивалентно-циклических испытаний

В соответствии с принципом Седякина ресурс, выработанный в процессе воздействия факторов, должен соответствовать ресурсу, выработанному при эксплуатации, что можно коррелировать с помощью коэффициента ускорения испытаний. Между тем коэффициент ускорения — это отношение заданной наработки на отказ $T_{\text{Э}}$ к продолжительности испытаний $T_{\text{И}}$ (отношения интенсивностей отказа $\lambda_{\text{И}}$ при испытаниях к интенсивности отказов в эксплуатационном режиме $\lambda_{\text{Э}}$)

$$T_{\text{Э}} = K_{\text{У}} \cdot T_{\text{И}} \text{ или } \lambda_{\text{Э}} = \frac{\lambda_{\text{И}}}{K_{\text{У}}} \quad (2.1)$$

Известно, что при одновременном воздействии нескольких ускоряющих факторов общий коэффициент ускорения определяют как произведение коэффициентов ускорения, обусловленных каждым ускоряющим фактором, при условии, что константы в моделях коэффициентов ускорения для каждого

фактора определялись при неизменных значениях других факторов [29, 36-38, 72].

Отсюда, интенсивность отказов $\lambda_{и_i}$ при испытаниях под воздействием i – го фактора ускоряет один и только один j – механизм отказа, при этом модель интенсивности отказов в эксплуатации $\lambda_{э}$ является произведением базовой интенсивности отказов в нормальном режиме λ_0 на произведение коэффициентов, учитывающих изменения эксплуатационной интенсивности отказов от различных факторов

$$\lambda_{и} = \sum_{i=1}^N \lambda_{и_i} \prod_{j=1}^k K_{yji} \text{ и } \lambda_{э} = \lambda_0 \prod_{i=1}^N K_{эi} \quad (2.2)$$

Как ранее было показано, в работе [108], предположив, что $\lambda_{э} = \lambda_0 = const$ и как условие эквивалентности $\lambda_0 = \sum_{i=1}^N \lambda_{и_i}$, а интенсивности отказов при воздействии каждого из N -факторов на испытаниях по отдельности $\lambda_{и_1} = \lambda_{и_2} = \dots = \lambda_{и_i}$, получена следующая формула для суммарного коэффициента ускорения многофакторных испытаний виде среднего коэффициентов ускорения воздействующих факторов

$$K_y = \frac{\lambda_{и}}{\lambda_{э}} = \frac{\sum_{i=1}^N \lambda_{и_i} \prod_{j=1}^k K_{yji}}{\lambda_0 \prod_{j=1}^k K_{эj}} = \frac{\sum_{i=1}^N \lambda_{и_i} \prod_{j=1}^k K_{yji}}{N \times \lambda_{и_i}} = \frac{\sum_{i=1}^N \prod_{j=1}^k K_{yji}}{N} \quad (2.3)$$

Однако в [68], для повышения достоверности оценок высоконадежных изделий, предполагается использовать методы учета априорной информации, например, используя метод линейного объединения априорной и текущей информации. Тогда, учитывая весовые коэффициенты доминирующих механизмов отказа в виде относительной доли вероятности отказа d_j при воздействии i -го фактора, получим

$$K_y = \sum_{j=1}^k d_j \prod_{i=1}^N K_{yji}, \quad (2.4)$$

$$\text{при этом, } d_j = \frac{q_j}{\sum_j q_j} = \frac{q_j}{S} = \frac{\lambda_{и_j}}{\sum_i \lambda_{и_j}},$$

где q_j - число отказов изделий, вследствие развития j -го механизма отказа;

S - общее число отказов;

λ_{ij} - интенсивность отказов, вследствие развития j -го механизма отказа; а $\sum_{j=1}^N d_j = 1$.

Однако, модель (2.4), где в ходе определения коэффициента ускорения учтена относительная доля вероятности отказа изделий d_j вследствие развития j -го вида дефекта не учитывает режим эксплуатации, при котором возник этот j -дефект.

Для чего вводится дополнительный параметр - относительная доля вероятности отказа изделий d_k , вследствие условий определенных k -й стадией режима эксплуатации.

Отсюда модель многофакторных испытаний

$$K_{\text{МФЭЦИ}} = \frac{\sum_{j=1}^M d_j \prod_{i=1}^S K_{ij}}{\sum_{k=1}^N d_k}, \quad (2.5)$$

где $d_k = \frac{q_k}{\sum_k q_k} = \frac{q_k}{R} = \frac{\lambda_{kj}}{\sum_i \lambda_{ij}}$,

q_k - число отказов изделий на k -этапе эксплуатации;

R - общее число отказов в эксплуатации;

λ_{ε_k} - интенсивность отказов, вследствие воздействий режимов k -го этапа эксплуатации; а $\sum_{k=1}^N d_k = 1$.

Модель (2.5) связывает между собой стадии жизненного цикла изделия, а также доли отказов при различных воздействующих факторах, которые могут интенсифицировать те отказы, которые оказывают наибольшее влияние на безотказность изделия.

При этом должно быть выполнено следующее условие для применения формулы (2.5):

– относительная доля отказов при воздействии j -фактора $d_j \rightarrow d_j^{max}$, а доля отказов на этапе k -жизненного цикла $d_k \rightarrow d_k^{max}$ при этом должно быть выполнено следующее соотношение $0,1 \leq d_j \leq 1$ и $0,1 \leq d_k \leq 1$.

– отказы (дефекты), интенсифицируемые воздействующим фактором, должны выявляться при испытаниях на воздействие факторов, оказывающих влияние на безотказность с долей не менее 10 % и не менее 10 % должны фиксироваться в эксплуатации на определенных стадиях жизненного цикла.

Объединение относительных долей отказов, являющихся априорной информацией и экспериментальных данных позволит повысить точность оценки уровня безотказности БЦСУ в том случае, когда результаты исследований (испытаний, эксплуатации изделий-аналогов), проведенных до эквивалентно-циклических испытаний на безотказность, не противоречат данным, полученным в процессе испытаний [68].

Сравним исходную модель (2.4) и разработанную модель (2.5) в части точности получения оценки интенсивностей отказов элементов и устройств БЦСУ.

Если $\lambda_{\text{э}}$ - общая интенсивность отказов в эксплуатации, $\lambda_{\text{э}1}$ - интенсивность отказов при испытаниях по модели (2.4); $\lambda_{\text{э}2}$ - общая интенсивность отказов при испытаниях по модели (2.5) $\lambda_{\text{и}1}$ - расчетная интенсивность отказов, полученная в ходе испытаний по модели (2.4), $\lambda_{\text{и}2}$ - интенсивность отказов, полученная в ходе испытаний по модели (2.5)

$$\lambda_{\text{и}1} = \lambda_{\text{э}} \sum_{j=1}^N d_j \lambda_{\text{и}j} \quad (2.6)$$

$$\lambda_{\text{и}2} = \lambda_{\text{э}} \frac{\sum_{j=1}^N d_j \lambda_{\text{и}j}}{\sum_{k=1}^N d_k} \quad (2.7)$$

Выражение для объединения оценок имеет вид:

$$\widehat{\lambda}_0 = \frac{\lambda_{\text{э}1} \lambda_{\text{и}2}}{\lambda_{\text{и}2} + \lambda_{\text{и}1}} + \frac{\lambda_{\text{э}2} \lambda_{\text{и}1}}{\lambda_{\text{и}2} + \lambda_{\text{и}1}} \quad (2.8)$$

С дисперсией D

$$D = \frac{\lambda_{\text{и}2} \lambda_{\text{и}1}}{(\lambda_{\text{и}2} + \lambda_{\text{и}1})} \quad (2.9)$$

Выигрыш η в точности полученных оценок по модели (2.5) относительно модели (2.3) вычисляется по формуле

$$\eta = \frac{\lambda_{\text{и}2}}{D} = 1 + \frac{\lambda_{\text{и}2}}{\lambda_{\text{и}1}} = 1 + \frac{1}{\sum_{k=1}^N d_k} \quad (2.10)$$

Для примера в таблице 2.1 указаны относительные доли отказов по дефектам в части отказ ВГА-микросхемы вследствие пайки и отказ зарубежного операционного усилителя ОРА2270 из-за трещин в корпусе микросхемы вследствие «эффекта попкорна».

Таблица 2.1 - Относительные доли отказов, выявленных в цифровых модулях блока коммутации и сопряжения

Дефект	Доля выявленных отказов на этапе		
	Входного контроля	Полета	Простоя и регламентных работ
Пайка BGA-микросхемы	2 %	10 %	21 %
«Эффект попкорна»	4 %	11 %	33 %

Например, выигрыш в точности полученных оценок по дефекту «Эффект попкорна» составил величину равную 3,083, при этом без учета данного дефекта, по модели (2.4) данный дефект в связи с относительной долей равной нулю, в ходе испытаний не учитывается.

Однако, для проведения многофакторных испытаний, модели (2.5) недостаточно, поэтому предложена новая методика многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на основе воздействия тепловой (в виде воздействия изменения температуры) и механической (в виде воздействия многоосной широкополосной вибрации) энергий (рисунке 2.1).

Методика многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном состоит из восьми этапов, изображенных по левой стороне, справа показывается результат выполнения каждого этапа. Целью методики МФЭЦИ является выявления дефектов, значительно влияющих на безотказность БЦСУ в эксплуатации. На первом этапе методике «Определение коэффициентов ускорения доминирующих процессов появления дефектов (по модели)» ведется согласно формуле (2.5).

Далее, в разделах 2.2-2.6 раскрывается каждый из этапов методики по отдельности.

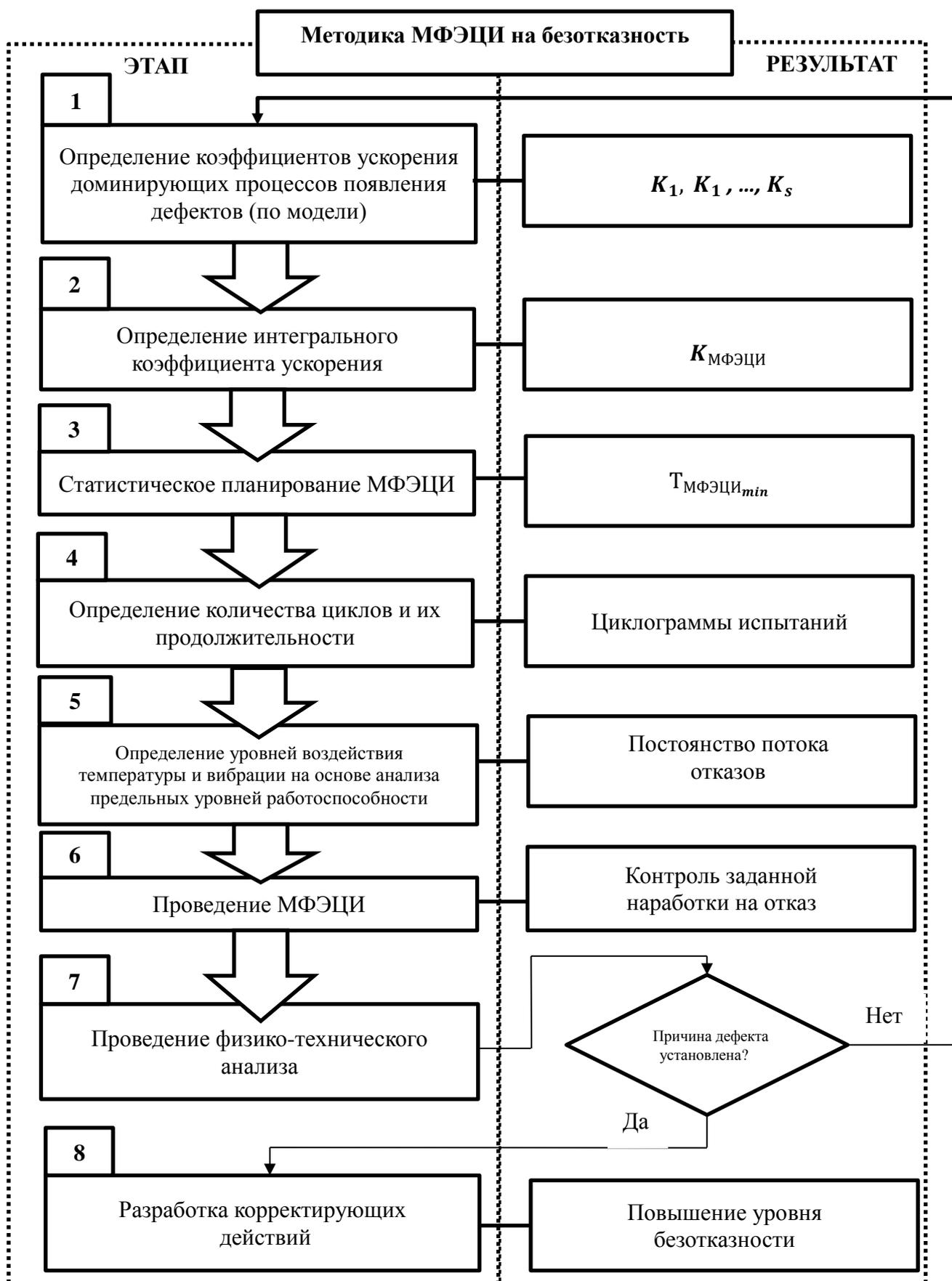


Рисунок 2.1 - Методика многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность элементов и устройств БЦСУ воздушным судном

2.2 Определение коэффициентов ускорения воздействующих факторов тепловой и механической энергии

Второй этап методики «Определение интегрального коэффициента ускорения» предполагает определение интегрального коэффициента ускорений МФЭЦИ элементов и устройств БЦСУ на безотказность как суммы коэффициентов ускорения доминирующих процессов появления дефектов в соответствии с моделью (2.5).

Согласно ГОСТ 25866-83 понятие «эксплуатация» определяется как стадия жизненного цикла изделия, на которой реализуется, поддерживается и восстанавливается их качество). Стадия эксплуатации в общем случае включает использование изделия по назначению, его транспортирование, хранение, техническое обслуживание и ремонт.

В [56] и затем в [65] основной жизненный цикл БЦСУ представлен типовой моделью эксплуатации ВС в виде последовательности базовых циклов эксплуатации, состоящих из типовых циклов эксплуатации. Количество циклов определяется отношением продолжительности среднегодового налета к продолжительности имитируемых полетных условий в типовом цикле эксплуатации.

В ходе ЭЦИ в соответствии с [65] БЦСУ подвергается циклическому воздействию ВВФ, имитирующих предполетные, полетные и послеполетные условия.

Всего за период 2018-2020 гг. при эксплуатации БЦСУ АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения» в составе МС-21 зафиксирован 101 отказ (в 2018 году 28 случаев, в 2019 году 30 случаев, в 2020 году 43 случая) [66]. Из них:

- в процессе испытаний - 2 случая (2 % от общего количества отказов за период 2018-2020 гг.);
- на входном контроле -10 случаев (8 % от общего количества отказов за период 2018-2020 гг.);

- в процессе производства самолетов - 49 случаев (49 % от общего количества отказов за период 2018-2020 гг.);

- в процессе эксплуатации - 42 случая (41 % от общего количества отказов за период 2018-2020гг.).

Поэтому жизненный цикл БЦСУ предполагается разделить на три стадии, отличающиеся от остальных, высокой интенсивностью отказов [42]:

1) **«Входной контроль»** - как стадия имитации предполетных условий ВС со средней продолжительностью $T_{\text{Трансп}}$. Стадия обладает следующими признаками и процессами:

- транспортировка;
- входной контроль и производство ВС;
- проведение регулировочно-отладочных работ и приемо-сдаточных испытаний в составе ВС;
- воздействие обслуживающего персонала и экипажа;
- проведение регламентных работ по обслуживанию и контролю исправности с демонтажом БЦСУ с борта ВС.

При этом

$$T_{\text{Трансп}} \approx 0,01 \cdot T_{\text{НР}} , \quad (2.11)$$

где $T_{\text{НР}}$ – назначенный ресурс, ч.

2) **«Функционирование на борту ВС»** - как стадия имитации полетных условий ВС со средней продолжительностью равной назначенному ресурсу $T_{\text{НР}}$, со следующими признаками и процессами:

- буксировка;
- рулежка;
- взлет-посадка;
- полет-маневрирование.

3) **«Простой и регламентные работы»** - как стадия имитации послеполетных условий ВС со средней продолжительностью $T_{\text{ЭксплСохр}}$, определяемая следующим выражением

$$T_{\text{ЭксплСохр}} = T_{\text{СН}} \cdot T_{\text{Г}} - T_{\text{НР}} , \quad (2.12)$$

где T_{Γ} - количество часов в году (8760 ч); $T_{\text{СН}}$ - назначенный срок службы, лет;
 $T_{\text{НР}}$ - назначенный ресурс, ч.

Соответственно, согласно модели (2.5), каждой стадии будет соответствовать определенный цикл испытаний, в котором с помощью факторов, определяющих тепловую и механическую энергию воздействия, таких как определенных в главе 1: многоосная широкополосная случайная вибрация и циклическое изменение температуры, имитирующие режимы эксплуатации БЦСУ.

Наработка на отказ учитывает стадию транспортирования до установки на борт ВС

$$T_0 = 0,1 \cdot T_{\text{НР}} + T_{\text{ТР}} \quad (2.13)$$

Назначенный ресурс не учитывает момент регламентных работ и равен назначенному ресурсу, заданному в НТД БЦСУ (техническом задании, технических условиях, квалификационном базисе)

$$T_{\text{НР}} = T_{\text{НР(ТУ)}} \quad (2.14)$$

Средний срок службы фактически будет суммой продолжительностей всех стадий жизненного цикла

$$T_{\text{СС}} = T_0 + T_{\text{НР}} + T_{\text{ЭксплСохран}} \quad (2.15)$$

Как ранее отмечалось, значительная часть отказов БЦСУ в эксплуатации является результатом накопления усталости паяного соединения микросхем в BGA(FBGA)-корпусах как внутри при пайке кристалла, так и на плате. Преобладающим механизмом отказов является усталость из-за ползучести, усиленная релаксацией напряжений, которая описывается моделями Энгельмайера (Engelmaier model), Соломона (Solomon model). Влияние пластической деформации описывается моделями Кнехта (Knecht model), Фокса (Fox model), Сайеда (Syed model). Модели описывают воздействие температуры, вибрации и термического удара на основе гипотезы линейного суммирования повреждений Майнера.

В последних работах по оценке надежности паяного соединения широкое применение нашли различные модификации модели Норриса-Ландзберга, например, в работе [116] для эвтектики 63Sn37Pb, как это было отмечено ранее, предложена следующая формула с параметрами $m=1,9$ и $n=0,333$

$$K_y = \left(\frac{\Delta T_{И}}{\Delta T_{Э}}\right)^{-1,9} \cdot \left(\frac{\vartheta_{И}}{\vartheta_{Э}}\right)^{-0,333} \cdot e^{1414 \cdot \left(\frac{1}{T_{maxЭ}} - \frac{1}{T_{maxИ}}\right)} \quad (2.16)$$

Разными исследователями, предложены различные коэффициенты для модели (1.28) Норриса-Ландзберга (таблица 2.1) в зависимости от корпуса микросхемы.

$$K_y = \left(\frac{\Delta T_{И}}{\Delta T_{Э}}\right)^{-a} \cdot \left(\frac{\vartheta_{И}}{\vartheta_{Э}}\right)^{-b} \cdot e^{c \cdot \left(\frac{1}{T_{maxЭ}} - \frac{1}{T_{maxИ}}\right)} \quad (2.17)$$

При этом отмечается сходимость модели с экспериментальными данными при использовании однофакторной схемы экспериментального исследования для отдельных факторов, включая величину температурного цикла, относительный коэффициент теплового расширения и длину кристалла микросхемы [118].

Таблица 2.2 - Коэффициенты модели Норриса-Ландзберга для различных типов корпусов микросхем

Модели	Тип корпуса микросхемы	a	b	c
Пан (Pan)	HiCTE BGA, CSP и TSOP	2,65	0,136	2185
Васудеван-Фан (Vasudevan and Fan)	FCBGA, CSP-BGA, Socket, CBGA, flexBGA	1.9	0,33	1414
Мирамеди (Miremadi)	CSP	2,86	0,077	4532
	LCCC, CBGA	1.07	0,18	4286
Исследования Shirgaokar, D. Arunachalam	PBGA, FC-PBGA, MCM, PBGA, Hi-CTE, CBGA, CBGA, CSP, Flip chip, MLF, QFP / LQFP	2.3	0,3	4562

Для примера, в методе [65] по проведению эквивалентно-циклических испытаний на безотказность бортового авиационного оборудования количество циклов изменения температуры рассчитывается фактически по обратно-степенной модели без учета частоты изменения цикла и с одним коэффициентом $a=6$ при испытаниях на безотказность для стадии функционирования и $a=3,5$ для стадии хранения БЦСУ в составе ВС, при этом отсутствуют коэффициенты по скорости изменения и коэффициент c , зависящий от значения энергии активации

$$K_{уфункц} = \left(\frac{\Delta T_{И}}{\Delta T_{Э}}\right)^{-6} \text{ и } K_{ухранения} = \left(\frac{\Delta T_{И}}{\Delta T_{Э}}\right)^{-3,5} \quad (2.18)$$

Расчетные значения по выражению (2.18), могут быть одной из причин несоответствия полученных результатов ЭЦИ в соответствии с [65] на безотказность БЦСУ с данными из эксплуатации, поэтому для дальнейшего использования в МФЭЦИ предполагается использовать экспериментальные исследования Pradeep Lall, Aniket Shirgaokar, Dinesh Arunachalam по определению коэффициентов для модели коэффициента ускорения Норриса-Ландзберга:

$$K_y = \left(\frac{\Delta T_{И}}{\Delta T_{Э}}\right)^{2,3} \cdot \left(\frac{\vartheta_{И}}{\vartheta_{Э}}\right)^{-0,3} \cdot e^{4562 \cdot \left(\frac{1}{T_{maxЭ}} - \frac{1}{T_{maxИ}}\right)}, \quad (2.19)$$

$\Delta T_{И}$, $\Delta T_{Э}$ - диапазон температур в испытательном цикле и в режиме эксплуатации;

$\vartheta_{И}$, $\vartheta_{Э}$ – скорость изменения температуры в цикле испытаний и в режиме эксплуатации, $^{\circ}\text{C}/\text{мин}$;

$T_{maxИ}$, $T_{maxЭ}$ - максимальная абсолютная температура в ходе испытаний и абсолютная температура при на i -й стадии жизненного цикла соответственно.

В исследованиях [113] показывается воздействие многоосной вибрации в HALT-камерах испытаниях. Доказано, что метод проведения ЭЦИ при последовательном воздействии ШСВ по каждой оси не интерпретирует в полном объеме эксплуатационный режим.

Предполагая в качестве моделирования процесса испытаний энергетическую теорию Губера-Мизеса-Генки и принимая во внимание нулевое возбуждение вибрационного стола, спектр мощности напряжения, эквивалентный режиму многоосной вибрации, представлен как [106]

$$S_M = S_{xx} + S_{yy} + S_{zz} + 3(S_{\theta} + S_{\psi} + S_{\phi}), \quad (2.20)$$

где $S_{И_{xxi}}$, $S_{И_{yyi}}$, $S_{И_{zzi}}$, $S_{И_{\theta i}}$, $S_{И_{\psi i}}$, $S_{И_{\phi i}}$ - спектральная плотность виброускорения в ходе испытаний по каждой из осей X, Y и Z их составляющие соответственно; $S_{Э_{xxi}}$, $S_{Э_{yyi}}$, $S_{Э_{zzi}}$ - спектральная плотность виброускорения в ходе эксплуатации по каждой из осей X, Y и Z.

Значение параметра накопления усталостного повреждения при многоосевой вибрации D_M выражение (2.22) многократно превышает усталость, накопленную при последовательном режиме испытаний по каждой оси D_s числитель (2.21)

$$D_s = \sqrt{S_{xx}^m} + \sqrt{S_{yy}^m} + \sqrt{S_{zz}^m} \quad (2.21)$$

$$D_M = \sqrt{S_M^m} = \sqrt{(S_{xx} + S_{yy} + S_{zz} + 3(S_{\theta} + S_{\psi} + S_{\phi}))^m}, \quad (2.22)$$

где $D_M \gg D_s$.

Исследования влияния составляющих вращения $S_{i\theta_i}, S_{i\psi_i}, S_{i\phi_i}$ на усталостное повреждение изделий в настоящий момент продолжаются и требуют более детальных экспериментальных данных [101]. Отсюда, с учетом модели многофакторных испытаний (2.5) получаем коэффициент ускорения при вибрационном воздействии ШСВ как

$$K_{y_ШСВi} = \frac{(S_{iXXi} + S_{iYYi} + S_{iZZi} + 3(S_{i\theta_i} + S_{i\psi_i} + S_{i\phi_i}))^m}{(S_{\Delta XXi} + S_{\Delta YYi} + S_{\Delta ZZi})^m}, \quad (2.23)$$

где m -эмпирический коэффициент для материала и способа нагружения (показатель наклона линии долговечности).

Для разных конструкционных материалов усталостная характеристика m варьируется от 4 до 25. Для МФЭЦИ БЦСУ принимается $m=4$ в соответствии с [65] и MIL-STD-810E.

Одной их характерных особенностей эксплуатации БЦСУ, как это отмечалось ранее, является цикличность работы. Существует гипотеза, что увеличение числа включений и выключений увеличивает число отказов [15]. Приближенная эмпирическая формула, связывающая общую интенсивность отказов λ_{Σ} , интенсивность отказов при непрерывной работе $\lambda_H, 1/\text{ч}$, интенсивность отказов на цикл «включено — выключено» $\lambda_{Ц}, \text{цикл}^{-1}$, и число циклов включения f за 1 ч непрерывной работы

$$\lambda_{\Sigma} = \lambda_H + \lambda_{Ц} \cdot f = \lambda_{Ц}(1 + C_{Ц} \cdot f), \quad (2.24)$$

где $C_{Ц} = \lambda_{Ц}/\lambda_H$, ч/цикл; обычно принимается в определенных пределах изменения постоянным f . Для авиационной аппаратуры $C_{Ц} = 10$ ч/цикл.

Тогда, исходя из принципа Седякина, равенства интенсивности отказов при непрерывной работе λ_H и интенсивности отказов на цикл «включено- выключено» $\lambda_{Ц}$, как в эксплуатационном режиме, так и в режиме испытаний, коэффициент ускорения будет как отношение числа циклов при испытаниях к числу циклов при испытаниях

$$K_y = \frac{\lambda_{\text{Э}}}{\lambda_{\text{И}}} = \frac{f_{\text{И}}}{f_{\text{Э}}} \quad (2.25)$$

Если принять во внимание, что количество включений-выключений БЦСУ эквивалентно определённым стадиям жизненного цикла, то можно условно выделить следующее

- на стадии «Функционирования на борту» количество включений и выключений эквивалентно количеству взлетов и посадок [65], при этом коэффициент ускорения

$$K_{y_{\text{в/п}}}^{\text{Ф}} = \frac{N_{\text{В/П}}}{N_{\text{В/П}}} = 1$$

- на стадии «Простой и регламентные работы» количество включений-выключений эквивалентно периодичности регламентного обслуживания, при этом коэффициент ускорения

$$K_{y_{\text{в/п}}}^{\text{С}} = \frac{N_{\text{В/П}}}{N_{\text{В/П}}} = 1$$

- на стадии «Входной контроль» количество включений и выключений принимается равным 1.

В методических указаниях МУ150-95 по проведению эквивалентно-циклических испытаний бортового авиационного оборудованию предлагается предварительно определить наиболее ненадежный элемент БЦСУ и непосредственно для него провести расчет коэффициента ускорения по следующей формуле

$$K_y = \frac{K_{\text{Р1}}}{K_{\text{Р2}}} = \frac{F_{\text{Р1}}}{F_{\text{Р2}}}, \quad (2.26)$$

где $K_{\text{Р1}}$ – коэффициент режима в условиях эксплуатации (хранения);

$K_{\text{Р2}}$ – коэффициент режима в условиях проведения испытаний;

$F_{\text{Р1}}$ – фактическая нагрузка ЭКБ, которая в наибольшей степени влияет на его безотказность; $F_{\text{Р2}}$ – предельная электрическая нагрузка ЭКБ.

Однако отмечается, что применимость формулы (2.26) возможна для определенных групп ЭКБ, например резисторов, конденсаторов, транзисторов, диодов, реле, соединителей, обладающих параметром, оказывающим прямое влияние на его функции. Для интегральных микросхем коэффициенты электрической нагрузки определяются внутренней структурой и конструктивно-технологическими особенностями изготовления ИМС [20, 82].

Воспроизведение режима работы по напряжению питания для БЦСУ, согласно программам ЭЦИ изделий АО «УКБП» обычно осуществляется следующим образом:

- 50 % времени при номинальном уровне напряжения питания;
- 25 % времени при повышенном на 10-20 % от номинального напряжении питания;
- 25 % времени при пониженном на 10-20 % от номинального напряжения питания.

На примере воздействия двух факторов циклического изменения температуры и широкополосной случайной вибрации рассчитаем интегральный коэффициент многофакторных эквивалентно-циклических испытаний.

Определим частные коэффициенты ускорения для каждой стадии эксплуатации во время испытаний:

- 1) Для стадии «Входной контроль» (входной контроль, отработка на борту)

$$K_{УВХК} = \frac{(d_{цит} \cdot K_{УТВХК} \cdot K_{УВВХК} + d_{шсв} \cdot K_{УТВХК} \cdot K_{УВВХК})}{d_{ВХК}}, \quad (2.27)$$

где $d_{цит}$ - доля отказов при воздействии ЦИТ;

$d_{шсв}$ - доля отказов при воздействии ШСВ;

$K_{УТВХК}$ - коэффициент ускорения при воздействии ЦИТ;

$K_{УВВХК}$ - коэффициент ускорения при воздействии ШСВ;

$d_{ВХК}$ - доля отказов на этапе входного контроля, в режиме воздействия персонала.

- 2) Для стадии «Функционирование на борту ВС» (полет, взлет-посадка, руление, набор высоты, снижение и пр.)

$$K_{уФункц} = \frac{(d_{цит} \cdot K_{уТФункц} \cdot K_{уВФункц} + d_{шсв} \cdot K_{уТФункц} \cdot K_{уВФункц})}{d_{Функц}}, \quad (2.28)$$

где $d_{цит}$ - доля отказов при воздействии ЦИТ;

$d_{шсв}$ - доля отказов при воздействии ШСВ;

$K_{уТФункц}$ - коэффициент ускорения при воздействии ЦИТ на этапе функционирования;

$K_{уВФункц}$ - коэффициент ускорения при воздействии ШСВ на этапе функционирования; $d_{Функц}$ - доля отказов на этапе функционирования, в режиме полета, взлета и посадки, руления, набора высоты, снижение и пр.)

3) Для стадии «Простой и регламентные работы»

$$K_{уРегл} = \frac{(d_{цит} \cdot K_{уТРегл} \cdot K_{уВРегл} + d_{шсв} \cdot K_{уТРегл} \cdot K_{уВРегл})}{d_{Регл}}, \quad (2.29)$$

где $d_{цит}$ - доля отказов при воздействии ЦИТ;

$d_{шсв}$ - доля отказов при воздействии ШСВ;

$K_{уТРегл}$ - коэффициент ускорения при воздействии ЦИТ на этапе простоя;

$K_{уВРегл}$ - коэффициент ускорения при воздействии ШСВ на этапе простоя;

$d_{Регл}$ - доля отказов на этапе простоя и регламентных работ, в режиме стоянки и воздействия технического персонала.

Интегральный коэффициент ускорения определяется по формуле

$$K_{МФЭЦИ} = K_{у_{ВхК}} + K_{уФункц} + K_{уРегл} \quad (2.30)$$

2.3 Планирование многофакторных эквивалентно-циклических испытаний элементов и устройств бортовых цифровых систем управления

На третьем этапе методике «Статистическое планирование испытаний» проводится определяется минимальное время испытаний.

При планировании испытаний на надежность используются методы статистического контроля [21-24]:

- последовательный с усечением;
- одноступенчатый с ограниченным числом отказов;

- одноступенчатый с ограниченной продолжительностью испытаний;
- комбинированный.

Рекомендуется использование последовательного метода, обеспечивающего среднюю ожидаемую продолжительность испытаний при ограниченном количестве испытываемых образцов.

Для этого при планировании испытаний принимается гипотеза о законе распределения показателя безотказности [90] в соответствии с ранее описанной методикой предварительных исследований.

Целью планирования контрольных испытаний БЦСУ является подтверждение гипотезы о том, что полученный в ходе испытаний показатель надежности не ниже предварительно установленного уровня. В основе такой оценки результатов МФЭЦИ используется последовательный метод контроля (метод Вальда) [68]. Исходными данными для планирования контрольных МФЭЦИ являются:

- риск потребителя (ошибка второго рода β);
- риск поставщика (ошибка первого рода α);
- браковочное и приемочное значение контролируемого показателя (в качестве верхнего уровня надежности принимается уровень - T_β , в качестве нижнего уровня - T_α),
- закон и параметры закона распределения контролируемого показателя надежности.

Достоинствами такой оценки является:

- два уровня надежности установлены заранее разработчиком ВС;
- возможность завершения испытаний в зависимости от полученных результатов.

Коэффициент, представляющий собой отношение приемочного уровня к браковочному

$$D = T_\alpha / T_\beta$$

В работе [68] принимается коэффициент D выбирать из диапазона от 1,25 до 2,5, в [65] предложен диапазон от 2 до 3. Например, в методиках ЭЦИ БЦСУ самолета МС-21, значение выбрано равным 2. В [28] отмечено, что принятие

одной из границ доверительного интервала $[T_\alpha, T_\beta]$ значения назначенного ресурса $T_{НР}$, заданного в технической документации на изделие, приводит к некорректной оценке результатов испытаний на надежность, однако, доверительный интервал однозначно должен быть размещен относительно этого значения на основе выбора функции распределения контролируемого показателя.

Отношение правдоподобия

$$\gamma = \frac{f(m, T_\alpha)}{f(m, T_\beta)}, \quad (2.31)$$

где $f(m, T_\alpha), f(m, T_\beta)$ - плотности вероятности отказов при T_α и T_β соответственно.

Условия, при которых ошибки должны находиться в заданных пределах (область соответствия), следующие:

- 1) если $\gamma \leq \frac{\beta}{1-\alpha}$, то результат МФЭЦИ принимается;
- 2) если $\gamma \geq \frac{1-\beta}{\alpha}$, то результат МФЭЦИ не принимается;
- 3) если $\frac{\beta}{1-\alpha} < \gamma < \frac{1-\beta}{\alpha}$, то МФЭЦИ продолжаются.

Для экспоненциального распределения для линий приемки $m_{пр}$ и $m_{бр}$ браковки, следующие:

$$m_{пр} \leq \frac{\ln\left[\frac{\beta}{1-\alpha}\right]}{\ln\left[\frac{T_\alpha}{T_\beta}\right]} + \frac{\frac{1}{T_\beta} - \frac{1}{T_\alpha}}{\ln\left[\frac{T_\alpha}{T_\beta}\right]} \cdot T_{МФЭЦИ} \quad (2.32)$$

$$m_{бр} \geq \frac{\ln\left[\frac{1-\beta}{\alpha}\right]}{\ln\left[\frac{T_\alpha}{T_\beta}\right]} + \frac{\frac{1}{T_\beta} - \frac{1}{T_\alpha}}{\ln\left[\frac{T_\alpha}{T_\beta}\right]} \cdot T_{МФЭЦИ} \quad (2.33)$$

Определим продолжительность МФЭЦИ с учетом шифра плана испытаний, выбираемого согласно ОСТ 1 01204-2012 (приложение Е) и коэффициента ускорения многофакторных эквивалентно-циклических испытаний, для подтверждения заданного уровня показателя безотказности $T_{НР}$

$$\text{Линия несоответствия: } T_{МФЭЦИн} \leq N_{МФЭЦИ} \cdot \frac{T_{Раб\max}}{n} \quad (2.34)$$

$$\text{При отсутствии отказов: } T_{\text{МФЭЦИ}_0} = \frac{T_{\text{НР}}}{K_{\text{МФЭЦИ}}} \quad (2.35)$$

$$\text{Линия соответствия: } T_{\text{МФЭЦИ}_c} = \frac{b \cdot T_{\alpha}}{n} = \frac{b_{yc} \cdot T_{\alpha}}{n \cdot K_{\text{МФЭЦИ}}} \quad (2.36)$$

где $T_{\text{Раб}_{\text{max}}}$ - продолжительность непрерывной работы БЦСУ, заданной в техническом задании;

$T_{\text{НР}}$ - средняя наработка на отказ и повреждение;

$N_{\text{МФЭЦИ}}$ - число циклов испытаний, $b(b_{yc})$ – нормированный коэффициент;

n – число испытываемых образцов.

По заданным значениям T_{α} , T_{β} , α , β , ведется графическое представление выборочного контроля. На график наносятся точки, исходя из количества отказов m объекта испытаний за время $T_{\text{МФЭЦИ}}$ согласно принятым уравнениям линий несоответствия и соответствия.

В исследовании [85] делается вывод, что планирование контрольных испытаний на надежность одновременно может служить основанием для проведения определительных испытаний на надежность с соответствующими показателями достоверности.

Заданный уровень безотказности считают подтвержденным, если:

- за минимальное время испытаний $T_{\text{МФЭЦИ}_0}^C$ отсутствуют отказы;
- произошло m -отказов, определенных в соответствии с оперативной характеристикой плана МФЭЦИ;
- есть пересечение линией реализации процесса линии соответствия оперативной характеристики плана МФЭЦИ.

Заданный уровень безотказности считают неподтвержденным, если:

- за время менее $T_{\text{МФЭЦИ}_0}^{HC}$ произошло m -отказов в соответствии с оперативной характеристикой плана МФЭЦИ;
- есть пересечение линией реализации процесса линии несоответствия на оперативную характеристику плана МФЭЦИ.

2.4 Определение количества циклов и их продолжительности по методике отбраковочных испытаний

На четвертом этапе методике «Определение количества циклов и их продолжительности», рассчитывается количество циклов МФЭЦИ элементов и устройств БЦСУ на безотказность.

В соответствии с [65] количество циклов изменения температуры рассчитывается только для двух стадий жизненного цикла [121]:

«Функционирование на борту ВС»

$$N_{\text{Функц}} = \sum_{i=1}^{12} N_{и_i} = N_{в/п} \sum_{i=1}^{12} P_i \cdot \left(\frac{\Delta T_{и}}{\Delta T_{\text{колебаний}_i}} \right)^{-6} \quad (2.37)$$

«Простой и регламентные работы»

$$N_{\text{Простой}} = \sum_{i=1}^{12} N_{x_i} \cdot \left(\frac{\Delta T_{и_x}}{\Delta T_{x_i}} \right)^{-3,5} + \left(\frac{\Delta T_{и_x}}{\Delta T_{xг}} \right)^{-3,5}, \quad (2.38)$$

где $N_{и_i}$ - количество циклов испытаний эквивалентных одному календарному месяцу;

$N_{в/п}$ - количество взлетов/посадок ВС за год;

$\Delta T_{и}$ - абсолютное значение диапазона изменения температуры при испытаниях;

$\Delta T_{\text{колебаний}_i}$ - диапазон изменения колебаний температуры в отсеке ВС в течение календарного месяца;

P_i - вероятное распределение среднегодового количества взлетов-посадок по i -ым календарным месяцам года (при равномерном распределении P_i принимается равным 0,0833);

N_{x_i} - среднемесячное количество колебаний суточной температуры в течение года при хранении ВС в умеренном или умеренно-холодном климатическом районе в неотапливаемом помещении;

$\Delta T_{и_x}$ - абсолютное значение диапазона изменения температуры при испытаниях;

ΔT_{xc_i} - абсолютное значение диапазона изменения температуры хранения в течение суток, как разность между дневной и ночной температурой ($\Delta T_{xc_i} = T_{xдi} - T_{xn_i}$);

$\Delta T_{xг_i}$ - абсолютное значение диапазона изменения температуры хранения в течении года, как разность между максимальным значением и минимальным значением температуры ($\Delta T_{xг_i} = T_{xгmax} - T_{xгmin}$).

Однако, в методике МФЭЦИ предполагается распределить циклы по стадиям, эквивалентным этапам эксплуатации, где выявлена высокая частота возникновения дефектов.

Для стадии «Входной контроль» (входной контроль, отработка на борту) количество циклов принимается равным

$$N_{\text{МФЭЦИ}_{\text{Вхк}}} = 1 \quad (2.39)$$

«Функционирование на борту ВС» (полет, взлет-посадка, руление, набор высоты, снижение и пр.) количество циклов воздействия многоосной ШСВ $N_{\text{Функц}_{\text{ШСВ}}}$, как и количество циклов воздействия температуры $N_{\text{Функц}_{\text{T}}}$ определяется заданным числом взлетов-посадок воздушного судна с учетом интегрального коэффициента ускорений

$$N_{\text{Функц}_{\text{ШСВ}}} = N_{\text{Функц}_{\text{T}}} = \frac{N_{\text{Э_Функ}}}{K_{\text{МФЭЦИ}}} = \frac{(T_{\text{СС}}/T_{\text{НР}})T_{\text{ТР}} \cdot N_{\text{В/П}}}{K_{\text{МФЭЦИ}}} \quad (2.40)$$

Продолжительностью одного цикла

$$T_{\text{Функц}_{\text{T1}}} = T_{\text{Функц}_{\text{ШСВ1}}} = \frac{T_{\text{МФЭЦИ}}}{N_{\text{Функц}_{\text{T}}}} = \frac{T_{\text{МФЭЦИ}}}{N_{\text{Функц}_{\text{ШСВ}}}}, \quad (2.41)$$

где $T_{\text{МФЭЦИ}}$ - продолжительность МФЭЦИ согласно плану испытаний при последовательном методе статистического контроля с усечением по числу отказов.

