

УДК 629.7.017.1 EDN XEDLLC

О развитии методики ускоренных ресурсных испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов

А. С. Левченко, к.т.н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. В. Ожогин, contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. За последние два десятилетия требования по сроку активного существования космических аппаратов возросли с 3–5 лет до 10–15 лет, что приводит к необходимости совершенствования методики ресурсных испытаний. Переход на унифицированную бортовую аппаратуру диктует необходимость учета ее специфики при ресурсных испытаниях. Определены особенности проведения ресурсных испытаний, позволяющие сократить их продолжительность. Изложены основные положения усовершенствованной методики форсированных ресурсных испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов со сроком активного существования свыше 5 лет. Рассмотрены вопросы применения предложенной методики при испытаниях унифицированной бортовой аппаратуры космических аппаратов.

Ключевые слова: ресурсные испытания, форсированные ресурсные испытания, испытания на долговечность, испытания на надежность, бортовая аппаратура космических аппаратов

Development of the Methodology for Accelerated Life Tests of Spacecraft Radioelectronic Equipment

A. S. Levchenko, *Cand. Sci. (Engineering)*, contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

A. V. Ozhogin, contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. Over the last two decades, the requirements for the active life of spacecraft have increased from 3–5 to 10–15 years. It leads to the need to improve the methodology for life tests. The transition to unified onboard equipment dictates the need to take into account its specifics during life tests. Specifics of spacecraft radioelectronic equipment life tests that allow reducing its duration are determined. The main provisions of the improved methodology for accelerated life tests of radioelectronic equipment for spacecraft with lifetime over 5 years are stated. The issues of application of the proposed methodology when testing unified radioelectronic equipment for spacecraft are considered.

Keywords: life tests, accelerated life tests, durability tests, reliability tests, spacecraft onboard equipment

Введение

Целью данной работы является обобщение и распространение опыта АО «Российские космические системы» в проведении ресурсных испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов. Задачи данной работы — описание подходов, позволяющих сократить продолжительность ресурсных испытаний без снижения их эффективности, рассмотрение вопросов применения методики при испытаниях унифицированной аппаратуры и аппаратуры со сроком активного существования свыше 5 лет.

Ресурсные испытания являются важнейшей частью наземной экспериментальной отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов (далее — аппаратура) ввиду специфики ее функционирования (длительная работа без возможности ремонта) [2]. Необходимость проведения ресурсных испытаний аппаратуры установлена в [3]. Методика форсированных ресурсных испытаний аппаратуры (ФРИ), применявшаяся в АО «Российские космические системы» в 2000–2010 гг., основана на базовых положениях, сформулированных в 1994 г. Цель методики — подтверждение заданных в ТЗ или ТТЗ требований в части ресурса аппаратуры. Основная задача методики — выявление дефектов конструктивного характера, проявляющихся при длительном функционировании аппаратуры. Одновременно с этим методика позволяет осуществлять контроль правильности выбора электротермотренировки (далее — ЭТТ) для штатных образцов аппаратуры, так как режимы ФРИ более жесткие (в 8–10 раз относительно ЭТТ), что подтверждает неразрушающий характер ЭТТ для штатной аппаратуры. Следует отметить, что методика имеет существенные ограничения — она распространяется на аппаратуру со сроком активного существования более трех лет только при условии невозрастающей функции интенсивности отказов. Прямым следствием этого является невозможность применения этой методики к аппаратуре, содержащей электромеханические приводы. Тем не менее в [4] описан недопустимый прецедент применения схожей методики при испытаниях приборов с прецизионными приводами и подшипниками качения. Еще одним недостатком этой методики является

необходимость самостоятельно определять продолжительность дополнительного этапа ФРИ для аппаратуры со сроком активного существования свыше трех лет исходя из особенностей аппаратуры и производства.

В настоящей статье изложены основные положения развития данной методики при испытаниях аппаратуры разработки АО «Российские космические системы».

