

# КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ СИСТЕМ

---

УДК 681.518.5

## АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС ТЕХНИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ СИСТЕМ ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Оглоблин Д.В.<sup>1\*</sup>, Горелов А.Д.<sup>1\*\*</sup>, Ворошилин А.П.<sup>2\*\*\*</sup>, Зуева К.С.<sup>3\*\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина,  
ул. Ленинградская, 24, Химки, Московская область, 141400, Россия

<sup>2</sup> Континенталь — Московский филиал,  
Давыдовская ул., 12, Москва, 121352, Россия

<sup>3</sup> Мобильные Теле Системы,  
Земледельческий пер., 15, Москва, 119121, Россия

\* e-mail: [aidenru7@gmail.com](mailto:aidenru7@gmail.com)

\*\* e-mail: [adge@hotmail.ru](mailto:adge@hotmail.ru)

\*\*\* e-mail: [voroshilin9@gmail.com](mailto:voroshilin9@gmail.com)

\*\*\*\* e-mail: [enotii@mail.ru](mailto:enotii@mail.ru)

---

Рассматривается модернизация автоматизированного комплекса для электрических испытаний с целью ускорения экспериментов без потери качества получаемых результатов. Предложенная модернизация позволяет эффективнее осуществлять электрические испытания космических аппаратов и их систем. Проведенные работы показали высокую результативность и универсальность такого подхода к испытаниям.

*Ключевые слова:* испытания спутников, система электроснабжения спутников, контроль сопротивления изоляции, надежность спутниковых систем, электрические спутниковые системы.

---

### Введение

В настоящее время одной из актуальных задач является сокращение сроков подготовки к запуску летательных аппаратов за счёт внедрения новых методик, оборудования и моделирование различных видов испытаний на основе вычислительных экспериментов [1, 2, 18, 21].

Одним из наиболее дорогостоящих видов летательных аппаратов являются космические аппара-

ты для выполнения различных миссий и задач как в околоземном пространстве, так и в межпланетных перелётах. Основной системой космических аппаратов (КА) является система энергоснабжения [2, 3, 15], к ней предъявляются жёсткие требования по устойчивости к внешним воздействиям и сохранению работоспособности в нештатных ситуациях, так как выход её из строя влечёт за собой потерю космического летательного аппарата [3, 6]. Подго-

товка и проверка системы электроснабжения занимают большую часть программы испытаний и выполняются по весьма трудоёмким методикам [12, 16, 22].

Одним из наиболее интересных объектов для оптимизации комплекса испытаний являются спутники для астрономических наблюдений, так как они представляют собой совокупность большого количества сложных технических устройств различного назначения и систем управления [5, 12]. Такие КА требуют особого подхода к обеспечению качества проверок различных электрических систем, а также комплексов управления и контроля [10, 23].

Во время выполнения миссии важно бесперебойное обеспечение электропитанием бортовой служебной и научной аппаратуры для своевременного получения данных [9, 11]. Поэтому задача быстрого и качественного проведения электрических испытаний подобных космических аппаратов является первостепенной [5, 17].

Из основных систем, подвергающихся комплексной электрической проверке, можно выделить следующие:

- бортовой радиокомплекс;
- телеметрическая система;
- бортовой комплекс управления;
- двигательная установка;
- система ориентации солнечной батареи;
- система управления остронаправленной антенной;
- система обеспечения теплового режима;
- антенно-фидерная система;
- система электроснабжения;
- система контроля электризации [12].

Эти системы, помимо научной аппаратуры, составляют основу практически любого космического аппарата [14, 19]. В связи с большим количеством систем, подвергаемых электрическим проверкам, актуальным является вопрос сокращения времени проведения электрических испытаний с сохранением их качества (гарантированный уровень надежности систем) [4, 8].

Исходя из модели системы, необходимо определить уровень надежности и количество проводимых испытаний [5, 20]. Эту проблему можно решить с помощью оптимизации количества и функциональных характеристик устройств измерений, а также использования автоматизированных измерительных комплексов (АИК) для обработки большого числа параметров (с учётом специфики электрических испытаний). Такое решение позволяет оптимизировать процесс проведения проверок, сократить при этом количество используемой измери-

тельной аппаратуры и затраты на реализацию программы испытаний.