Количество циклов изменения вибрационного воздействия, имитирующих взлет и посадку воздушного судна, определяется по формуле:

$$N_{\text{Функц}_{\text{В}}} = \frac{N_{\text{Э_Функ}}}{K_{\text{МФЭЦИ}}} = \frac{(T_{\text{СС}}/T_{\text{НР}})T_{\text{ТР}} \cdot N_{\text{В/П}}}{K_{\text{МФЭЦИ}}} \quad (2.42)$$

Продолжительность одного цикла воздействий:

$$T_{\text{ФункцВ1}} = \frac{T_{\text{МФЭЦИ}}}{N_{\text{ФункцВ}}} \quad (2.43)$$

При стадии «Простой и регламентные работы» количество циклов изменения температуры определяется по формуле

$$N_{\text{Сохрт}} = \frac{N_{\text{Э_Сохр}}}{K_{\text{МФЭЦИ}}} = \frac{T_{\text{ТР}}(T_{\text{СС}}/T_{\text{НР}}) \sum_{i=1}^{12} N_{x_i}}{K_{\text{МФЭЦИ}}}, \quad (2.44)$$

где $N_{\text{Э_Сохр}}$ - количество изменений (колебаний) температуры равное произведению среднего срока службы на среднемесячное количество колебаний суточной температуры, равное количеству дней в году в течение года при хранении ВС в умеренном или умеренно-холодном климатическом районе в неотапливаемом помещении ($\sum_{i=1}^{12} N_{x_i} = 366$);

$T_{\text{СС}}$ - назначенный срок службы, г;

$T_{\text{НР}}$ - назначенный ресурс, ч;

$T_{\text{ТР}}$ - средняя наработка на отказ и повреждение;

$N_{\text{в/п}}$ - среднегодовое количество взлетов и посадок;

N_{x_i} - среднемесячное количество колебаний суточной температуры в течении года при хранении ВС в неотапливаемом помещении.

Продолжительность одного цикла воздействий изменения температуры рассчитывается по формуле

$$t_{\text{ц}} = \tau_0 + \tau_{\text{н}}, \quad (2.45)$$

где $\tau_{\text{н}}, \tau_0$ – время достижения нагрева и охлаждения установившейся температуры в наиболее массивном элементе БЦСУ соответственно.

На основе (2.39) – (2.45) строятся циклограммы каждого этапа МФЭЦИ в виде диаграммы времени и последовательности выполнения факторов нагружения, присущих жизненному циклу БЦСУ.

Эксплуатация БЦСУ эквивалентна типовой эксплуатации ВС (рисунок 2.3).

Как становится ясно из рисунка 2.2 циклограмма испытаний будет представлять собой многократное повторение базовых годовых циклов с условиями и уровнями испытаний эквивалентных различным режимам эксплуатации ВС (операции 1-10),

при этом базовый периодический цикл представляет собой некий типовой эквивалентный период: день, месяц, квартал.

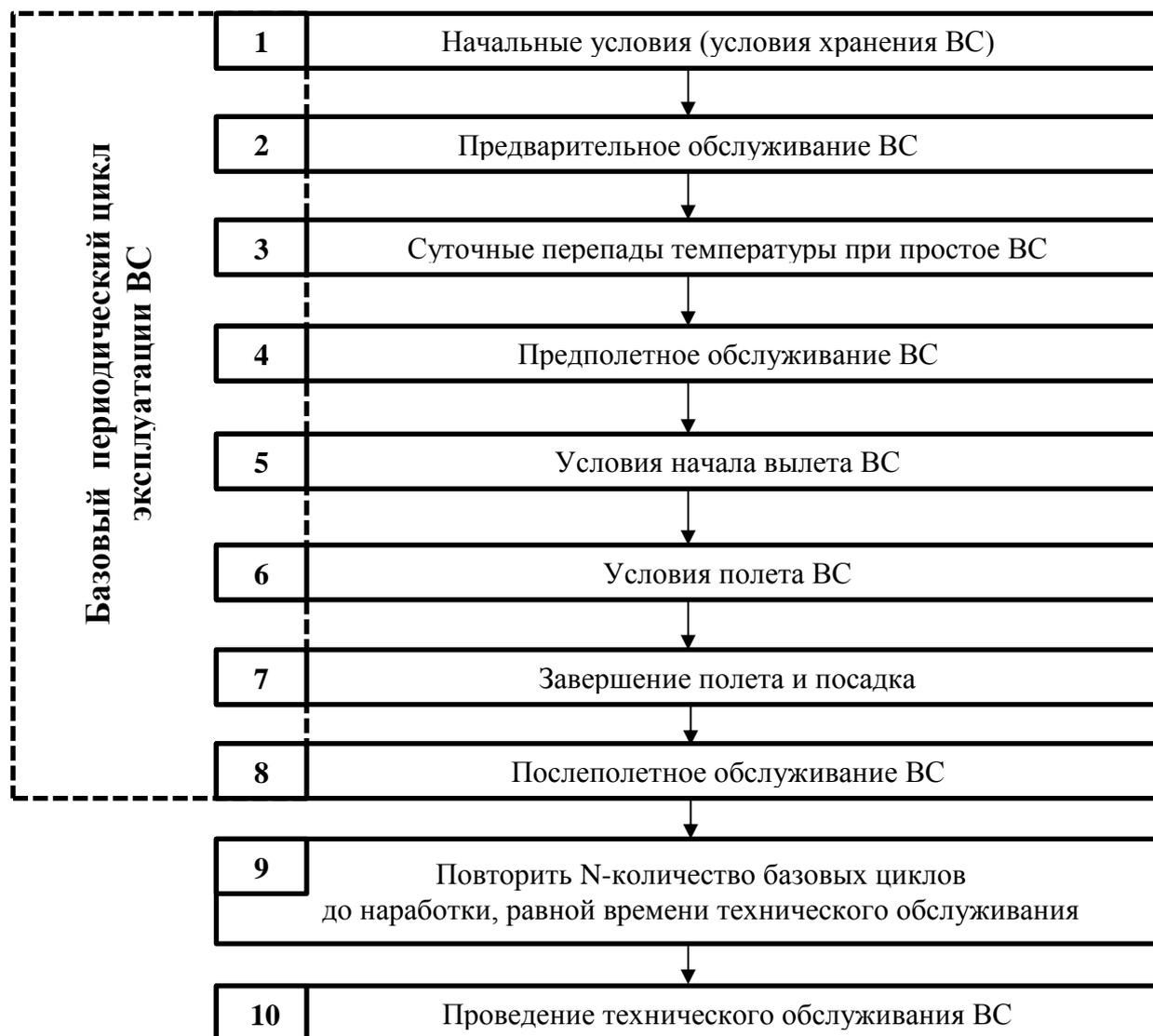


Рисунок 2.2 - Базовый годовой цикл эксплуатации БЦСУ на борту ВС

В общем случае методика построения циклограмм будет следующая:

1. Определить типовые временные промежутки (дни, недели, месяцы, кварталы, год) работы БЦСУ на разных стадиях жизненного цикла.

2. Разделить каждый типовой временной промежуток на хронологические этапы, в которых каждое внешнее воздействие (температура, вибрация, влажность, давление и пр.) можно считать постоянным, путем выявления явлений в течение времени, вызывающем изменение этих внешних нагрузок. При этом необходимо оценивать уровень влияния каждого внешнего фактора, а также суточные изменения температуры и сезонные изменения температуры.

Циклограмма изменения температуры является функцией времени, поэтому необходимо идентифицировать весь температурный цикл, включая фазу изменения температуры, которая запускает цикл, и фазу возврата к исходной температуре. При наложении температурных циклов друг на друга, действие подцикла будет отражено в основном цикле, на который они накладываются. Затем важно определить каждый температурный цикл независимо, исключив другие циклы. Температуры, которая является постоянной в первом цикле, становится эталонной температурой следующего цикла.

Отметим, что при наличии статистических данных о частотах совместного действия уровней воздействующих факторов, включая вероятностные значения параметров окружающей среды возможно методом статистического моделирования построить циклограмму испытаний с последующим формированием программы испытаний со случайной реализацией воздействующих факторов [13].

3. Построить циклограмму изменения температуры на основе информации о поведении температуры в ходе того или иного процесса. При этом необходимо учитывать температурные циклограммы для различных климатических районов, характеризующихся экстремальными условиями сезонных периодов эксплуатации ВС:

- арктический (зимний период);
- умеренно-холодный (весенне-осенний период);
- тропический (летний период).

Проведенный в первой главе анализ информации об отказах БЦСУ в эксплуатации и в ходе проведения различных видов испытаний, позволяет сделать вывод, что определяющая роль в формировании различных механизмов отказов из всего многообразия воздействующих факторов принадлежит, как правило, нескольким факторам, в большинстве случаев, температуры и вибрации.

Формирование температурной циклограммы эксплуатации проводится на основе данных о распределении температур на этапе стоянки для трех типов климатических районов, характеризующихся экстремальными значениями

температуры в течение календарного года эксплуатации, путем задания экстремальных значений температур в соответствующих диапазонах [65].

При этом на практике, как ранее указывалось, необходимо ограничиться воздействием суточного перепада температуры в целях исключения длительного воздействия установившихся температур.

5. Вибрационные воздействия, соответствующие различным режимам полета, представляют собой ШСВ и задаются следующими параметрами:

- спектральными плотностями виброускорений для различных режимов;
- среднеквадратичными значениями виброускорения;
- длительностями режимов нагружения.

5.1 Расчет уровня среднеквадратичного ускорения при постоянном уровне воздействия ШСВ в эксплуатации показан на рисунке 2.3 (при этом A - площадь образованной фигуры):

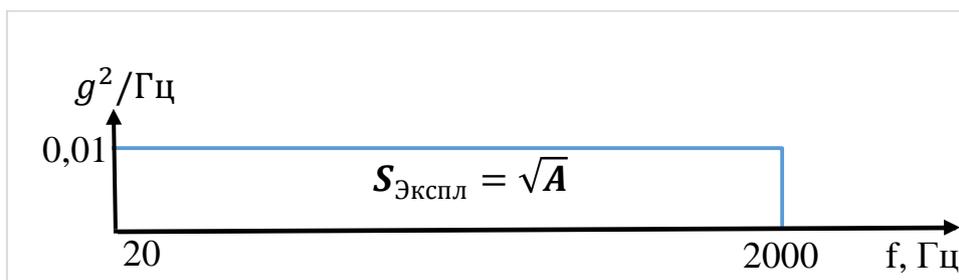


Рисунок 2.3 - ШСВ с постоянной спектральной плотностью

5.2 Расчет уровня значения спектральной плотности ускорения при переменном уровне воздействия ШСВ в эксплуатации (рисунок 2.4) определяется соотношениями (2.46) – (2.49).

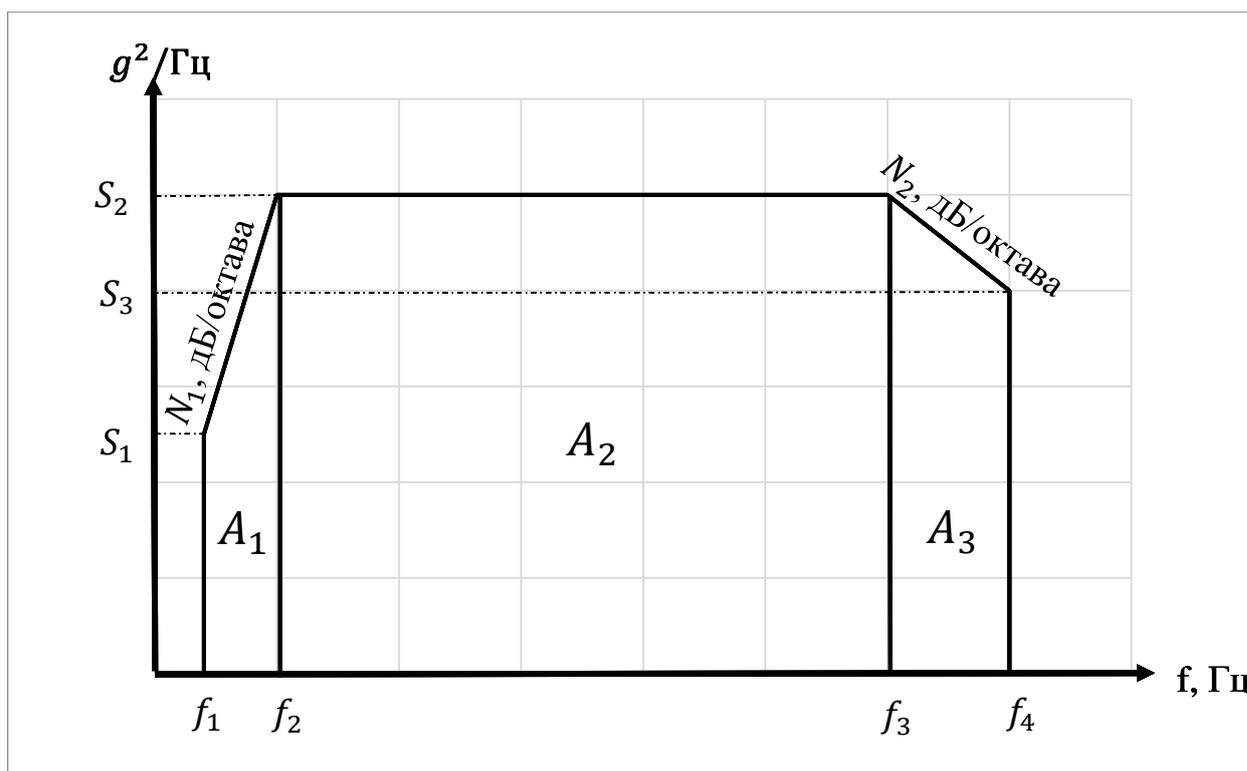


Рисунок 2.4 - ШСВ с переменной спектральной плотностью

$$A_1 = \frac{3S_2}{3+N_1} \cdot \left(f_2 - f_1 \cdot \left(\frac{f_1}{f_2} \right)^{\frac{N_1}{3}} \right) \text{ или } A_1 = \frac{3S_1}{3+N_1} \cdot \left(f_2 \cdot \left(\frac{f_2}{f_1} \right)^{\frac{N_1}{3}} - f_1 \right) \quad (2.46)$$

$$A_2 = N_2 \cdot (f_3 - f_2) \quad (2.47)$$

$$A_3 = \frac{3S_3}{3+N_2} \cdot \left(f_4 - f_3 \cdot \left(\frac{f_1}{f_2} \right)^{\frac{N_2}{3}} \right) \quad (2.48)$$

$$S_{\text{Экспл}} = \sqrt{A_1 + A_2 + A_3} \quad (2.49)$$

При задании уровня воздействия в эксплуатации в виде параметров синусоидальной вибрации применима формула Майлса [122]

$$A(f_p) = 3G_{RMS} = 3 \left(\sqrt{\frac{\pi}{2} \cdot f_p \cdot Q \cdot S(f_p)} \right), \quad (2.50)$$

где $A(f_p)$ – значение амплитудного спектра на частоте f_p ;

$S(f_p)$ – значение спектральной плотности широкополосной случайной вибрации на основной частоте собственных колебаний элемента конструкции;

Q – добротность;

f_p – значение собственной частоты колебаний элемента конструкции в рассматриваемом диапазоне частот;

G_{RMS} – среднеквадратическое значение ускорения в эксплуатации.

Оценку амплитудного спектра гармонической вибрации проводят по следующей формуле [63]

$$A(f_p) = \sqrt{2} \cdot G_{RMS} \quad (2.51)$$

5. Циклограммы механических воздействий формируются путем задания временной последовательности характеристик механических ВВФ, полученных в процессе обработки измерений, проведенных в местах установки изделий на борту ВС в характерных режимах полета. Для формирования различных типовых циклов испытаний разрабатывается несколько циклограмм механических воздействий, соответствующих различным типовым задачам, решаемым ЛА и содержащих большую часть возможных режимов полетов.

6. Типовые циклы МФЭЦИ строятся путем совмещения различных механических и климатических циклограмм. При этом возможно исключение периодов, в течении которых воспроизводятся установившиеся режимы нагрузок (методика «сжатия» циклограмм) любой стадии жизненного цикла (при рабочем режиме, простое и регламентных работах БЦСУ на ВС), если установившиеся значения уровней воздействующих факторов оказывают на БЦСУ пренебрежимо малое изменение технического состояния, например методами факторного анализа.

К указанному составу воздействующих факторов могут назначаться дополнительные воздействия (например, влажность, массовая скорость перемещения воздуха, расход воздуха при обдуве, температура и влажность воздуха, поступающего на охлаждение, туман, солнечная радиация, пыль и песок т.д.), оказывающие существенное влияние на безотказность БЦСУ.

2.5 Определение уровней воздействия температуры и вибрации с помощью HALT-камер

На пятом этапе методики «Определение уровней воздействия температуры и вибрации на основе анализа предельных уровней работоспособности» должны быть установлены уровни диапазона циклического изменения температуры и многоосной случайной широкополосной вибрации и проверена гипотеза о постоянстве потока отказов.

Как было отмечено в первой главе, уровни воздействия устанавливаются с помощью предварительных исследовательских испытаний в нормальном (форсированном) режиме для определения устойчивой базовой закономерности параметров БЦСУ или его характеристик надежности. При этом высокая надежность БЦСУ не позволяет за определенный период эксплуатации (и тем более испытаний) довести до отказа все объекты выборки. Также не указывается каким образом достигнут период учитываемых отказов, при отсутствии возможности контроля изменения параметров, например для паяного соединения, без методов разрушающего контроля установить параметры процесса деградации не представляется возможным.

В связи с тем, что возникновение большинства внезапных отказов первоначальном этапе эксплуатации носит характер случайных выбросов и не связана с постепенным накоплением повреждений элементов и устройств БЦСУ, требуется методика выхода на установившееся режимы работы, где интенсивность отказов является постоянной величиной.

По распространенному мнению, при хорошо отлаженном и стабильном технологическом процессе изготовления БЦСУ отсутствует необходимость проведения отбраковочных испытаний при этом отмечается, что [54]:

- в технологическом процессе всегда участвует человек-оператор, который в своей деятельности, даже при выполнении технологических операций средней сложности, неизбежно допускает не менее одного процента ошибок, что приводит к возникновению дефектов, не имеющих кумулятивный характер и проявляющихся как правило на начальном этапе эксплуатации;

- технологический процесс изготовления БЦСУ нестабилен и непостоянен, так как с целью повышения производительности оборудования, снижения себестоимости продукции в технологический процесс практически всегда вводятся изменения и доработки, дорогостоящие материалы заменяются более дешевыми и т.д., что также способствует появлению дефектов, имеющих единичный характер.

Например, в производственно-технологическом центре АО УКБП в 2018 г. количество выявленных ошибок при производстве БЦСУ, составила:

- 1155 несоответствий по вине исполнителя;
- 838 ошибочных действий при регулировочно-отладочных операций.

С определенной степенью вероятности, такие несоответствия, не выявленные на различных видах испытаний, снижают уровень безотказности БЦСУ, приводя к различным видам отказов в ходе эксплуатации.

Наибольший интерес вызывают процедуры HALT по методикам испытаний описанным в [41, 55, 102, 105, 107, 114, 119]:

- воздействия повышенных и пониженных температур, состоящих из двух стадий, в ходе которых температура ступенчато изменяется с начального уровня до пределов, при котором изделие не может выполнять заложенных в него функций;

- воздействие циклического изменения температуры со скоростью $V_{\Delta T_{\text{HALT}}}$ от 0 °С/мин до 60 °С/мин в диапазоне на 10-20 % ниже и выше предельных значений эксплуатации;

- воздействие многоосной ШСВ с равномерным спектром без ограничения диапазона нагружения;

- комбинированное воздействие ЦИТ и ШСВ.

В каждой процедуре последовательно определяются следующие уровни ВВФ для изделия:

- предельное значение пониженной температуры, при котором сохраняется работоспособности ($T_{\text{lim}(-)}^{\text{Paб}}$);

- предельное значение повышенной температура при котором сохраняется работоспособность ($T_{lim(+)}^{Paб}$);
- предельный уровень ШСВ, при котором сохраняется работоспособность ($G_{lim}^{Paб}$);
- предельное значение пониженной температуры, при котором работоспособность не восстанавливается (разрушение) ($T_{lim(-)}^{Max}$);
- предельное значение повышенной температуры, при котором работоспособность не восстанавливается (разрушение) ($T_{lim(+)}^{Max}$);
- предельное уровень ШСВ, при котором работоспособность не восстанавливается (разрушение) (G_{lim}^{Max}).

Например, в исследованиях [99, 100, 112] показываются уровни воздействий температуры и ШСВ, предельные значения которых обеспечивают надежность различных видов аппаратуры, например для БЦСУ установлены следующие диапазоны:

- [$T_{lim(-)}^{Paб}; T_{lim(+)}^{Paб}$] составляет от минус 60 до плюс 110 °С;
- [$T_{lim(-)}^{Max}; T_{lim(+)}^{Max}$] составляет от 90 до плюс 128 °С;
- [$G_{lim}^{Paб}; G_{lim}^{Max}$] составляет от 18 до 29 G_{rms} .

Порядок определения уровней ВВФ:

- 1) Проведение процедуры определения предельного (максимального) значения, пониженной уровня температуры $T_{lim(-)}^{Paб}$ и $T_{lim(-)}^{Max}$.

Значение $T_{lim(-)}^{Paб}$ определяется с помощью ступенчатого изменения начиная от уровня температуры НКУ до предельного значения отрицательной температуры, при котором сохраняется работоспособность и функционирование БЦСУ, либо до предельного значения испытательной камеры (рисунок 2.5). Значение температуры $T_{lim(-)}^{Max}$, является уровнем воздействия, при котором БЦСУ не функционирует, но при возврате на уровень $T_{lim(-)}^{Paб}$ работоспособность восстанавливается. При этом должно выполняться условие:

$$|T_{lim(-)}^{Max}| > |T_{lim(-)}^{Paб}| > |T_{Min(-)}^{TY}|$$

Время испытаний не более 3,5 ч.

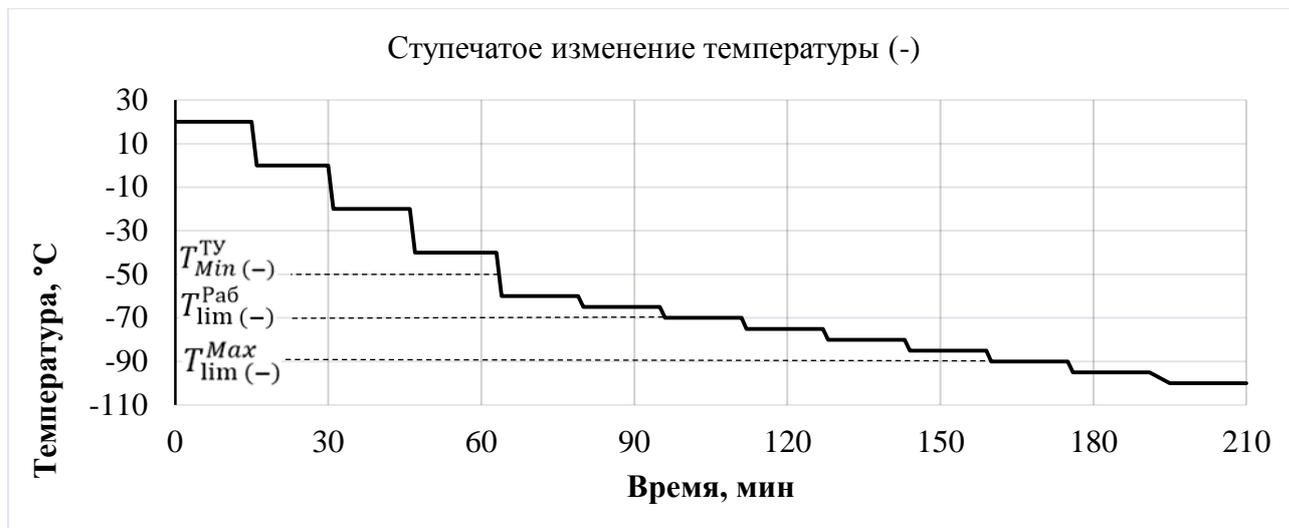


Рисунок 2.5 - Типовой график испытаний ступенчатого изменения в области отрицательных температур по процедуре HALT

2) Проведение процедуры определения предельного (максимального) значения повышенных уровней температуры $T_{lim(+)}^{Max}$ и $T_{lim(+)}^{Paб}$.

Значение $T_{lim(+)}^{Paб}$ определяется с помощью ступенчатого изменения начиная от уровня температуры НКУ до предельного значения повышенной температуры, при котором сохраняется работоспособность и функционирование БЦСУ, либо до предельного значения испытательной камеры (рисунок 2.6). Значение температуры $T_{lim(+)}^{Max}$, является уровнем воздействия, при котором БЦСУ не функционирует, но при возврате на уровень $T_{lim(+)}^{Paб}$, работоспособность восстанавливается.

При этом должно выполняться условие

$$|T_{lim(+)}^{Max}| > |T_{lim(+)}^{Paб}| > |T_{Max(+)}^{TY}|$$

Проверка исправности БЦСУ проводится на каждом периоде стабилизации.

Время испытаний не более 3 ч.

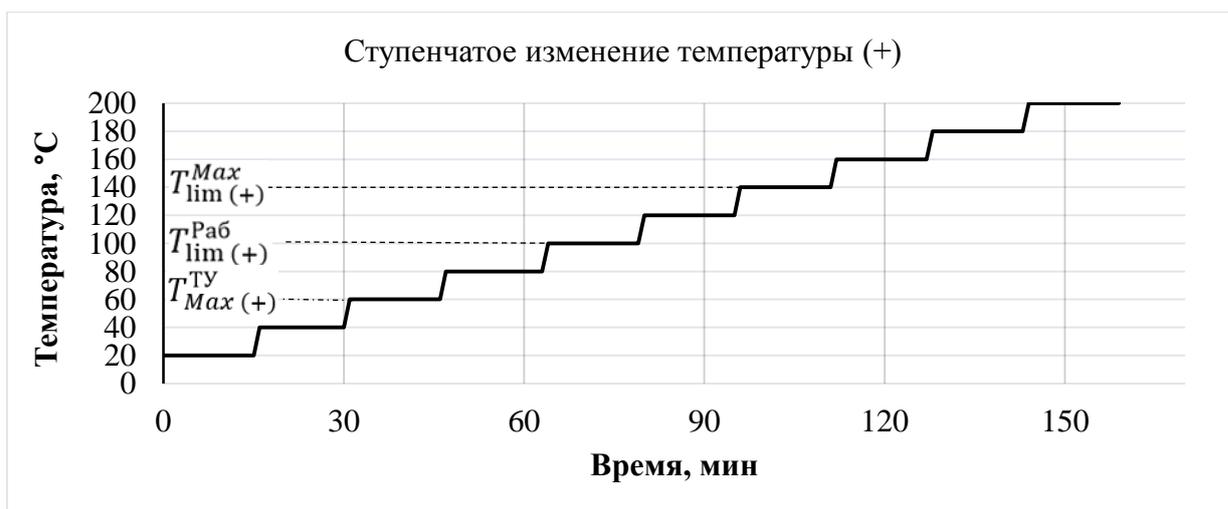


Рисунок 2.6 - Типовой график испытаний ступенчатого изменения в области повышенных температур по процедуре HALT

3) Проведение процедуры определения предельного значения G_{Lim}^{Max} и максимального значения $G_{max}^{Paб}$ на воздействие ШСВ в диапазоне частот от 1 до 2000 (5000) Гц (рисунок 2.7).

Уровень $G_{max}^{Paб} = G_{xx} + G_{yy} + G_{zz}$ (суммарное воздействие составляющих вибрации, измеренные с помощью акселерометров, установленных на объекте испытаний по каждой из осей) является уровнем, при котором работоспособность БЦСУ сохраняется. Предельный уровень G_{Lim}^{Max} фактически является уровнем разрушения изделия, либо предельным значением работы камеры испытаний. Минимальный уровень воздействия ШСВ в МФЭЦИ равен значению максимального уровня воздействия, указанного в НТД БЦСУ: $G_{min}^{Paб} = G_{Max}^{Ty}$. При этом должно выполняться условие

$$G_{Lim}^{Max} > G_{Max}^{Paб} > G_{Max}^{Ty}$$

Проверка исправности БЦСУ проводится после достижения соответствующего уровня согласно графику испытаний (рисунок 2.7).

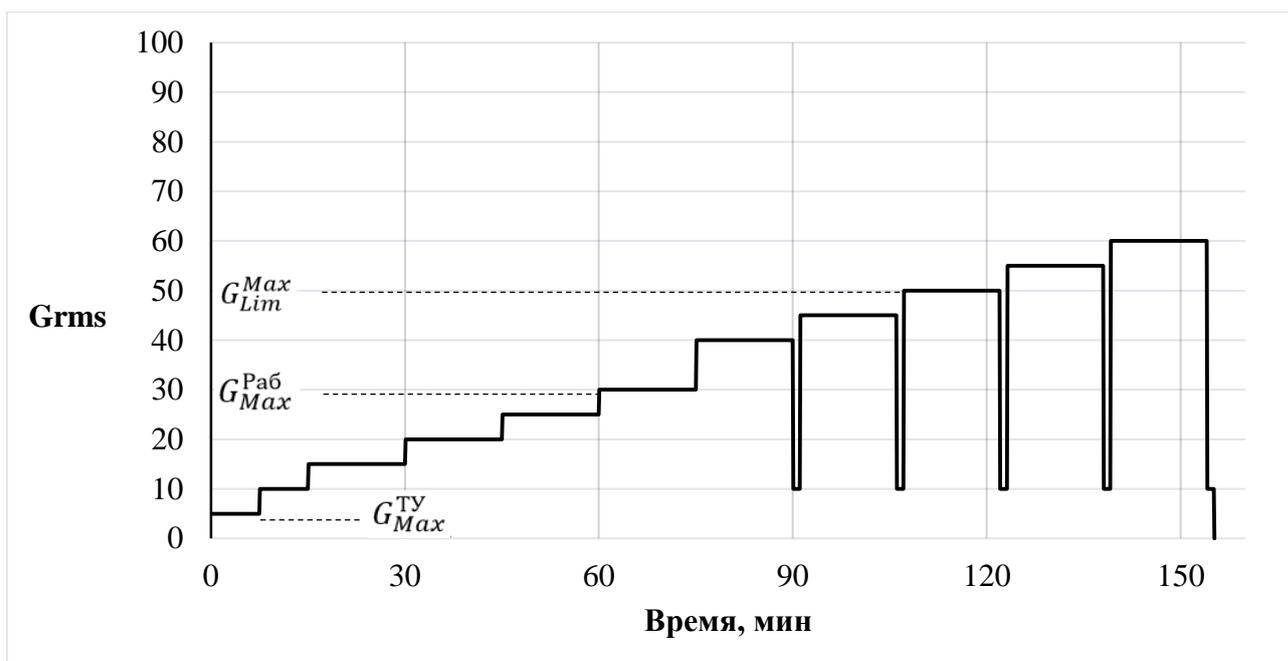


Рисунок 2.7 - Типовой график испытаний на ШСВ по процедуре HALT

4) Проведение процедуры циклического изменения температуры (тепловой удар) в диапазоне $[T_{lim(-)}^{Paб}; T_{lim(+)}^{Paб}]$ в целях подтверждения возможности функционирования и выявления дефектов. Скорость изменения температуры $V_{\Delta T_{HALT}}$ должна быть зафиксирована либо исходя из физических принципов (около 20 °C/мин) либо по результатам проведенных ранее испытаний. Период проведения процедуры составляет не менее 2 ч. На всей протяженности процедуры БЦСУ находится в режиме функционирования (рисунок 2.8).

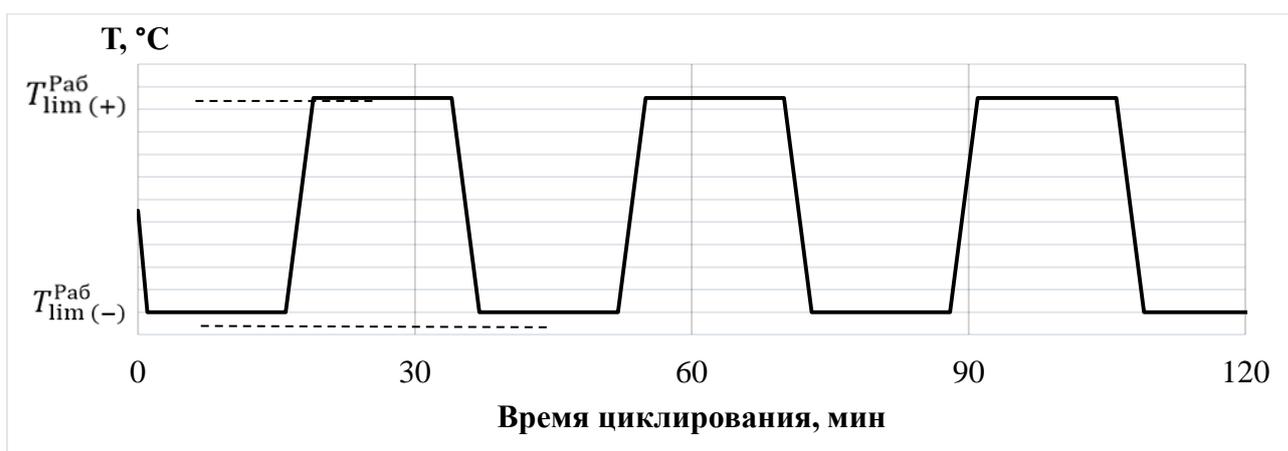


Рисунок 2.8 - Типовой график циклического изменения температуры по процедуре HALT

5) Проведение процедуры комбинированного воздействия ШСВ на уровне $G_{Max}^{Paб}$ и циклического изменения температуры в диапазоне $[T_{lim(-)}^{Paб}; T_{lim(+)}^{Paб}]$ в целях подтверждения возможности функционирования и выявления дефектов. На всей протяженности процедуры БЦСУ находится в режиме функционирования (рисунок 2.9).

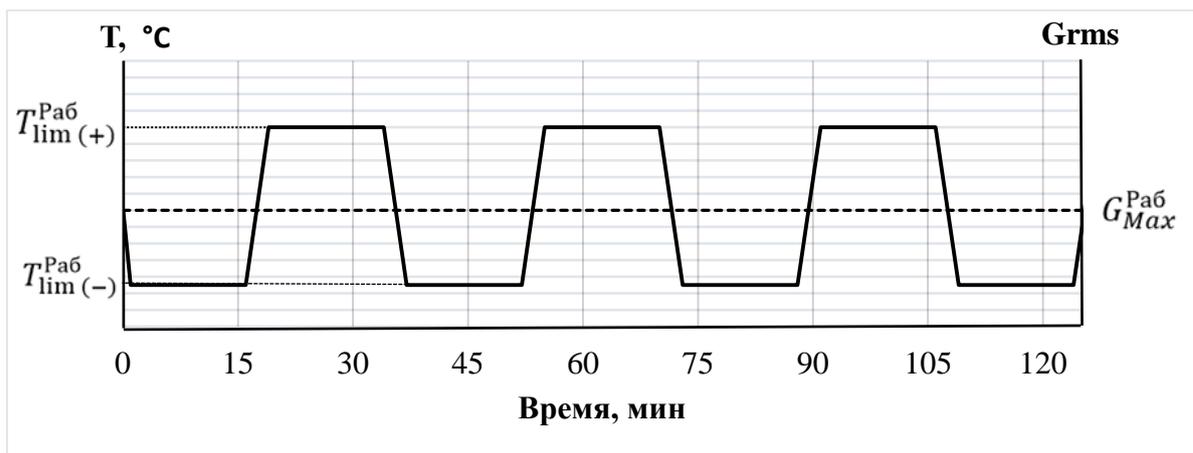


Рисунок 2.9 - Типовой график проведения комбинированного воздействия

Выполнение процедур (1-5) может привести к дефектам в условиях превышения воздействий выше уровня установленных в НТД БЦСУ. Все отказы должны быть зафиксированы с определенным временем наработки (T_1, T_2, \dots, T_K) и проанализированы. По каждому дефекту должно быть принято решение, например, с оценкой необходимости корректирующих действий. При критических дефектах, изделие снимается с испытаний для устранения замечаний и внедрения корректирующих действий, либо изменения требований НТД.

Процедуры (4-5) подтверждают способность БЦСУ функционировать в форсированных режимах воздействия внешних факторов, а также предполагают исключение отказов, имеющих случайный характер в первичный период эксплуатации (период «детской смертности» или «область ранних отказов»), предполагая постоянство потока отказов.

Для проверки гипотезы о постоянстве потока отказов предлагается воспользоваться критерием согласия Пирсон по числу зафиксированных внезапных отказов k в ходе процедур HALT (от 3 до 40) [78]:

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^d \ln \frac{T_{\Sigma}}{T_i}, \quad (2.52)$$

где T_1, T_2, \dots, T_k – моменты отказов БЦСУ (или группы БЦСУ);

$T_{\Sigma} = T_k$ – суммарное учитываемое время, если используется план по ограничению числа отказов;

$T_{\Sigma} = T_k + T$, где T – время наработки после последнего учитываемого отказа, если используется план с ограничением по времени;

$d=k-1$ – при ограничении числа отказов,

$d=k$ – план с ограничением по времени.

Расчетное значение χ^2 сравнивается с теоритическими значениями P -квантилей двустороннего доверительного интервала, которые при уровне значимости 10 % для числа степеней свободы $\nu=2(k-1)$.

Если расчетное значение $\chi_{0,05}^2(\nu) < \chi^2 < \chi_{0,95}^2(\nu)$ лежит в пределах двустороннего интервала, то принимается гипотеза, что интенсивность отказов постоянна во времени, алгоритм закончен ($\lambda_{\text{БЦСУ}}=\text{const}$).

Если расчетное значение $\chi^2 > \chi_{0,05}^2(\nu)$, то интенсивность отказов вероятно возрастет и необходимо повторное выполнение процедуры.

Если расчетное значение $\chi^2 > \chi_{0,95}^2(\nu)$, то интенсивность отказов вероятно уменьшается и необходимо повторное выполнение процедуры, для определения момента времени, когда интенсивность отказов становится постоянной.

Принятие предположения о постоянстве интенсивности отказов не следует интерпретировать как соответствие экспоненциальному распределению, однако, применительно к БЦСУ, оценка множества параметров надежности проводится исходя из предположения экспоненциального закона.

Отметим, что сокращение времени для интенсификации статистических отказов достигается:

- высокой скоростью изменения температуры в ходе цикла;
- многоосной широкополосной случайной вибрацией;
- одновременным воздействием факторов изменения скорости температуры и многоосной вибрации до предельных режимов.

В исследовании [54] приводятся результаты эксперимента проведенного в целях определения числа циклов испытаний изделия при воздействии температуры с различной скоростью изменения, необходимых для выявления одного и того же дефекта отказа транзистора. Отмечается, что пятикратное увеличение скорости изменения температуры с $5^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ до $25^{\circ}\text{C}/\text{мин}$ приводит к сокращению числа циклов испытаний в 100 раз и сокращению продолжительности отбраковки почти в 490 раз.

Предварительные исследования по предложенной схеме может быть использована в качестве доводочных испытаний, либо как приработка изделия [1, 9]. Например, настоящая методика была использована для исследования влияния положения кварцевого маятникового акселерометра в пространстве на показание термодатчика [49] и в качестве доводочных испытаний с помощью доплеровского измерителя составляющих скорости летательного аппарата [50].

Отрицательный результат проведения отбраковочных испытаний не несет негативных выводов, а требует внесения корректирующих действий и последующую повторную пере проверку внесенных изменений.

Вышеуказанными процедурами в ходе МФЭЦИ устанавливаются предельные испытательные уровни воздействия диапазона температуры и ШСВ, которые рекомендуется выбирать из области предельных уровней работоспособности.

2.6 Физико-технический анализ БЦСУ

На седьмом этапе «Проведение физико-технического анализа», после выполнения шестого этапа «Проведение МФЭЦИ» предполагается исследование выявленных дефектов различными методами физико-технического анализа, один из которых показан на рисунке 2.10, где исследование отказа на уровне блока ведется до уровня элемента [83].

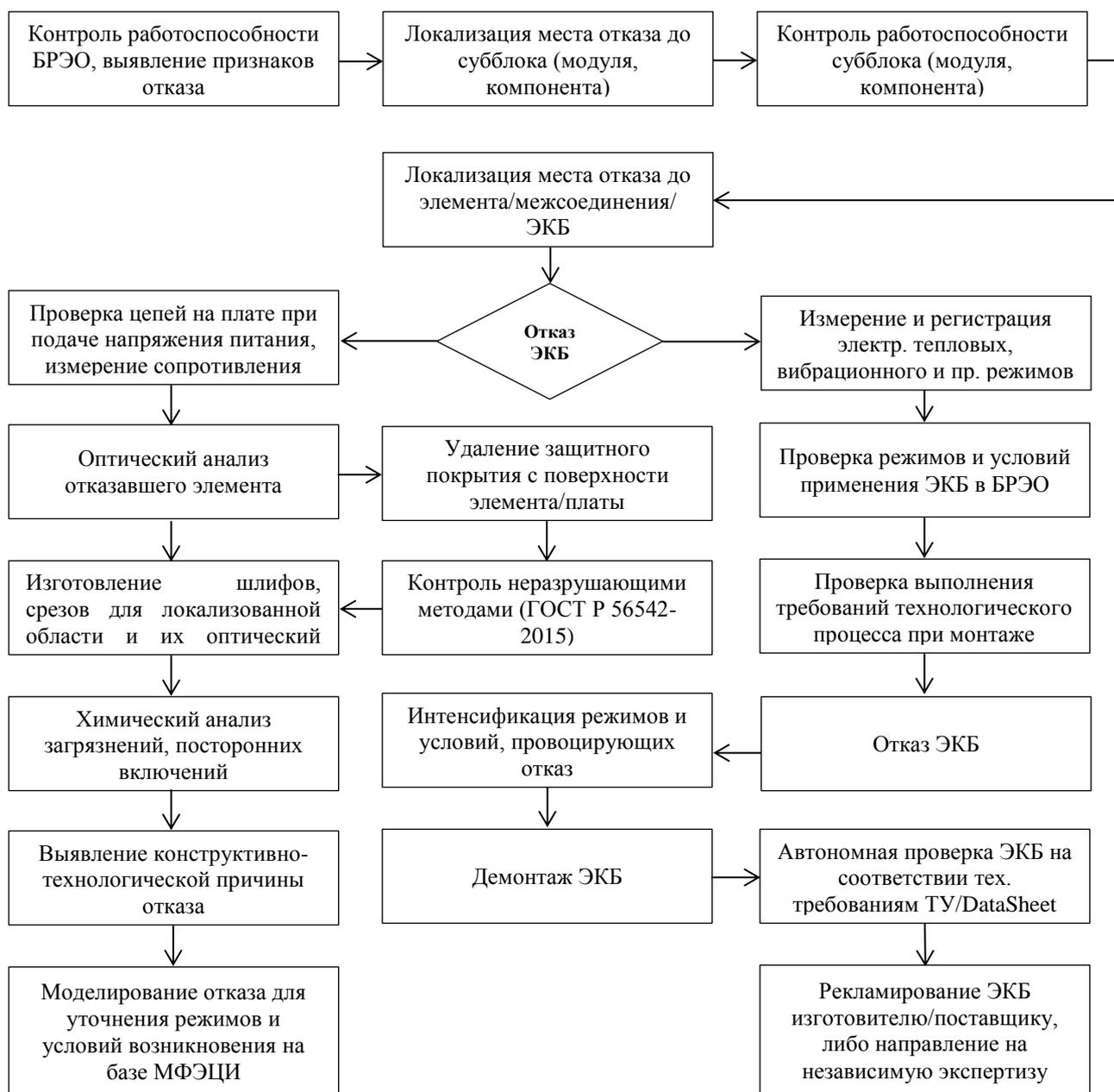


Рисунок 2.10 - Методика физико-технического анализа отказов БЦСУ

Физико-технический анализ отказов БЦСУ проводят в следующем порядке:

- 1) Проведение контроля работоспособности БЦСУ в соответствии НТД изделия на основе:
 - проверки электрической схемы;
 - проверки электрического сопротивления и электрической прочности изоляции;
 - проверки при крайних значениях напряжения питания.
- 2) Локализация отказавшего модуля БЦСУ (конструктивно-сменного элемента).