Рассмотрим циклограмму ФРИ, применявшуюся в 2000–2010 гг., которая приведена на рис. 1. ФРИ состоят из следующих процедур:

— первая процедура — термоциклирование с подачей электрического режима, т.е. напряжения питания и входных сигналов, при этом электрический режим подается во всем диапазоне рабочих испытательных температур, включая максимальную повышенную и минимальную пониженную рабочие температуры;

— вторая процедура — длительное воздействие температуры -5°C при обесточенном состоянии аппаратуры, затем при повышенном и пониженном напряжении питания;

— третья процедура — длительная работа в нормальных условиях при номинальном напряжении питания с использованием циклического режима работы аппаратуры — «включено–выключено»;

— четвертая процедура — длительное воздействие повышенной температуры с подачей повышенного напряжения питания с последующим уменьшением температуры до пониженного рабочего значения и затем повышение температуры до НУ.

Первая процедура предназначена для выявления дефектов, связанных с прочностью монтажа, качеством паяк и разницей в температурных коэффициентах расширения материалов, нарушением герметичности приборов. Вторая процедура позволяет проверить чистоту изготовления (по токам утечки) и выявить потенциальные отказы, связанные с коррозионными дефектами. Третья процедура направлена на выявление дефектов, связанных с нестационарными процессами в электрических цепях, и на проверку коррозионной устойчивости. Четвертая процедура направлена на ускорение процессов химических реакций и электромиграции.