### Устройство и принцип работы АИК проведения электрических испытаний

Используемый в НПО им. С.А. Лавочкина АИК для проведения электрических испытаний построен по модульному принципу, что позволяет быстро внедрять новые или доработанные блоки контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) и различные подсистемы [7, 14].

Данный АИК предназначен для выполнения следующих функций:

- подготовка к процессу испытаний;
- управление процессом проведения испытаний;
- синхронизация работы КПА систем с бортовыми процессами;
- обработка информации, принимаемой из бортовых систем и из КПА;
- оперативная оценка протоколов испытаний и автоматическая выработка заданных реакций в соответствии с циклограммой сеанса или в случае возникновения нештатных ситуаций;
- вывод в реальном времени на средства отображения рабочего места главного оператора испытаний и оперативного протокола испытаний;
- вывод в реальном времени информации оперативного и общего протоколов испытаний в заданном виде на рабочие места оператора, закреплённые за специалистами по системам, для оперативной оценки информации [14].

Связующим звеном всего АИК является подсистема связи с объектом. Подсистема обеспечивает обработку информации, принимаемой из бортовых систем и из КПА; приём управляющих массивов из Центральной ЭВМ АИК и их отработку, а также выдачу команд и воздействий на объект контроля по проводным каналам связи.

Общая принципиальная схема АИК для проведения электрических испытаний показана на рис. 1.

Недостатком такой компоновки является высокая загруженность дополнительными системами, такими как:

- подсистема контроля напряжения;
- подсистема контроля тока;
- подсистема контроля сопротивления изоляции.

Модернизированный вариант АИК позволяет объединить перечисленные системы в одну подсистему монитора шин питания и за счет этого централизованно выводить данные испытаний на центральную ЭВМ, что сокращает количество допол-