3) Проведение контроля работоспособности модуля БЦСУ с целью локализации отказавшего элемента (межсоединения, разъема, печатной платы, ЭКБ) и выявления конструктивно-технологического элемента, вызвавшего отказ.

В случае перемежающихся отказов необходимо повторить испытания в камере HALT, устанавливая предельные режимы воздействия. При отсутствии однозначного вывода о виде и причине отказа БЦСУ вследствие перемежающего характера отказа проводится замена всех элементов цепочки, потенциально ответственных за возникновение зафиксированного несоответствия.

4) В случае определения отказа конструктивно-технологического элемента (печатные платы, межсоединения, разъемы и др.), устанавливается причина его возникновения [20].

Для определения отказа БЦСУ рекомендуется использовать автоматизированные станции контроля, имитирующие функционирование изделия на борту ВС, например наземные автоматизированные системы контроля (НАСК).

Для определения дефектов монтажа модулей печатных плат после изготовления рекомендуется применять методы граничного сканирования JTAG.

Для многослойных печатных плат в целях определения качества металлизированной разводки, контактов между слоями, качества паяк и др., а также для локализации области отказа проводится изготовление шлифов, послойное разделение печатных плат другие методы разрушающего контроля.

Установление механизма отказа проводятся с применением аналитических методов исследования таких как:

- методы Фурье-спектроскопии для установления элементного и химического состава отказавших элементов и деталей, выявленных загрязнений и посторонних включений;

- микроскопия и металлографический анализ используются для установления деформирования элементов межсоединений в многослойных структурах печатных плат и механизма разрыва внутреннего соединения в платах;

- интроскопия (рентген, компьютерная томография, ультразвук) применяется для обнаружения внутренних неоднородностей в проводниковых структурах,

например при оценке качества пайки BGA-компонентов, и электроизоляционных материалах.

5) В случае отказа ЭКБ, при возможности его демонтажа, необходимо провести контроль электрических параметров (снятие вольтамперных и вольт-фарадных характеристик) на соответствие НТД (ТУ/Datasheet ЭКБ). При отсутствии возможности установить несоответствие, ЭКБ подлежит проверке либо в сертифицированном центре, либо у поставщика или завода-изготовителя.

Проведение физико-технического анализа формирует порядок установления истинных причин дефектов и повышения эффективности различных видов испытаний.

2.7 ВЫВОДЫ по ГЛАВЕ 2

1. Разработана новая модель многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном (формула (2.5)), которая отличается тем, что учитывает во время испытаний режим эксплуатации, при котором возник установленный ранее вид дефекта, и их зависимость от испытательных воздействующих факторов, обеспечивая тем самым уровень испытательных режимов эквивалентный режимам эксплуатации, предположительно приводящих к обозначенному виду дефекта.

2. Разработана новая методика многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном (рисунок 2.1), которая отличается тем, что на основе разработанной модели модель многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность с помощью комплексного испытательного воздействия факторов тепловой и механической энергии формирует новые режимы испытаний бортового цифрового авиационного оборудования, тем самым обеспечивая достижение дефектного состояния изделия, аналогичного длительной эксплуатации в составе воздушного судна.

3. Предложенная схема проведения предварительных испытаний с помощью метода отбраковочных испытаний на базе испытательных HALT-камер, может быть использована как инструмент стабилизации потока отказов для эффективного проведения как испытаний на безотказность, так и исследовательских видов испытаний для любых цифровых устройств.

4. Предложенный порядок проведения физико-технического анализа, учитывающий все уровни разукрупнения БЦСУ в виде ЭКБ, модулей печатных плат и блоков должен сформировать базу данных дефектов с целью определения причин как систематических отказов, так и единичных, что позволит формировать корректирующие действия, направленные на повышение надежности и проведение изменений в режимах испытаний.

ГЛАВА 3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ ПО КОНТРОЛЮ ПОКАЗАТЕЛЕЙ БЕЗОТКАЗНОСТИ В ЧАСТИ ВОЗМОЖНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ДЕФЕКТОВ

3.1 Анализ статистической информации на основе автоматизированной базы данных по отказам

В целях определения относительных долей отказа на различных этапах жизненного цикла БЦСУ проведен анализ статистической информации на основе автоматизированной базы данных по отказам цифровых блоков из состава различных систем, таких как СУОСО, САС, СПКР, СОС, КСЭИС, СУОВО и комплексов КБО в АО «УКБП», объемом, представленным в таблице 3.1 по годам.

Таблица 3.1 - Количество рекламационных актов за период 2012-2020 гг

Год	2012	2013	2014	2015	2016	2017	2018	2019	2020	Σ
Кол-во	457	599	639	925	1416	1838	1484	1387	1311	10056

Установлено, что отказы условно можно распределить по следующим стадиям:

«Входной контроль» - 11 % (относительная доля составила $d_{\text{ВхК}} = \frac{1099}{10056} = 0,11$),

«Функционирование на борту» - 52 % ($d_{\text{Функ}} = \frac{5230}{10056} = 0,52$, «Простой и

регламентные работы» - 22 % ($d_{\text{Простой}} = \frac{2212}{10056} = 0,22$). Относительные доли

отказов в эксплуатации изменяются от следующих факторов:

- объекта применения (типа воздушного судна);
- интенсивности эксплуатации (общего налета воздушного судна);
- объемов выпуска изделий.

Для каждого объекта испытаний доля выявленных типов дефектов в эксплуатации должна проводиться индивидуально.

В 2019 г. было проведено 31628 отбраковочных испытаний по технологической приработке БЦСУ, в ходе которых, зафиксировано 3086 отказов, из них 41 % ($d_{\text{T}} = \frac{1266}{3086} = 0,41$) произошел вследствие температурного воздействия, 36 %

вследствие воздействия вибрации ($d_T = \frac{1110}{3086} = 0,36$), что соответствует ранее проведенным исследованиям в главе 1 из справочных материалов. Отказов при проведении эквивалентно-циклических испытаний на безотказность по ОСТ 1 01204-2012 не зафиксировано [66].



Рисунок 3.1 - Распределение количества испытаний по месяцам

Классификация дефектов (таблица 3.2 и таблица 3.3) проведена в соответствии с анализом выявленных отказов БКД за период 2018-2020 гг.

Таблица 3.2 - Классификация повторяющихся отказов БКД за 2018-2020 гг

Отказ	Количество отказов	Интервалы отказов $T_i^{Min} - T_i^{Max}$, ч	Назначенный ресурс T_0 , ч
CY7C1069DV33-10ZSXI	20	19-1815	20000
	15	2841-6319	
EP3C55F484I7	13	14-1898	
	38	2022-9507	
EP2S60F1020I4	11	3-1892	
	23	2041-6229	
EP1K100QI208-2	2	0-530	
	2	2462-2745	
MGDT-20-H-CE/T-L	9	27-1914	
	48	2185-9421	
S29GL256P11TFI010	2	438-558	
	7	1849-7097	
Печатная плата (ПП)	2	0-537	
	2	4060-4988	

Таблица 3.3 - Классификация систематических дефектов БКД за 2018-2020 гг

Отказ	Интервалы отказов $T_i^{Min} - T_i^{Max}$, ч	Количество отказов		
			Всего	Соотношение
Нарушение технологии изготовления при пайке	0-2000	30	104	29%
	2000-10000	64		61%
ЭКБ	0-2000	29	90	32%
	2000-10000	61		68%
Σ	0-2000	59	194	36%
	2000-10000	135		64%

Как видно из таблицы 3.3 около 64 % отказов имеют кумулятивный характер, отказы по причине пайки и отказы ЭКБ распределены практически в равном количестве.

3.2 Исследование воздействий температуры и широкополосной вибрации на типовую конструкцию блока БЦСУ

В целях определения работы элементов и устройств в составе блока типовой конструкции при воздействии температуры для оценки эффективности охлаждения было определено гидравлическое сопротивление блока и проведено в программном пакете ANSYS математическое моделирование теплового режима (приложение 3).

Для определения гидравлического сопротивления использовалась модель воздуха внутри блока, в качестве начальных условий задавались значения массового расхода воздуха вентиляторов при $T=15$ °С, были получены значения гидравлического сопротивления при различных значениях массового/объемного расхода (таблица 3.4).

Таблица 3.4 - Входные и выходные параметры моделирования

Q_m , кг/с	V_{input} , м/с	P_{input} , Па	Q_v , м ³ /ч
0,000	0	0	0
0,0029	2	13,9	8,6
0,0044	3	28,5	12,9
0,0058	4	47,4	17,2

На рисунке 3.2 представлен график, на котором приведены расходные характеристики вентиляторов, установленных на БКД, и расходная характеристика, полученная в результате моделирования. Гидравлическое сопротивление блока равно 23 Па, при оптимальном объемном расходе вентиляторов 11,5 м³/ч.

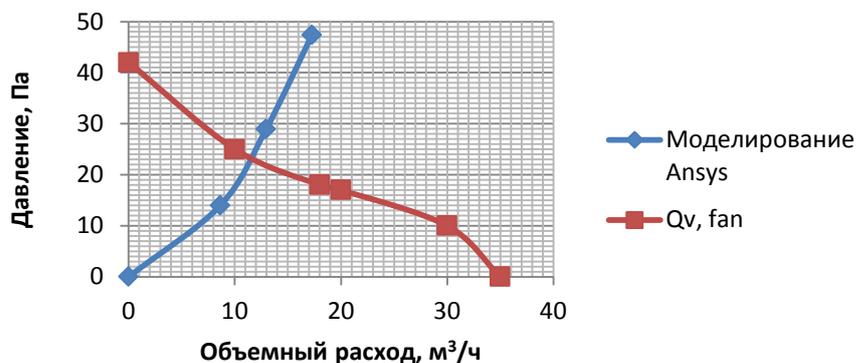
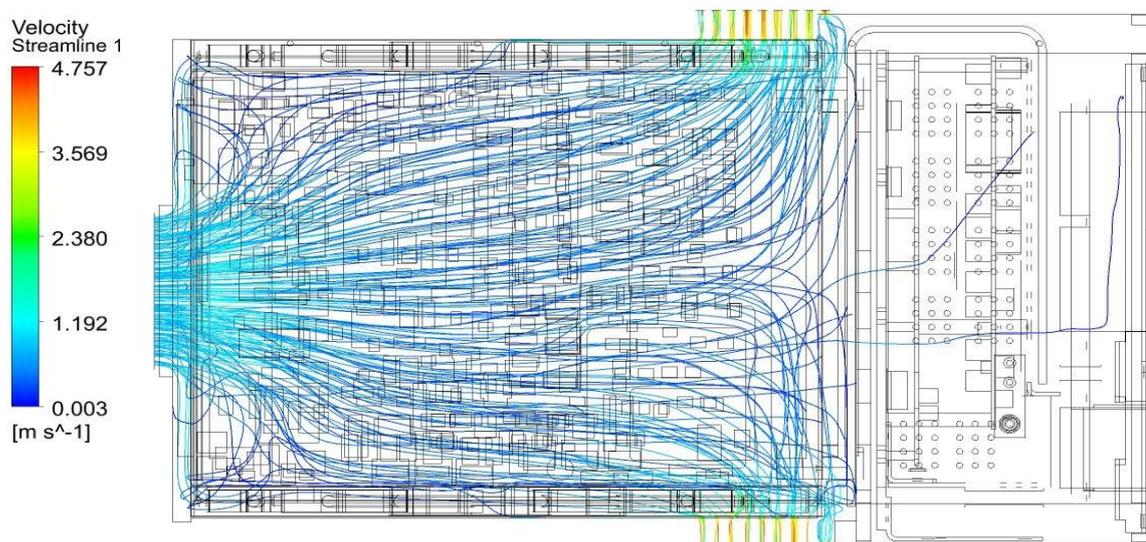
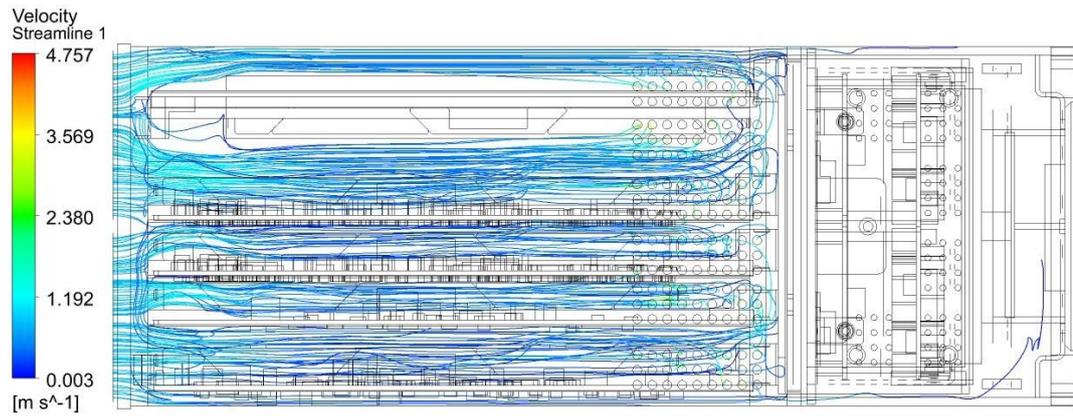


Рисунок 3.2 - Зависимость давления от объемного расхода воздуха

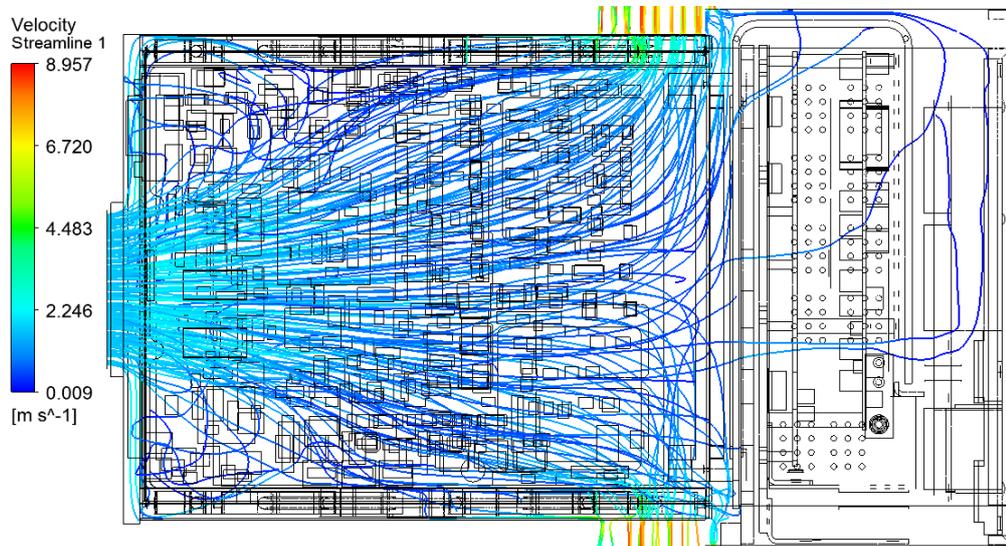
На рисунках 3.3, 3.4 представлены линии движения частиц потока воздуха в блоке.



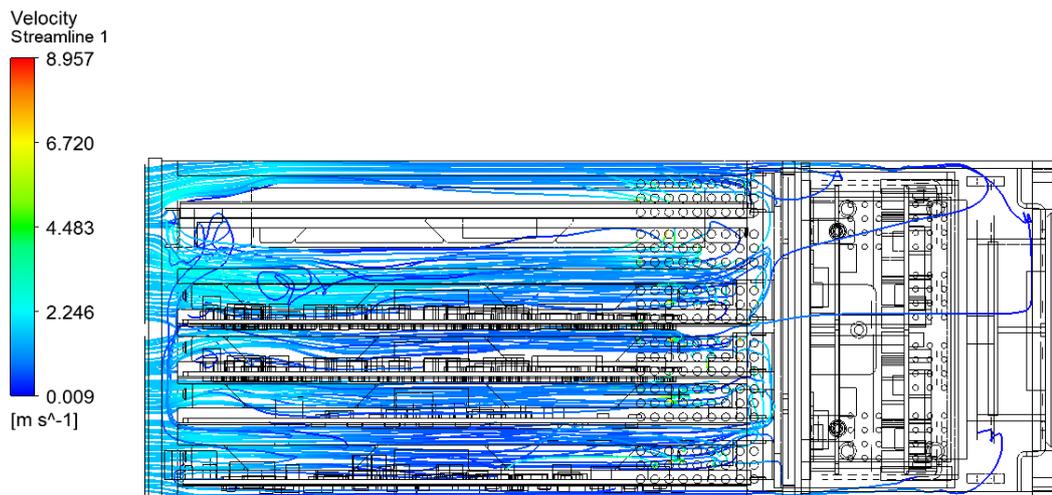
а) Вид сбоку



б) Вид сверху

Рисунок 3.3 - Линии движения частиц потока воздуха при расходе 8,6 м³/ч

а) Вид сбоку



б) Вид сверху

Рисунок 3.4 - Линии движения частиц потока воздуха при расходе 17,2 м³/ч

В результате математического моделирования работы БКД при повышенной температуре были получены следующие результаты (таблица 3.5).

Таблица 3.5 - Модель функционирования БКД при повышенной температуре

Наименование	Значение
Температура окружающего воздуха, °С	70
Гидравлическое сопротивление блока при оптимальном значении объемного расхода воздуха, Па	23
Максимальный перепад температур внутри блока, °С	18
Время достижения нагрева, ч	2
Время достижения охлаждения, ч	2

Эффективность охлаждения блока достаточна при воздействии максимально заданной температуры плюс 70 °С в соответствии с техническими условиями. Для чего было определено гидравлическое сопротивление блока при оптимальном значении объемного расхода воздуха равное 23 Па при оптимальном объемном расходе вентиляторов 11,5 м³/ч и значения температуры модулей блока в рабочем режиме, при температуре окружающего воздуха по средством математического моделирования и экспериментальной проверки. Установлен максимальный перепад температур плюс 18 °С в месте установки одного из модулей блока. Расхождение с экспериментальным значением плюс 8 °С. Для остальных модулей блока перепад температур равен 14-16 °С. Расхождение с экспериментальным значением 2 °С. Воспроизведению температуры на уровне, заданном в технических условиях, не достигается критической температуры работы блока и его элементов, а следовательно, не оказывается влияние на ускоренную выработку ресурса для последующей оценки безотказности по методикам эквивалентно-циклических испытаний [65].

Определены значения резонансов блока базовой конструкции и с применением деталей и технических решений, повышающих жесткость блока. Анализ вибропрочности БКД с определением резонансных частот и амплитуд проведен в контрольно-испытательном центре АО «УКБП» (Приложение 4). Анализ показал, что:

1) Величина резонанса по осям X и Z составляет в среднем около $10G_{\text{rms}}$ (98 м/с^2) при заданных $0,5G_{\text{rms}}$ (49 м/с^2)

2) На частотах ниже 40 Гц не выявлено проявления резонанса, что соответствует требованиям [38].

3) Величина усилия крепления БКД к монтажной раме влияет на частоту резонансов и их амплитуду, но не исключает появление резонансов на частотах до 40 Гц.

4) Конструкция БКД обладает необходимой прочностью и виброустойчивостью для заданных нагрузок, так как собственная частота и амплитуда колебаний блока совпадает с параметрами возбудителя вибраций и увеличение жесткости конструкции не ведет к изменениям значений резонансов. Частоты, на которых возникают резонансы находятся в диапазоне выше 100 Гц. Результаты измерений представлены в таблице 3.6.

Таблица 3.6 - Определение резонансных частот и амплитуд БКД

Частота, Гц	Ось X, G_{rms}	Ось Y, G_{rms}	Ось Z, G_{rms}	Ось Z, G_{rms}	Ось Z, G_{rms}
	Акселерометр установлен на				
	БКД (без модулей/ с модулями)	БКД (без модулей/ с модулями)	БКД (без модулей/ с модулями)	монтажную раму без БКД	монтажную раму с БКД
100	0,6/0,7	0,7/0,7	2,0/7,0	0,8	6,0
150	1,0/1,0	1,5/0,8	9,0/0,8	2,0	0,5
200	3,0/4,0	1,1/5,5	0,5/0,3	5,5	0,1
250	3,0/2,0	5,0/8,0	0,2/0,8	0,5	0,7
500	1,0/0,7	0,8/0,6	0,05/0,5	0,1	0,3
800	2,0/0,3	2,0/2,5	0,2/1,1	0,8	0,5
1000	0,9/0,1	0,6/1,5	0,3/0,2	0,5	0,5
1500	2,0/0,4	2,0/0,2	0,2/0,2	0,8	0,8

Наиболее оптимальными режимами испытаний на безотказность будет температура выше плюс $70 \text{ }^\circ\text{C}$ и использование многоосной вибрации в спектре частот от 0 до 2000 Гц.

3.3 Экспериментальные исследования многофакторных эквивалентно-циклических испытаний элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном

В качестве апробации, предложенной в главе 2 методики МФЭЦИ, проводится эксперимент по сравнению результатов испытаний с результатами испытаний по методике ЭЦИ [65]. Испытания МФЭЦИ и ЭЦИ проводятся в соответствии с требованиями ГОСТ Р 27.403-2009, ГОСТ Р 27.607-2013 в форсированном режиме для:

- 1) оценки соответствия требованиям безотказности (средней наработки на отказ) технических условий (технического задания);
- 2) определения и исследования конструктивно-технологических и производственных недостатков, имеющих характер кумулятивных эффектов для разработки мероприятий по устранению их возможных причин и предотвращения подобных отказов и повреждений в последующем.

Испытания проводятся в контрольно-испытательных центрах на стендовом оборудовании, удовлетворяющем требованиям, определенным в приложении 7 настоящего исследования.

Для объектов испытаний должны быть обеспечены возможность проведения непрерывного автоматизированного контроля состояния БЦСУ имитирующего функционирование на борту ВС, например, могут быть использованы наземные автоматизированные системы типа НАСК [41].

Под отказом (нарушением работоспособного состояния) понимается появление любого сообщения об ошибках и неисправностях в процессе непрерывного автоматизированного контроля БЦСУ.

Исходными данными для формирования программы проведения МФЭЦИ является:

- техническое задание (технические условия), руководство по технической эксплуатации и регламент технического обслуживания БЦСУ;
- режимы ВВФ (профиль полета) в местах установки БЦСУ;

- база данных дефектов, полученная из опыта разработки, производства, испытаний, эксплуатации БЦСУ и (или) изделий-аналогов БЦСУ.

Продолжительность испытаний для ремонтируемого БЦСУ ограничивается показателем ресурса до первого ремонта, для неремонтируемого БЦСУ (например, при эксплуатации по техническому состоянию) назначенным ресурсом.

Реализация воздействующих факторов в каждом испытательном режиме осуществляется параллельным методом в нормальных климатических условиях по типовым циклограммам испытаний. Допускается изменение типовой циклограммы испытаний на основе режимов эксплуатации конкретного ВС с изменением расчетных соотношений.

Необходимые исходные данные для проведения сведены в таблицу 3.7.

Эксплуатационные значения сформированы согласно данным исследования фактического уровня вибраций (пиковых значений) в месте установки БЦСУ и данных мониторинга системы технического обслуживания (CMS), полученных во время полета воздушного судна. Естественная скорость изменения температуры экспериментально получена в ходе испытаний самолетов А310 в г. Якутске по программе “Complete cold soak” (глубокой и полной заморозки ВС).

Таблица 3.7 - Исходные данные для проведения испытаний на безотказность

Наименование		Параметр	
Количество испытываемых образцов		N	
Риски поставщика		α	
Риски заказчика		β	
Браковочное значение средней наработки на отказ и повреждение		T_{β}	
Приемочное значение средней наработки на отказ и повреждение		T_{α}	
Средний годовой налет ВС, ч/год		$T_{ГН}$	
Среднегодовое количество взлетов-посадок		$N_{в/п}$	
Средняя наработка на отказ и повреждение, ч		$T_{ТР}$	
Назначенный ресурс, ч		$T_{НР}$	
Назначенный срок службы, лет		$T_{СН}$	
Средний срок сохраняемости, лет		$T_{СС}$	
Время достижения нагрева установившейся температуры в наиболее массивном элементе изделия		$\tau_{Н}$	
Время достижения охлаждения установившейся температуры в наиболее массивном элементе изделия		$\tau_{О}$	
Среднемесячное количество колебаний суточной температуры в течение года		N_{xz}	
Пониженная рабочая температура в эксплуатации i-й стадии, °С		$T_{Э\min_i}$	
Повышенная рабочая температура в эксплуатации на i-й стадии, °С		$T_{\max_{Э_i}}$	
Повышенная предельная рабочая температура испытаний, °С		$T_{\lim(+)}^{Раб}$	
Пониженная предельная рабочая температура испытаний, °С		$T_{\lim(-)}^{Раб}$	
Наработка на отказ на i-й стадии, ч		T_i	
Среднее количество изменений температуры на i-й стадии		$N_{Э_i}$	
Номинальное рабочий уровень среднеквадратичного ускорения или ШСВ в эксплуатации, м/с ² (g ² /Гц)	по оси X	$G_{xx_{Э_i}}$	$S_{xx_{Э_i}}$
	по оси Y	$G_{yy_{Э_i}}$	$S_{yy_{Э_i}}$
	по оси Z	$G_{zz_{Э_i}}$	$S_{zz_{Э_i}}$
Номинальное рабочий уровень среднеквадратичного ускорения ШСВ испытаний, м/с ² (g ² /Гц)	по оси X	$G_{xx_{И_i}}$	$S_{xx_{И_i}}$
	по оси Y	$G_{yy_{И_i}}$	$S_{yy_{И_i}}$
	по оси Z	$G_{zz_{И_i}}$	$S_{zz_{И_i}}$
Скорость изменения температуры на i-й стадии, °С/мин		$\vartheta_{Э_i}$	
Скорость изменения температуры при испытаниях, °С/мин		$\vartheta_{И_i}$	
Относительная доля вероятности отказа изделий вследствие развития дефекта под воздействием j-фактора		d_j	
Относительная доля вероятности отказа изделий вследствие дефекта на i-стадии эксплуатации		d_i	
Эмпирический коэффициент для материала и способа нагружения (показатель наклона линии долговечности).		b	

Наиболее высокая скорость охлаждения была зафиксирована в отсеке БЦСУ [91]. Уровни воздействия были определены в ходе исследовательских испытаний методом отбраковочных в HALT-камере (Приложение 8). В таблице 3.8 показаны данные о заданных, эксплуатационных, установленных в ходе исследовательских испытаний и принятых уровнях воздействия в МФЭЦИ и ЭЦИ.

Таблица 3.8 - Результаты ВВФ для проведения МФЭЦИ

Наименование		ТУ(ТЗ)	Эксплуатация	Исследовательские испытания	МФЭЦИ/ЭЦИ
$T_{lim(-)}^{Paб}, ^\circ C$		-15	-10	-85	-85
$T_{lim(-)}^{Max}, ^\circ C$		-40	-50	-90	-90
$T_{lim(+)}^{Paб}, ^\circ C$		70	23	85	85
$T_{lim(+)}^{Max}, ^\circ C$		96	40	100	100
$V_{\Delta Tи}, ^\circ C/мин$		2	0,2	20	10
					20
G_{lim}^{Max}		6,0 g	-	9,8 g	9,8 g
$G_{Max}^{Paб}$		2,09 g	-	9,0 g	-
По осям	G_{xx}	-	3,4 g	8,4 g	6,8 g
	G_{yy}	-	1,3 g	6,8 g	2,6 g
	G_{zz}	-	2,7 g	9,0 g	5,4 g

В ходе проведенных предварительных исследований было зафиксировано 10 отказов (таблица 3.9), что позволило провести проверку гипотезы о постоянстве интенсивности отказов в соответствии с критерием согласия Пирсона (приложение б).

В соответствии с условием $\chi_{0,05}^2(\nu) < \chi^2 < \chi_{0,95}^2(\nu)$ при отказах $k=11$ продолжительностью $T_{\Sigma}=11$ ч. расчетное значение лежит в пределах двустороннего интервала $10,85 < 11,18 < 31,41$.

Таблица 3.9 - Внезапные отказы, выявленные в ходе предварительных исследований

Отказ	Процедура	T_i , ч	Результат исследования
1	Пониженная температура	1,13	Отказ батареи литиевой SL-889 Tadiran
2	Повышенная температура	2,4	Отказ конденсатора TPSB106M020R1000 AVX
3		2,66	Уход в защиту микросхемы EP3C55F484I7 Altera вследствие перегрева
4	Широкополосная случайная вибрация (ШСВ)	3,42	Обрыв вывода микросхемы EP3C55F484I7 Altera
5		3,66	Некачественная пайка микросхемы EP3C55F484I7
6		3,91	Некачественная пайка микросхемы MAX1818EUT25 Maxim
7		4,17	Выпадение винта крепления передней панели блока, не затянут крепеж монтажной рамы
8	Циклическое изменение температуры (ЦИТ)	6,59	Некачественная пайка микросхемы EP1K100QI208-2 Altera
9		6,88	Некачественная пайка микросхемы CY7C1061AV33-10ZI Cypress
10	Комбинированное воздействие ЦИТ и ШСВ	7,16	Отказ микросхемы CY7C1061AV33-10ZI Cypress

Проверка гипотезы подтвердила предположение о постоянстве во времени потока отказов, что позволяет предполагать выход блока БКД на установившиеся режимы работы.

Для контроля показателя средней наработки на отказ в 20000 ч с помощью MATCAD, по параметрам испытаний, приведенным в приложении 2, был рассчитан коэффициент ускорения $K_{\text{МФЭЦИ}}=32,76$ для проведения МФЭЦИ

Для планирования МФЭЦИ БКД в соответствии с [21] и [65] при рисках поставщика и заказчика $\alpha=\beta=0,2$ принят шифр плана В-6, при котором $T_\beta=T_{\text{ТР}}$ коэффициент D:

$$D = \frac{T_\alpha}{T_\beta} = 2, \text{ отсюда } T_\alpha = 2T_\beta = 2T_{\text{ТР}} = 40000$$

нормированные коэффициенты $b=2,7$ и $b_{\text{yc}}=3,9$; количество установлено отказов $m_{\text{yc}}=6$.

Тогда уравнение линии несоответствия $m_{бр}$ и линии соответствия $m_{пр}$:

$$m_{пр} = 1,443 \cdot \frac{n \cdot T_{МФЭЦИ} \cdot K_y}{T_\alpha} - 2,000 \quad (3.1)$$

$$m_{бр} = 1,443 \cdot \frac{n \cdot T_{МФЭЦИ} \cdot K_y}{T_\alpha} + 2,000 \quad (3.2)$$

При $m=0$ определяем минимальную продолжительность МФЭЦИ:

$$T_{МФЭЦИ_{min}} = \frac{2T_\alpha}{1,443n \cdot K_y} = 846 \text{ ч} \quad (3.3)$$

Максимальная продолжительность МФЭЦИ рассчитывается по формуле (3.2) и составляет 1846 часов при максимальном количестве отказов $m=1,443 \cdot b_{yc} - 2 \approx 4$ (таблица 3.10). В таблице 3.11 приведены параметры планирования для ЭЦИ в соответствии с аналогичным планом по методике [65]. Продолжительность испытаний на безотказность сократилась на 17% по сравнению с ЭЦИ в соответствии с запланированными режимами испытаний (рисунок 3.5).

Таблица 3.10 - План В-6 для МФЭЦИ БКД

Наименование	Продолжительность испытаний, ч						
	0	1	2	3	4	5	6
Число отказов m	0	1	2	3	4	5	6
Линия соответствия	846	1268	1691	2114	2536		
Линия несоответствия	—	—	—	422	846	1268	1691

Таблица 3.11 - План В-6 для ЭЦИ БКД (ОСТ 1 01204-2012)

Наименование	Продолжительность испытаний, ч						
	0	1	2	3	4	5	6
Число отказов m	0	1	2	3	4	5	6
Линия соответствия	1015	1523	2033	2538	2857		
Линия несоответствия	—	—	—	508	1523	2033	2538

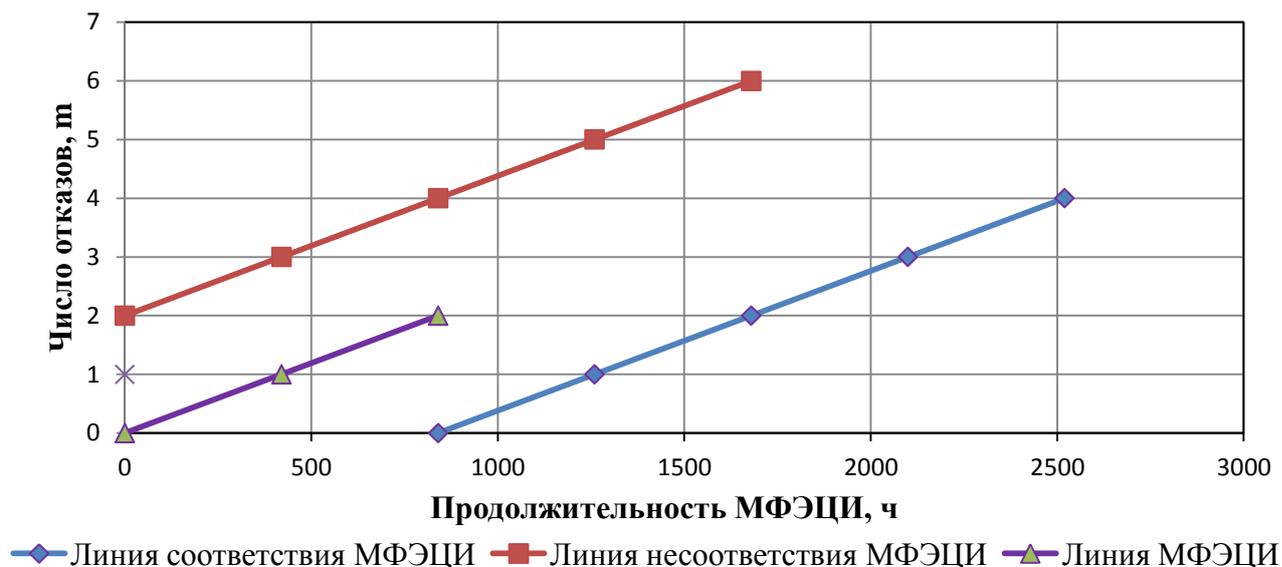


Рисунок 3.5 - График приемочного контроля МФЭЦИ на безотказность

Сравнительный анализ полученных параметров ЭЦИ и МФЭЦИ БКД показал:

- продолжительность МФЭЦИ относительно ЭЦИ на 17 % меньше, однако в ходе МФЭЦИ испытания на влажность отсутствуют, что компенсируется в испытательной HALT-камере режимом форсированного охлаждения с помощью системы жидкого азота и нагрева в процессе изменения температуры. Это позволяет в момент перехода температуры через ноль образовываться конденсату, вызывая химические и физические процессы деградации, чего обычно не происходит в условиях высокой влажности. Например, в ходе таких испытаний может возникать «эффект попкорна», представляющий собой деформацию поверхностей и расслоение печатной платы под воздействием захваченной влаги, растрескивание герметичного корпуса компонентов и их вздутие) в процессе пайки.

- МФЭЦИ позволяют по отдельности проводить контрольные испытания для различных стадий жизненного цикла, свойственных определенному типу БЦСУ с присущими им коэффициентами ускорения.

- ЭЦИ построены на основе воспроизведения заранее уставленного количества базовых циклов, эквивалентных одному году эксплуатации БЦСУ на борту ВС, состоящих в последовательном воздействии ВВФ, для МФЭЦИ все воздействующие циклы эквивалентны стадиям жизненного цикла БЦСУ.

3.4 Проведение технического анализа методами микроскопии

Технический анализ состоит из следующих методов разрушающего и неразрушающего контроля: спектроскопии, металлографии, дефектоскопии, дефектометрии, интроскопии.

Например, в области оценки различных структур электронной техники наиболее широко применяются оптическая и электронная микроскопия. Информация о составе и строении паяных структур и соединений может быть получена с помощью бинокулярного микроскопа с кратностью увеличения 56х. Однако, визуальным контролем обнаруживаются усталостные трещины, появившиеся из-за возникновения значительных внутренних напряжений, но невозможно выявление скрытых или потенциальных дефектов, для их обнаружения эффективней использовать рентгеноскопию, ультразвуковую, лазерную и фотоакустическую микроскопию.

После завершения МФЭЦИ БКД был проведен технический анализ состояния модулей блока в ООО «ПЕТРОКОММЕРЦ». Анализ проводился металлографическим методом на базе микроскопа ЛВ-34 (ЛОМО) и комплекса программно-аппаратного анализа микроструктуры поверхности твердых тел Thixomet. Проанализированы паяные соединения выводов микросхемы D1 (EP2S60F1020I4N Altera), смонтированной на плате модуля МФЭ БКД, а также шариковые выводы внутри микросхемы (рисунок 3.6-3.7). Качество пайки шариковых выводов оценивалось по IPC-7095A и ГОСТ Р 56427-2015.



Рисунок 3.6 -Микросхема D1 (EP2S60F1020I4N ALTERA) модуля МФЭ

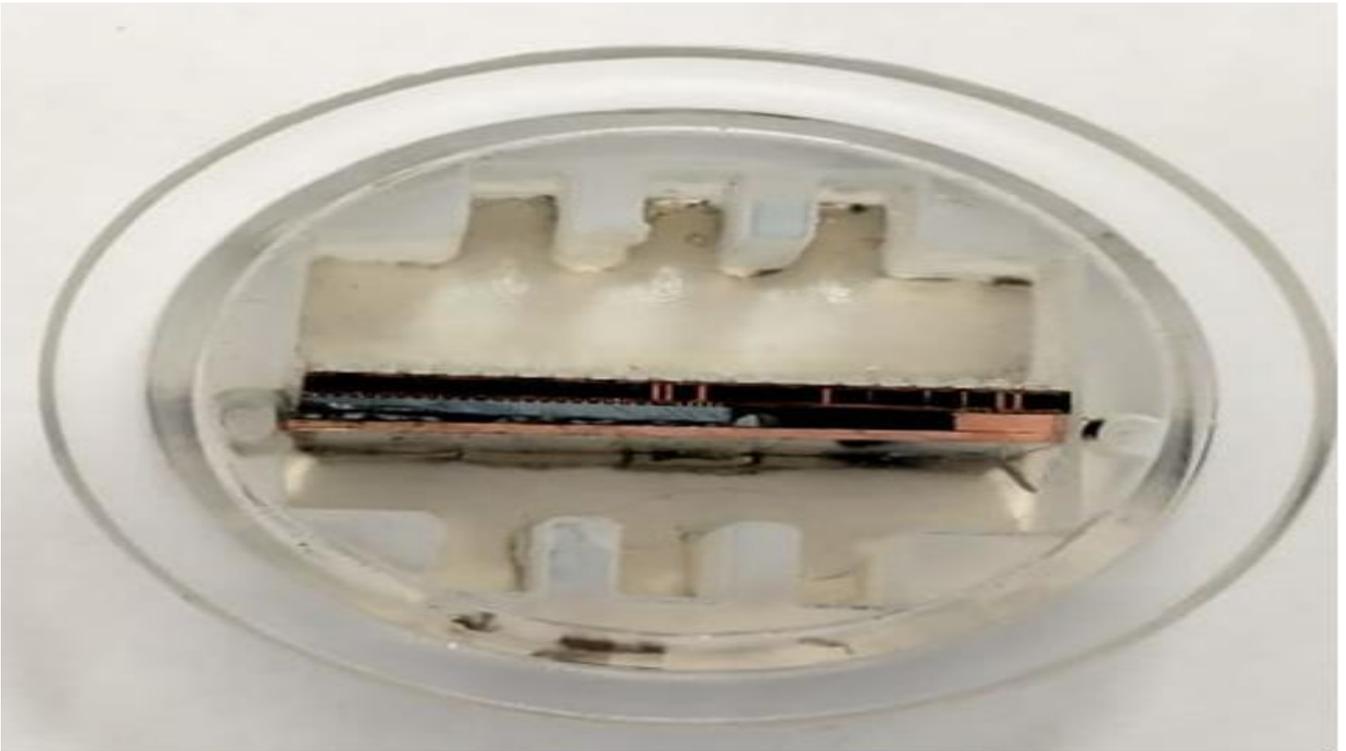


Рисунок 3.7 - Общий вид микрошлифа микросхемы D1 (EP2S60F1020I4N ALTERA) модуля МВФ

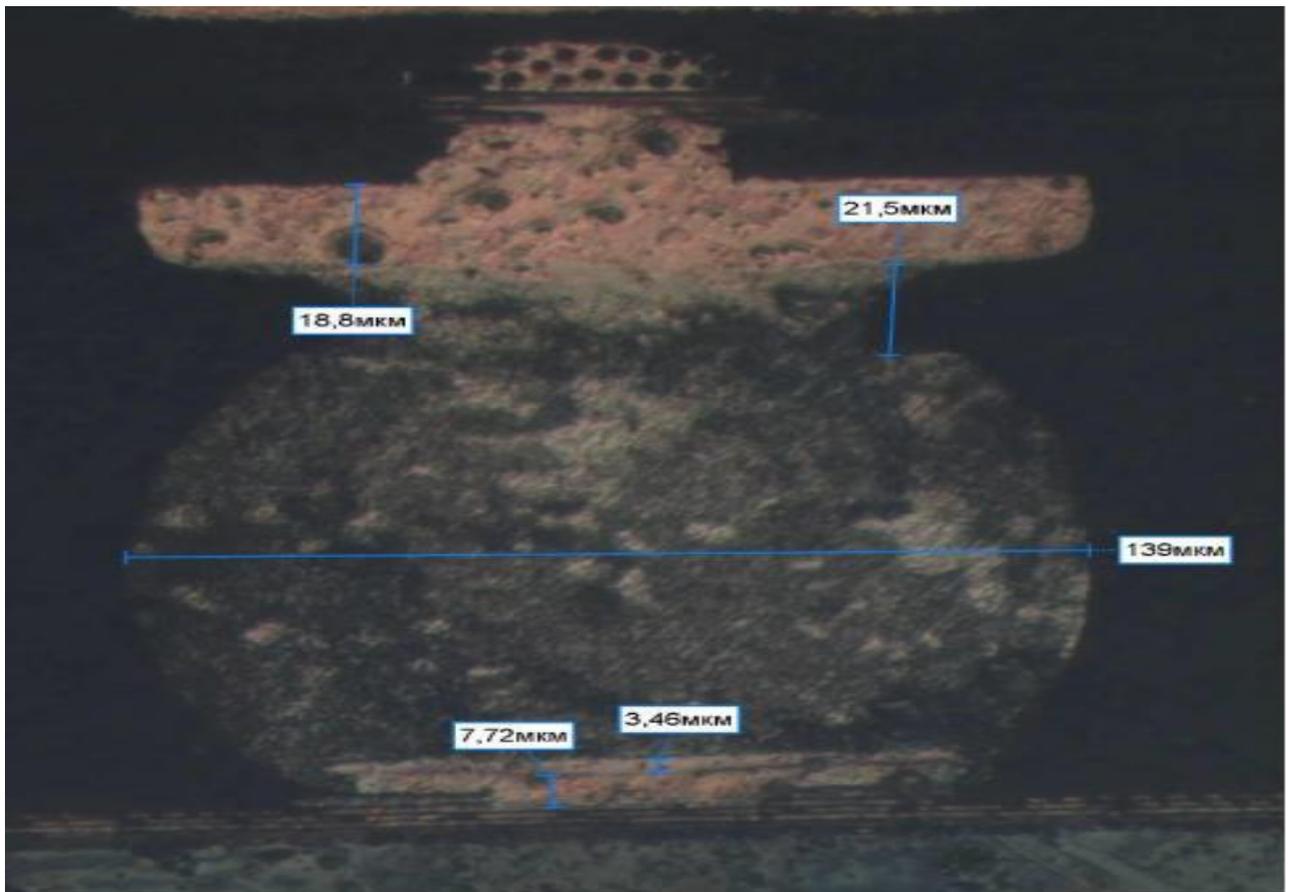


Рисунок 3.8 - Снятие микрошлифа микросхемы D1 модуля МВФ методом разрушающего контроля (п.7.3.8.1 ИРС 7095А)

На рисунке 3.8 показаны BGA-шары, которые соединяют кристалл микросхемы EP2S60F1020I4N с корпусом. В верхней его части наблюдается светлый слой металла и вытянутость, что говорит о возможной деградации паяного соединения. Светлая часть может быть обусловлена диффузией металлорезиста медной поверхности и бессвинцового шара припоя. Либо же наоборот это говорит о недостаточной температуре при пайке и недостигнутой эвтектике материала.