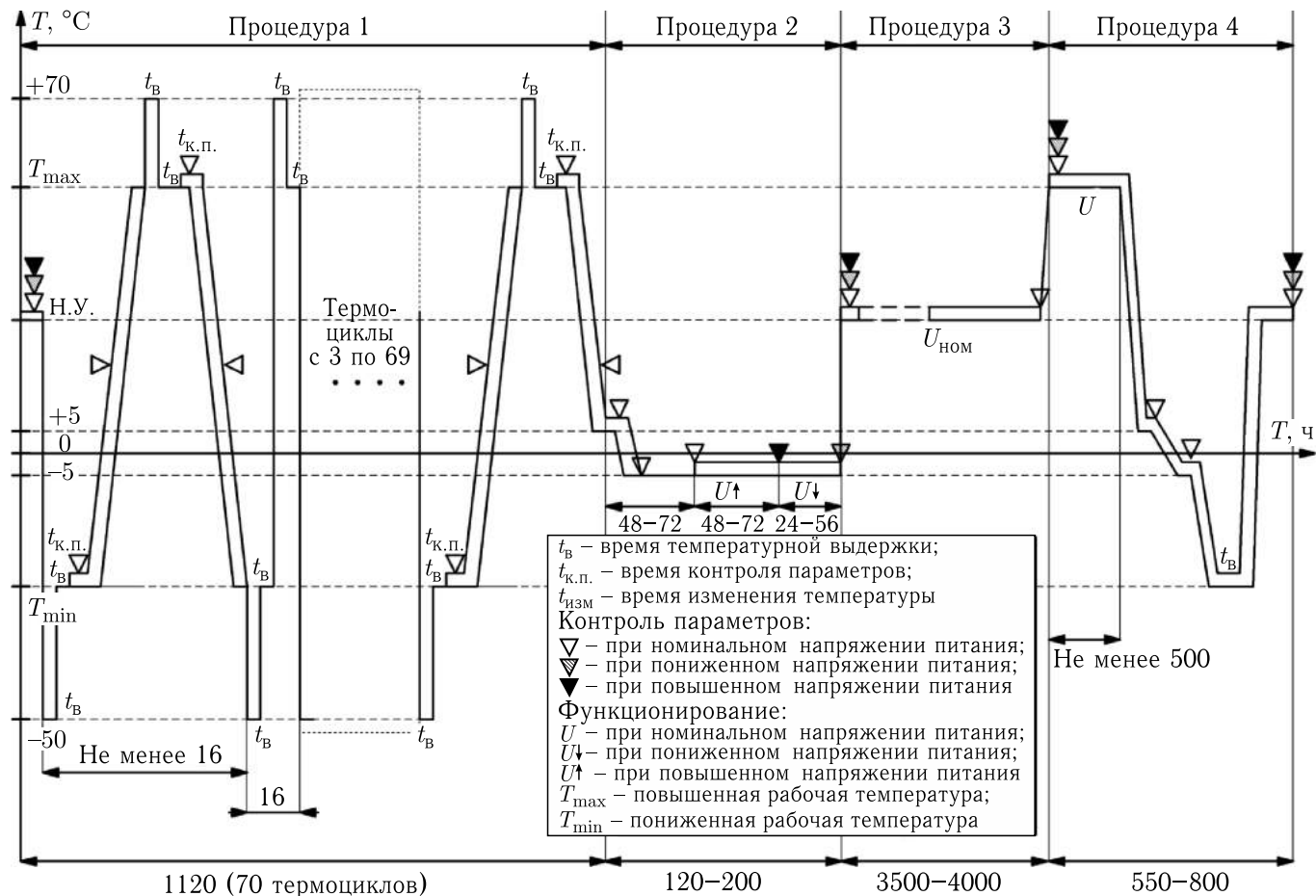


Рис. 1. Циклограмма ФРИ, применявшаяся в 2000–2010 гг.

Следует особо отметить, что, в соответствии с методикой, аппарата на первой процедуре ФРИ должна функционировать в течение первого, тридцать пятого и семидесятого термоциклов. Необходимость функционирования аппарата при остальных термоциклах определяется разработчиком в зависимости от специфики аппарата и устанавливается в программе испытаний. На третьей и четвертой процедурах ФРИ не регламентирован промежуточный контроль параметров аппарата.

Развитие методики форсированных ресурсных испытания

На рис. 2 приведена циклограмма ФРИ в том виде, в котором она применяется в АО «Российские космические системы» в настоящее время. Набранная статистика штатной эксплуатации аппарата

показала достаточность данной циклограммы для подтверждения ресурса аппарата с САС до 5 лет.

Основные отличия от циклограммы, приведенной на рис. 1:

1. Подача электрического режима с контролем электрических параметров производится в начале и в конце процедуры, а также на каждом десятом термоцикле во всем диапазоне рабочих температур при номинальном напряжении питания. Необходимость более частого контроля параметров аппарата обусловлена необходимостью скорейшего выявления дефекта и минимизации объема повторного проведения термоциклов в случае отказа. По согласованию с представителем заказчика допускается устанавливать другую периодичность контроля. Контроль параметров производят при повышенной и пониженной рабочих температурах и при изменении температуры в диапазоне рабочих значений. Периодичность контроля при изменении