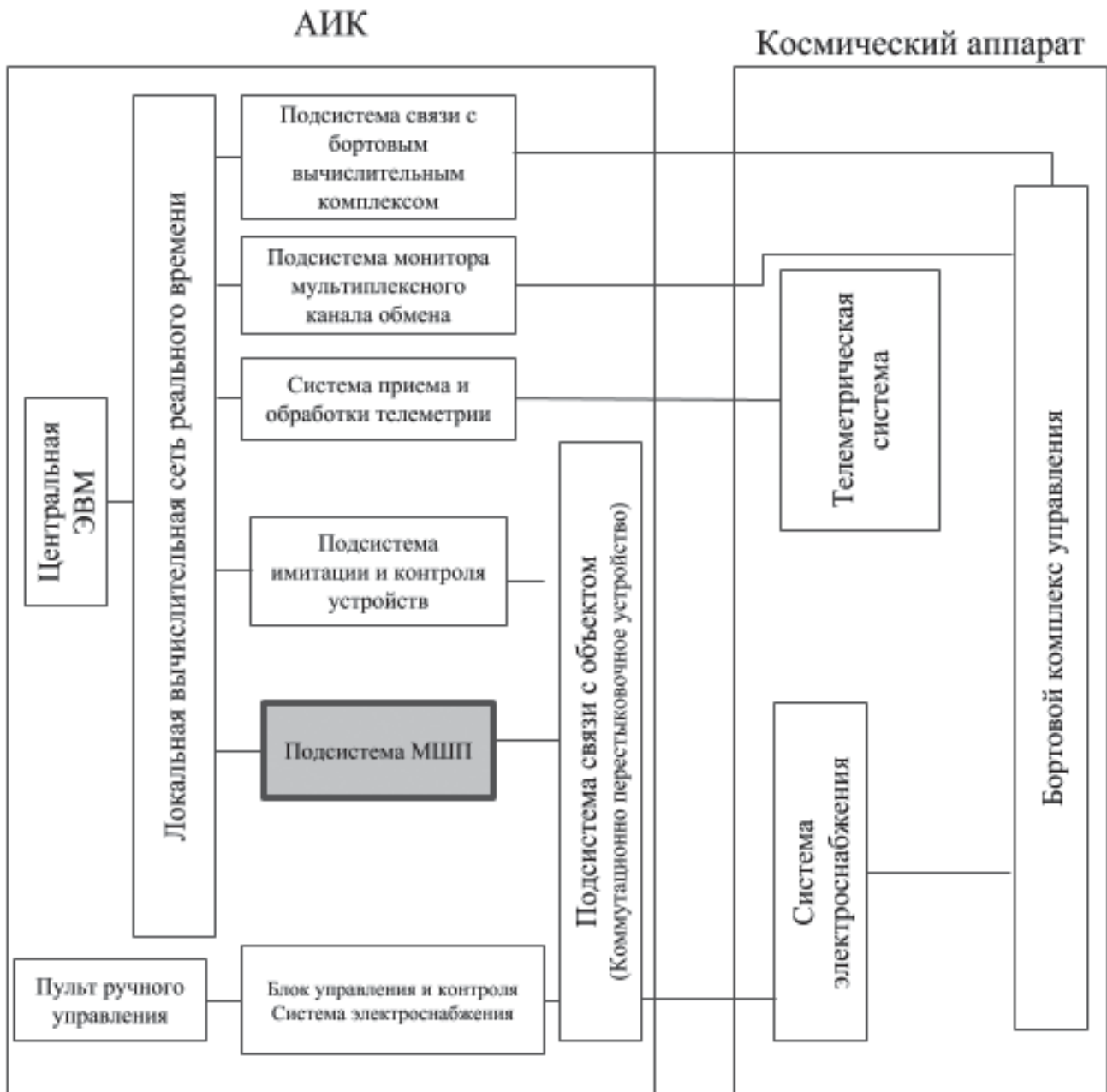


Рис. 1. Структурная схема АИК для проведения электрических испытаний

нительных рабочих мест и упрощает работу оператора.

Итоговый вариант компоновки имеет оптимизированную структуру построения. На рис. 2 показана общая принципиальная схема модернизированного АИК.

АИК состоит из различного рода КПА, которая обеспечивает проведение комплексных электрических испытаний для решения следующих дополнительных задач:

- выдача команд и управляющих массивов, выстроенных в циклограмму;
- контроль получения и целостности выданной информации, контроль состояния приборов, кон-

троль, остановка и аварийное завершение циклограммы;

- контроль целостности схемы электрических испытаний, контроль сопротивления изоляции кабелей;
- контроль наземных и бортовых шин питания, имитация режимов работы системы электроснабжения;
- контроль автоматизированно измеряемых параметров и их отображение на рабочих местах операторов;
- приём и обработка телеметрической информации;
- протоколирование действий оператора.