Далее был проведен сравнительный анализ трех образцов (текущего изготовления, после эксплуатации и МФЭЦИ) между собой (таблица 3.12).

Таблица 3.12. Характеристики образцов модулей БКД.

Образец	Наименование микросхемы	Модуль БКД	Примечание
№1	EP2S60F1020I4N	МВФ	ЭЦИ
№2	EP3C55F484I7N	МВД	Эксплуатация с наработкой 4212 л.ч, (дефект паянного соединения)
№3	EP2S30F672I4N	МВФ	МФЭЦИ

По результатам микрошлифирования (приложение б) визуально было определено, что в образце №3 наблюдается идентичная картина начала развития процессов деградации как у образца №2.

В ходе исследования были рассмотрены работы [98, 108, 102, 104, 107, 109, 114, 116, 117, 119] и многолетний практический опыт испытаний БЦСУ на надежность в АО УКБП, что позволило дать следующие рекомендации при подготовке и проведению многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на надежность:

1) Для ЦИТ:

- Эффекты ускорения отсутствуют при верхнем пороге температуры в цикле менее 50 °С;

- В диапазоне температур от минус 60 °С до плюс 120 °С коэффициент ускорения испытаний увеличивается на 80-100 % каждые плюс 10 °С (при значении плюс 60°С коэффициент ускорения равен 1).

- При скорости изменения температуры до 2 °С/мин эффект ускорения отсутствуют.

- При скорости изменения температуры от 5 °С/мин до 10 °С/мин коэффициент ускорения испытаний увеличивается от 10 до 20 % при каждом повышении скорости на 1 °С/мин (при 5 °С/мин коэффициент ускорения равен 1);

- При скорости изменения температуры от 10 °С/мин до 30 °С/мин коэффициент ускорения испытаний увеличивается на 15-30 % при каждом повышении скорости на 1 °С/мин (при 5 °С/мин коэффициент ускорения равен 1);

- При температурном размахе до 80 °С (при скорости изменения от 5 до 15 °С/мин) эффект ускорения отсутствует;

- При температурном размахе свыше плюс 80 °С (при скорости изменения от 5 до 15 °С/мин) коэффициент ускорения испытаний увеличивается на 10–20% при повышении размаха на каждые 10 °С.

2) Для ШСВ:

- При изменении степени ускорения вибрации в диапазоне температур от плюс 20 °С до плюс 100 °С и диапазоне вибрации от 2G_{rms} до 10G_{rms} - коэффициент ускорения увеличивается на 40–60% при повышении на каждые 1G_{rms} (при 2G_{rms} коэффициент ускорения равен 1);

- При вибрации более 10G_{rms} в диапазоне температур от плюс 20 °С до плюс 100° С усталость накапливается многократно быстрее, но появляются отказы не свойственные при эксплуатационных нагрузках.

3.5 ВЫВОДЫ по ГЛАВЕ 3

1. На основе анализа электронной базы данных рекламационных актов из 10056 зафиксированных дефектов БЦСУ различных видов, отказы по стадиям жизненного цикла распределяются следующим образом, что распределение отказов: «Входной контроль» - 11 %, «Функционирование на борту» - 52 %, «Простой и регламентные работы» - 22 %. Из 31628 отбраковочных испытаний по технологической приработке БЦСУ, в АО УКБП было зафиксировано 3086 отказов, из них 41 % произошел вследствие температурного воздействия, 36 % вследствие воздействия вибрации, что соответствует ранее рассмотренным справочным материалам. Классификация систематических отказов, на примере блока

концентратора данных, показала, что около 64 % отказов имеют кумулятивный характер, отказы по причине пайки и отказы электронных компонентов распределены практически в равном количестве.

2. Проведена оценка эффективности охлаждения блока при воздействии предельной заданной температуры для БЦСУ воздушного судна, которая показала достаточную эффективность при воздействии плюс 70 °С при этом не достигается необходимая для выработки ресурса температура работы его элементов и устройств, что предположительно является причиной отсутствия дефектов в ходе испытаний по методу ОСТ 1 01204-2012. Проанализирована выборочность типовой конструкции на примере блока концентратора данных, в ходе которого определен наиболее оптимальный режим многоосной случайной вибрации многоосной широкополосной случайной вибрации в спектре частот от 0 до 2000 Гц со средним квадратичным ускорением от 2g до 10g.

3. Проведена апробация МФЭЦИ и ЭЦИ методом ОСТ 1 01204-2012 для экспериментального подтверждения получения дефектов, аналогичных длительной эксплуатации самолетов гражданской авиации. В ходе испытаний показатель наработки на отказ в 20000 ч был подтверждён без выявления дефектов, а входе МФЭЦИ были обнаружены два дефекта с подтверждённой наработкой в 7000 ч. Продолжительность МФЭЦИ по сравнению с блоком концентратора данных сократилась на 17% по сравнению с ЭЦИ в соответствии с запланированными режимами испытаний.

4. Установлены причины отказов микросхемы ПЛИС, методом металлографического анализа с рентгеноскопией, выявленных в ходе МФЭЦИ дефектов. По результатам микрошлифирования, была визуально проведена качественная оценка по IPC-7095A и ГОСТ Р 56427-2015 пайки шариковых выводов на образце микросхемы EP2S30F672I4N. Наблюдение подтвердило наличие в микросхеме деградационных процессов аналогичных образцу после эксплуатации с наработкой на отказ в 4212 ч, что говорит о достаточной эффективности методики с предложенной обобщенной моделью МФЭЦИ для выявления дефектов элементов и устройств систем управления воздушным судном.

ГЛАВА 4. РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА ПОДДЕРЖКИ ПРОЦЕССОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ БОРТОВЫХ ЦИФРОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ СУДНОМ

4.1 Разработка методики по формированию программы корректирующих действий и оценке их эффективности

На рисунке 4.1 представлена методика по формированию программы корректирующих действий и оценке их эффективности, состоящая из 5 этапов, изображенных по левой стороне и полученных результатов по каждому этапу с правой стороны.

Методика состоит из следующих этапов [25]:

1) Классификация вида отказа по причине возникновения дефекта может быть выбрана из следующих категорий: конструктивные, производственные, эксплуатационные.

2) Классификация отказа по виду возникновения определяется в соответствии с определенной в ходе МФЭЦИ причиной дефекта по виду: внезапный и постепенный.

3) Определение повторяемости дефекта состоит в классификации дефекта по базе данных отказов, многократным дефектом считаются дефекты, количество которых превышает допустимое на предприятии промышленности количество.

4) Определение причины дефекта по характеру допущенных ошибок: конструктивных, технологических или несоответствие заданным параметрам надежности ЭКБ.

5) Технико-экономическая оценка возможности исключения причины дефекта мерами технологического и конструктивного характера состоит из выбора на основе установленной стоимости и трудоемкости работ принятия следующих решений:

- разработка и введение нового конструктивного исполнения (является наиболее затратным решением и выполняется в следующем порядке:

- разработка нового конструктивного решения;
- изготовление опытного образца;

- проведение типовых испытаний в объёме, заданном в нормативно-технической документации изделия по подтверждению внесённых изменений;
- изготовление подконтрольной партии для эксплуатации;
- разработка бюллетеня по замене или доработке изделий в эксплуатации.



Рисунок 4.1 - Методика по формированию программы корректирующих действий и оценке их эффективности

Библиотека конструктивных и технологических паттернов представляет собой базу данных технических решений в виде корректирующих действий по исключению отдельной иерархии классов дефектов

Например, в УКБП, на основе базы данных дефектов и их причин, реализуется в PDM-системе «1С: Предприятие» интерфейс поиска корректирующих действий ранее выявленных дефектов, что привело к многократному снижению времени по анализу и выработке и учету решений при разработке новых изделий.

Например, доработка панели жидкокристаллических индикаторов ИМ-21-2 после летных испытаний МС-21 в части крепления выходного соединителя, которое приводило к нестабильной работе изображения во время взлета и посадки, первоначально составило 60 нормочасов, а поиск, решение и устранение при использовании библиотеки паттернов для аналогичного по конструктивному недостатку ИМ-21-2 версия 1 для самолета Ил-114-300 уже менее чем за 8 нормочасов.

Для БКД, устанавливаемых в количестве двух на самолет RRJ-95, при необходимости доработки в эксплуатации самолетов в количестве 200 шт, необходимо 400 изделий. Принимая во внимание, что трудоемкость изготовления одного изделия составляет около 4000 чел/ч, при систематически возникающих отказах по группам разнородных дефектов осуществить столь масштабную одновременную замену всех изделий практически невозможно.

б) Формирование программы корректирующих действий, которая в обязательном порядке предусматривает проведение процедур отбраковочных испытаний в объёме достаточном для определения предельных значений работоспособности элементов и устройств БЦСУ не ниже ранее определенных в ходе МФЭЦИ значений воздействий по температуре и ШСВ, что предполагает обеспечение запаса надежности в будущем

$$|T_{\text{lim}(-)}^{\text{Раб}}|_{\text{После КорД}} \geq |T_{\text{lim}(-)}^{\text{Раб}}|_{\text{До КорД}}$$

$$|T_{\text{lim}(+)}^{\text{Раб}}|_{\text{После КорД}} \geq |T_{\text{lim}(+)}^{\text{Раб}}|_{\text{До КорД}}$$

$$|G_{\text{lim}}^{\text{Раб}}|_{\text{После КорД}} \geq |G_{\text{lim}}^{\text{Раб}}|_{\text{После КорД}}$$

На заключительном этапе подтверждение эффективности корректирующих действий проводится в соответствии с ОСТ В1 00094-73 на основе коэффициента эффективности ($K_э$), который определяется отношением наработки на отказ после проведения корректирующих действий ($T_{\text{послеКорД}}$) к наработке на отказ до проведения корректирующих действий (T)

$$K_э = T_{\text{послеКорД}}/T_{\text{доКорД}} \quad (4.1)$$

Проверка нулевой гипотезы производится по критерию Пирсона в следующем порядке:

а) определяется величина χ^2 по формуле

$$\chi^2 = \frac{(m_1 t_2 - m_2 t_1)^2}{(m_1 + m_2) t_1 t_2} \quad (4.2)$$

где m_1 и t_1 – количество отказов и общая наработка изделий до проведения корректирующих действий;

m_2 и t_2 – аналогичные величины после корректирующих действий;

б) для односторонней доверительной вероятности $\gamma = 0,9$ и числу степеней свободы $r = 2 - 1 = 1$ находится квантиль $\chi^1_{\gamma 1} = 2,71$.

в) Если $\chi^2 > \chi^1_{\gamma 1}$, то исходные данные неоднородны. В этом случае эффективность корректирующих действий можно оценить количественно по формуле (4.2).

4.2 Разработка программного комплекса поддержки процессов обеспечения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном

Рассмотренные ранее программные комплексы в большинстве своем выполняются на логико-вероятностном анализе надежности и безопасности технических систем. Обработки результатов испытаний и эксплуатации выполняется методами статистического анализа и требует определенного объема исходных данных для принятия решению о корректирующих действиях, поэтому существует необходимость разработки нового программного комплекса,

ориентированного на результаты МФЭЦИ на безотказность и те выявленные дефекты, которые оказывают доминирующее влияние на безотказность изделия.

На рисунке 4.2 изображен программный комплекс поддержки процессов обеспечения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации на базе методики многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность, представляющий *головной модуль 1*, и методики формирования корректирующие действия с учетом выявленных дефектов.

На всех этапах жизненного цикла проводятся МФЭЦИ на безотказность в целях подтверждения и контроля заданных показателей безотказности по наработке на отказ. Вся полученная в ходе МФЭЦИ информация накапливается в электронной базе системы управления данными об изделии PDM (Product Data Management) и содержит классификационные признаки элементов и характеристики надежности БЦСУ. *Модуль 2* формирования корректирующих действий, используя библиотеку конструктивных и технологических паттернов, а также административные меры воздействия, представляющие собой организационно-экономический комплекс по организации управления, производства и труда, формирует программу корректирующих действий.

Модуль 3 формирования вариантов внедрения корректирующих действий определяет этап жизненного цикла, на котором, исходя из технико-экономической целесообразности, возможно внедрение корректирующих действий. Согласно исследованиям компании IBM стоимость дефекта увеличивается со временем, ориентировочно то же самое происходит и на этапах разработки, изготовления и эксплуатации элементов и устройств БЦСУ воздушным судном:

- на этапе НИОКР цена устранения дефекта незначительна и равна $1X$ (где показатель X единица стоимости, выражаемая в нормо-часах трудоёмкости, денежной единицы и т.д.);
- на этапе ОКР цена устранения дефекта возрастает в 5 раз ($5X$);
- на этапе заводских испытаний цена устранения дефекта возрастает в 10 раз ($10X$);

- на этапе летных испытаний и первых лет эксплуатации цена устранения дефект возрастает в 15 раз (15X);

- на этапе многолетней эксплуатации в составе воздушного судна в 30 раз (30X).

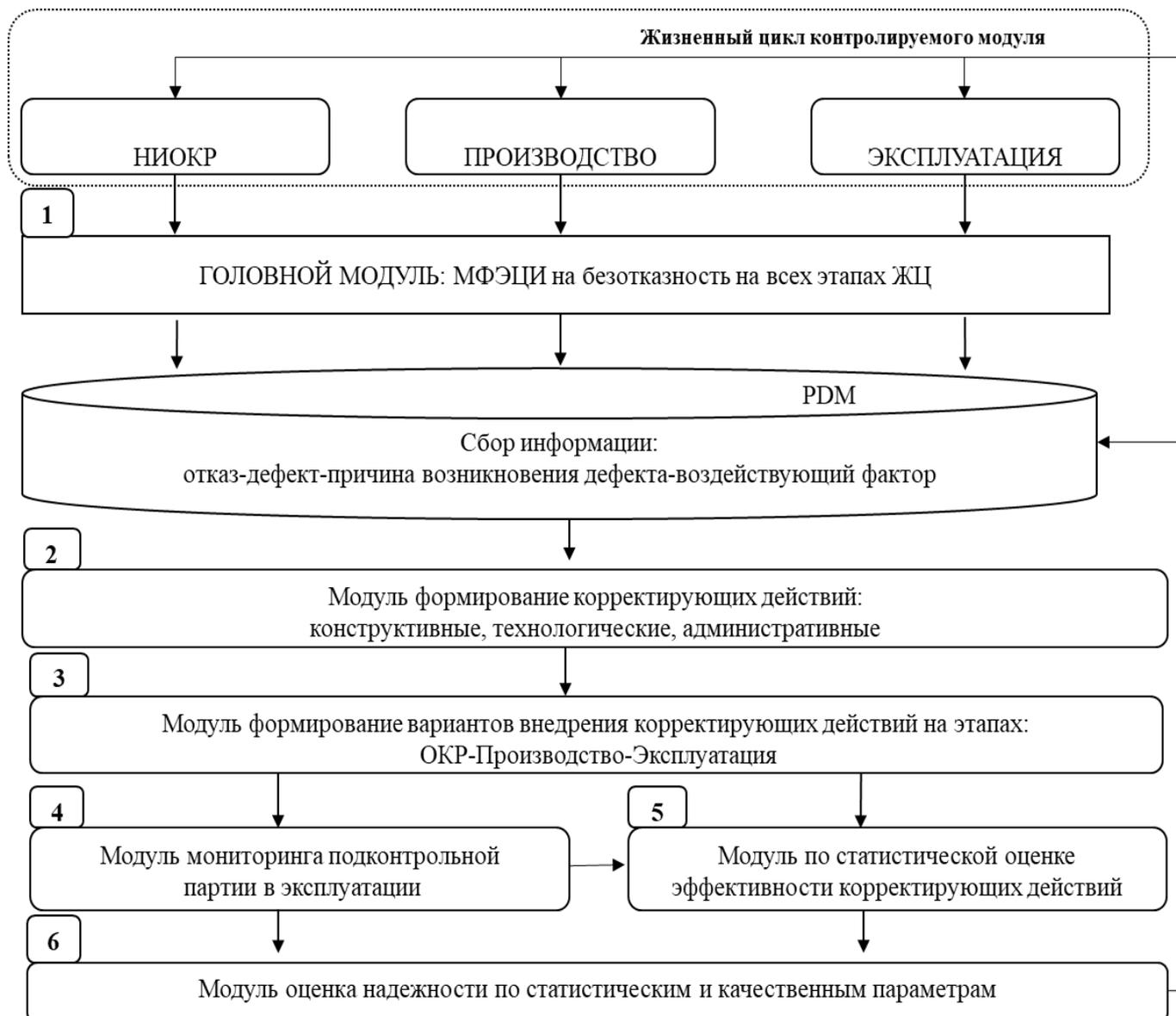


Рисунок 4.2 - Схема поддержки инженерных решений с помощью программного комплекса обеспечения надежности БЦСУ на всех этапах жизненного цикла

Поэтому для модуля 3 должно учитываться следующее:

- при модификации элементов и устройств БЦСУ необходимо провести процедуры доказательства соответствия применимым требованиям;

- корректирующие действия должны быть классифицированы в качестве главных или второстепенных изменений;

- второстепенные изменения должны проходить сертификацию по одобрению в составе воздушного судна.

Перечисленные условия, в зависимости от этапа жизненного цикла, предполагают следующие варианты внедрения:

- на этапе опытно-конструкторских работ внедрение корректирующих действий до этапа проведения летных испытаний;

- на этапе серийного производства внедрение корректирующих действий должно проходить для всех партий выпускаемых изделий;

- на этапе эксплуатации требуется оценка критичности и приоритета корректирующих действий, результатом которой может быть сервисный бюллетень по воздушному судну.

Решение указанных задач выполняется посредством алгоритма повышения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации (рисунок 4.3).

Принципиальным отличием алгоритма является использование методик МФЭЦИ и формирования корректирующих действий необходимость стабилизации потока отказов, исключая ошибки при внедрении корректирующих действий, что должно приводить к повышению надежности, за счет исключения дефектов на ранней стадии, когда оценка эффективности по результатам эксплуатации еще не получена.

Модуль 4 мониторинга подконтрольной партии эксплуатации представляет собой электронное дело изделия как систематизированную совокупность данных, формируемую в автоматизированной системе управления данными об изделии на всех стадиях жизненного цикла.

Модуль 5, по статистической оценке, корректирующих действий базируется на программах анализа статистических данных по отказам в эксплуатации, их оценке и сравнении до внедрения корректирующих действий и после.

Модуль 6 завершает цикл поддержки процессов обеспечения надежности БЦСУ воздушным судном в эксплуатации. Основой модуля является итоговое проведение качественного и количественного анализа внедренных корректирующих действий и оценка их результативности с позиции повышения надежности, при отрицательном результате действия модулей 2-5 повторяются.

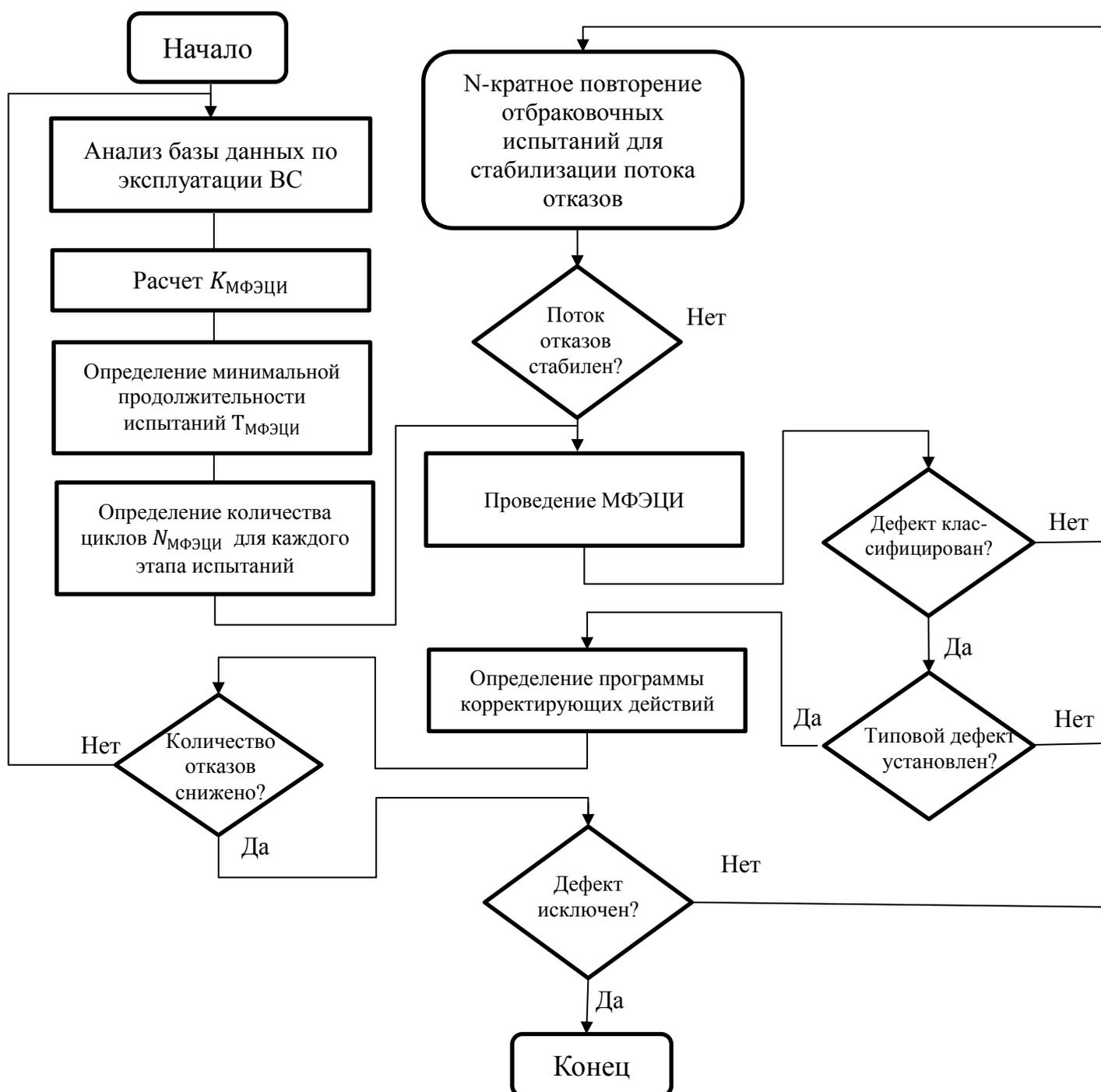


Рисунок 4.3. Алгоритм повышения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации

Для блока концентратора данных по методике формирования программы корректирующих действий и оценки их эффективности были классифицированы отказы с установлением причин возникновения дефектов (таблица 4.1) [66]:

- некачественная пайка составляет 38% от общего количества подтвердившихся отказов, имеет характер как внезапных проявлений, так и постепенного развития.

- отказ модуля питания MGDT-20-H-CE/T составляет 27% от общего количества подтвердившихся отказов, имеет характер постепенного отказа.

- отказ микросхемы CY7C1069DV33-10ZSXI составляет 14% от общего количества подтвердившихся отказов, имеет характер как внезапных проявлений, так и постепенного развития.

Таблица 4.1 -Причина систематических отказов БКД за 2018-2021 гг

Отказ	Причина	Вид отказа	Количество
CY7C1069DV33-10ZSXI	ЭКБ (контрафакт)	Внезапный	27
	Нарушение технологии изготовления при пайке	Постепенный	8
EP3C55F484I7	ЭКБ	Внезапный	4
	Нарушение технологии изготовления при пайке	Постепенный	47
EP2S60F1020I4	ЭКБ	Внезапный	2
	Нарушение технологии изготовления при пайке	Постепенный	33
EP1K100QI208-2	ЭКБ	Внезапный	2
	Нарушение технологии изготовления при пайке	Постепенный	2
MGDT-20-H-CE/T-L	Рост трещины внутри металлического соединения микросхемы	Постепенный	57
S29GL256P11TFI010	Нарушение технологии изготовления при пайке	Постепенный	8
Печатная плата (ПП)	Нарушение технологии изготовления ПП	Постепенный	4

Была разработана программа корректирующих действий по исключению дефектов (приложение А):

1. Разработан и внедрен в АО УКБП специальный технологический процесс ТТП-196 по замене бессвинцовых выводов на микросхемах в BGA-корпусах.

2. Компанией Gaia Converter (Франция) изменена конструкция двухплатного модуля питания MGDТ-20-Н-СЕ/Т-L в одноплатный MGDТ-20-Н-СЕ/Т/UK-L.

3. Проведена замена микросхем текущего выпуска в настоящий момент.

По результатам внедренных корректирующих действий для блока концентратора данных (БКД) была проведена оценка эффективности (таблица 4.2).

Таблица 4.2 - Оценка эффективности мероприятий БКД

Изде- лие	До проведения доработки		После проведения доработки		γ	χ^2	K_3
	Количество учитываемых отказов	T , л.ч.	Кол-во учитываемых отказов	T , л.ч.			
БКД	32	12007	2	18162	0,9	0,327	1,513

Для алгоритма повышения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации уменьшение трудоемкости на 22 % (таблица 4.3), а оценка результативности корректирующих действий сокращена от 6 месяцев до 12 часов на первоначальном этапе до получения необходимых наработок в эксплуатации для статистической оценки.

Таблица 4.3 - Трудоемкость анализа причин систематических дефектов на примере блока концентратора данных

Текущий порядок исследования		Алгоритм	
Операция	Трудоемкость, нормочасов	Трудоемкость нормочасов	Операция
Установление причины отказа	225	1100	Методика МФЭЦИ
Установление причины дефекта	980		
Разработка корректирующих действий	220	300	Методика формирования корректирующих действий
Проверка корректирующих действий	85		
Проведение корректирующих действий	320		
Эффективность корректирующих действий	От 6 мес. до 1 года	12	Отбраковочные процедуры HALT
Σ	1830	1412	

По результатам количественной оценки коэффициент эффективности мероприятий составил 1,513, при этом полученная оценка не является правомерной, т.к. с помощью критерия χ^2 подтверждается нулевая гипотеза, что указывает на недостаточность данных, полученных из эксплуатации. Снижение дефектов БКД по разрушению паяного соединения микросхем в BGA-корпусах с 38 % до 1 %; дефектов модуля питания MGDT-20-H-CE/T-L с 27 % до 0 %; дефектов микросхем CY7C1069DV33-10ZSXI с 14 % до 0 % [66].

По результатам качественной оценки принятые корректирующие действия в целях повышения уровня безотказности блока БКД БЦСУ, эффективны, в 2021 году наблюдается общее снижение количества отказов (2018 г. – 111, 2019 г. – 135, 2020 г. – 95, 2021 г. – 43) в 2,2 раза по сравнению с 2020 г. и в 3,13 по сравнению с 2019 г.

4.3 ВЫВОДЫ по ГЛАВЕ 4

1. Разработана новая методика по формированию программы корректирующих действий в целях исключения типовых отказов элементов и устройств БЦСУ, применение которой в целях повышения надежности блока концентратора данных RRJ-95 позволило снизить количество дефектов по разрушению паяного соединения микросхем в BGA-корпусах с 38 % до 1 %; дефектов модуля питания MGDT-20-H-CE/T-L с 27 % до 0 %; дефектов микросхем CY7C1069DV33-10ZSXI с 14 % до 0 %. В целом по блоку концентратору данных наблюдается общее снижение количества отказов в 2,2 раза по сравнению с 2020 г. и в 3,13 по сравнению с 2019 г.

2. Разработан новый программный комплекс поддержки процессов обеспечения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации, основанный на методике многофакторных эквивалентно-циклических испытаний и методике по формированию программы корректирующих действий.

3. Разработан новый алгоритм повышения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации, что позволило снизить трудоемкость на 22 % по сравнению с наиболее распространённым порядком проведения исследования регламентированным НТД, а первоначальная оценка результативности корректирующих действий оценивается по результату подтверждения гипотезы о постоянстве отказов отбраковочными процедурами HALT до получения необходимых наработок в эксплуатации для статистической оценки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Итогом работы является повышение надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном на основе новой методики многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность для выявления дефектов и новой методики по формированию программы корректирующих действий и оценке их эффективности, объединённых программным комплексом на базе нового алгоритма.

К основным результатам относятся:

1. Модель и методика многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на безотказность элементов и устройств бортовых цифровых систем управления воздушным судном, которые отличаются тем, что первоначально моделью обобщается ранее полученная информация о дефектах, выявленных на разных стадиях жизненного цикла эксплуатации изделия, и их зависимость от испытательных воздействующих факторов, обеспечивая тем самым уровень режимов испытаний эквивалентный режимам эксплуатации при форсировании воздействия факторов. Затем комплексным испытательным воздействием факторов тепловой и механической энергии на элементы и устройства бортовых цифровых систем управления воздушным судном формируются новые режимы испытаний бортового авиационного оборудования, тем самым обеспечивая достижение дефектного состояния изделия, аналогичного длительной эксплуатации в составе воздушного судна.

2. Экспериментальные исследования, позволившие установить причины возникновения дефектов в процессе длительной эксплуатации элементов и устройств бортовой цифровой системы управления воздушного судна, на примере блока концентратора данных системы управления самолета, такие как бессвинцовая пайка микросхем в BGA-корпусах, пайка кристалла внутри микросхем, нарушения технологии производства печатных плат.

Разработаны нормативные документы для научно-производственной деятельности АО «УКБП», утверждённые независимой инспекцией Федерального агентства воздушного транспорта министерства транспорта Российской Федерации:

- РМ 134-2017 по порядку исследования отказов комплектующих электрорадиоизделий, произошедших на стадии производства и эксплуатации серийных изделий.

- РМ 190-2021 по оценке технической эффективности проведения отбраковочных испытаний, технологической приработки и технологической тренировки изделий различного структурного уровня.

- РМ 200-2021 по методике проведения отбраковочных испытаний (технологической приработки), исследовательских испытаний с целью выявления причин отказов, испытаний на надёжность (безотказность) изделий различного структурного уровня, с использованием процедур HALT/HASS.

3. Разработана методика по формированию программы корректирующих действий на основании проведенных многофакторных испытаний и проведена оценка ее эффективности на примере внедрения корректирующих действий по исключению типовых отказов элементов и устройств бортовых систем управления воздушным судном, что привело к снижению дефектов по разрушению паяного соединения микросхем в BGA-корпусах с 38 % до 1 %; дефектов модуля питания MGDT-20-H-CE/T-L с 27 % до 0 %; дефектов микросхем CY7C1069DV33-10ZSXI с 14 % до 0 %. По результатам качественной оценки принятые корректирующие действия в целях повышения уровня безотказности блока концентратора данных БЦСУ, эффективны, в 2021 году наблюдается общее снижение количества отказов (2018 г. – 111, 2019 г. – 135, 2020 г. – 95, 2021 г. – 43) в 2,2 раза по сравнению с 2020 г. и в 3,13 по сравнению с 2019 г.

4. Разработан программный комплекс на основе алгоритма повышения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном, отличающийся тем, что достигнутый уровень надежности основан на физическом снижении доли систематических дефектов в изделии по которым приняты корректирующие действия, а не исключительно на статистической оценке надежности по результатам эксплуатации. Это позволяет повысить эффективность процессов исключения систематических групп отказов в эксплуатации, обеспечивая поэтапное повышение надежности за счет автоматизации процедур получения и

обработки информации о дефектах в результате многофакторных эквивалентно-циклических испытаний и корректирующих действий по их исключению. Применение алгоритма привело к сокращению времени, затрачиваемого предприятием на повышение надежности, на 22%.

Перспективами развития темы диссертационной работы могут быть исследования:

- применения альтернативного математического аппарата для разработки модели многофакторных испытаний (нечеткая математика, интервальная математика, грубые множества Павлака и др.);

- накопленных баз данных по отказам на предмет выявления скрытых закономерностей с помощью методов интеллектуального анализа данных;

- влияния составляющих многоосной случайной вибрации на процессы накопления усталости и образования дефектов в элементах цифровых систем управления.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

- АС - аналоговые сигналы
- АТ – авиационная техника гражданского назначения
- БКД- блок концентратор данных
- БЦСУ – бортовая цифровая система управления
- ВВФ - внешние воздействующие факторы
- ВС - воздушное судно
- ГА – гражданская авиация
- КБО - комплекс бортового оборудования
- КСЭИС-комплекс системы электронной индикации
- МФЭЦИ-многофакторные эквивалентно-циклические испытания
- НИОКР - научно-исследовательская опытно-конструкторская работа
- НТД - нормативно-техническая документация
- ОИ – объект испытаний
- ПЛИС - программно-логические интегральные схемы
- ПО – программное обеспечение
- РМ- руководящий материал
- СУОСО-система управления общесамолетным оборудованием
- ЦИТ – циклическое изменение температуры
- ШСВ - широкополосная случайная вибрация
- ЭКБ - электронная компонентная база
- ЭЦИ-эквивалентно-циклические испытания
- ALT - Accelerated Life Test
- BGA – Ball Grid Array
- HALT - High Accelerated Limited Test
- HASS - High Accelerated Stress Screening
- FRACAS - failure reporting, analysis and corrective action system

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- [1] Автоматизированная система АСОНИКА для моделирования физических процессов в радиоэлектронных средствах с учетом внешних воздействий / Ю. Н. Кофанов, С. У. Увайсов, Н. Малютин [и др.]. – Москва: Радиотехника, 2013. – 424 с. – (АСОНИКА).
- [2] Александровская Л. Н. Безопасность и надежность технических систем/Александровская Л. Н. [и др.]; Учебное пособие. – М.: Логос. – 2008. – 377 с.
- [3] Александровская Л.Н. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем/ Л. Н. Александровская, [и др.]; Учеб. Пособие. – М.: Логос. – 2003. – 736 с.
- [4] Арцыман Я. УЭ-1-3-С: Надежность авионики и безопасность полетов. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://pandia.ru/text/80/583/54676.php>, свободный. – Загл. с экрана. Яз рус. (дата обращения 02.04.2020).
- [5] Барлоу Р., Прошан Ф. Статистическая теория надежности и испытания на безотказность. / Р. Барлоу, Ф. Прошан. Пер. с англ. И.А.Ушакова.: – М.: Наука, 1984. –328 с.
- [6] Богданофф Дж., Козин Ф. Вероятностные модели накопления повреждений: Пер.с англ. –М.:Мир. –1989. – 344 с.
- [7] Большаков А. А., Кулик А. А., Сергушов И. В. Исследование взаимодействия комплексной системы управления с устройствами и системами бортового радиоэлектронного оборудования летательного аппарата. Вестн. Астрахан. гос. техн. ун-та. Сер. управление, вычисл. техн. информ. – 2016. – № 1. – С. 7-16.
- [8] Болотин В. В. Случайные колебания упругих систем – М.: Наука. – 1979. – 336 с.
- [9] Волков А. Н. Роль ускоренных испытаний в определении надежности интегральных схем // Молодой ученый. – 2012. – №10. – С. 41-52.
- [10] Воробьёв А.В. Концепция проектирования современных комплексных систем управления полётом и технология разработки их программного

обеспечения//“Передовые технологии в авиаприборостроении. Материалы V Всероссийской научно-технической конференции национальной ассоциации авиаприборостроителей (НААП). – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та. – 2009. – 111 с.

[11] Воронович С. Полностью электрический самолет/С. Воронович, В. Каргапольцев, В. Кутахов //Авиапанорама. – 2009. – № 2. – С. 14-17.

[12] Гишваров А. С., Тимашев С. А. Теоретические основы ускоренной оценки и прогнозирования надежности технических систем. Екатеринбург: УрО РАН. – 2012. – 188 с.

[13] Гишваров А. С. Теория ускоренных ресурсных испытаний технических систем /А. С. Гишваров// Уфа. – 2000. – 338 с.

[14] Гишваров А.С. Моделирование ускоренных испытаний технических систем на надежность и ресурс. Вестник УГАТУ: Машинстроение. Уфа. УГТУ. Т.9. – 2007. – №1(19). – С. 26-40.

[15] Гишваров А. С., Тимашев С. А. Синтез ускоренных ресурсных испытаний технических систем многовариантного применения. Екатеринбург: УрО РАН. – 2012. – 190 с.

[16] Гиясов Б. И. Стендовые ускоренные испытания технических систем на надежность / Гиясов Б. И. [и др.]; Учеб. пособие. – М.: Издательство АСВ. – 2017. – 74 с.

[17] Глудкин О.П. Методы и устройства испытания РЭС и ЭВС. Учеб. для вузов / О.П. Глудкин. – М.: Высш. школа. – 1991. – 336 с

[18] Гнеденко Б. В. Математические методы в теории надежности / Б.В. Гнеденко, Ю.К. Беляев, А.Д. Соколов. – М.: Наука. – 1965. – 524 с.

[19] Горбунов, В.П. Проблемы и особенности эксплуатации авионики воздушных судов иностранного производства в условиях экстремально низких температур Крайнего Севера, Сибири и Якутии /В.П. Горбунов// Научный Вестник МГТУ ГА— 2015. — № 213 (3) – С.85.

[20] Горлов, М.И. Современные диагностические методы контроля качества и надежности полупроводниковых изделий/М.И. Горлов, В.А. Сергеев. Ульяновск: УлГТУ—2014. —406 с.

[21] ГОСТ 27.402-95. Планы испытаний для контроля средней наработки до отказа (на отказ). Часть 1. Экспоненциальное распределение. [Текст]. Введен 01.01.1997. Переиздание 01.06.2002. - Надежность в технике; Сб. ГОСТов. – М.: ИПК Издательство стандартов. – 2002. – 42 с.

[22] ГОСТ 27.403-2009. Планы испытаний для контроля вероятности безотказной работы. [Текст]. Введен 15.12.2009. Переиздание Март 2011.- Москва: ФГУП «Стандартинформ». – 2011. – 16 с.

[22] ГОСТ 27.410-87. Надежность в технике. Методы контроля показателей надежности и планы контрольных испытаний на надежность. [Текст]. Введен 01.01.1989. – Москва: ИПК Издательство стандартов. – 2002. – 79 с.

[24] ГОСТ Р 27.607-2013. Условия проведения испытаний на безотказность и статистические критерии оценки и методы оценки их результатов. [Текст]. Введен 19 сентября 2013. – Москва: Стандартинформ. 2015. – 46 с.

[25] ГОСТ Р 51901.6-2005 (МЭК 61014:2003). Менеджмент риска. Программа повышения надежности. ИЕС 61014:2003. Programme for reliability growth (MOD). [Текст]. Введен 30.09.2005. – Москва: Стандартинформ. – 2006. – 67 с.

[26] ГОСТ 16504-81. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. [Текст]. Введен 08.12.1981. Переиздание 03.1991. – Москва: Стандартинформ. – 1991. – 48 с.

[27] Горбунов, В.П. Проблемы и особенности эксплуатации авионики воздушных судов иностранного производства в условиях экстремально низких температур крайнего севера, сибери и Якутии /В.П. Горбунов// Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. – №213. – С. 85-90.

[28] Грибов В.М. Оценивание и прогнозирование надежности бортового аэрокосмического оборудования / В.М. Грибов, Ю.Н. Кофанов, В.П. Стрельников. М.: НИУ ВШЭ. – 2013. – 495 с.

[29] Дорошевич П.В. Исследования по определению энергии активации сверхбольших интегральных схем. МО РФ "Военная электроника и электротехника", вып. 65 (Ф), часть 2, 2013. – С. 85 - 92.

[30] Елистратов В.Н. Нормирование летной годности и сертификации гражданских воздушных судов / Елистратов В.Н. // Учеб. пособие для вузов гражд. авиации. – Рига, РКИИГА. – 1983. – 71 с.

[31] Животкевич И.Н., Смирнов А.П. Надежность технических изделий. М.: Олита, 2003. С. 236.