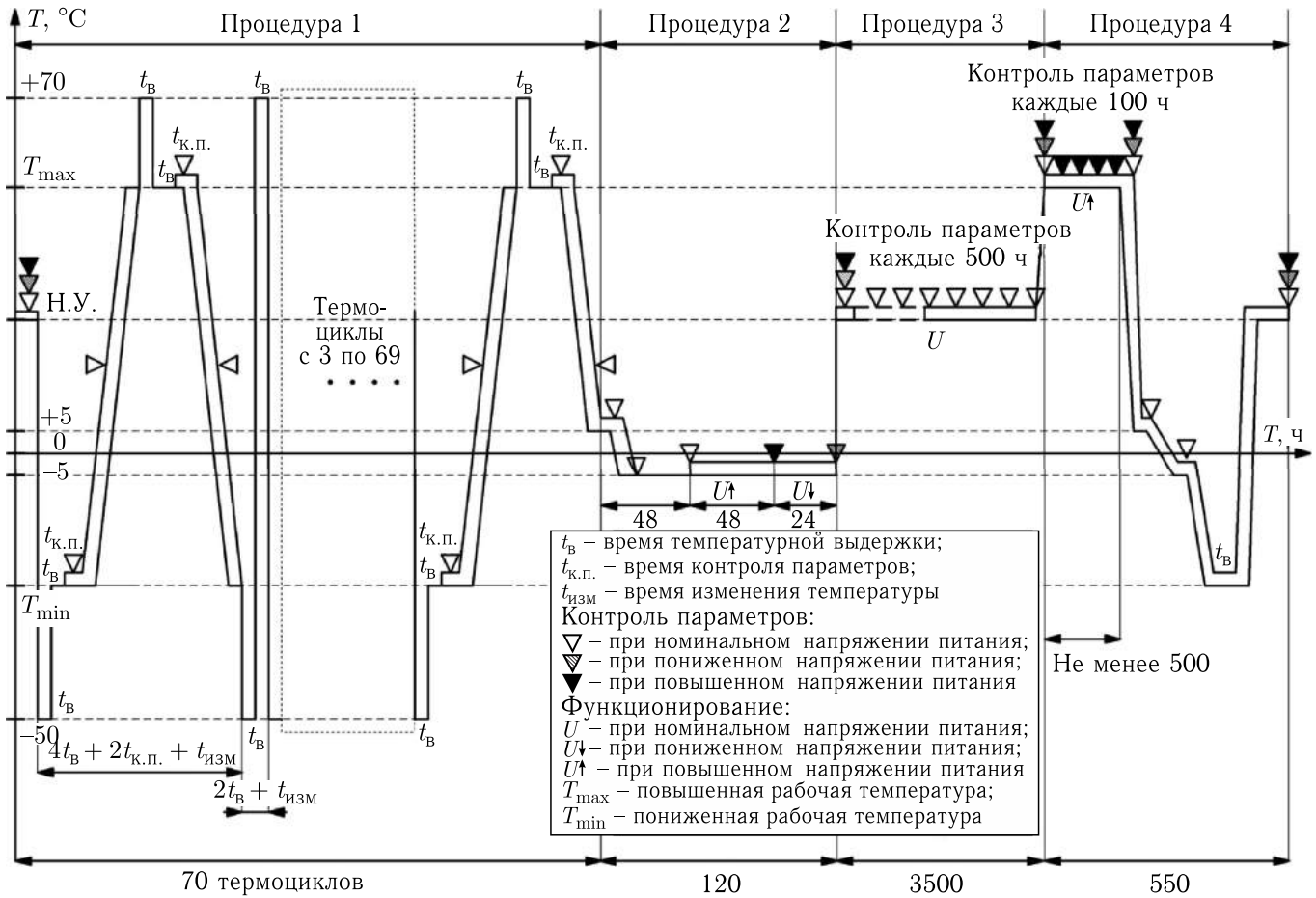


Рис. 2. Применяемая в настоящее время циклограмма ФРИ

температуры (например, через каждые 10 °С) устанавливается в программе испытаний. При прохождении точек периодического контроля на температурных полках перед измерением параметров необходимо установление температурного теплового режима, характеризующегося стабилизацией температуры в пределах не более одного градуса в течении 30 мин для непрерывно работающей аппаратуры (и от сеанса к сеансу для сеансной) по показаниям контрольных датчиков, установленных на аппаратуре. Длительность термоцикла с контролем параметров определяется с учетом времени, требуемого для выдержки аппаратуры на температурных полках и затраченного на измерение параметров. Термоциклы без контроля параметров допускается проводить как с подачей электрического режима, так и без него. С 2018 г. выдержка при рабочих повышенной и пониженной температурах на термоциклах без контроля