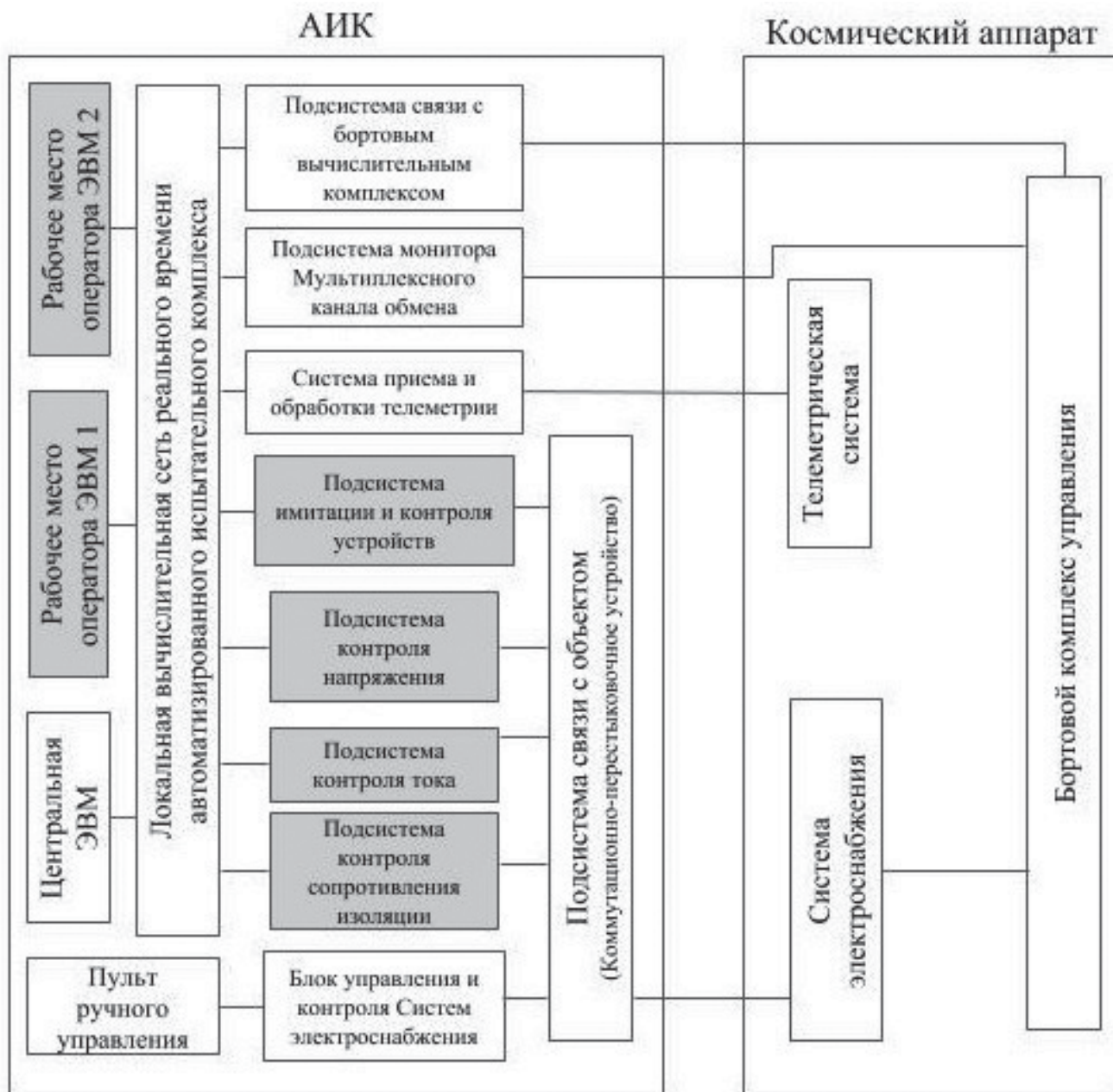


Рис. 2. Структурная схема модернизированного АИК для проведения электрических испытаний

Отличием и главной особенностью такой схемы построения является оптимизированная компоновка. Использована одна локальная вычислительная сеть, а не две — как в исходной схеме построения. Монитор шин питания (МШП) имеет возможность управления как с центральной ЭВМ, так и непосредственно с рабочего места оператора, что облегчает поиск неисправностей. При необходимости данную подсистему можно использовать отдельно.

Архив всех результатов сеансов испытаний хранится в единой базе данных, к которой обеспечивается круглосуточный авторизованный доступ.

### Устройство и принцип работы подсистемы МШП

Подсистема МШП обеспечивает осциллографирование (регистрацию, протоколирование и отображение на экране монитора в виде графиков с привязкой к сеансному времени) состояния от одного до шести аналоговых параметров систем, представленных напряжениями или токами, с последующим послесеансным просмотром и обработкой протоколов.

Подсистема МШП осуществляет контроль осциллографируемых параметров и выдает сообщения о выходе параметров за границы допуска. Имеется



возможность переопределять динамические установки допусков токов и напряжений в процессе испытаний в зависимости от требований к потреблению на конкретных участках сеанса работы (в соответствии с программой и методикой испытаний). Испытания могут быть одно- или многоступенчатыми в зависимости от допустимого времени выхода контролируемого параметра за заданные границы.

В состав подсистемы МШП входят:

- рабочая станция;
- блок согласования;
- блок измерений.

Блок измерений подключается к контролируемым источникам сигналов, а блок согласования — к рабочей станции монитора шин питания.