[32] Зайцев Д. Ю., Неретин Е. С., Рамзаев А. М. Разработка архитектуры универсального модульного контроллера авионики. Труды МАИ. Выпуск № 85. С.1-29

[33] Иванов И.М., Викторов Д.С., Бондарев В.Н. Анализ авиационных событий с государственными воздушными судами РФ из-за отказов бортового радиоэлектронного оборудования за период 2000-2017 гг. Journal of Siberian Federal University. Engineering&Technologies. – 2018. – №11(7). – С. 775-782

[34] Калиниченко Н.П. Атлас дефектов паяных соединений: учебное пособие /Н.П. Калиниченко, М.О. Викторова; Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2012. – 83 с.

[35] Карташов Г.Д., Тимонин В.И. Предварительные исследования в теории форсированных испытаний изделий радиоэлектроники // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2004. – Т. 9, № 6. – С. 51-60.

[36] Карташов Г.Д. Форсированные испытания аппаратуры / Г.Д. Карташов. – М.: Знание. – 1985. – 55 с.

[37] Карташов Г. Д. Ускоренные испытания элементов и систем. / Г.Д. Карташов. – М.: Знание. –1990 –41 с.

[38] Квалификационные требования КТ-160/14G. «Условия эксплуатации и окружающей среды для бортового авиационного оборудования. Требования,

нормы и методы испытаний». Взамен КТ-160D. Введен АРМАК 9.12.2015. – НИИАО. – 2015. – 438 с.

[40] Козырев С.А. Тенденции развития мониторинга бортовых подсистем воздушных судов. / Ученые записки УлГУ. Сер. Математика и информационные технологии. УлГУ. Электрон. журн. 2017, No 1, с. 34-41.

[41] Комиссаров А.В., Виноградов А. Б. Методика управления качеством бортового оборудования изделий авиационной и наземной технике / А.В. Комиссаров, А.Б. Виноградов // Известия Самарского научного центра РАН. Том 18. – 2016. – №4(3). – С. 571 - 577.

[42] Комиссаров А. В., Виноградов А. Б. Проблематика методов определения показателей надежности бортового радиоэлектронного оборудования авиационной техники / А.В. Комиссаров, А.Б. Виноградов // Известия Самарского научного центра РАН. Том 19. – 2017. – №1(2). – С. 346-351.

[43] Комиссаров А.В., Виноградов А. Б. Универсальное средство диагностики оборудования вертолетов/А.В. Комиссаров, А.Б. Виноградов; Журнал «Авиапанорама: ООО «Высокие технологии и инновации». – 2017. – №2(122). – С.30-32.

[44] Комиссаров А.В., Каразеев С.В. Методика проведения многофакторных эквивалентно-циклических испытаний для оценки показателей надежности БЦСУ на стадии научно-исследовательских опытно-конструкторских работ/ А.В. Комиссаров, С. В. Каразеев [и др.]; Автоматизация в промышленности. Университет новых информационных технологий управления при ФГБУН Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. ООО «Инфо-Автоматизация». – 2020. – №4. – С. 19-22.

[45] Комиссаров А.В., Шишкин В.В. Основные методы оценки надежности бортового радиоэлектронного оборудования современных гражданских судов перед этапом серийного производства / А.В. Комиссаров, В. В. Шишкин [и др.]; Известия Самарского научного центра РАН. Том 20. – 2018. – №4(3). – С. 319-326.

[46] Комиссаров А.В. Шишкин В.В. Разработка методики многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на основе процедур HALT для оценки долговечности БЦСУ / А.В. Комиссаров, В. В. Шишкин [и др.]; Автоматизация в промышленности. Университет новых информационных технологий управления при ФГБУН Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. ООО «Инфо-Автоматизация». – 2019. – №5. – С. 56-61.

[47] Комиссаров А.В., Шишкин В.В. Методика проведения многофакторных эквивалентно-циклических испытаний для оценки показателей надежности БЦСУ на стадии научно-исследовательских опытно-конструкторских работ / А.В. Комиссаров, В. В. Шишкин [и др.]; Автоматизация в промышленности. – 2020. – № 4. – С. 36-39.

[48] Комиссаров А.В., Шишкин В.В. Разработка методики определения коэффициента ускорения многофакторных эквивалентно-циклических испытаний на основе процедур HALT для оценки долговечности и безотказности БЦСУ. / А.В. Комиссаров, В. В. Шишкин [и др.]; XXI век: итоги прошлого и проблемы настоящего плюс. – 2020. – Т. 9. № 4 (52). – С. 57-61.

[49] Каразеев С.В., Комиссаров А.В., Киселев С. К. Исследование влияния положения кварцевого маятникового акселерометра АК-15 в пространстве на показание термодатчика / А.В. Комиссаров, С. В. Каразеев [и др.]; Автоматизация в промышленности. Университет новых информационных технологий управления при ФГБУН Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН. ООО «Инфо-Автоматизация». – 2019. – №7. – С. 46-48.

[50] Комиссаров А.В., Каразеев С.В. Киселев С.К., Валитов Р.Р., Урлапов О.В. Вычисление составляющих скорости летательного аппарата с помощью доплеровского измерителя. Автоматизация в промышленности. – 2020. – № 11. – С. 58-60.

[51] Корчагин Е.Н., Колобов А.Ю. Проблемные вопросы оценки безотказности космических аппаратов длительного функционирования // Международная конференция и Российская научная школа молодых ученых и специалистов «Системные проблемы надежности, качества, компьютерного

моделирования, кибернетических, информационных и телекоммуникационных технологий в инновационных проектах» (ИННОВАТИКА-2013): М.: Энергоатомиздат. –увае5ро 2013. – Ч. 1. – С. 60-61.

[52] Кофанов Ю. Н. Теория надёжности в электронной инженерии. – М.: Энергоатомиздат, 2014

[53] Кучерявый А. А. Бортовые информационные системы: Курс лекций / А. А. Кучерявый; под ред. В.А. Мишина и Г.И. Ключева. 2-е изд., перераб. и доп. – Ульяновск: УлГТУ. – 2016. – 452 с.

[54] Луговской С.В. Методы и средства испытаний и отработки бортовых электронных средств летательных аппаратов на надежность и стойкость к воздействию внешних факторов на этапах их разработки и производства: дис. канд. техн. наук: 05.12.04/ФГУП МНИРТИ. - М., 2003-147.

[55] Лучкин Р.С. Прочность и надежность паяных конструкций: электронное учеб. пособие/Р.С. Лучкин. – Тольятти: Изд-во ТГУ, 2014. – 1 электрон. опт. диск.

[56] Майоров А.В., Потюков Н.П. Планирование и проведение ускоренных испытаний на надежность устройств электронной автоматики / А.В. Майоров, Н.П. Потюков. – М.: Радио и связь, 1982. – 144 с.

[57] Мишанов Р.О. Исследование признаков, видов, причин и механизмов отказов микросхем, выполненных по КМОП-технологии // НиКа. 2017. №. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-priznakov-vidov-prichin-i-mehanizmov-otkazov-mikroshem-vypolnennyh-po-kmop-tehnologii> (дата обращения: 26.03.2021).

[58] Надежность технических систем: Справочник / Ю.К. Беляев, В.А. Богатырев, В.В. Болотин и др.; под ред. И.А. Ушакова. – М.: Радио и связь, 1985. – 608 с.

[59] Надежность и эффективность в технике: Справочник. – Том.1. Методология, организация, терминология. – М.: Машиностроение. – 1986. – 224 с.

[60] Надежность и эффективность в технике: Справочник. – Том.7. Качество и надежность в производстве. Под ред. И. В. Апполонова. – М.: Машиностроение. – 1989. – 280 с.

[61] Надежность ЭРИ: справочник. – М.: МО РФ, 2006. – 641 с.

[62] Новоттник М. Надёжность бессвинцовых электронных узлов / М. Новоттник, А. Новиков // Технологии в электронной промышленности. – 2007. – № 1. – С.54-57.

[63] Орлов С. А., Копытов В. И. Нормирование и отработка бортовой аппаратуры космических аппаратов на механические воздействия. Вестник СибГАУ. – 2013. – № 1(47). – С. 125-129.

[64] ОСТ 1 00132-97. Надежность изделий авиационной техники. Методы количественного анализа безотказности функциональных систем при проектировании самолетов и вертолетов. – 1997. – 70 с.

[65] ОСТ 1 01204-2012. Надежность изделий авиационной техники. Эквивалентно-циклические испытания на безотказность авиационного бортового оборудования. – Взамен МУ 150-95. Введен 01.01.2013. – Москва: ФГУП «НИИСУ». – 2012. – 87 с.

[66] Отчет по анализу надежности изделий АО УКБП по результатам эксплуатации за 2020 г. УКБП. -2021.

[67] Отчет 2-й Отраслевой выставки бортового оборудования и технологий для гражданской авиации «Современная отечественная авионика: достижения и перспективы». Сквозные сертифицируемые технологии разработки КБО и сложных систем. [Электронный ресурс]. – Москва, ФГУП «ГосНИИАС». Режим доступа: [<http://www.modern-avionics.ru/our-events/exhibitions/2nd-exhibition-avionics/report/>], свободный. – Загл, с экрана.

[68] Острейковский В.А. Многофакторные испытания на надежность. – М.: Энергия. – 1978. – 152 с.

[69] Оценка безопасности блока концентратора данных. Версия 1.12. Ревизия 1.1. АО УКБП. 2010. – 166 с.

[70] Парамонов П.П. Жаринов И.О. Интегрированные бортовые вычислительные системы: обзор современного состояния и анализ перспектив развития в авиационном приборостроении. Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. – 2013. – № 2 (84). – С. 1-17.

[71] Перечень изделий ЭКБ, на которые в настоящее время имеются аналоги включенные в «перечень электрорадиоизделий, разрешенных к применению при разработке (модернизации), производстве и эксплуатации аппаратуры, приборов, устройств и оборудования военного назначения» и разработанные (разрабатываемые) по государственным контрактам Минпромторгом России [электронный ресурс] – 1 электрон. опт. диск (CD-ROM) – Прил.: Аналоги ОКР Минпромторга [Таблица].

[72] Перроте А.И. Основы ускоренных испытаний радиоэлементов на надежность/ А.И. Перроте, Г.Д. Карташов, К.Н. Цветаев. – М.: Сов. радио, 1968. – 224 с.

[73] Пиганов, М. Н. Испытания электронных средств специального назначения [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / М. Н. Пиганов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (1,86 Мбайт). – Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-RW).

[74] Писарев В.Н. Совершенствование системы испытаний РЭА на надежность и стойкость к воздействию внешних факторов/ В.Н. Писарев. – Радиопромышленность. – 1994. – вып.4. – с.75-82.

[75] Повгородний В.О. Испытания на долговечность изделий авиационной техники./ В.О. Повгородний.: Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. трудов.– Харьков: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2005. – вып. 29. – С.81-90.

[76] Половко, А. М. Основы теории надежности / А.М. Половко, С.В. Гуров.: – 2-е изд., перераб. и доп. – СПб.: БВХ-Петербург, 2006. – 704 с.

[77] Предварительная оценка блока концентратора данных. Версия 2.2. АО УКБП. 2010. – 160 с.

[78] РД107.460000.010-89. Радиоэлектронные средства. Методы технологической тренировки. Дата введения – 01.07.1990. ГНТУ МРП. – 1990. – 57 с.

[79] Романов Ю.В., Шишкин В.В. Обеспечение надежности бортового радиоэлектронного оборудования/ Ю.В. Романов, В.В. Шишкин.: – Ульяновск: УлГТУ. – 2013. – 172 с.

[80] Руководство по гарантии конструирования бортовой электронной аппаратуры КТ-254 – М.: ОАО Авиаиздат, 2011. – 86 с.

[81] Садыхов, Г. С. Модели и методы оценки остаточного ресурса изделий радиоэлектроники / Г. С. Садыхов, В. П. Савченко, Н. И. Сидняев. — Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. — 382 с.

[82] Сазонов, С.Н. Диагностирование интегральных схем по параметрам нелинейности характеристик энергопотребления. – Ульяновск.: УлГТУ, 2022.- 190 с.

[83] Севастьянов Н.Н., Андреев А.И. Основы управления надежностью космических аппаратов с длительными сроками эксплуатации/под общ. ред. Н.Н. Севастьянова. – Томск: Издательский Дом ТГУ, 2015.

[84] Смагин В.А. Теоретическое обобщение физического принципа надежности профессора Н.М. Седякина / В.А. Смагин: Журнал «Информация и космос». Издательство «Институт коммуникаций». – С.-Петербург, 2006. – №3 – С.71-78.

[85] Стрельников В.П. О связи контрольных и определительных испытаний на надежность / В.П. Стрельников: Математичні машини і системи. – 2008. – № 2. – С. 147-151.

[86] Чекрыжев Н.В. Основы технического обслуживания воздушных судов: учеб. пособие/Н.В. Чекрыжев. – Самара: Изд-во СГАУ, 2015. – 84 с.

[87] Чернов В.Ю. Надежность авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов / В.Ю. Чернов, В.Г. Никитин, Ю.П. Иванов.: Учеб. пособие. СПбГУАП. СПб., 2004. – 96 с.

[88] Чинючин, Ю. М. К задачам поддержания летной годности воздушных судов на основе мониторинга их ресурсного состояния / Ю. М. Чинючин, Н. Ойдов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2017. – Т. 20. – № 3. – С. 110-121.

[89] Шишмарев В.Ю. Надежность технических систем: учебник для студ. высш. учеб. заведений / В.Ю. Шишмарев.: – М.: Издательский центр «Академия», 2010. – 304 с.

[90] Шор Я.Б. Статистические методы анализа и контроля качества и надежности / Я.Б. Шор.: – М.: Сов. радио, 1962. – 552 с.

[91] Airbus / ICEMAN LM Handbook // - Cold Weather FAIR working group, 2012, Airbus, Toulouse, France. Cold Weather Working Group - CWWG.

[92] Accelerated Life Testing Reference. ReliaSoft Corporation. May 5, 2015. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.ReliaSoft.com>, свободный. Яз. англ. (дата обращения 15.12.2017).

[93] Bagdanavichius, V., M. Nikulin. Accelerated Life Models: Modeling and Statistical Analysis. – 2001. Chapman & Hall, Florida. – 331 с.

[94] Brand M., McLean H. US007149673B1. Method for estimating changes in product life for a redesigned product. – 12.2006. – 13 с.

[95] Cox, D. R. Regression models and life tables. J. R. Statist. Soc., B. – 1972. – С.187-220.

[96] Crow L. H, “Reliability Growth Projection From Delayed Fixes”. Proceedings of the 1983 Annual Reliability and Maintainability Symposium. Orlando, FL. – 1983. – С. 84-89.

[97] Dodson B., Schwab H. Accelerated Testing: A Practitioner's Guide to Accelerated and Reliability Testing, SAE, 2006. – 256 с.

[98] Doertenbach N. Is Your Reliability Testing Program Keeping Pace with Manufacturing and Design Advancements? Qualmark Corporation. – 2009. – 7 с.

- [99] Elsayed E. A. Reliability Engineering. Massachusetts: Addison Wesley Longman Inc. – 1996. – 764 c.
- [100] Fukumoto Hiromichi. Great Expectations for the Combined Environmental Reliability Test (CERT) For high assembly level or finished product. Espec Technology report. – 1999. – No. 4. – C.16-26.
- [101] Garrett N., Laura Jacobs-O'Malley. Comparison of Multi-Axis and Single Axis Testing on Plate S. Sandia National Laboratories, Albuquerque. – 2015. – 15 c.
- [102] Gray K. Overview of HALT and HASS: A Paradigm Shift in Reliability Testing. Central Texas Electronics Association Electronics Design, Manufacturing & Test Symposium. –2014. – 34 c.
- [103] Guru P., Pecht M. A critique of reliability prediction techniques for avionics applications. Chinese Journal of Aeronautics. – 2018. – 31(1). – C.10-20.
- [104] Hobbs G.K. Accelerated Reliability Engineering: HALT&HASS. Hobbs Engineering, 2005. – 229 c.
- [105] Hobbs G.K. Pitfalls to avoid in HALT and HASS. Hobbs Engineering, 2007. – 6 c.
- [106] Jiang P, Fatigue Enhancement Efficiency of Multi-axial Simultaneous Load, Mechanical Science and Technology. – 2006. – Vol. 25, No.3 – C.340-342.
- [107] Kirk A., Paschkewitz J. Next Generation HALT and HASS: Robust Design of Electronics and Systems. First Edition. John Wiley & Sons, Ltd. – 2016. – 279 c.
- [108] Krasich M. Realistic Reliability Requirements for Stresses in Use. Journal of the IEST. – 2009. – 52 (2). – C.13-16.
- [109] Kyser E., Meadowsong N. Economic Justification of HALT Tests: The Relationship Between Operating Margin. Test Costs, and the Cost of Field Returns. Cisco Systems Inc., AST Conference, October 2002. – 39 c.
- [111] Lall P., Harsha M., Kumar K., Goebel K., Jones J. and Suhling, J. Interrogation of Accrued Damage and Remaining Life in Field-Deployed Electronics Subjected to Multiple Thermal Environments of Thermal Aging and Thermal Cycling. Electronic Components and Technology Conference, 2011. – C.775-789.

[112] Li N., Das. D. Critical Review of U.S. Military Environmental Stress Screening (ESS) Handbook. Conference: Accelerated Stress Testing & Reliability Conference (ASTR). IEEE, 2016. – 11 c.

[113] Ling He, Shichao Fan, Yaoqi Feng. Effect of multi-axis versus single-axis vibration test on the dynamic responses of typical spacecraft structure. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering. PROCEEDINGS OF ISMA2012-USD2012. China: Beijing. – 2012. – C.2383-2392.

[114] McLean H.W. HALT, HASS and HASA Explained: Accelerated Reliability Techniques, revised edition. ASQ Quality Press, 2009. – 208 c.

[115] Nelson, W. Accelerated Testing: Statistical Models, Test Plans, and Data Analyses. New York: John Wiley & sons, Inc. –1990. – 602 c.

[116] Reichelt J., Gromala P., Rzepka S. Accelerating the temperature cycling tests of FBGA memory components with lead- free solder joints without changing the damage mechanism. Proceedings of the European Microelectronics and Packaging Conference. – 2009.

[117] Shen Zhong-hong, Liu Ju. An accelerated life evaluation method under multi-stress based on Eyring model. 6th International Conference on Advanced Design and Manufacturing Engineering. – 2016. – C.115-120.

[118] Shirgaokar A., Arunachalam D. Norris–Landzberg Acceleration Factors and Goldmann Constants for SAC305 Lead-Free Electronics. Journal of Electronic Packaging. Vol. 134. – 2012.

[119] Silverman M. Summary of HALT and HASS results at an Accelerate Reliability test center. Reliability Engineering Services HALT and Classical Techniques "Reliability Integration". Ops A La Carte LLC. – 1998. – 11 c.

[120] Spitzer C. Avionics: development and implementation. Digital Avionics Handbook. Third edition. Taylor & Francis Group, LLC. – 2007. – 230 c.

[121] Trushnikov V.E., Komissarov A.V., Grishin M. V. Development of multivariate equivalent cyclic tests of HALT-based aviation radio equipment for

assessing reliability. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2020. – Volume 760. – 8 c.

[122] Vasudevan Vasu, Fan Xuejun. An Acceleration Model for Lead-Free (SAC) Solder Joint Reliability Under Thermal Cycling. Electronic Components and Technology Conference. – 2008.

[123] Whiteman W.E., Berman M.S. Fatigue Failure Results for Multi-Axial vs Uniaxial Stress Screen Vibration Testing. Shock and Vibration. – 2002. – vol. 9, no. 6. – C. 319-328.

Приложение А. Акт внедрения

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель генерального директора -

Директор НТИР

АО «Ульяновское конструкторское
бюро приборостроения»

И.А. Разумов

« ____ »

2022 г.

АКТ

Внедрения результатов диссертационной работы

Комиссарова Александра Владимировича, выполненной на тему

«Обеспечение надежности элементов и устройств бортовых систем управления на основе многофакторных эквивалентно-циклических испытаний» в производственном цикле АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения»

Настоящий акт подтверждает, что ряд результатов, полученных в диссертационной работе Комиссаров А.В., использованы при разработке новых систем СОК-МС-21 и реализованы в производственном цикле изготовления цифрового бортового оборудования систем СУОСО-МС-21, КСЭИС-76, а также различных устройств интегральной модульной авионики МВФ-1 и МВФ-2 в различных вариантах исполнения и применяются в рекламационной работе по обеспечению эксплуатационной надежности выпускаемых изделий, в частности:

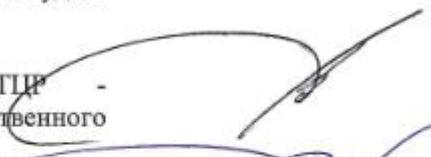
- Была использована методика многофакторных эквивалентно-циклических контрольных испытаний на безотказность изделий бортовых цифровых систем управления для МС-21, SSI-100;
- Был утвержден руководящий материал РМ 134-2017, устанавливающий единый порядок исследования и анализа причин отказов электронной компонентной базы, произошедших на всех этапах жизненного цикла производимых в АО «УКБП» серийных изделий;
- Был утвержден руководящий материал РМ 190-2021, устанавливающий методику оценки технической эффективности проведения отбраковочных испытаний(приработки) изделий различного структурного уровня, выпускаемых АО «УКБП», в целях выявления и устранения скрытых производственных дефектов, оценки стабильности техпроцесса и разработки мероприятий по недопущению дефектов на последующих этапах жизненного цикла изделий;
- Был утвержден руководящий материал РМ 200-2021, устанавливающий методику проведения отбраковочных испытаний (технологической приработки), исследовательских испытаний с целью выявления причин отказов, испытаний на надёжность (безотказность)

изделий различного структурного уровня, выпускаемых АО «УКБП», с использованием процедур HALT/HASS;

- Был использован алгоритм повышения надежности бортовых цифровых систем управления воздушным судном в эксплуатации для определения корректирующих действий.

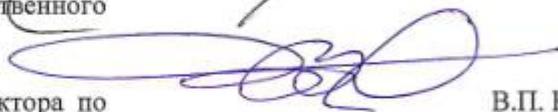
Использование научно-технических решений, разработанных в рамках данной работы, позволяют обеспечивать надежность элементов и устройств при серийном изготовлении элементов и устройств бортовых цифровых систем управления, и проводить эффективные корректирующие мероприятия по повышению надежности при эксплуатации в составе воздушного судна.

Заместитель директора НТИР -
начальник производственного
конструкторского центра



А.Б. Виноградов

Заместитель генерального директора по
производству



В.П. Караванов

Технический директор



Д.В. Ямщиков

Приложение Б. Параметры испытаний

Таблица Б.1 - Значения параметров испытания для проведения МФЭЦИ и ЭЦИ

Наименование	Параметр	Значение
Количество испытываемых образцов	N	1
Риски поставщика	α	0,2
Риски заказчика	β	0,2
Браковочное значение средней наработки на отказ и повреждение	T_{β}	$T_{\alpha}=2T_{\beta}$ и $T_{\beta}=T_{тр}$
Приемочное значение средней наработки на отказ и повреждение	T_{α}	
Средний годовой налет ВС, ч	$T_{ГН}$	1222,54
Средняя продолжительность полета ВС в течении суток, ч	$T_{П}$	2
Среднегодовое количество взлетов-посадок	$N_{в/п}$	1452
Температура отсека ВС рабочая в режиме применения, °С	$T_{о+}$	31,5
Минимальная рабочая температура в отсеке ВС, °С	$T_{о-}$	минус 15
Средняя наработка на отказ и повреждение, ч	$T_{ТР}$	20000
Назначенный ресурс, ч	$T_{НР}$	25000
Назначенный срок службы, лет	$T_{НС}$	15
Время непрерывной работы, ч	$t_{раб\max}$	20
Средний срок сохраняемости, лет	$T_{сохр}$	6
Доля отказов при воздействии температуры	d_T	0,41
Доля отказов при воздействии ШСВ	$d_{в}$	0,36

Таблица Б.2 - Параметры испытаний в режиме «Входной контроль».

Наименование	Параметр
Пониженная температура при транспортировании, °С	-55
Повышенная температура при транспортировании, °С	55
Повышенная предельная температура испытаний, °С	100
Пониженная предельная температура испытаний, °С	-90
Колебания температуры при транспортировании	110
Колебания температуры при испытаниях	190
Средняя продолжительность стадии транспортирование, ч	200
Скорость изменения температуры в течении периода транспортирования, °С/мин	2
Среднее количество изменений температуры на стадии транспортирование	6
Номинальное значение ШСВ при транспортировании, м/сек ²	10,6g
Номинальное значение ШСВ при МФЭЦИ, по каждой из осей (по оси X: G_{Txx} ; по оси Y: G_{Tyy} ; по оси Z: G_{Tzz}), м/сек ²	30g
Скорость изменения температуры при транспортировании, °С/мин	2
Скорость изменения температуры при МФЭЦИ на транспортирование, °С/мин	10
Относительная доля дефектов при входном контроле	0,15

Таблица Б.3 - Параметры испытаний режиме «Функционирование на борту ВС».

Наименование	Параметр	
Пониженная предельная температура, °С	-40	
Повышенная предельная температура, °С	85	
Пониженная рабочая температура, °С	-15	
Повышенная рабочая температура, °С	70	
Пониженная рабочая температура испытаний, °С	-85	
Повышенная рабочая температура испытаний, °С	85	
Колебания температуры при эксплуатации	85	
Колебания температуры при МФЭЦИ	170	
Номинальное значение ШСВ в режиме функционирования на борту (по оси X: $G_{xx\text{ЭФункц}}$; по оси Y: $G_{yy\text{ЭФункц}}$; по оси Z: $G_{zz\text{ЭФункц}}$), м/сек ²	X	2,09
	Y	2,09
	Z	2,09
Номинальное значение ШСВ в режиме функционирования на борту (по оси X: $G_{xx\text{ИФункц}}$; по оси Y: $G_{yy\text{ЭФункц}}$; по оси Z: $G_{zz\text{ЭФункц}}$), м/сек ²	X	6,8
	Y	2,6
	Z	5,4
Скорость изменения температуры на борту ВС, °С/мин	2	
Скорость изменения температуры во время испытаний, °С/мин	5	
Относительная доля дефектов при функционировании на борту	0,75	

Таблица Б.4 - Параметры испытаний в режиме «Простой и регламентные работы»

Наименование	Параметр
Максимальная пониженная температура в течении года, °С	-55
Максимальная повышенная температура в течении года, °С	40
Повышенная предельная температура испытаний, °С	100
Пониженная предельная температура испытаний, °С	-90
Максимальное колебание температуры в течении года	95
Колебания температуры в ходе испытаний	190
Максимальная скорость изменения температуры в течении года, °С/мин	2
Скорость изменения температуры в течении МФЭЦИ в режиме сохраняемость, °С/мин	20
Номинальное значение ШСВ на стадии эксплуатации сохраняемость на борту (по оси X: $G_{xx\varepsilon_{\text{сохр}}}$; по оси Y: $G_{yy\varepsilon_{\text{сохр}}}$; по оси Z: $G_{zz\varepsilon_{\text{сохр}}}$), м/сек ²	1g
Номинальное значение ШСВ в режиме МФЭЦИ (по оси X: $G_{xx\varepsilon_{\text{функц}}}$; по оси Y: $G_{yy\varepsilon_{\text{функц}}}$; по оси Z: $G_{zz\varepsilon_{\text{функц}}}$), м/сек ²	9,8g
Продолжительность эксплуатации в нерабочем состоянии (при перерывах в работе и простое ВС), ч	85120
Относительное доля дефектов	0,15

Приложение В. Моделирование тепловых режимов работы БКД

Цель: оценка эффективности охлаждения БКД при повышенной рабочей температуре в отсеке ВС.

Задачи:

1. Определить гидравлическое сопротивление;
2. Провести математическое моделирование теплового режима блока.

Начальные условия:

3D-модель блока представлена на рисунке П.3.1.



Рисунок В.1 - Внешний вид БКД

Для определения гидравлического сопротивления использовалась модель воздуха внутри блока (рисунок В.2).

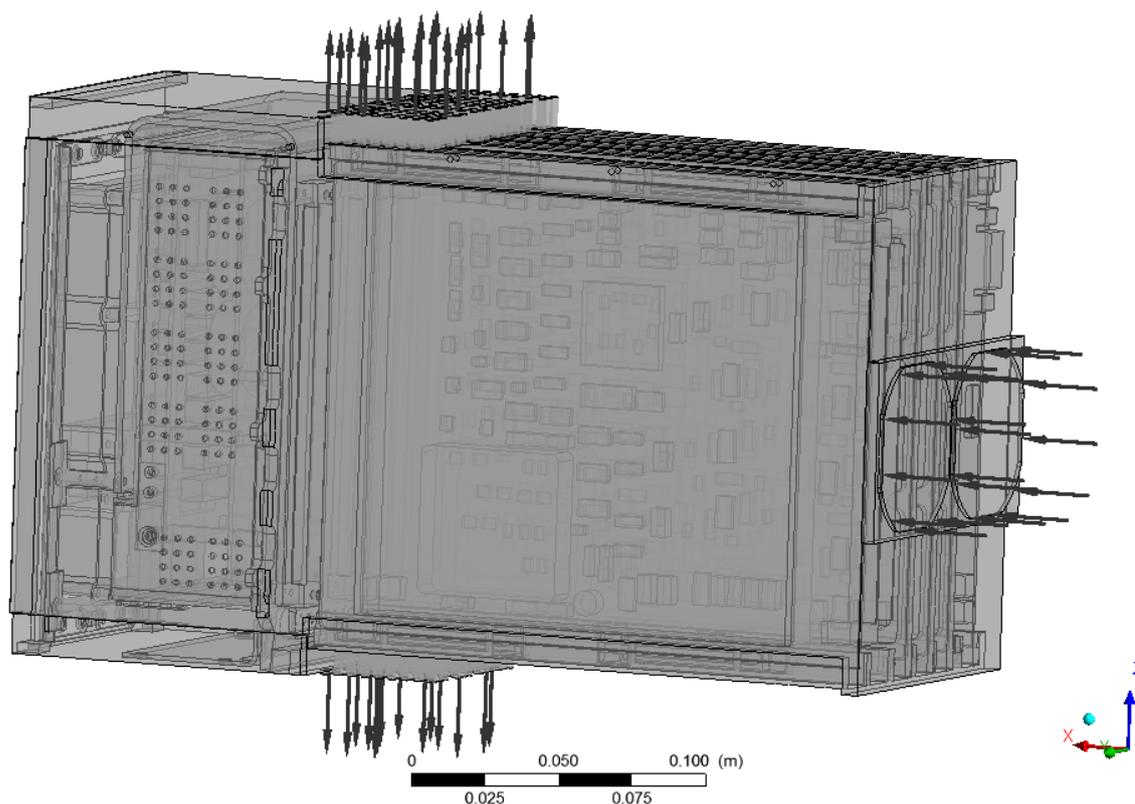


Рисунок В.2 - 3D-модель воздуха внутри БКД

В качестве начальных условий задавались значения массового расхода воздуха вентиляторов при $t=15^{\circ}\text{C}$ (таблица В.1).

Таблица В.1 - Расходная характеристика воздуха

Массовый расход воздуха (Q_m), кг/с	Эквивалентный объемный расход воздуха (Q_v), м ³ /ч	Эквивалентная расходу скорость воздуха, м/с
0	0	0
0,0029	8,63	2
0,0044	12,95	3
0,0058	17,26	4

Начальные условия математического моделирования теплового режима блока в таблице В.2 представлены значения рассеиваемой мощности блоком.

Таблица В.2 - Рассеиваемая мощность модулей блока

Модуль	Мощность, Вт
МПД	4
МВФ	7
МВИ	7
МВД	2

Моделирование проводилось при температуре окружающего воздуха 70°C. В таблице В.3 представлены используемые при расчете материалы и их свойства.

Таблица В.3. Материалы и их свойства

Материал	Плотность, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	Теплопроводность, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot^\circ\text{C}}$
Медь	8933	387
Д16	2800	164
FR-4	1250	0,35
Кремний	2330	180

Теплопроводность материала печатных плат – ортотропная, по толщине печатной платы равна $1 \frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot^\circ\text{C}}$, в плоскости печатной платы $50 \frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot^\circ\text{C}}$.

Результаты математического моделирования теплового режима блока

В результате математического моделирования получены значения температуры элементов блока, а также значения скоростей и объемных расходов вентиляторов. На рисунках В.3-В.13 представлены температурные поля модулей блока.

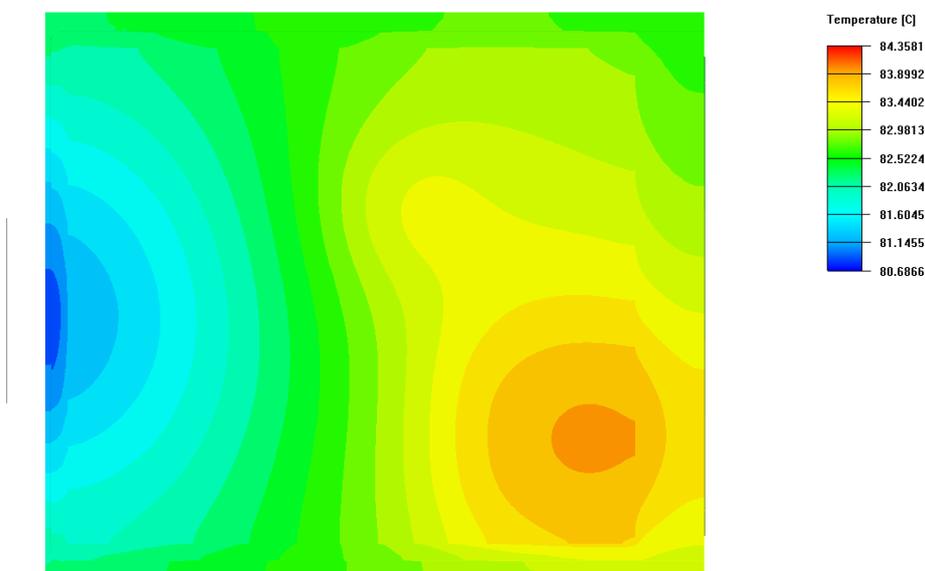


Рисунок В.3 - Модули МПД (вид справа)

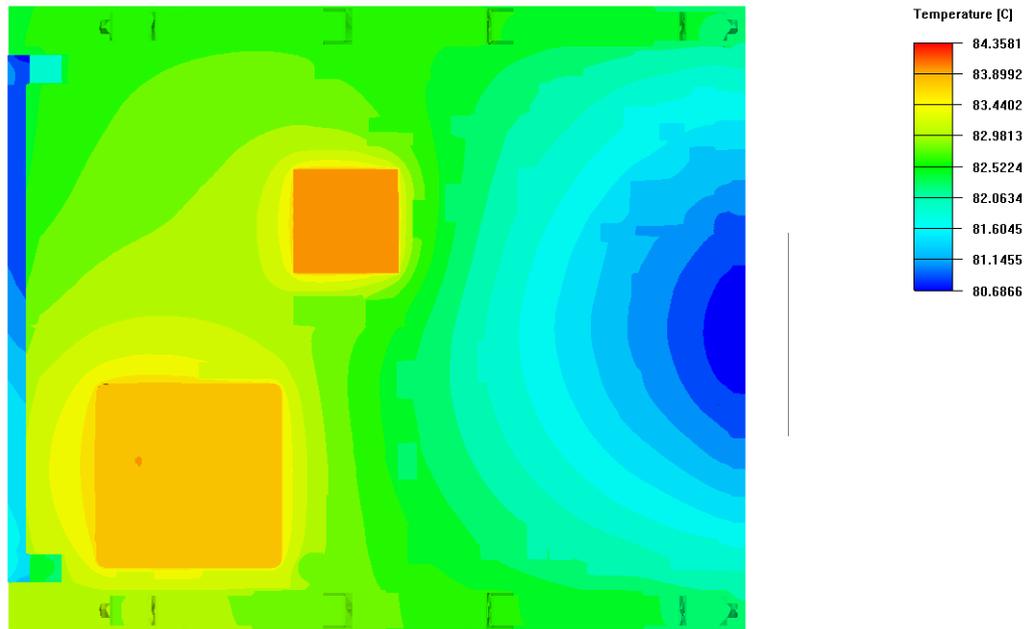


Рисунок П.4 - Модули МПД (вид слева)

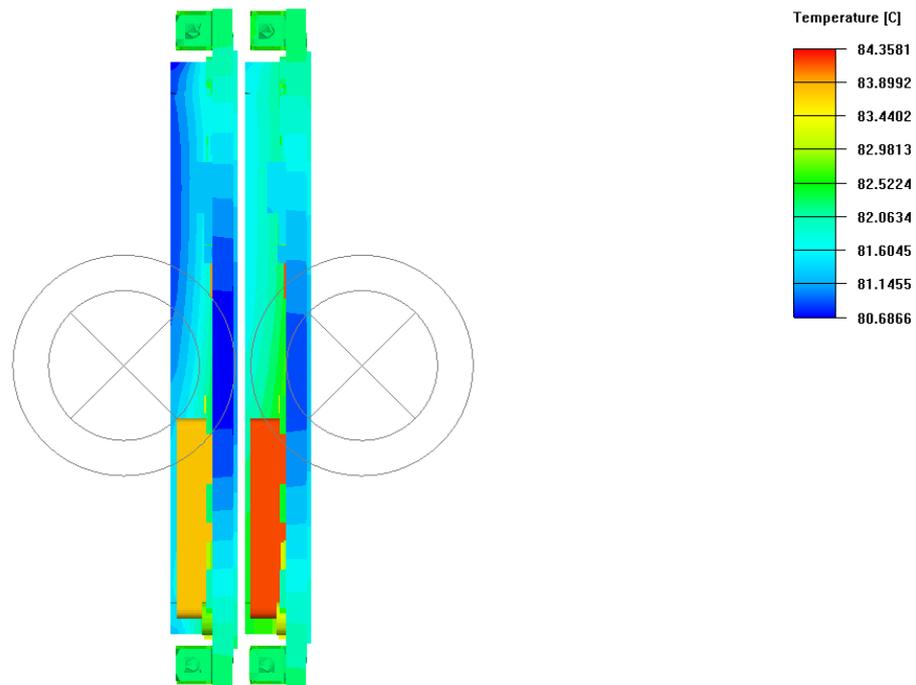


Рисунок В.5 - Модули МПД (вид сверху)

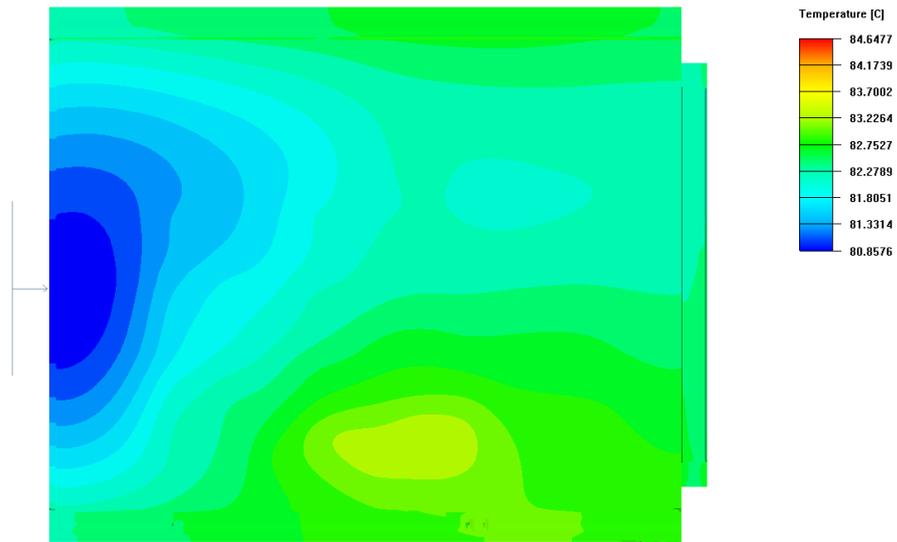


Рисунок В.6 - Модуль МВД (вид справа)

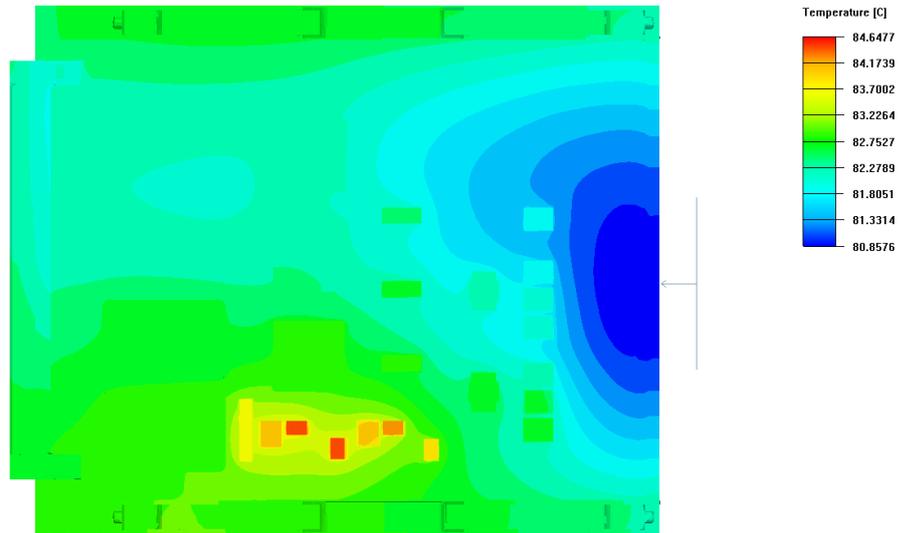


Рисунок В.7 - Модуль МВД (вид со слева)

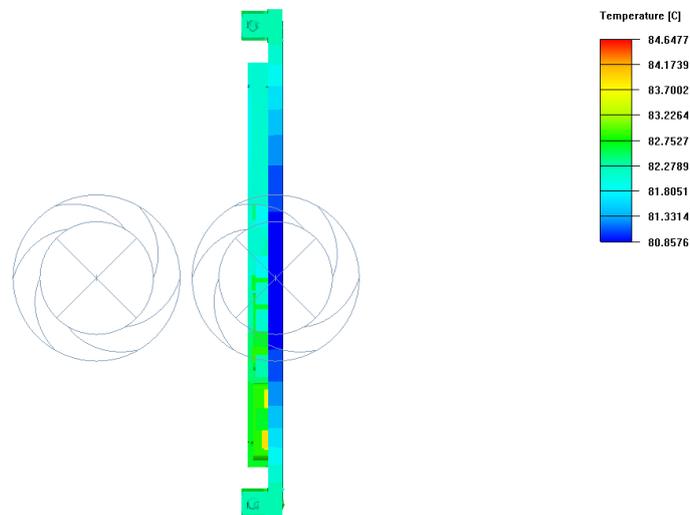


Рисунок В.3.8 - Модуль МВД (вид сверху)