параметров не проводится. Это допустимо ввиду того, что выдержки при рабочей температуре снижают градиент температуры. Несмотря на то, что цикл становится более «жестким», такой подход не вносит отказов, несвойственных при эксплуатации, что подтверждено большим количеством аппаратуры, испытанной таким образом. Снижение длительности процедуры при отказе от выдержек при рабочих температурах составляет $62 \cdot 2 \cdot t_B$, что составляет от 248 ч для приборов с массой менее 2 кг до 992 ч для систем с массой более 50 кг. Кроме того, рекомендуется устанавливать меньшее время выдержки (относительно требований раздела 6 ГОСТ РВ 20.57.306). Для этого при отработочных испытаниях необходимо измерить время установления температурного режима для массивных систем (более 50 кг) на практике отличается от указанного в стандарте

в меньшую сторону на 2–4 ч, что приводит к снижению продолжительности процедуры на 312–624 ч.

2. На третьей процедуре ФРИ при наличии в системе и приборах ПМО, требующих отработки в течении продолжительного времени, необходимо проведение отработки алгоритмов работы для обеспечения его безошибочности и качества. Отработка проводится по отдельной программе испытаний, разрабатываемой подразделением-разработчиком ПМО. Необходимость отработки ПМО определяется разработчиком аппаратуры и подразделением-разработчиком ПМО. Кроме того, предусмотрен контроль параметров через каждые 500 ч с целью оценки ухода характеристик аппаратуры с течением времени.

3. На четвертой процедуре предусмотрен периодический контроль (не реже чем каждые 100 ч) параметров с той же целью.

Проблема отсутствия в нормативных документах методик ускоренных ресурсных испытаний аппаратуры с длительными САС освещалась в [1]. В отраслевых НД объем дополнительных ресурсных испытаний для аппаратуры с длительным САС не регламентирован. Подходы к проведению второго этапа ФРИ в АО «Российские космические системы» формировались на протяжении 2000–2010 гг. Длительность ФРИ второго этапа определяется исходя из требований к ресурсу аппаратуры и рассчитывается в зависимости от коэффициента класса аппаратуры следующим образом:

$$T_{\text{ФРИ-2}} = K \cdot \left(\frac{A}{8760} - 5 \right), \quad (1)$$

где $T_{\text{ФРИ-2}}$ — длительность ФРИ второго этапа, ч; A — ресурс аппаратуры, ч; K — коэффициент, зависящий от функционального класса аппаратуры, определяемый по табл. 1.

Если ФРИ проводятся на уровне системы, содержащей в своем составе СЧ разных функциональных классов, коэффициент K выбирается максимальным по всем СЧ. Значения коэффициента K уточнялись по мере роста сроков активного существования космических аппаратов и набора статистики их штатной эксплуатации.

Общая длительность второго этапа ФРИ распределяется по трем процедурам, аналогичным первой, второй и четвертой процедурам, первого

Таблица 1. Значения коэффициента K для различных функциональных классов аппаратуры

Функциональный класс аппаратуры	Значение коэффициента (K) функционального класса аппаратуры, ч
Низкочастотная аппаратура, цифровые приборы и приемная аппаратура	120
Бортовые ЭВМ, МШУ и передатчики до 50 Вт	300
Передатчики мощностью свыше 50 Вт	600

этапа. Проводится термоциклирование, воздействие пониженной температуры и длительное воздействие повышенной температуры. Третья процедура дополнительно не проводится. Распределение продолжительности второго этапа по процедурам производится в соответствии с указанием табл. 2.

Таблица 2. Распределение времени между процедурами второго этапа ФРИ

№ процедуры	Время испытаний, ч
1 (Термоциклирование)	$T_{\text{ФРИ-2}} \cdot 0,64$
2 (Воздействие пониженной температуры)	$T_{\text{ФРИ-2}} \cdot 0,07$
4 (Длительное воздействие повышенной температуры)	$T_{\text{ФРИ-2}} \cdot 0,29$

Следует отметить, что значение коэффициента K и распределение времени между процедурами специфично для каждого предприятия и определяется особенностями аппаратуры и распределением по видам отказов, возникающих при ее эксплуатации. Тем не менее можно использовать указанные значения как начальную точку, уточняя их по мере набора статистических данных, используя корреляцию между отказами при ресурсных испытаниях и эксплуатации.

Для аппаратуры, длительность термоцикла которой отличается от 16 ч, количество термоциклов $N_{\text{доп}}$ на первой процедуре определяется как

$$N_{\text{доп}} = T_{\text{ФРИ-2}} \cdot 0,64/16. \quad (2)$$

Продолжительность первой процедуры в этом случае определяется как суммарная

продолжительность $N_{\text{доп}}$ циклов с учетом конкретных времен выдержки аппаратуры и времени измерения параметров.

Второй этап ФРИ проводится по завершению первого этапа. Допускается всю продолжительность ФРИ проводить в один этап с суммарным временем. В этом случае необходимо к длительностям процедур первого этапа добавить длительности процедур второго этапа.

Порядок проведения ФРИ аппаратуры с ресурсом от 10 до 15 лет в настоящий момент не установлен ввиду отсутствия статистических данных о результатах летной эксплуатации. До настоящего времени ни одна аппаратура разработки АО «Российские космические системы», эксплуатируемая серийно или с количеством КА более 3, с САС свыше 12 лет, не наработала в орбитальном полете требуемый ресурс.

Несмотря на это, уже просматриваются основные особенности ФРИ для аппаратуры с САС свыше 10 лет. Проведение дополнительных термоциклов целесообразно только для аппаратуры с высоким тепловыделением, работающей в сеансном режиме, ввиду того, что остальная аппаратура при эксплуатации испытывает температурные колебания в очень ограниченном диапазоне температур, а проводимое при ФРИ для 10 лет ресурса количество термоциклов позволяет обеспечить отсутствие конструктивных дефектов, связанных с монтажом. Для негерметичных приборов, расположенных вне герметичных отсеков, нецелесообразно дополнительное проведение второй процедуры.

Особенности ресурсных испытаний унифицированной аппаратуры

Важность эффективной наземной экспериментальной отработки применительно к унифицированной бортовой аппаратуре возрастает кратно, так как каждый невыявленный дефект будет проявляться на существенно большем количестве космических аппаратов.

Одним из ключевых преимуществ использования унифицированной бортовой аппаратуры является возможность сократить продолжительность НЭО за счет использования модулей, ранее под-

твердивших свои характеристики в части сохраняемости и ресурса. Испытания на сохраняемость и ресурс — это самые продолжительные испытания и отказ от них при испытаниях аппаратуры, собранной из унифицированных модулей, позволяет сократить продолжительность НЭО систем более чем вдвое.

Недостатком такого подхода является отсутствие возможности экспериментально подтвердить ресурсные характеристики каждого стыка между составными частями аппаратуры ввиду того, что ресурсные испытания модули проходят по отдельности. Ресурсные испытания унифицированных модулей нужно проводить так, чтобы иметь возможность подтвердить ресурс любой системы, собранной на их основе.

Поэтому при испытаниях унифицированных модулей нужно планировать максимально полный контроль параметров, уход которых способен привести к неработоспособности стыка модуля с другими СЧ. Также целесообразно обеспечить возможность контроля параметров, не предусмотренных техническими условиями, измерение которых невозможно по штатным интерфейсам модуля. В совокупности с учащенным контролем параметров на 3 и 4 процедурах ФРИ появляется возможность выявлять уход параметров с течением времени и, как следствие, прогнозировать и выявлять дефекты, связанные с уходом параметров электрических цепей и отдельных ЭРИ.