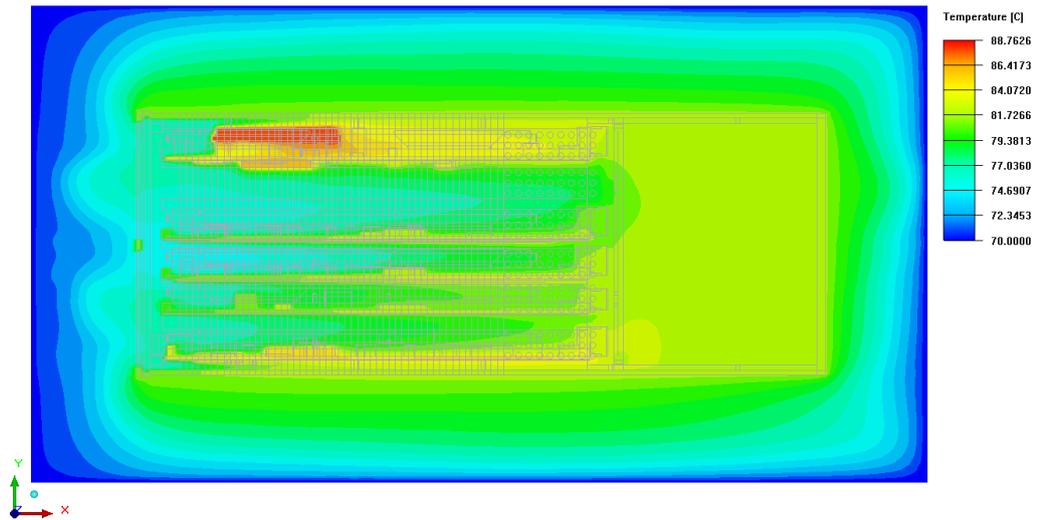


Рисунок В.9 - Модуль МВФ (вид сверху)

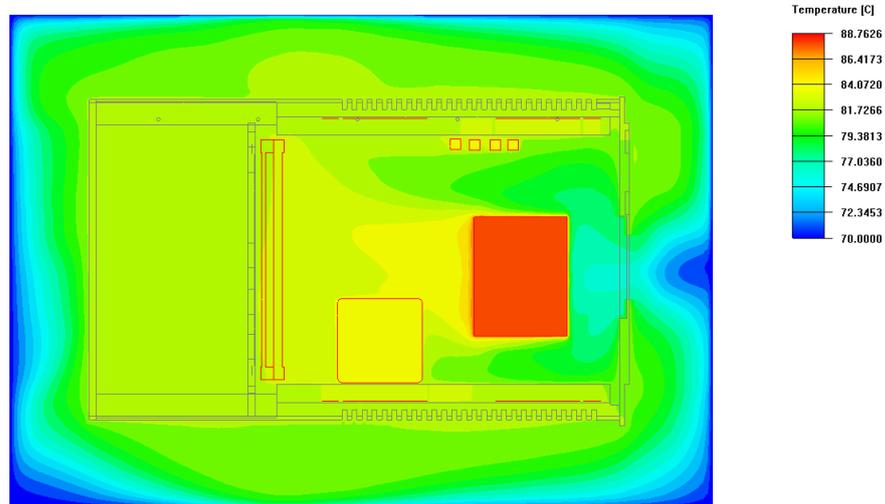


Рисунок В.10 - Модуль МВФ (вид со стороны стенки корпуса)

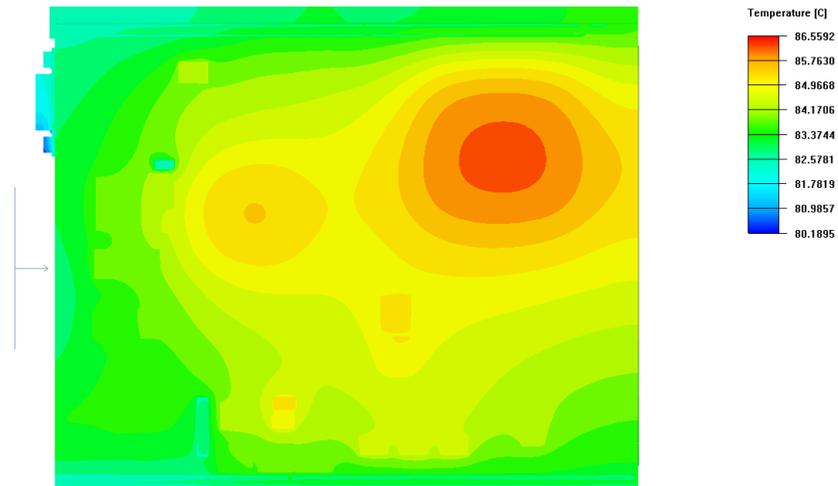


Рисунок В.11 - Модуль МВИ (вид со стороны стенки корпуса)

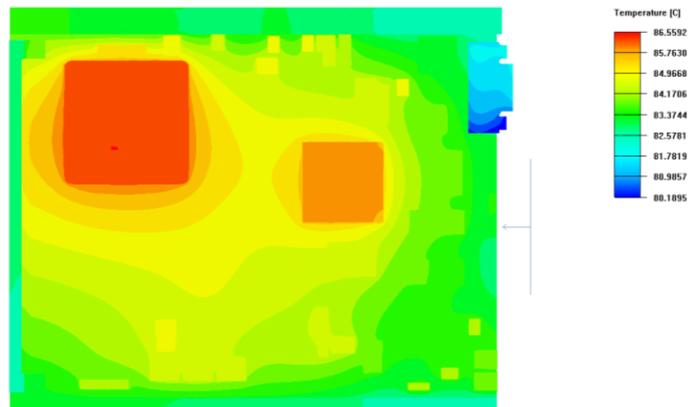


Рисунок В.12 - Модуль МВИ (вид справа)

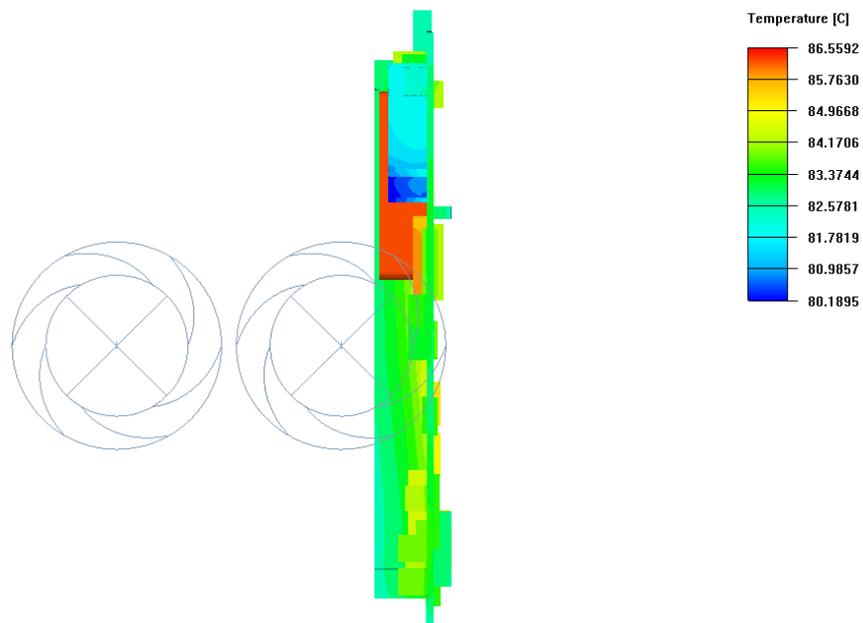


Рисунок В.13 - Модуль МВИ (вид сверху)

Приложение Г. Анализ вибропрочности БКД

Цель:

Определить резонансные частоты и амплитуду колебаний процессорного модуля БКД и блока БКД базовой конструкции на раме, изготовленной АО «УКБП» в соответствии ГОСТ 26765.16-87.

Задачи:

1. Определить резонансные частоты БКД по осям X, Y, Z.
2. Определить амплитуду колебаний по осям X, Y, Z.
3. Определить значения резонансов печатной платы модуля процессоров базовой конструкции.
4. Проверка компенсации резонансных частот за счет усиления базовой конструкции БКД.

Начальные условия:

- 1) БКД устанавливается в камеру HALT/HASS AST-18 (THERMOTRON) с помощью технологической рамы с плитой.
- 2) Представлены три типа БКД с усилением типовой конструкции.

Результаты испытаний

Места установки акселерометра, величина заданного ускорения и частота указаны в профилях испытаний №1- №16 на рисунках Г.1-Г.32.

Испытание №1

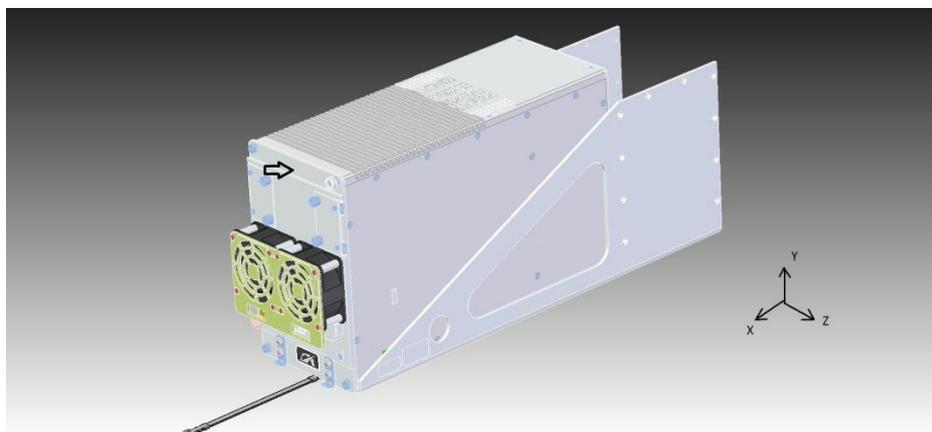


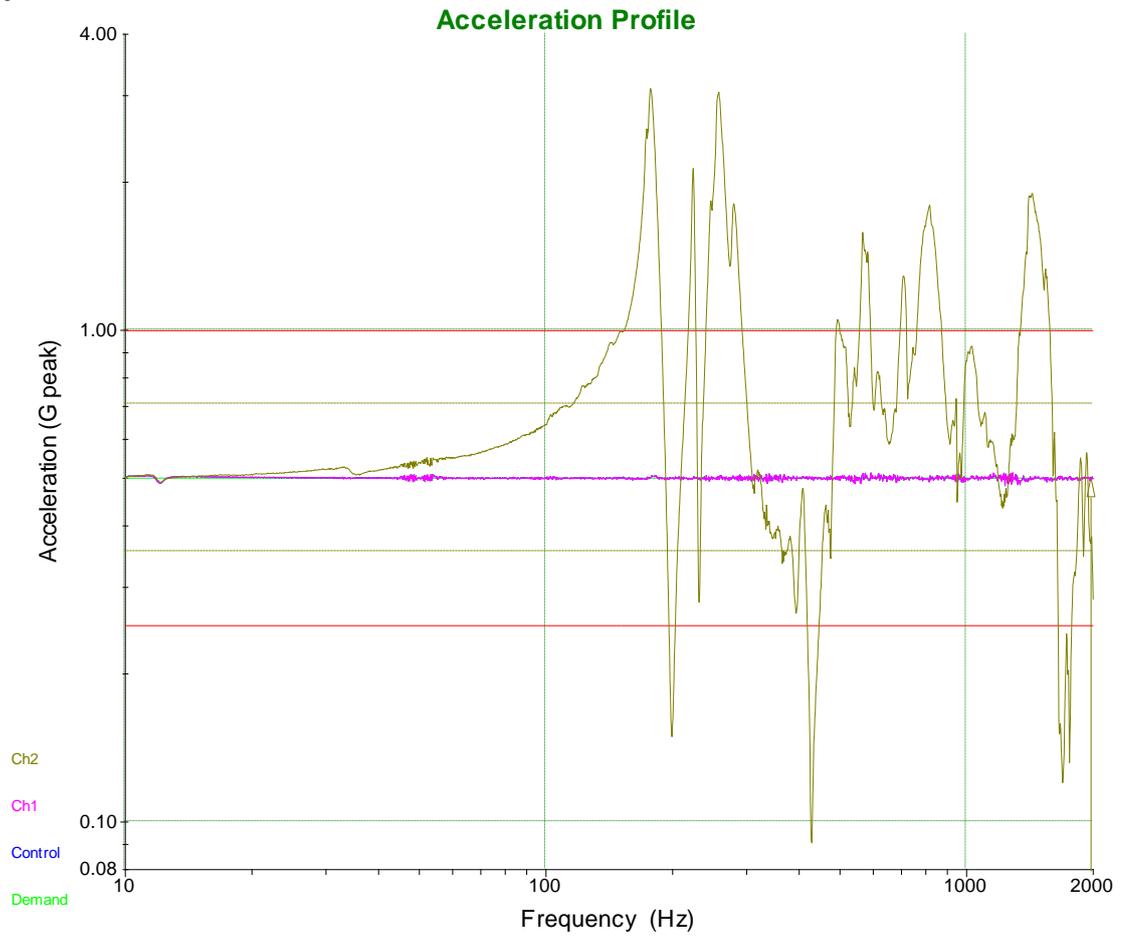
Рисунок Г.1 - Блок без модулей по оси X (стрелкой указано место установки акселерометра).

Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\rezons-X (пустой).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 10:06:14

End of Timed Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.4.2 - Профиль испытаний №1.

Испытание №2

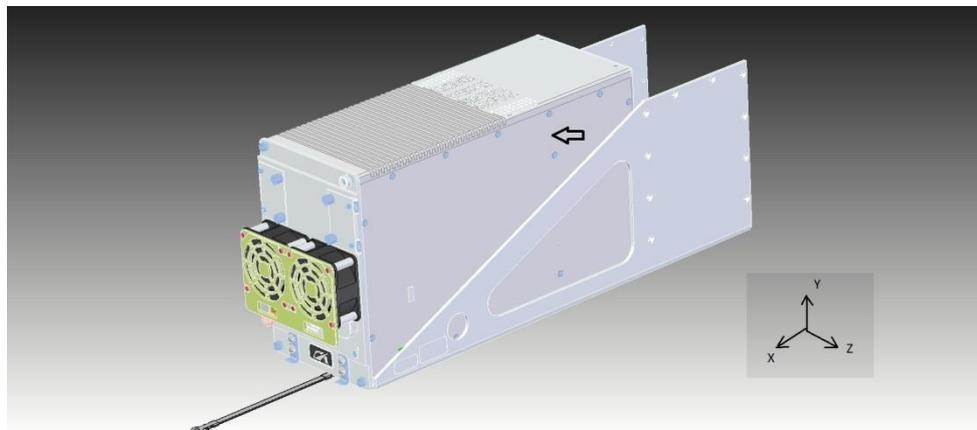


Рисунок Г.3 - Блок без модулей по оси Z(стрелкой указано место установки датчика)

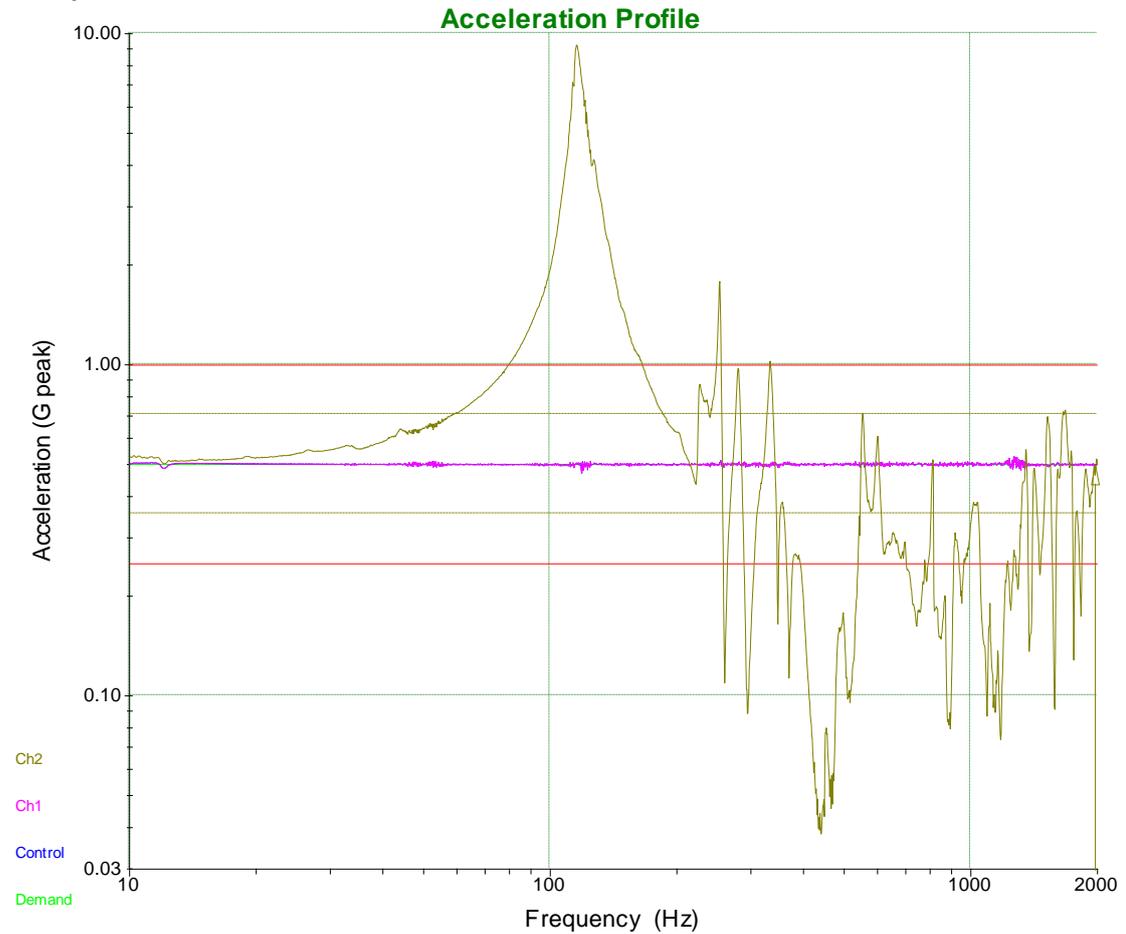
Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Z(пустой).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 10:30:13

Response Test - -

End of Timed Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.4 - Профиль испытаний №2

Испытания №3

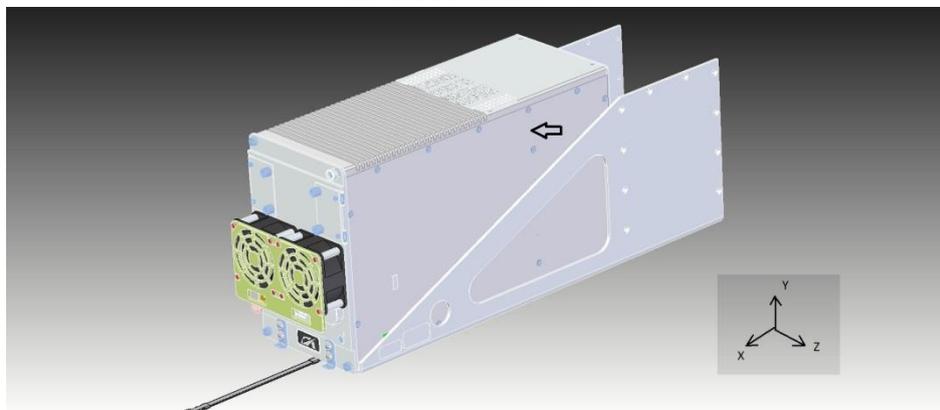


Рисунок Г.5 - Блок с модулями (МВИ-4 с X-планкой) по оси Z (стрелкой указано место установки датчика)

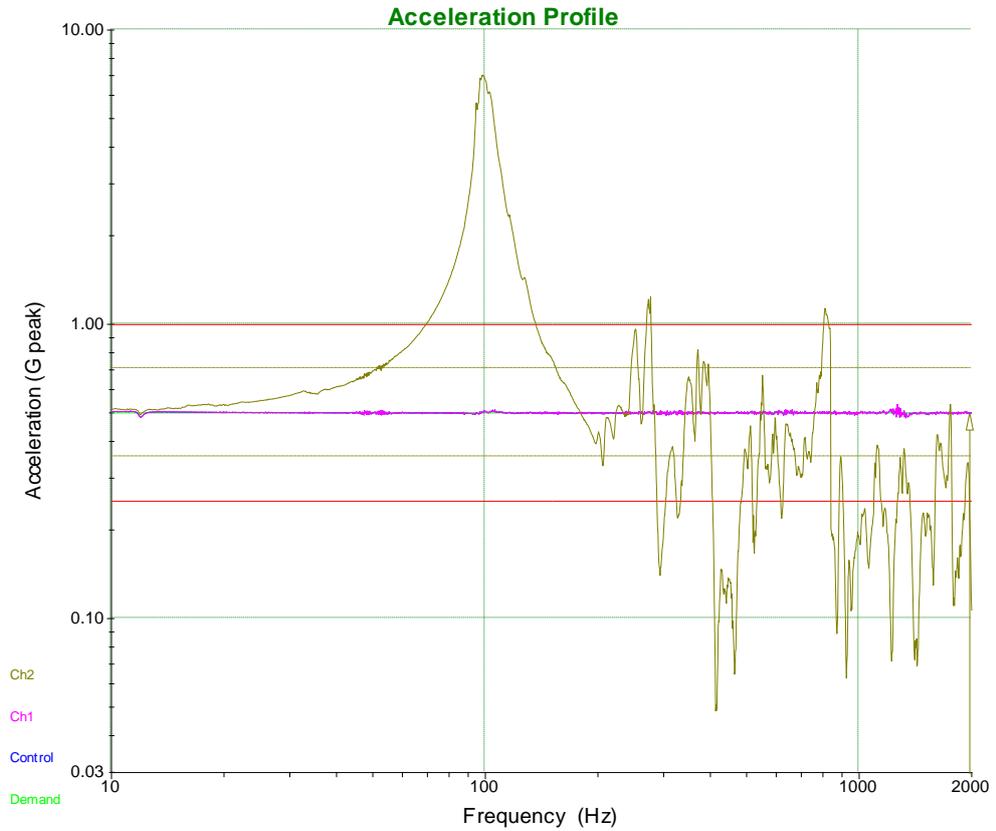
Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Z(x-планка).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 11:04:03

Response Test - -

End of Timed Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.6 - Профиль испытаний №2

Испытания №4

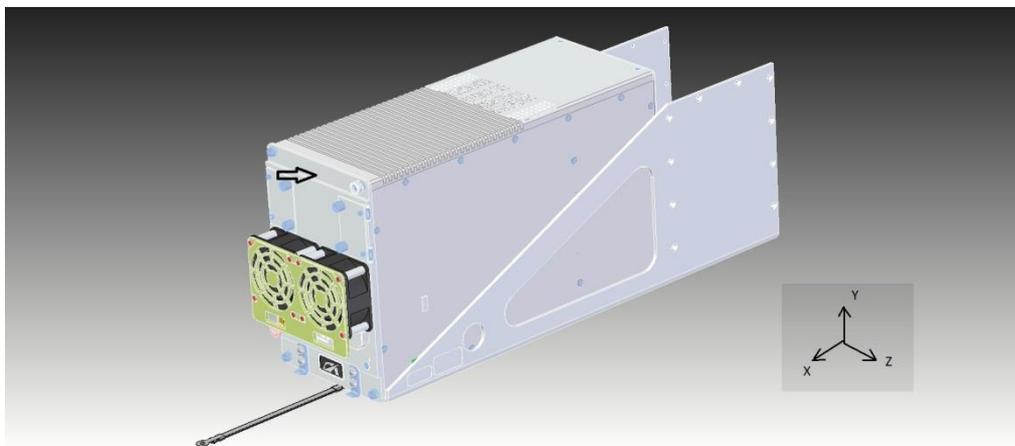


Рисунок Г.7 - Блок с модулями (МВИ-4 с X-планкой) по оси X (стрелкой указано место установки датчика)

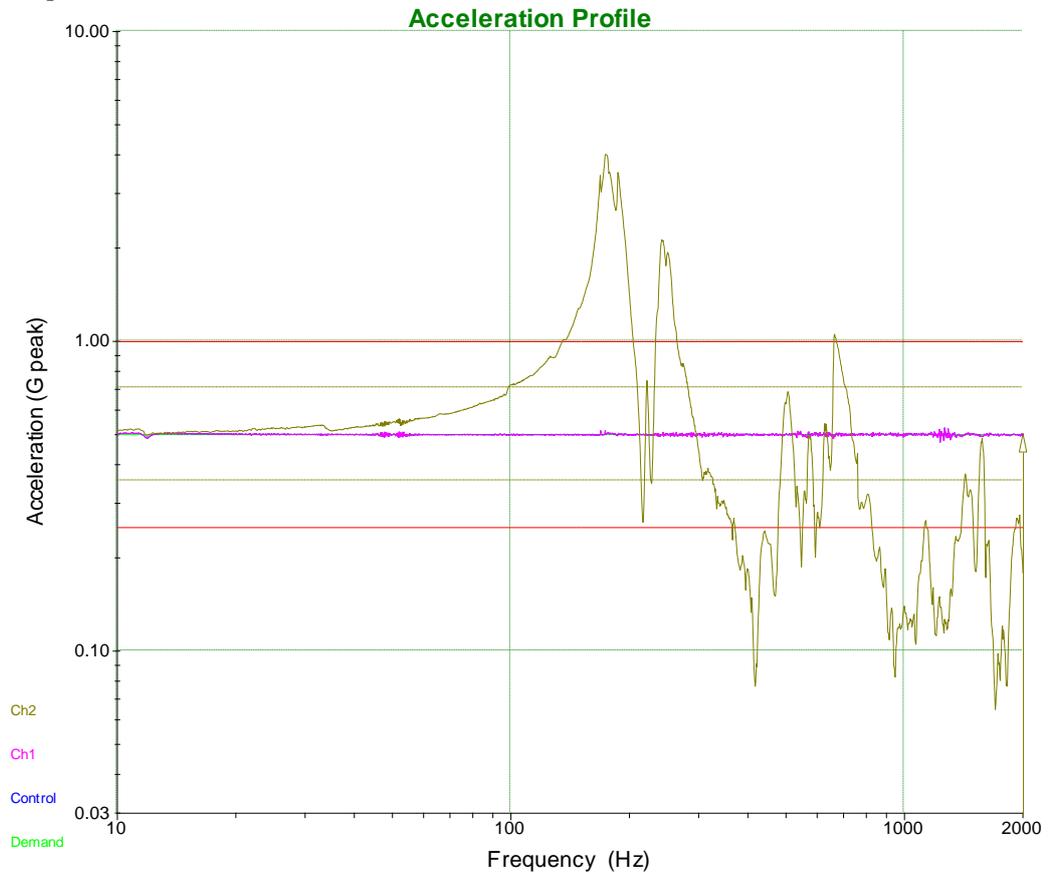
Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-X(x-планка).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 11:22:37

Response Test - -

End of Sweep Test



Start Freq.
10 Hz

Amplitude
0.5 G

End Freq.
2000 Hz

Amplitude
0.5 G

Рисунок Г.8 - Испытания №4.

Испытания №5

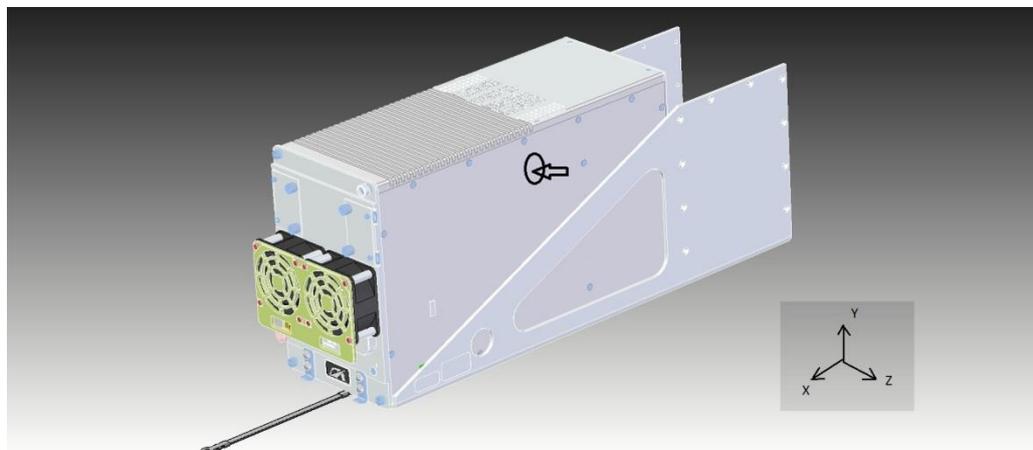


Рисунок Г.9 - Блок с модулями (датчик на модуле процессоров ВИ-4 с X-планкой) по оси Z (стрелкой указано место установки датчика на модуле)

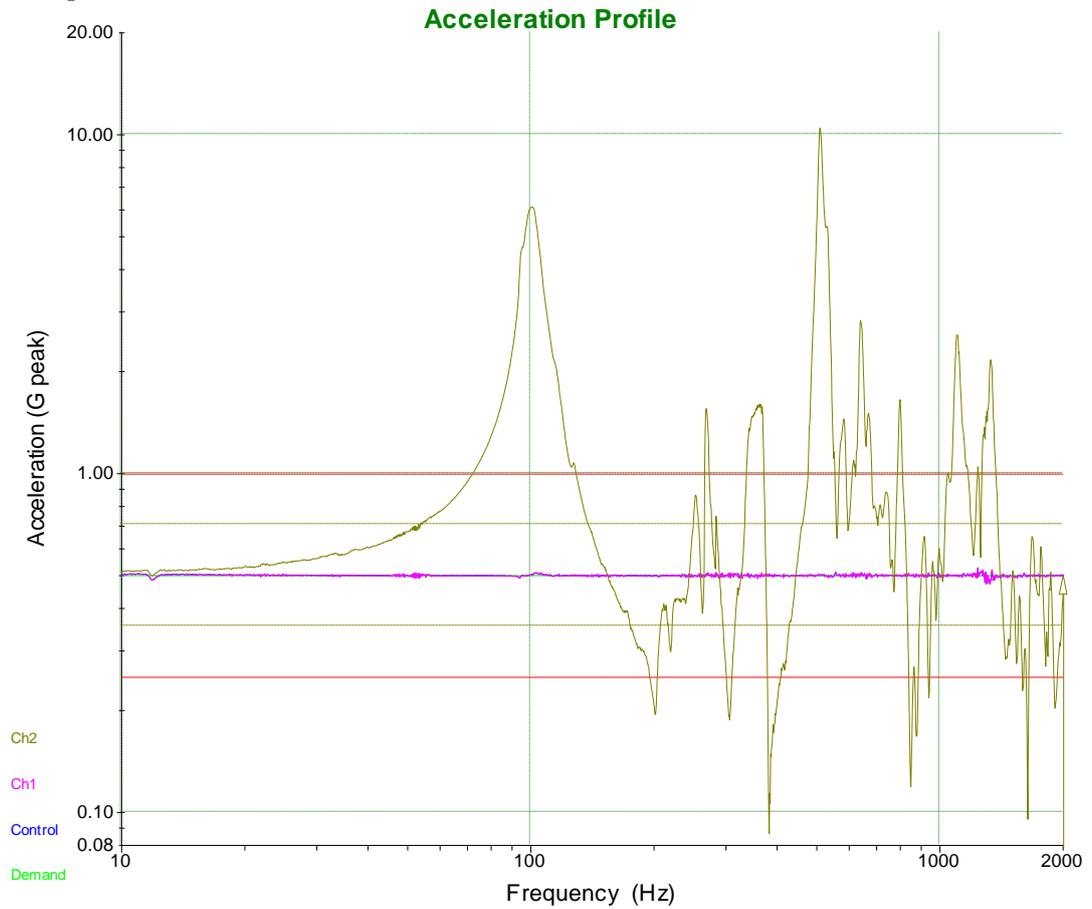
Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Z(x-модуль).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 11:34:43

Response Test - -

End of Sweep Test



Start Freq.
10 Hz

Amplitude
0.5 G

End Freq.
2000 Hz

Amplitude
0.5 G

Рисунок Г.10 - Испытания №5.

Испытания №6

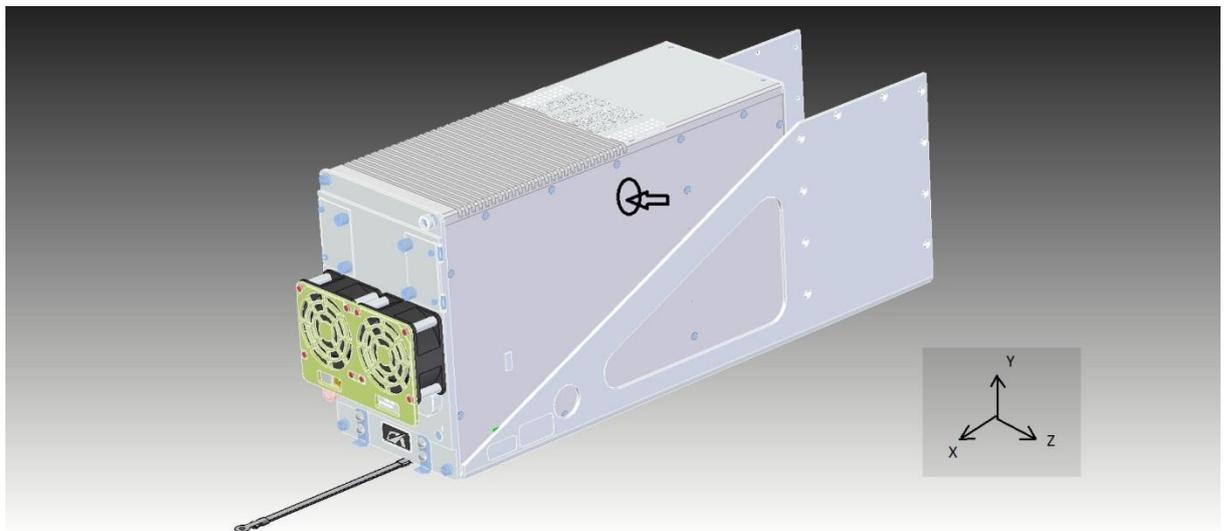


Рисунок Г.11 - Блок с модулями (датчик на модуля процессоров с L-планкой) по оси Z (стрелкой указано место установки датчика на модуле)

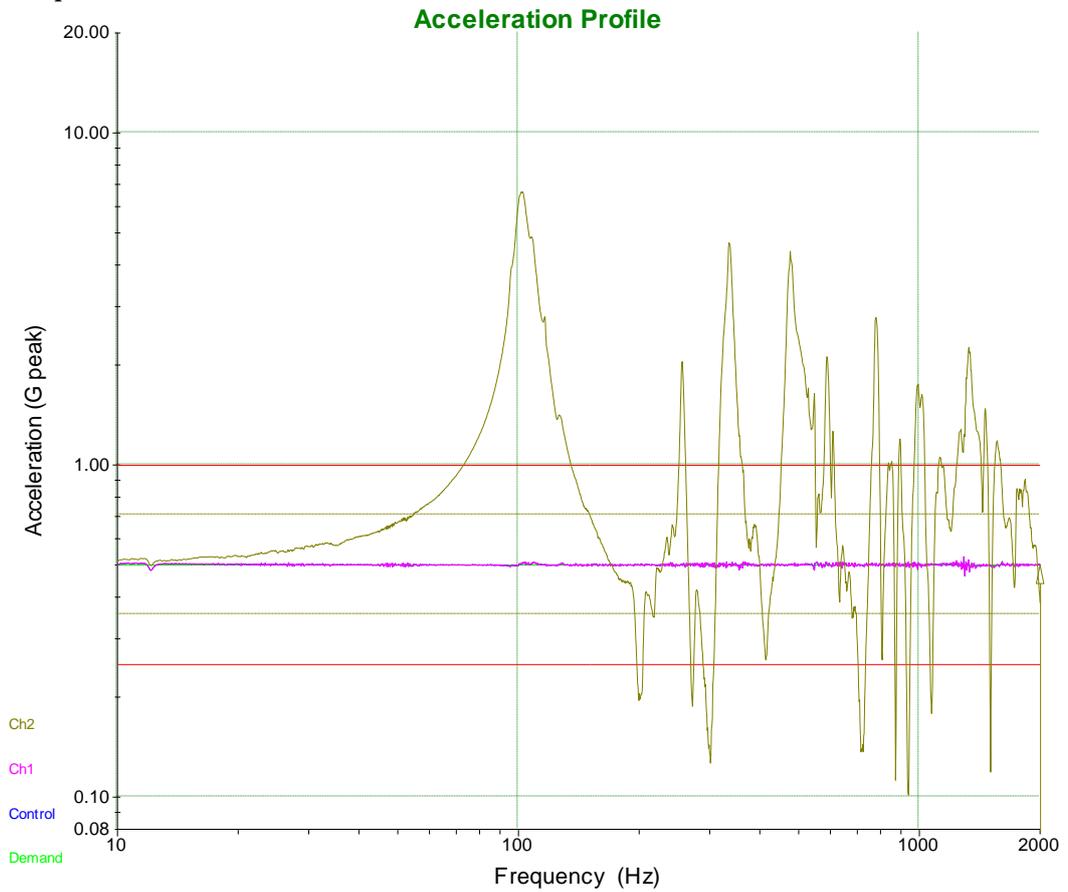
Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Z(/-планка).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 14:02:24

Response Test - -

End of Sweep Test



Start Freq.
10 Hz

Amplitude
0.5 G

End Freq.
2000 Hz

Amplitude
0.5 G

Рисунок Г.12 - Испытания №6.