Также особую важность получает указанное в предыдущем разделе предложение об отработке ПМО при третьей процедуре ресурсных испытаний. Разработчик ПМО получает возможность получить большой охват сочетаний входных сигналов, условий и состояний аппаратуры за счет продолжительного (3500 ч) времени отработки ПМО на реальной аппаратуре. Поэтому при разработке контрольно-проверочной аппаратуры для унифицированной аппаратуры необходимо предусматривать возможность отработки ПМО в автоматическом режиме. Учитывая, что бортовая аппаратура чаще всего имеет возможность перепрошивки ПМО при летных испытаниях и штатной эксплуатации, такой подход позволит выявить и устранить ошибки в ПМО до проявления их при штатной эксплуатации.

Заключение

В статье рассмотрены ключевые изменения в методике форсированных ресурсных испытаний, применяемой АО «Российские космические системы», внесенные за последние 10 лет.

Описана методика проведения форсированных ресурсных испытаний для аппаратуры с САС от трех до десяти лет.

Принятый в 2018 г. отказ от выдержки при рабочих температурах на термоциклах без контроля параметров только для первого этапа ФРИ обеспечивает сокращение продолжительности термоциклирования от 34 % (снижение на 248 ч) для приборов с массой менее 2 кг до 42 % (снижение на 744 ч) для систем с массой более 50 кг.

Описана практика экспериментальной оценки времени температурной выдержки аппаратуры, которая применяется при испытаниях особо массивных систем, что позволяет получить дополнительное сокращение первой процедуры ФРИ на 22–44 % (312–624 ч для первого этапа, 536–976 ч для второго этапа).

Учитывая количество аппаратуры, каждый год проходящей ФРИ, такой подход помог сэкономить предприятию миллионы рублей. Помимо прямого экономического эффекта, сокращение сроков НЭО позволяет экономить ценное время ОКР и избежать срыва сроков поставки аппаратуры без ухудшения качества НЭО.

Обозначена необходимость максимально полного контроля параметров, уход которых может приводить к неработоспособности, при ФРИ модулей. Предложено предусматривать возможность контроля параметров модулей, не предусмотренных техническими условиями, измерение которых невозможно по штатным интерфейсам модуля. В совокупности с учащенным контролем параметров на 3 и 4 процедурах ФРИ это позволит выявлять уход параметров с течением времени и, как следствие, прогнозировать и выявлять дефекты, связанные с уходом параметров электрических цепей и отдельных ЭРИ.

Отработка ПМО унифицированных модулей имеет большую важность, поэтому предложено для нее использовать третью процедуру ФРИ. В этом случае разработчик ПМО получает возможность получить большой охват сочетаний входных сигналов, условий и состояний аппаратуры за счет продолжительного (3500 ч) времени отработки ПМО на реальной аппаратуре. Для этого при разработке контрольно-проверочной аппаратуры необходимо предусматривать возможность отработки ПМО в автоматическом режиме. Учитывая, что бортовая аппаратура все чаще имеет возможность перепрошивки ПМО при летных испытаниях и штатной эксплуатации, такой подход позволит выявить ошибки в ПМО и устранить их даже на аппаратуре, уже выведенной на орбиту.

Список литературы

1. *Лешин В. Ф., Колобов А. Ю., Петров Ю. А.* Проблемные вопросы прогнозирования и подтверждения надежности космических аппаратов длительного функционирования // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э.Баумана. Электрон. журн. 2015. № 06. С. 31–41.
2. *Быков А. П.* Методика, алгоритм и средства испытаний радиоэлектронных устройств космических аппаратов. Дисс. ... канд. техн. наук. 05.12.04. Самара, 2021. 168 с.
3. ГОСТ Р 56516-2015. Порядок и правила обеспечения контроля надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования. М.: Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии, 2015, 27 с.
4. *Монахов Д. О., Головин Ю. М.* Ускоренные ресурсные испытания бортового фурье-спектрометра ИКФС-2 // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2010. Т. 7. № 4. С. 240–248.

Дата поступления рукописи
в редакцию 24.10.2023

Дата принятия рукописи
в печать 09.01.2023