Испытания №7

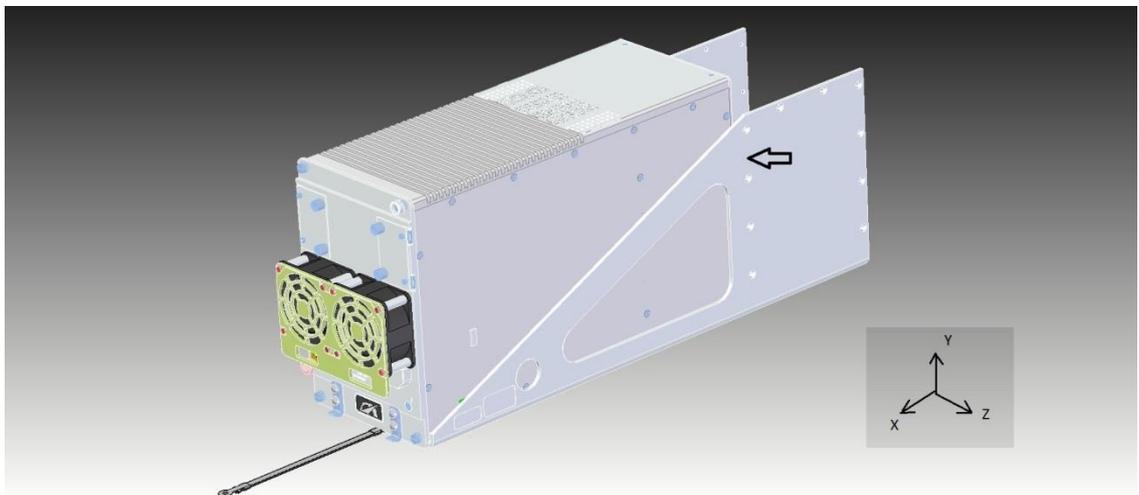
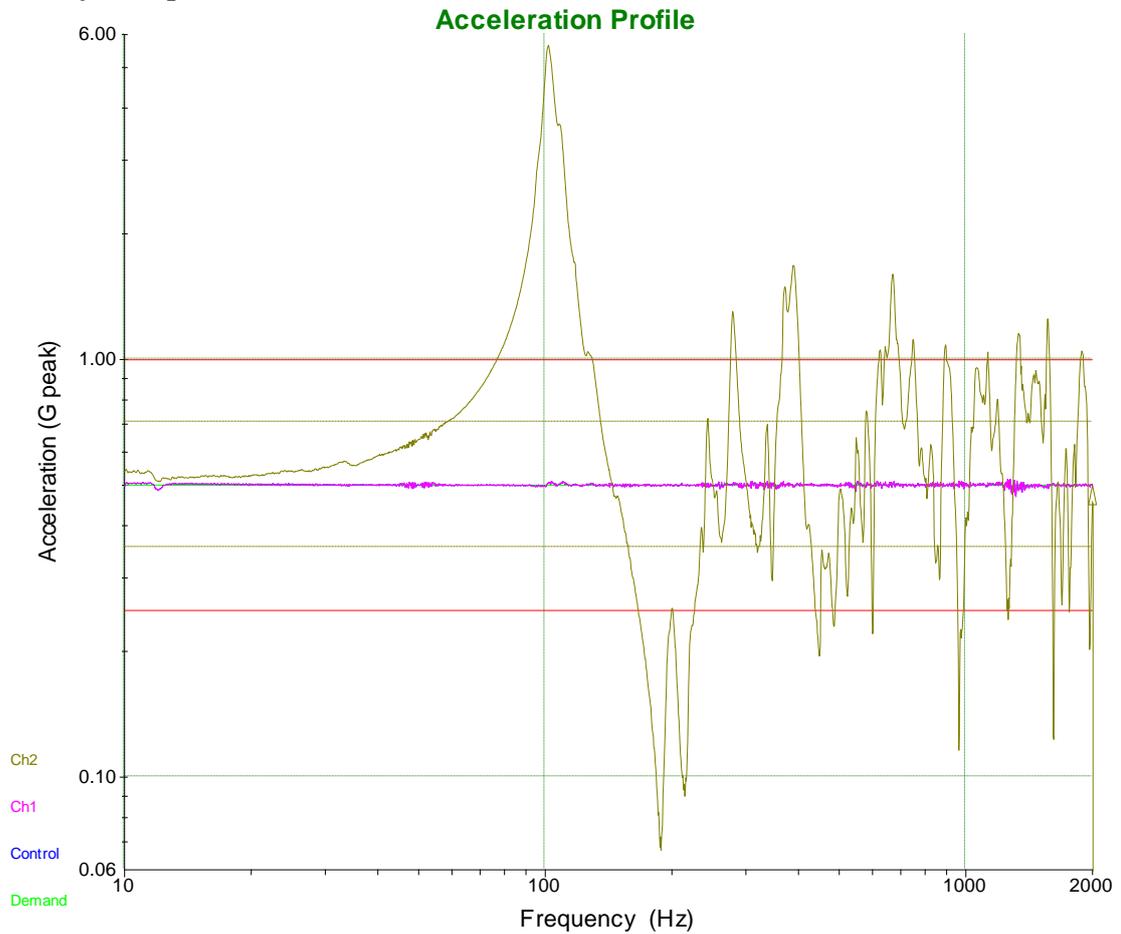


Рисунок Г.13 - Блок с модулями (датчик на раму) по оси Z
(стрелкой указано место установки датчика)

Data: Live Sine Test Data
 Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Z(рама-блок).vsp
 Data stored on Jun 09, 2018 14:12:27
 Response Test - -

End of Sweep Test



Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.14 - Испытания №7

Испытания №8

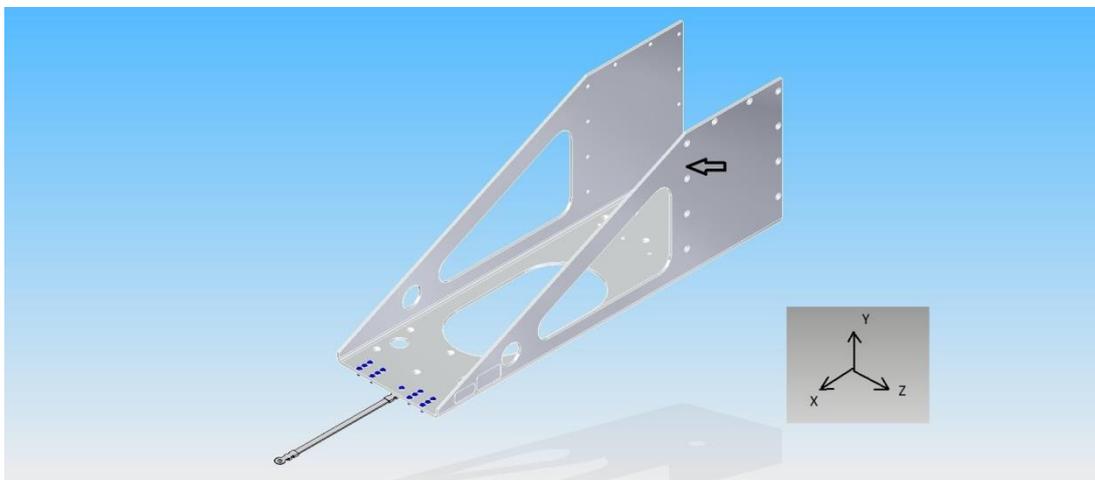


Рисунок Г.15 - Рама без блока по оси Z (стрелкой указано место установки датчика)

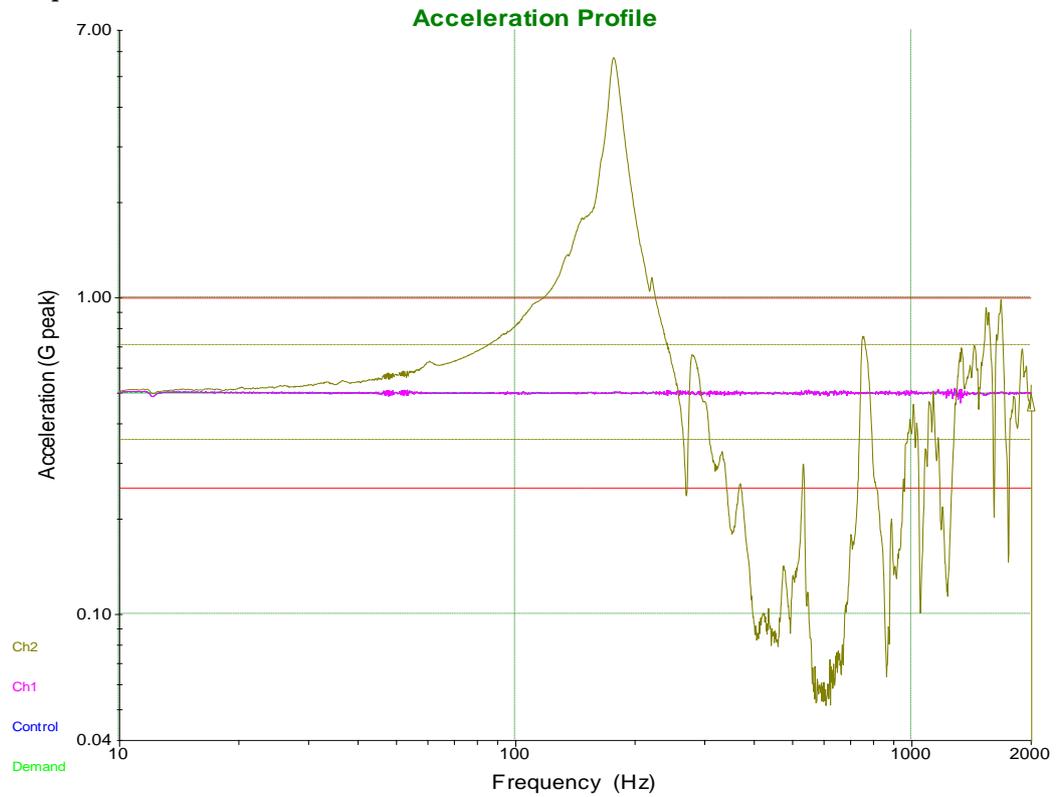
Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Z(рама без блока).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 14:22:23

Response Test - -

End of Sweep Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.16. Испытания №8.

Испытания №9

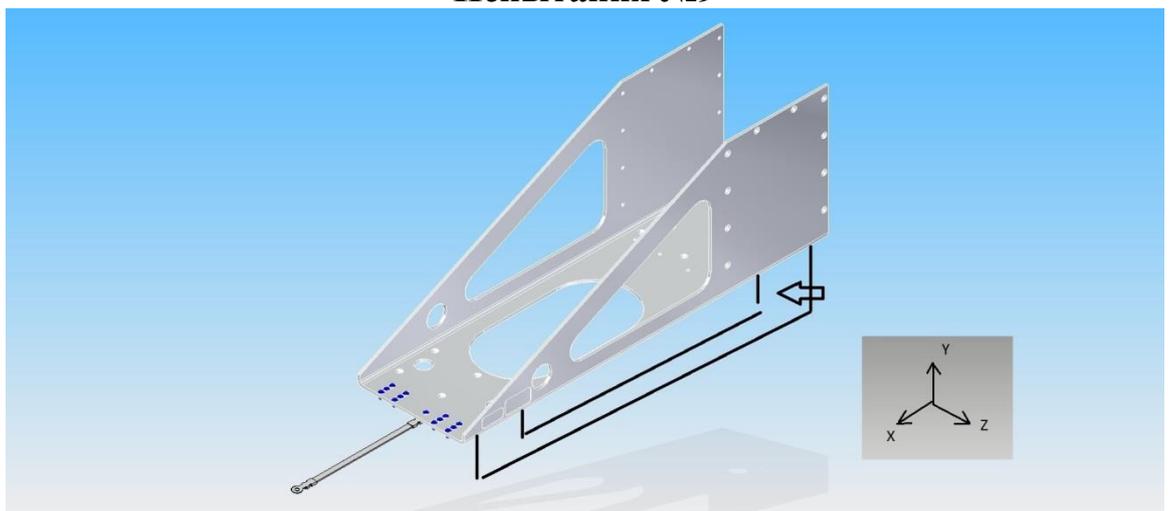


Рисунок Г.17 - Рама без блока (датчик на приспособление для установки рамы на стол) по оси Z (стрелкой указано место установки датчика)

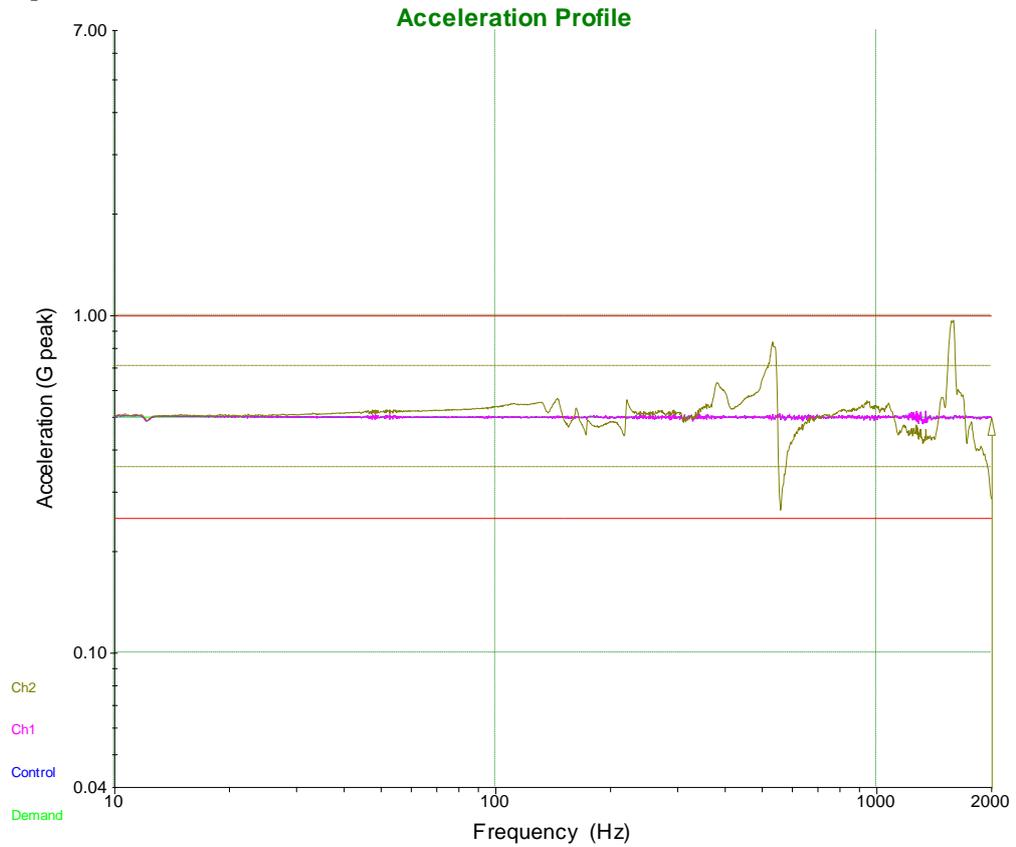
Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Z(стол).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 14:32:30

Response Test - -

End of Sweep Test



Start Freq.
10 Hz

Amplitude
0.5 G

End Freq.
2000 Hz

Amplitude
0.5 G

Рисунок п.4.18. Испытание №9.

Испытание №10

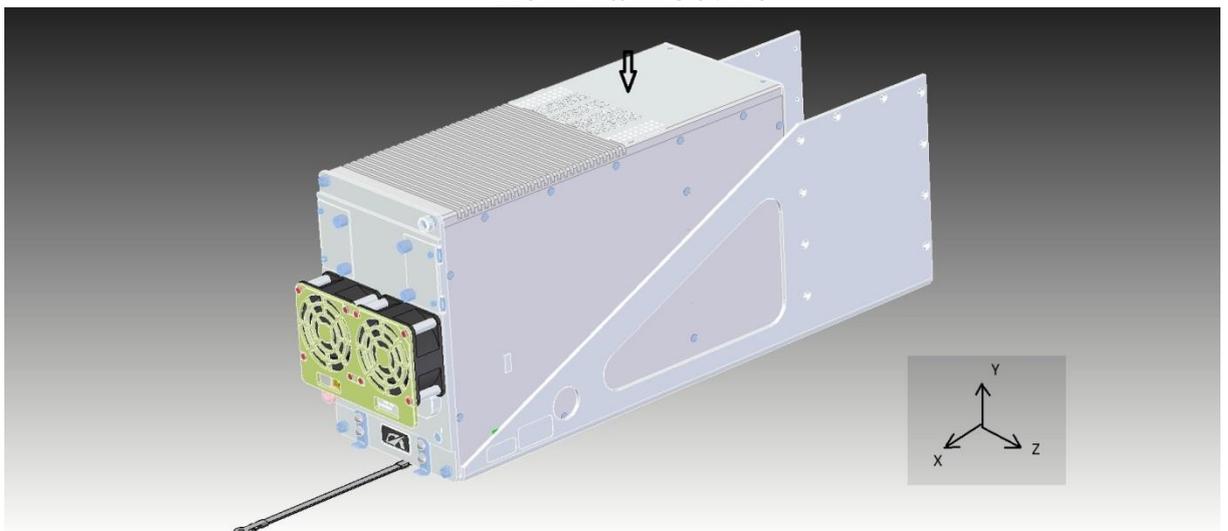
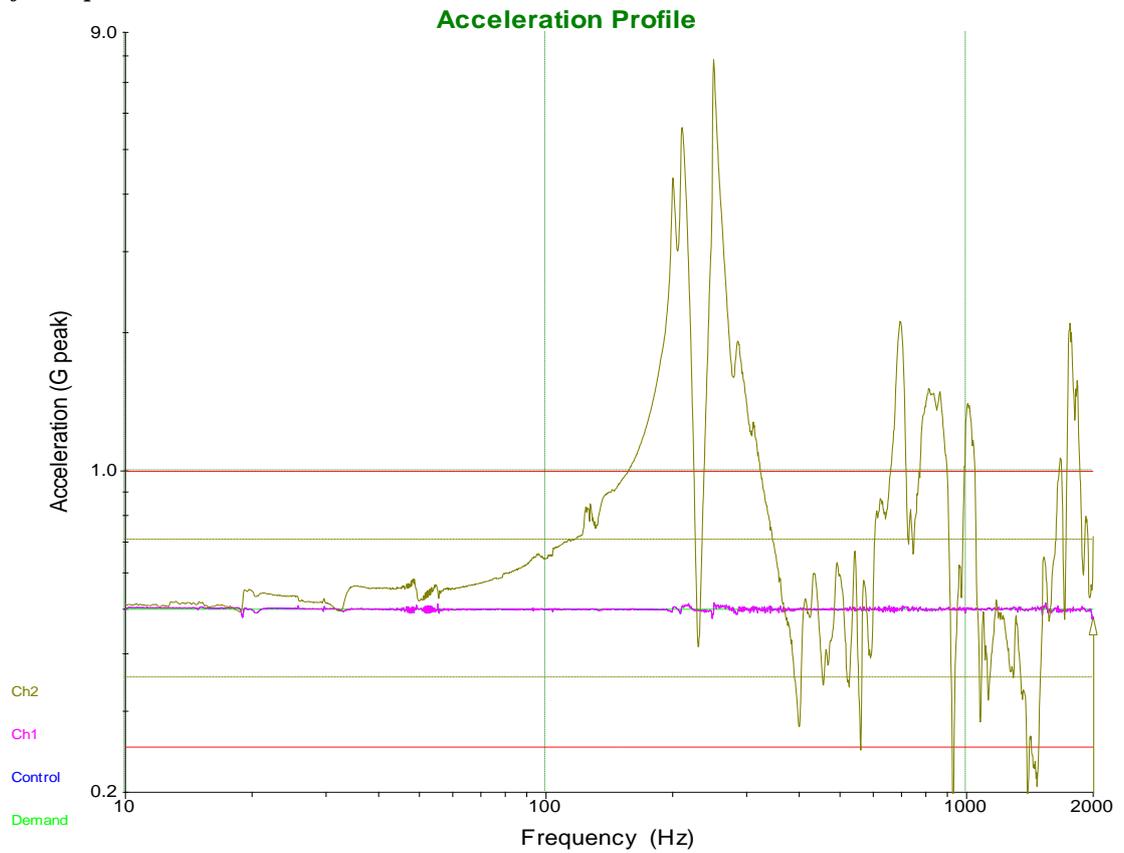


Рисунок Г.19 -Блок с модулями по оси Y (стрелкой указано место установки датчика)

Data: Live Sine Test Data
 Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\EIU-100\EIU-100-rezons-Y(блок).vsp
 Data stored on Jun 09, 2018 14:53:24
 Response Test - -
End of Sweep Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.20 - Испытания №10.

Испытание №11

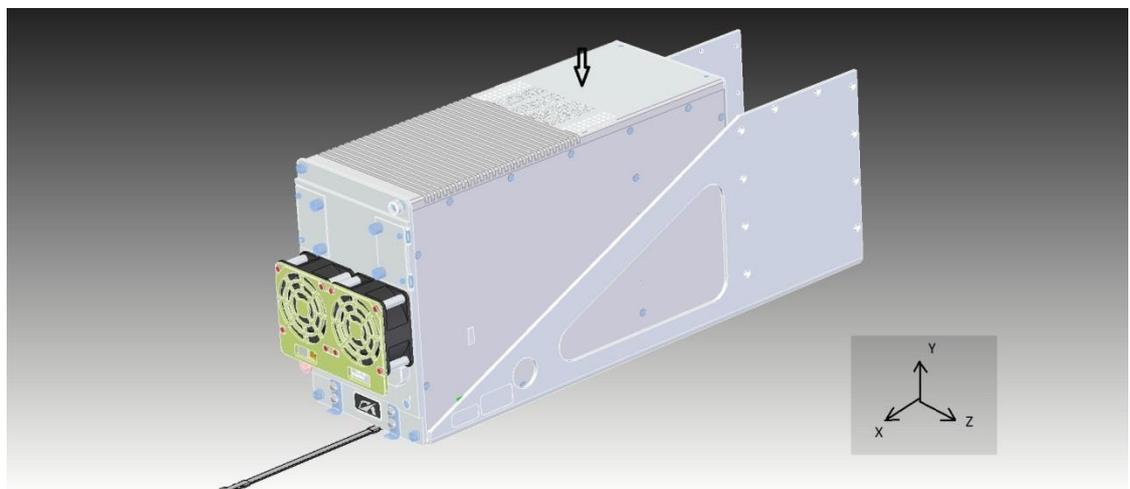


Рисунок Г.21 - Блок без модулей по оси Y (стрелкой указано место установки датчика)

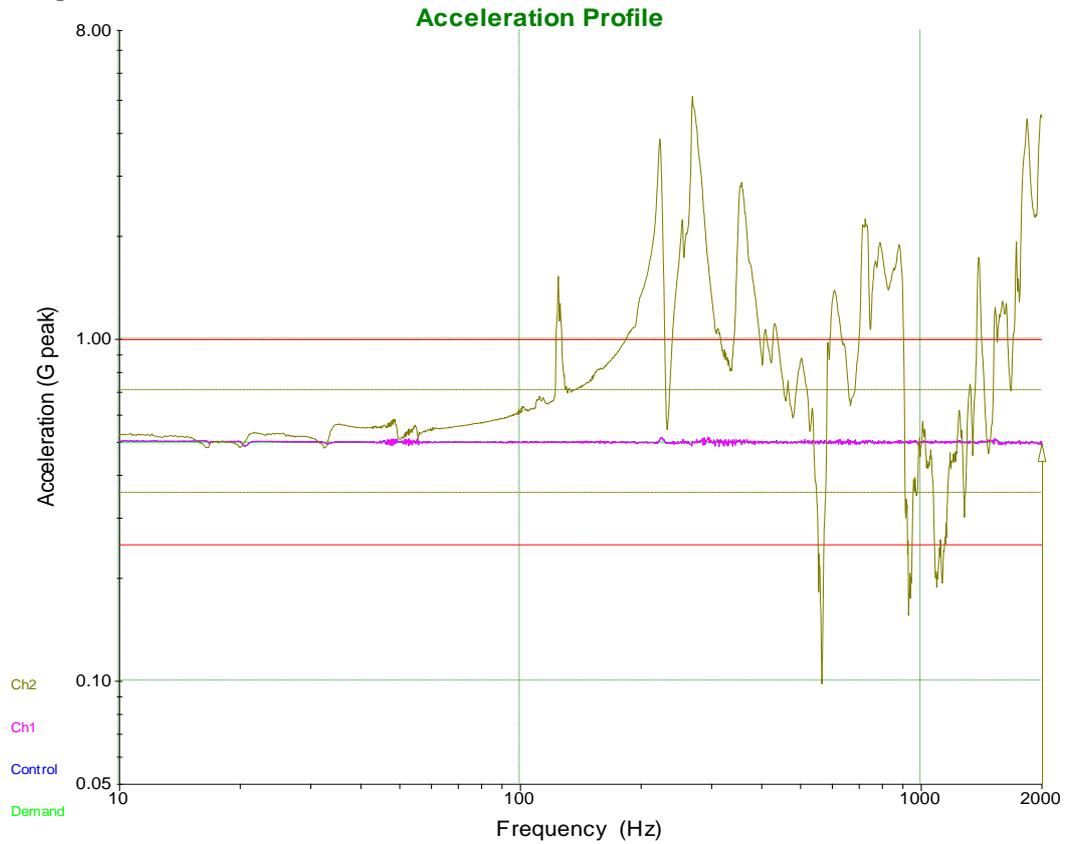
Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\EIU-100\EIU-100-rezons-Y(пустой).vsp

Data stored on Jun 09, 2018 15:19:58

Response Test - -

End of Sweep Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.22 - Испытания №11.

Испытания №12

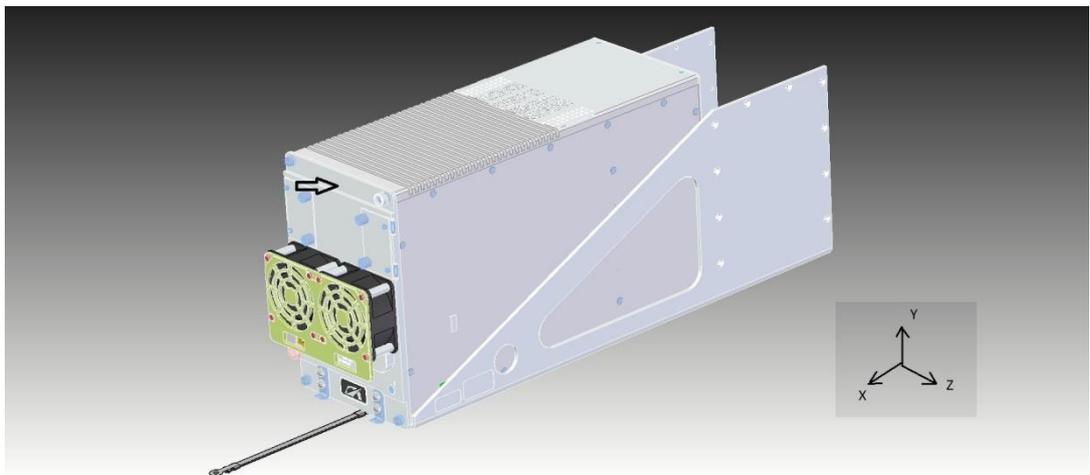


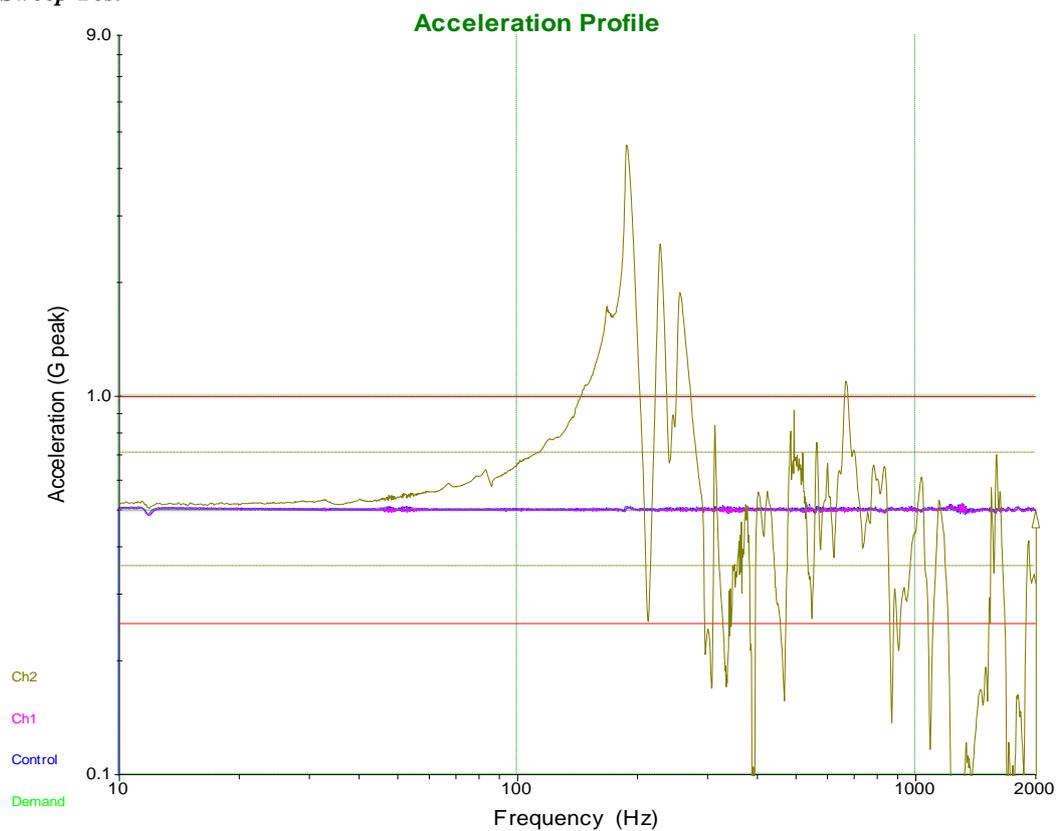
Рисунок Г.23 - Блок с модулями (усилен шасси и стенками) по оси X (стрелкой указано место установки датчика)

Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\EIU-100_0002\EIU-100-rezons-X.vsp

Data stored on Jun 30, 2018 10:39:30

End of Sweep Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.24 - Испытание №12.

Испытание №13

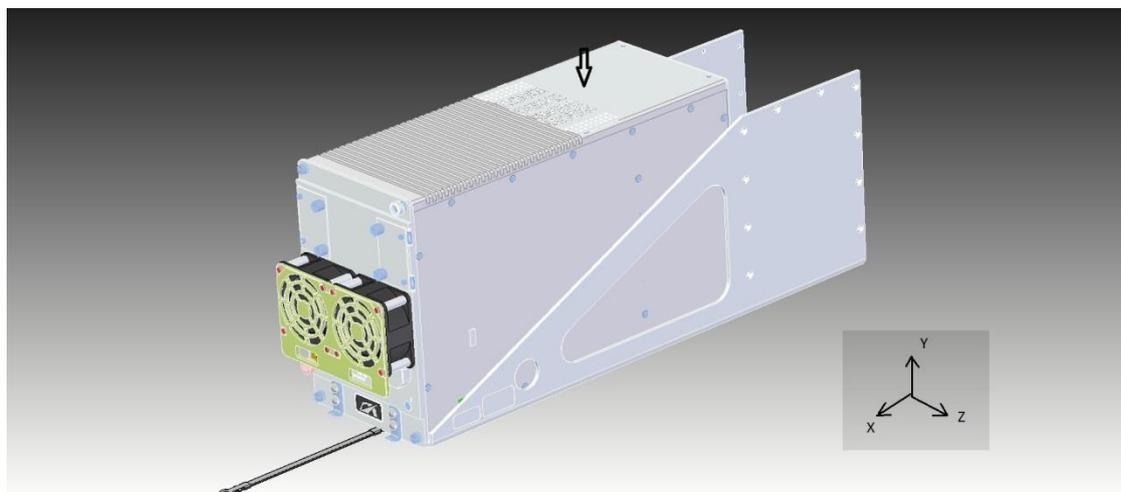


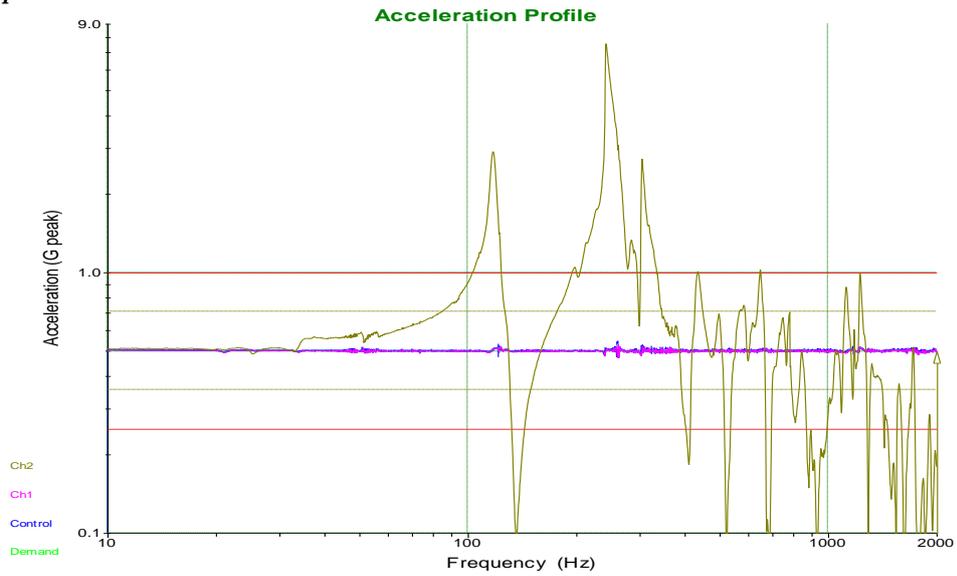
Рисунок Г.25 - Блок с модулями (усилен шасси и стенками) по оси Y (Стрелкой указано место установки датчика)

Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Y.vsp

Data stored on Jun 30, 2018 09:43:02

End of Sweep Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.26 - Испытание №13.

Испытание №14.

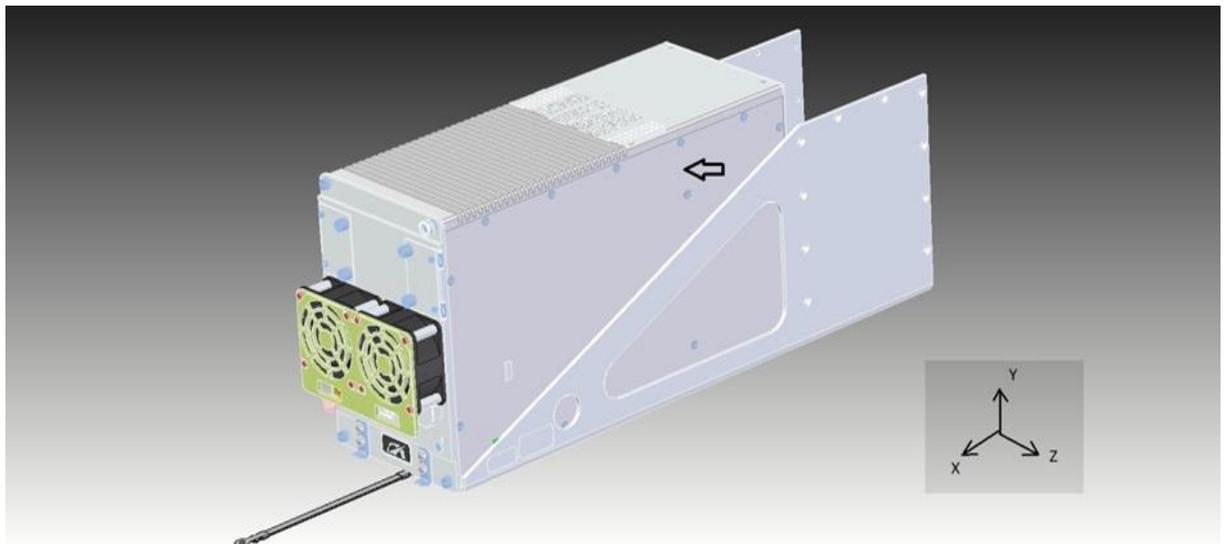


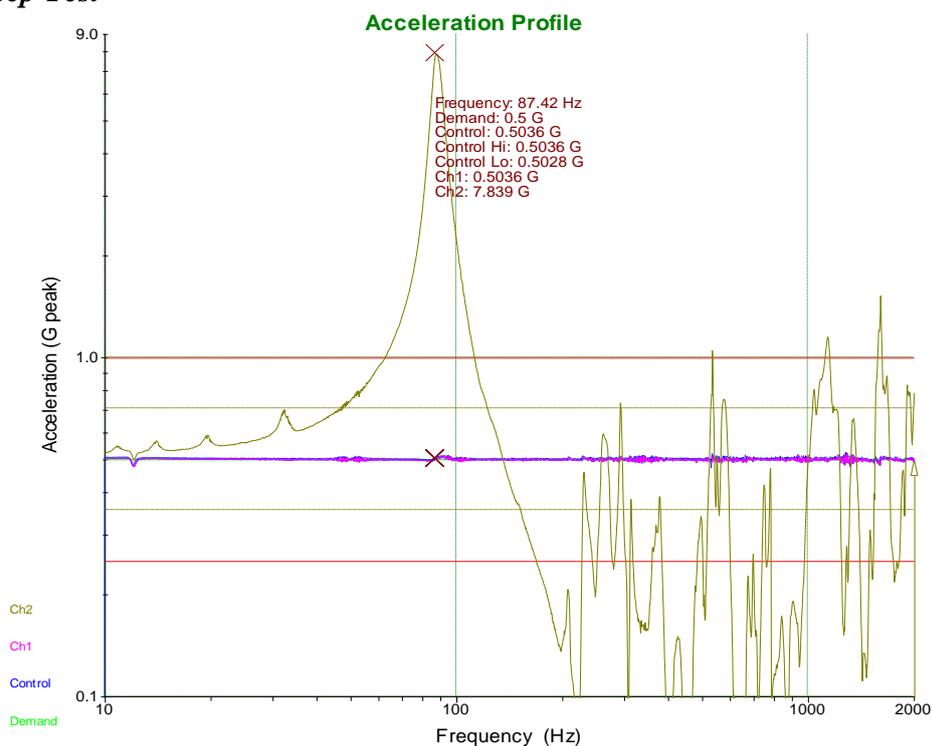
Рисунок Г.27. Блок с модулями (усилен шасси и стенками) по оси Z

Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ \ rezons-Z.vsp

Data stored on Jun 30, 2018 10:15:10

End of Sweep Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г. 28 - Испытания №14.

Испытания №15

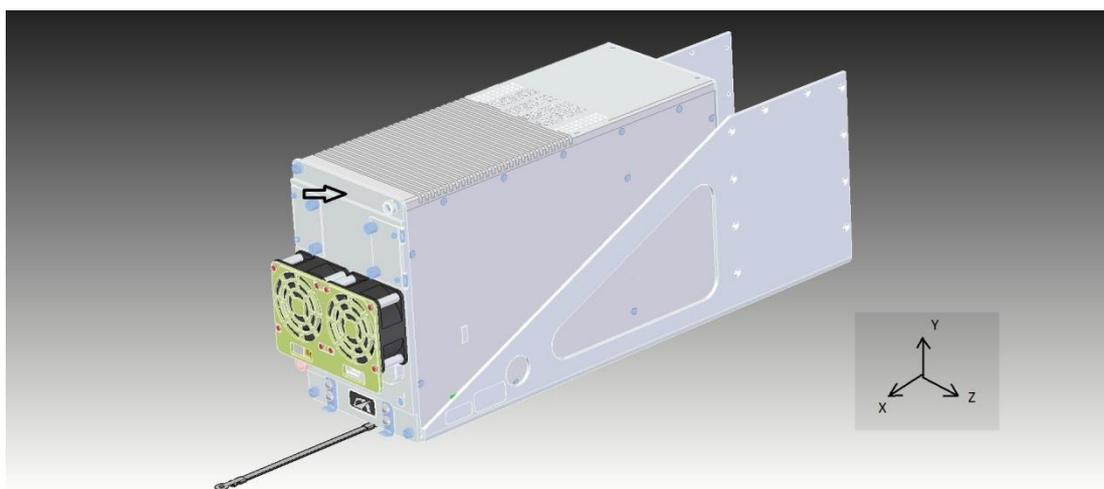


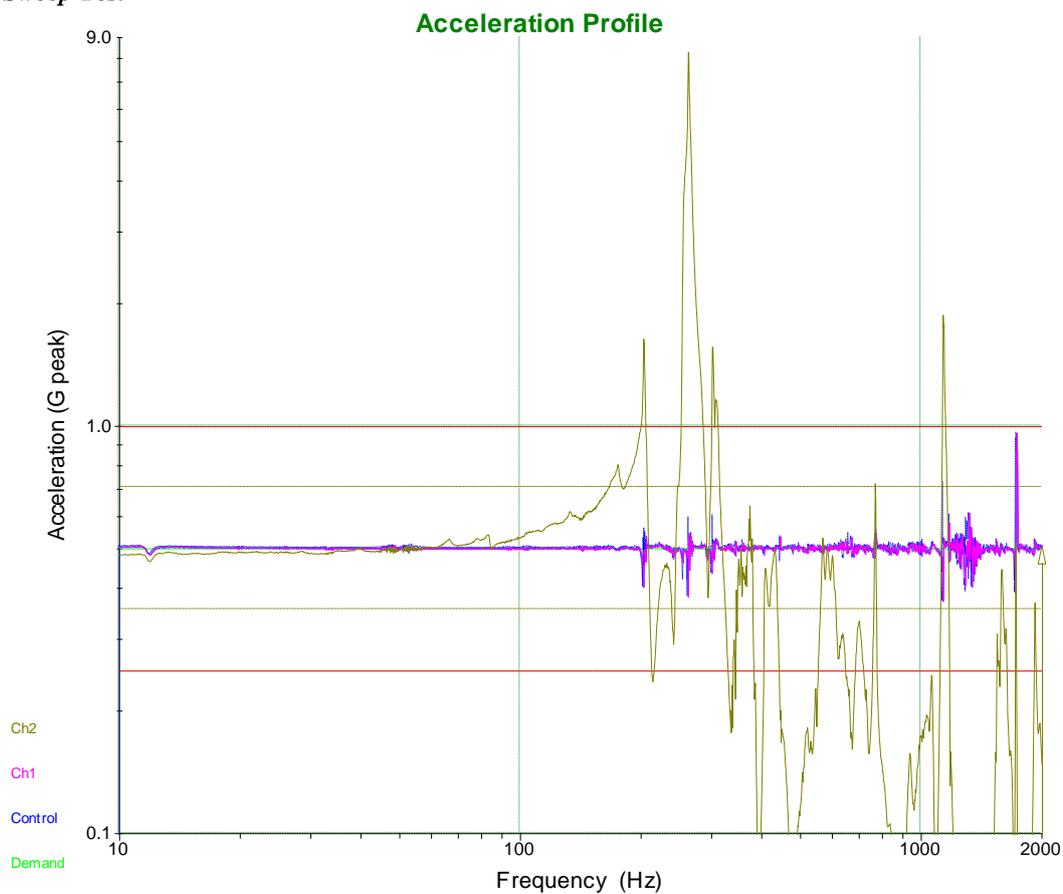
Рисунок Г.29 - Блок с модулями (усилен шасси и стенками) по оси X (стрелкой указано место установки датчика)

Data: Live Sine Test Data

Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\EIU-100_0002\EIU-100-rezons-X.vsp

Data stored on Jun 30, 2018 10:48:37

End of Sweep Test



Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.30 -Испытания №15.

Испытания №16

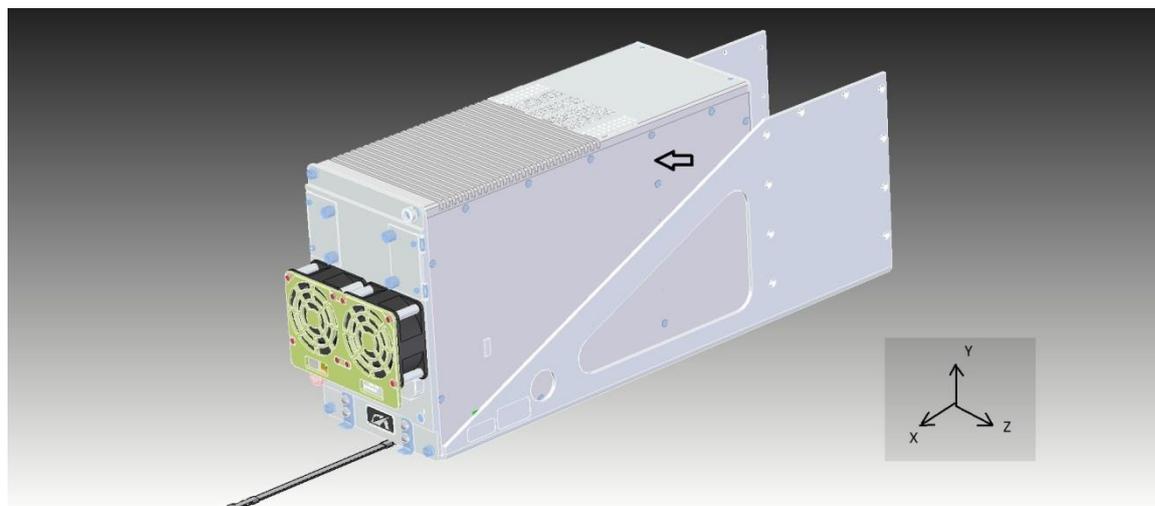
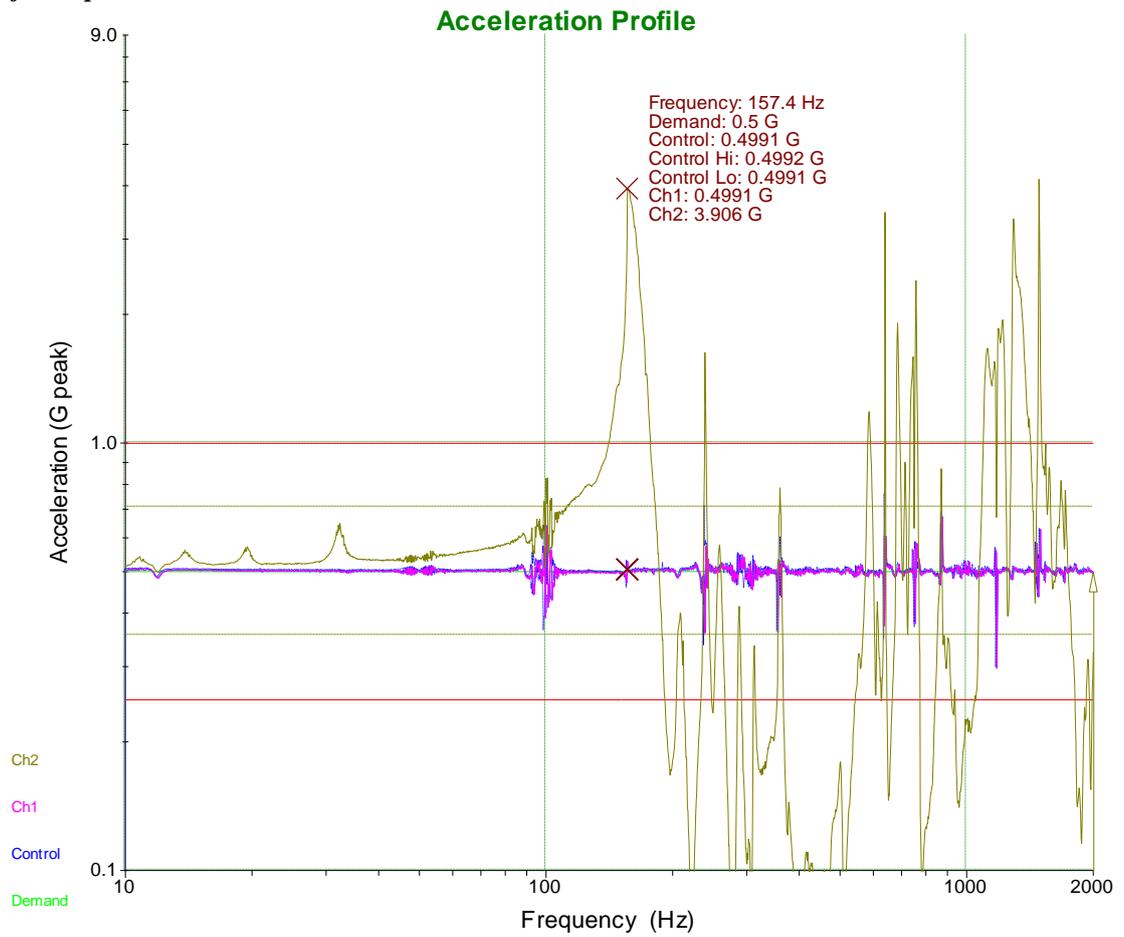


Рисунок Г.31 - Блок с модулями (усилен шасси и стенками) по оси Z (стрелкой указано место установки датчика).

Data: Live Sine Test Data
 Test: C:\VIBROSTEND PRISTROY\VibrationVIEW\Profiles\SINE\ rezons-Z.vsp
 Data stored on Jun 30, 2018 10:23:59
End of Sweep Test



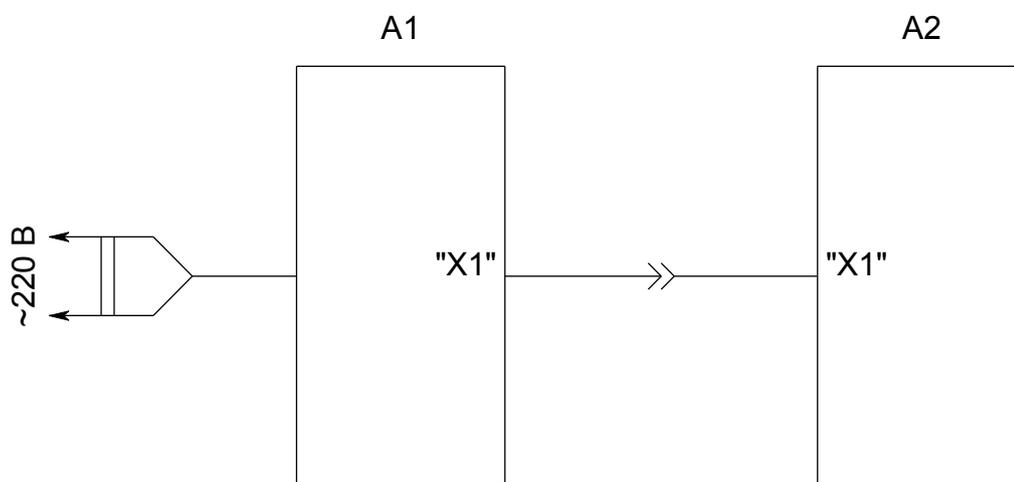
Breakpoint table

Start Freq.	Amplitude	End Freq.	Amplitude
10 Hz	0.5 G	2000 Hz	0.5 G

Рисунок Г.32 - Испытания №16.

Приложение Д. Результаты определения уровней ВВФ

1. Объект исследования: БКД №3640710067 (далее по тексту блок).
2. Перед началом испытаний была проведена проверка работоспособности блока на соответствие НТД изделия (ТУ) в нормальных климатических условиях. Блок соответствует ТУ.
3. В ходе проведения процедур исправность блока контролировалась по светодиоду исправности. Согласно руководству по эксплуатации БКД исправное состояние характеризуется непрерывным свечением светодиода зеленым цветом.
4. Отказом блока является пропадание непрерывного свечения светодиода исправности.
5. При появлении отказа выполнялось чтение и анализ ДЗУ (памяти встроенных средств контроля) блока для фиксации и поиска неисправности. Чтение и анализ памяти встроенных средств контроля БКД производится при включении питания по дополнительным линиям ARINC429 (не используемых на борту ВС) с помощью автоматизированной системы контроля типа НАСК. Расшифровка данных выполнялась для каждого канала БКД по отдельности.
6. Схема подключения блока показана на рисунке Д.1.



А1 – автоматизированная система контроля типа НАСК со специальным тестовым программным обеспечением;

А2 – БКД.

Рисунок Д.1 - Схема подключения БКД для контроля исправности.

7. Характеристики используемого испытательного оборудования представлены в таблице Д.1, внешний вид показан на рисунке Д.2.

Таблица Д.1 - Камера ускоренных стрессовых воздействий AST-18-RSL-28 Thermotron

Характеристика	Значение
Размеры рабочей зоны испытаний исходя из типовых размеров БЦСУ, мм	838x864x762
Минимальные размеры вибрационного стола, мм	760x760
Мощность нагревателя, кВт	40
Количество актюаторов, шт	5
Нагрузка на рабочий стол, кг	45
Диапазон температур, °С (с допустимой погрешностью $\pm 2^{\circ}\text{C}$)	от -100 до 200
Минимальный диапазон скорости изменения температуры, °С/мин	от 1 до 50
Диапазон частот, Гц	от 2 до 10000
Минимальный диапазон виброускорений, g _{RMS}	От 1 до 50
Направление воздействия вибрации	Одновременно по осям X, Y, Z



Рисунок Д.2 - Внешний вид AST-18-RSL-28 Thermotron

8. Расположение вибрационных актюаторов вибрационного стола представлена на рисунке Д.3.

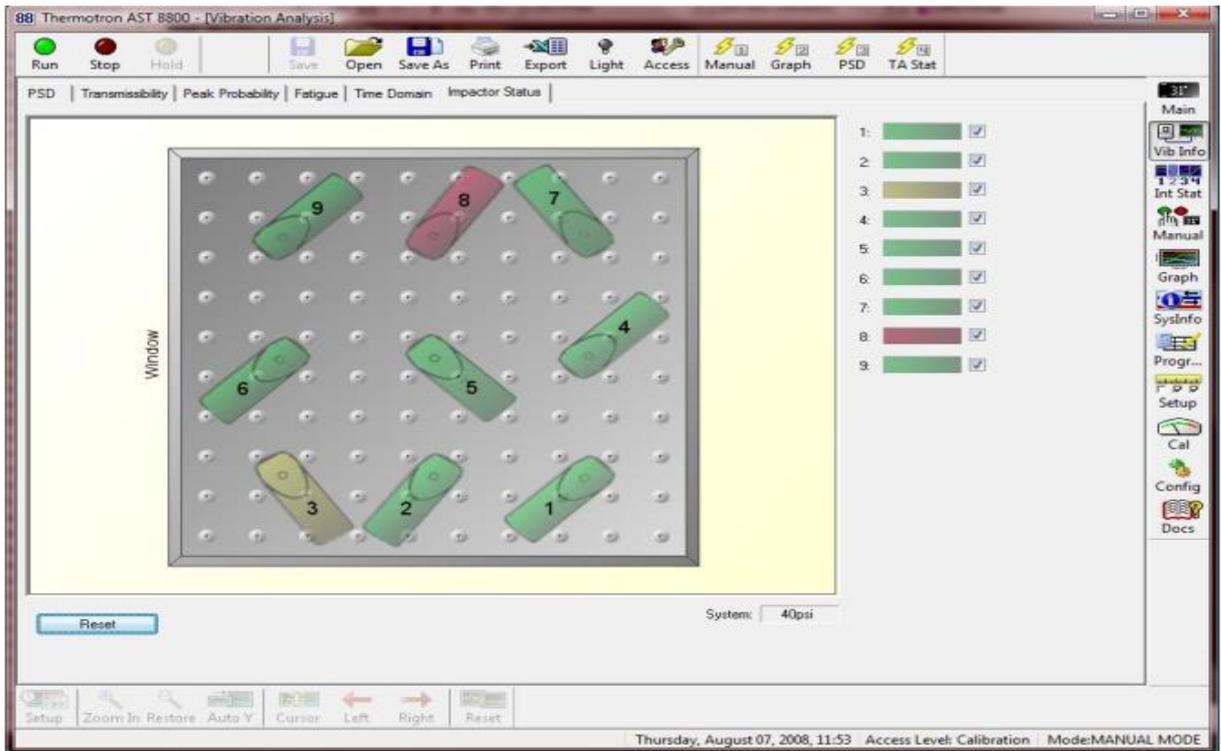


Рисунок Д.4 - Схема расположения актюаторов камеры

9. Процедура : определение предельного (максимального) уровня воздействия пониженной температуры.

9.1 Тест на воздействие пониженной температуры начинался с отметки 20 °С и на каждом шаге температура понижалась на 20 °С. Время воздействия на каждом этапе составляло 15 минут. Время воздействия отсчитывалось с момента, когда температура в камере и блоке стабилизировалась на заданном уровне (рисунок Д.5). Результаты прохождения процедуры показаны в таблице П5.2.

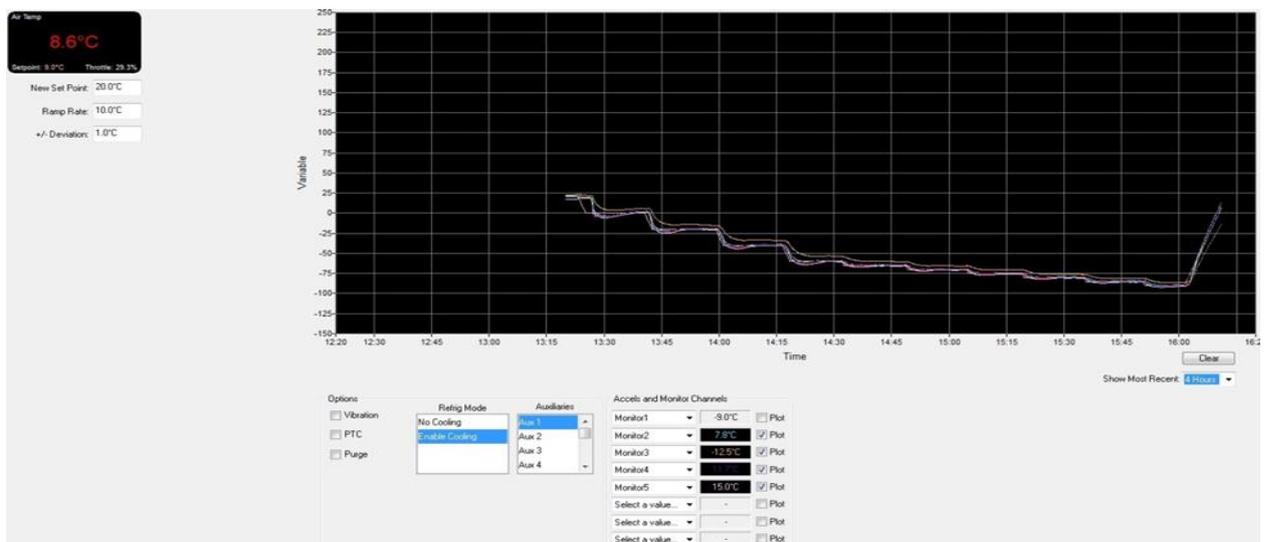


Рисунок Д.5 - Определение предельного (максимального) уровня воздействия пониженной температуры

Таблица П5.2. Результаты проведения процедуры 6.1.

Время испытаний, мин	Температура, °С	Шаг испытаний	Состояние блока
0	20	0	-
15	20	1	Блок функционирует
16	0		
30	0	2	Блок функционирует
31	-20		
46	-20	3	Блок функционирует
47	-40		
63	-40	4	Блок функционирует
64	-60		
79	-60	5	Блок функционирует
80	-65		
95	-65	6	Блок функционирует
96	-70		
111	-70	7	Блок функционирует
112	-75		
127	-75	8	Блок функционирует
128	-80		
143	-80	9	Блок функционирует
144	-85		
159	-85	10	Отказ №1
160	-90		

9.2 Предел пониженной температуры, при котором наступает «разрушение» (состояние, при котором отсутствует восстановление работоспособности в нормальных условиях) в ходе испытаний не выявлен ($T_{lim(-)}^{Paб} = -85\text{ }^{\circ}\text{C}$): при $-90\text{ }^{\circ}\text{C}$ блок перестает реагировать на команды управления автоматизированной станции контроля, светодиод гаснет. При возвращении к температуре $-85\text{ }^{\circ}\text{C}$ блок продолжает функционировать в штатном режиме.

10. Процедура: определение предельного (максимального) уровня воздействия повышенной температуры.

10.1 Тест на воздействие повышенной температуры начался с отметки $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ и с каждым последующим шагом повышения на $20\text{ }^{\circ}\text{C}$, как показано на рисунке 2. Время воздействия на каждом шаге составляло 15 минут. Время воздействия отсчитывалось с момента, когда температура в камере и блоке

стабилизировалась на заданном уровне (рисунок Д.6). Результаты прохождения процедуры показаны в таблице Д.3.

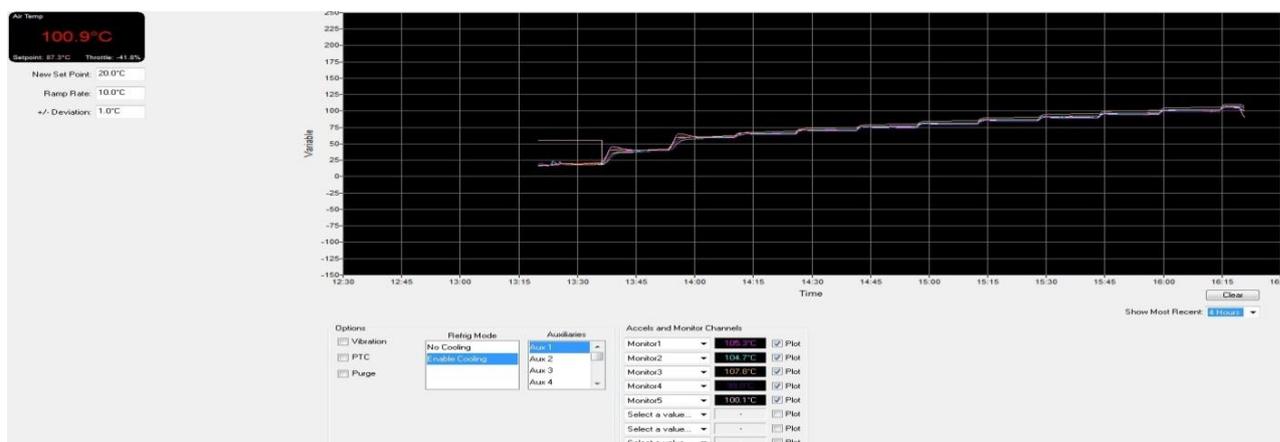


Рисунок Д.6 - Определение предельного (максимального) уровня воздействия повышенной температуры

Таблица Д.3 - Результаты проведения процедуры

Время испытаний, мин	Температура, °C	Шаг испытаний	Состояние блока
0	20	0	Блок функционирует.
15	20	1	Блок функционирует.
16	40		
30	40	2	Блок функционирует.
31	60		
46	60	3	Блок функционирует.
47	65		
63	65	4	Блок функционирует.
64	70		
79	70	5	Блок функционирует.
80	75		
95	75	6	Блок функционирует.
96	80		
111	80	7	Зафиксирован сбой в ДЗУ. Светодиод исправности горит.
112	85		
127	85	8	Зафиксирован сбой в ДЗУ. Светодиод исправности горит.
128	90		
143	90	9	Отказ №2
144	95		
159	95	10	Отказ №3
160	100		

11. Процедура: определение предельного (максимального) уровня воздействия ШСВ.

11.1 Тест на вибрацию начался с отметки $10 G_{rms}$ и на каждом этапе вибрация увеличивалась на $10 G_{rms}$. Время воздействия на каждом этапе составляло 15 минут при постоянной температуре $+25\text{ }^{\circ}\text{C}$. После уровня $50 G_{rms}$ вибрация была снижена на $5 G_{rms}$, чтобы определить не произошел ли сбой, не определенный на высоком уровне вибрации (рисунок Д.7, таблица Д.4).

11.2. Уровень вибрации замерялся с акселерометров, установленных на блоке по каждой из осей. На каждом этапе тестирования составлялся график спектральной плотности мощности, показывающей расчетные уровни вибрации и распределение энергии в диапазонах частот от 2 до 2500 Гц и от 2 до 10000 Гц.

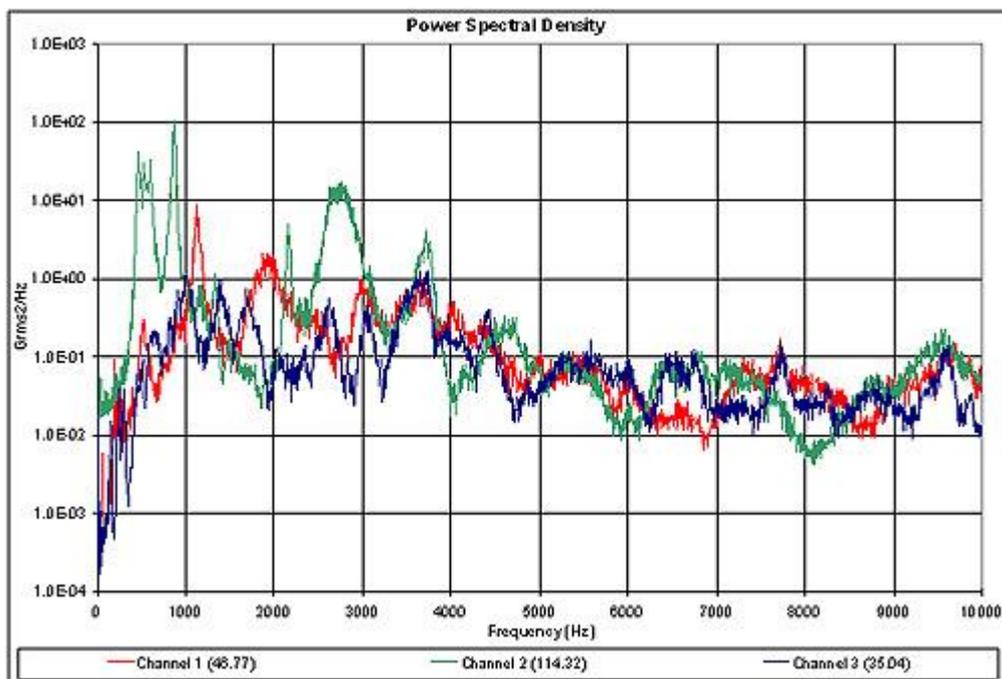


Рисунок Д.7 - Определение предельного (максимального) уровня воздействия ШСВ ($50 G_{rms}$, от 2 Гц до 10 кГц)

Таблица Д.4 - Результаты проведения процедуры

Время испытаний, мин	G_{rms}	Шаг испытаний	Параметры вибрации на блоке	Состояние блока
0	10	1	$G_{xx}=6,8$	Блок функционирует
15	10		$G_{yy}=2,6$	
15,1	20		$G_{zz}=5,4$	
30	20	2	$G_{xx}=20,8$	Блок функционирует
30,1	30		$G_{yy}=15,6$	
45	30		$G_{zz}=23,4$	
45,1	40	3	$G_{xx}=32,7$	Отказ №4
60	40		$G_{yy}=30,0$	
60,1	50		$G_{zz}=28,7$	
75	50	4	$G_{xx}=43,2$	Отказ №5
75,1	50		$G_{yy}=38,6$	
90	50		$G_{zz}=40,5$	
90,1	50	5	$G_{xx}=49,7$	Отказ №6
105	50		$G_{yy}=48,9$	
105,1	50		$G_{zz}=50,6$	
120	50	6	$G_{xx}=55,0$	Отказ №7
120,1	50		$G_{yy}=53,1$	
135	50		$G_{zz}=55,5$	

12. Процедура: проведение циклического изменения температуры (ЦИТ).

12.1 Блок был подвергнут воздействию шести этапам по 5 циклов изменения температуры в диапазоне от минус 85 до 80 °С со скоростью изменения температуры на первых пяти циклах 10 °С/мин с последующим увеличением на каждом из последующих этапов на 10 °С/мин.

12.2 При испытаниях ЦИТ основное воздействие ориентировано на паяные соединения модулей печатных плат с размахом в 165 °С. ЦИТ проводится для ускорения процессов деградации, вызывая крупные пластические деформации в спаях, которые намного превышают те, что происходят при реальной эксплуатации, когда температуры изменяются медленно (0,2-1 °С/мин). Влага при ЦИТ проникает в негерметичные объёмы и вызывает увеличение токов утечки и коррозию металлизации. Области изделия, в местах напряжения конструкции, склонных к образованию трещин. Режимы испытаний основаны

на процедурах стандарта MIL-STD-202G и РД 319.02.24-99 (рисунок Д.8, таблица Д. 5).

Оптимальным значением была выбрана скорость в 10 °С/мин.

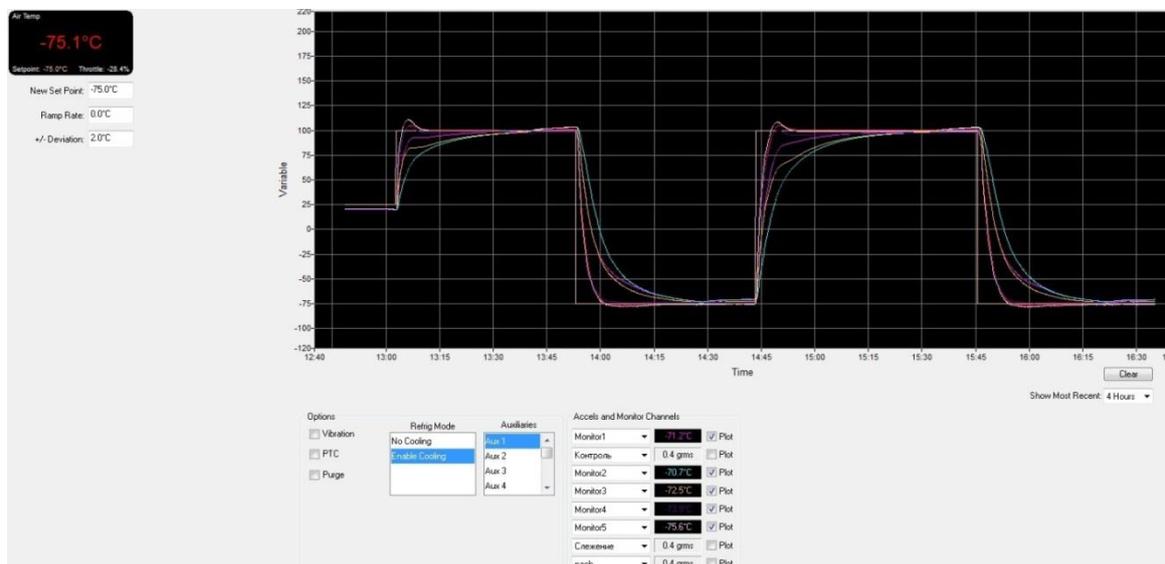


Рисунок Д.8. График циклического изменения температуры.

Таблица Д.5 - Результаты проведения процедуры при скорости изменения температуры 20 °С/мин

Время испытаний, мин	Температура, °С	Шаг испытаний	Цикл	Процесс	Состояние
0	20		начало	Начальные условия испытаний, понижение температуры на 105°С	Блок функционирует
1	-85	0	1		
16	-85	1		1	Повышение температуры на 165°С
19	80				
34	80	2	2	Понижение температуры на 165°С	Блок функционирует
37	-85				
52	-85	3	2	Повышение температуры на 165°С	Блок функционирует
55	80				
70	80	4	3	Понижение температуры на 165°С	Блок функционирует
73	-85				
88	-85	5	3	Повышение температуры на 165°С	Блок функционирует
91	80				
106	80	6	4	Понижение температуры на 165°С	Блок функционирует
109	-85				
124	-85	7	4	Повышение температуры на 165°С	Блок функционирует
127	80				
142	80	8	5	Понижение температуры на 165°С	Отказ №8
145	-85				
160	-85	9	5	Повышение температуры на 165°С	Отказ №9
163	80				
178	80	10	конец	Понижение температуры на 60°С	Отказ №10
180	20				

12. Процедура: проведение процедуры комбинированного воздействия ШСВ и циклического изменения температуры (ЦИТ).

12.1 Блок был подвергнут одновременному воздействию 5 циклов циклической смены температуры в диапазоне от минус 85 до 80 °С и ШСВ с уровнем в 10-15g, как показано на рисунке Д.9.

12.2 При комбинированных испытаниях ЦИТ и ШСВ основной целью является подтверждение исключения всех отказов, свойственных периоду технологической приработки и выхода на уровень постоянной интенсивности отказов (таблица Д.6).

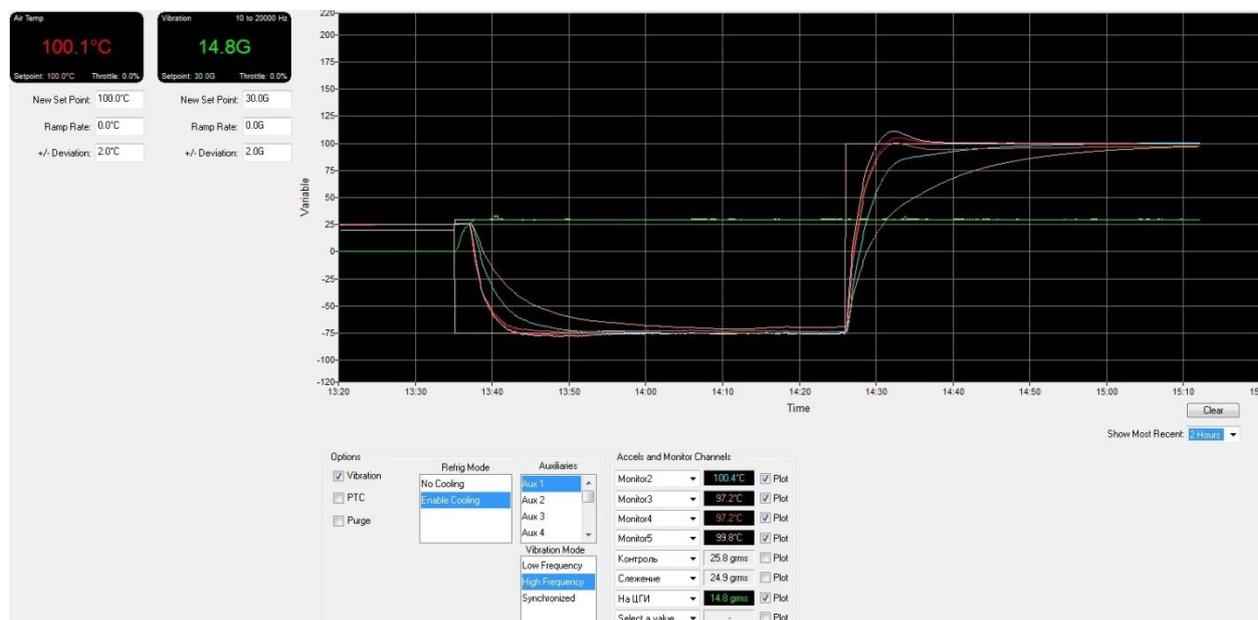


Рисунок Д.8 - График циклического изменения температуры

Таблица Д.9 - Результаты проведения при скорости изменения температуры 20 °С/мин

Время испытаний, мин	Температура, °С	ШСВ, G_{rms}	Цикл	Состояние блока
0	20	10	начало	-
1	-85			
16	-85		1	Блок функционирует
19	80			
34	80			
37	-85	15	2	Блок функционирует
52	-85			
55	80			Блок функционирует
70	80			

Приложение Е. Исследование паянных соединений ВГА-микросхем блока БКД

Результат изготовления образцов представлен на рисунках Е.1-Е.3



Рисунок Е.1 - ОБРАЗЕЦ №1

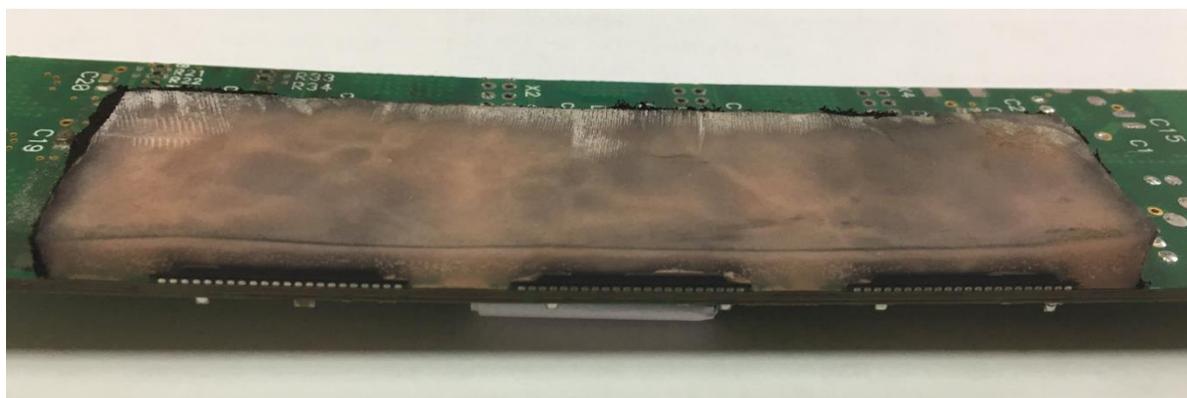


Рисунок Е.2 - ОБРАЗЕЦ №2

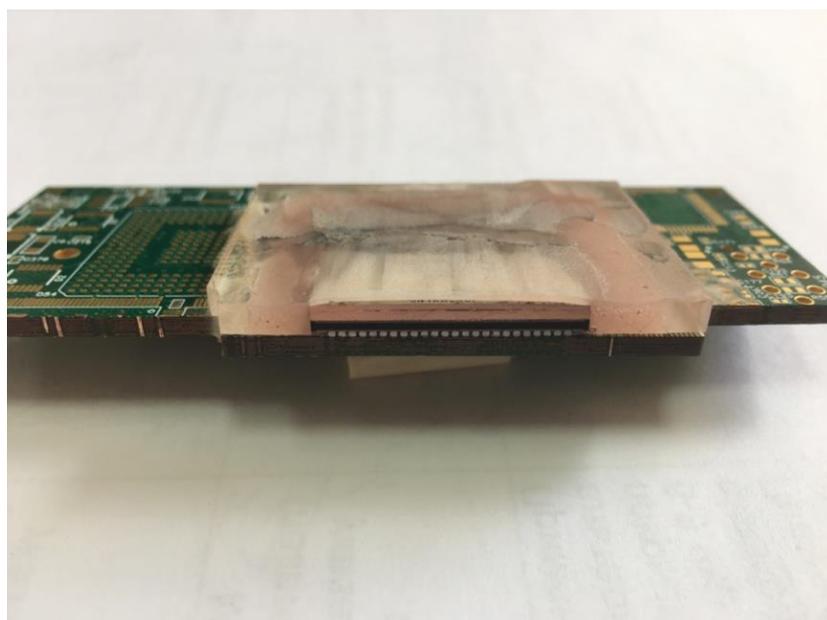


Рисунок Е.3 - ОБРАЗЕЦ №3.

Образец №1: на рисунке Е.4 изображен микрошлиф паяного соединения микросхемы с свинцовосодержащими выводами. На изображении не наблюдается трещин (разрывов) в паяном соединении между контактной площадкой микросхемы и выводом, а также соединения между контактной площадкой печатной платы с выводом.

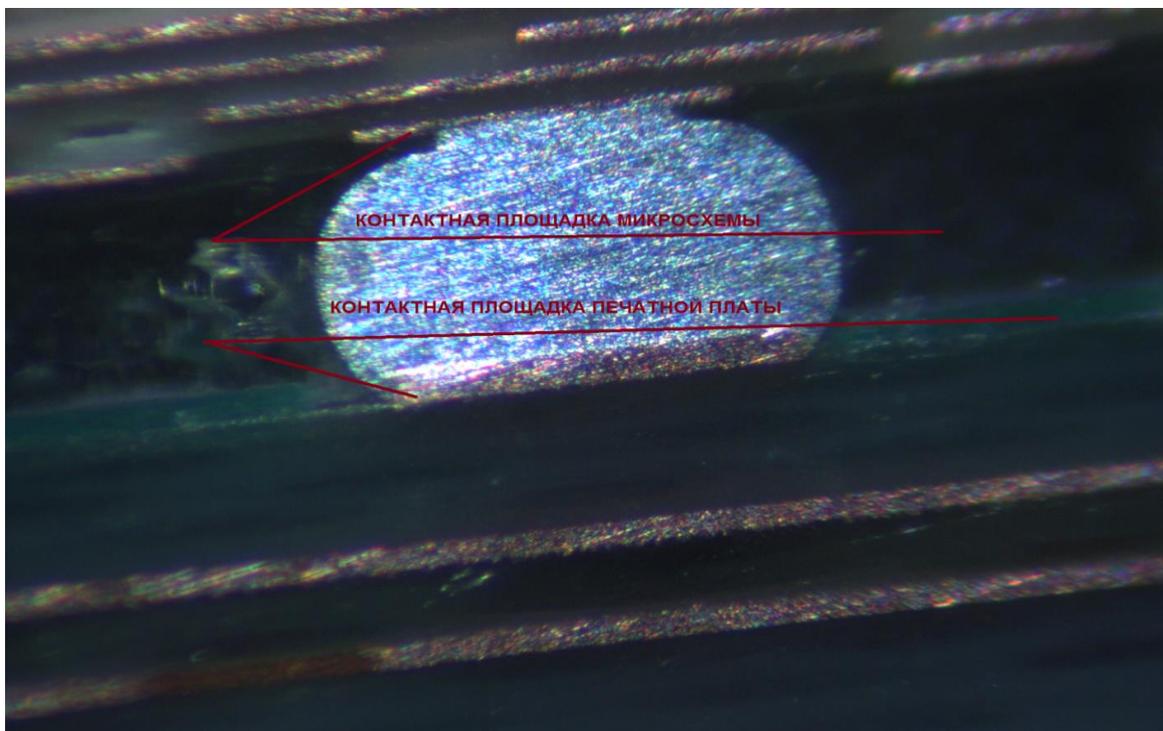


Рисунок Е.4 - Изображение микрошлифа образца №1

Образец №2: на рисунке Е.5 изображен микрошлиф паяного соединения микросхемы с бессвинцовыми выводами. На изображении в явном виде просматривается разрушение паяного соединения между контактной площадкой микросхемы и выводом, а также соединения между контактной площадкой печатной платы и выводом. Это характеризуется темной полосой в стыках, что не наблюдается на изображении микрошлифа образца №1.

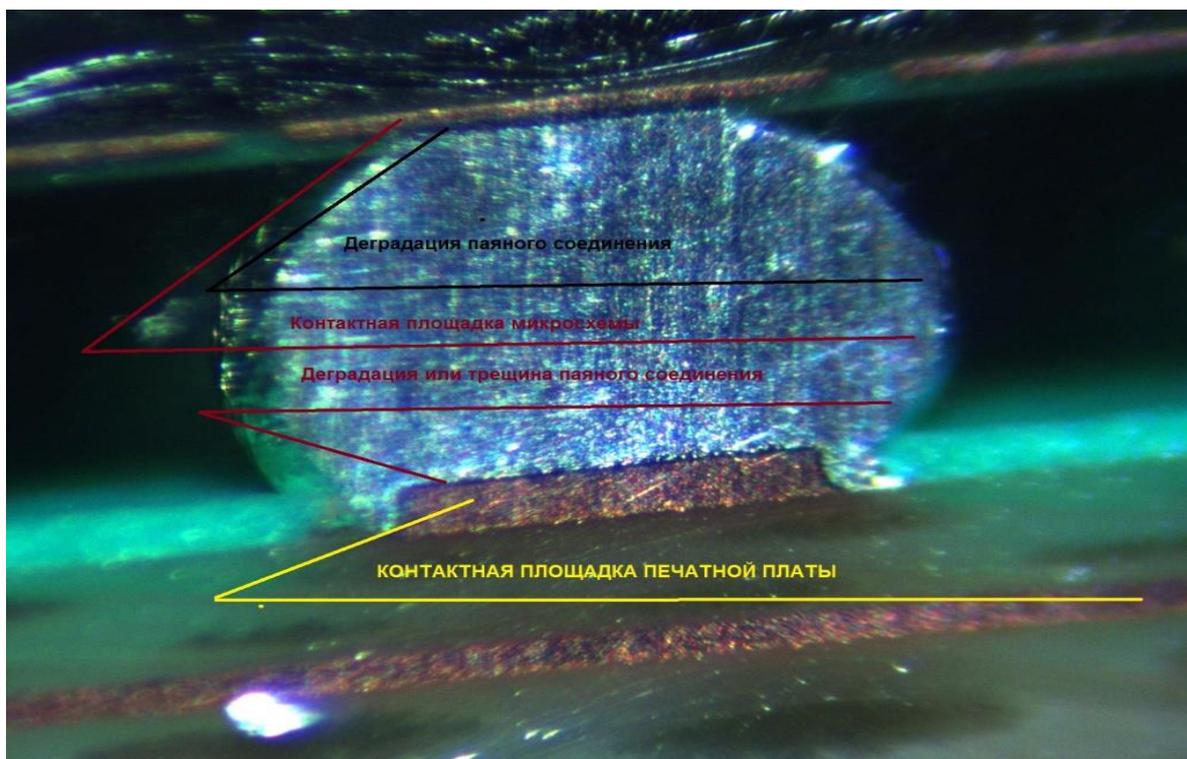


Рисунок Е.5 - Изображение микрошлифа образца №2

Образец №3: на рисунке Е.6 изображен микрошлиф паяного соединения микросхемы с бессвинцовыми выводами. На изображении аналогично изображению микрошлифа образца №2 стыки паянных соединений характеризуются темными полосами (трещины), чего не наблюдается на изображении микрошлифа образца №1.

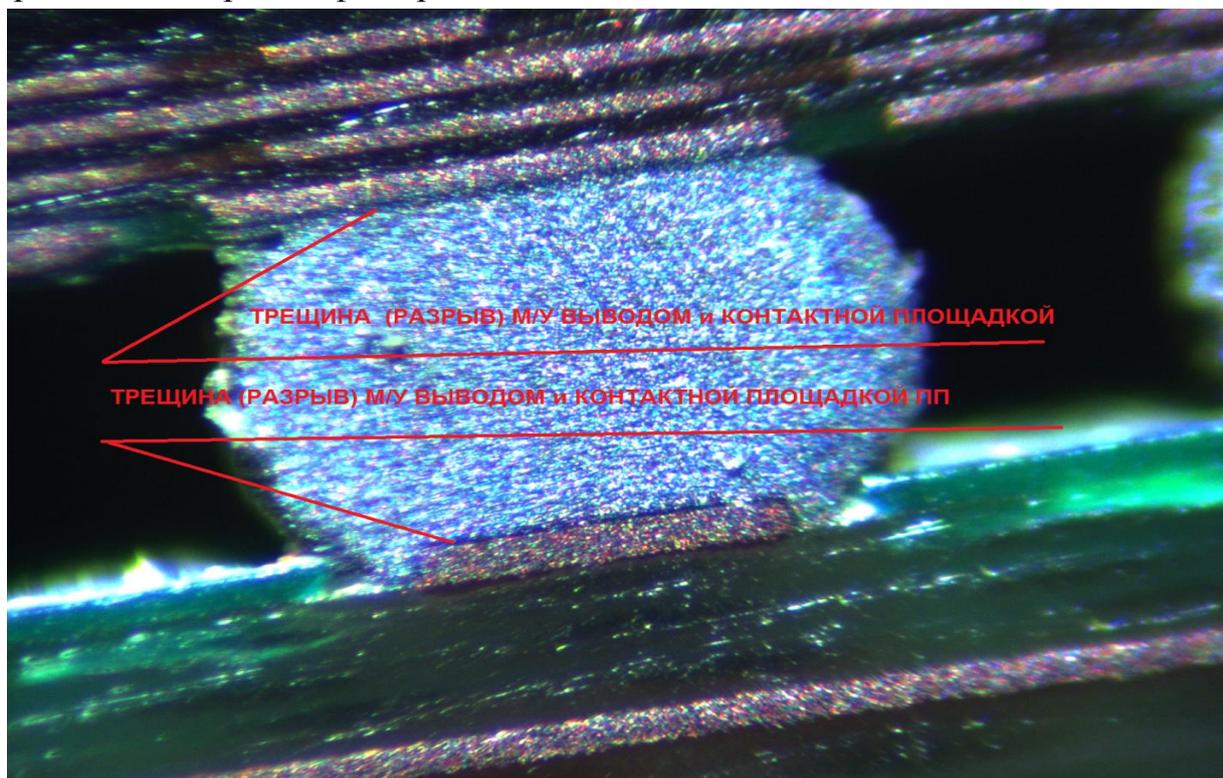


Рисунок Е.6 - Изображение микрошлифа образца №3.

Приложение Ж. Требования к испытательному оборудованию

Требования к оборудованию должны учитывать возможность воспроизведения комплексного воздействия ВВФ.

Камеры для проведения МФЭЦИ по методике настоящего исследования должны обладать характеристиками, указанными в таблице Ж.1.

Таблица Ж.1 - Типовые характеристики по ВВФ испытательной камеры

Характеристика	Значение
Конструктивные	
Минимальные размеры рабочей зоны испытаний исходя из типовых размеров БЦСУ, мм	800x850x750
Минимальные размеры вибрационного стола, мм	700x700
Минимальное количество актюаторов, шт	5
Нагрузка на рабочий стол, кг	45
ВВФ	
Диапазон температур, °С	от -100 до 200
Минимальный диапазон скорости изменения температуры, °С/мин	от 1 до 60
Диапазон частот, Гц	от 2 до 10000
Минимальный диапазон виброускорений, gRMS	От 1 до 50
Направление воздействия вибрации	Одновременно по осям X, Y, Z