Подсистема монитора шин питания имеет возможность работать как под управлением центральной ЭВМ, так и в автономном режиме. В процессе осциллографирования подсистема обеспечивает:

- измерение и запись на внешний накопитель не более шести параметров значений токов и напряжений с периодом не более 0.5 мс каждый;
- отображение осциллограмм токов и напряжений на экране в реальном времени и в заданном масштабе;
- контроль допусков и отклонения измеряемых значений;
- выдачу сообщений в центральную ЭВМ по запросу минимального и максимального значения каждого параметра.

МШП осуществляет контроль гальванической развязки положительной и отрицательной шин космического аппарата с корпусом изделия в автоматическом режиме.

Структурная схема подключения подсистемы МШП приведена на рис. 3. Соединители «ХК» используются для подключения цепей регистриру-

емых аналоговых параметров, а соединители «ХС1А» и «ХС1В» — для контроля потенциала корпуса космического аппарата и автоматизированного испытательного комплекса. Все измерительные каналы гальванически развязаны от напряжения бортового и наземного источников питания и между собой.

МШП имеет четыре аналоговых, два цифровых канала и один канал для измерения сопротивления изоляции. Границы каналов представлены в таблице. Такое решение позволяет измерять все необходимые параметры в процессе проведения испытаний.

Уникальность данной подсистемы состоит в том, что система измерения, помимо напряжения и тока, способна измерять сопротивление изоляции, когда космический аппарат находится под напряжением. Подсистема совмещает в себе несколько



Рис. 3. Структурная схема подключения МШП

**Технические характеристики МШП**

Идентификатор	Граница АЦП		Граница сигнала		Единица измерения
	Нижняя	Верхняя	Нижняя	Верхняя	
U 1	-245.57	245.43	0	50	В
U 2	-60.25	61.47	0	60	В
U 3	-61.34	61.50	0	60	В
U 4	-61.00	61.68	0	60	В
ИСИ 1	0	3.29	0	3.29	В
ИСИ 2	0	3.29	0	3.29	В
I 1	-243.57	245.43	0	50	А

устройств и таким образом позволяет упростить компоновку стенда и отказаться от использования как минимум трех приборов для измерения напряжения и одного прибора для измерения сопротивления изоляции в ручном режиме.

Электрические системы космического аппарата являются высоконадежными элементами, и при проведении испытаний обычно в подсистемах управления и электроснабжения отказов не наблюдается. Измеряемые значения тока, напряжения, сопротивления обычно лежат в границах измерений верхнего интервала, равного единице, и нижней границе, являющейся расчетной. Учитывая это, характеристики надежности можно вывести расчетным методом, используя формулу

$$H_n = P(A_1) = \sqrt[n]{1 - \gamma}, \quad (1)$$

где  $H_n$  — нижняя граница надежности;  $P(A_1)$  — вероятность события;  $\gamma$  — доверительная вероятность.

Этой формулой можно пользоваться для приближенной оценки нижней доверительной границы высоконадежных элементов.

Для оценки объемов испытаний была построена модель надежности. В качестве примера можно привести определение отказа срабатывания электрической системы двигательной установки, которая является одним из элементов системы электроснабжения. Доверительная вероятность  $\gamma = 0,95$  при проведении 100 экспериментов. В таком случае верхняя граница останется равной 1, а нижняя граница интервала будет получена расчетным способом:

$$H_n = P(A_1) = \sqrt[100]{1 - 0,95} = 0,97. \quad (2)$$

Формулу (2) можно применять для решения обратных задач, когда необходимо рассчитать надежность при определенном количестве экспериментов [5, 13]. Чтобы определить необходимое количество экспериментов при заданной доверительной вероятности, используют формулу:

$$n = \frac{\lg(1 - \gamma)}{\lg(H_n)}, \quad (3)$$

где  $n$  — количество необходимых экспериментов.

Подставив значения доверительной вероятности и нижней доверительной границы интервала, получим:

$$n = \frac{\lg(1 - 0,95)}{\lg(0,97)}. \quad (4)$$

Количество экспериментов в таком случае будет равным 98. Необходимо обратить внимание, что чем выше нижняя доверительная граница надежности, тем большее количество элементов надо провести для ее подтверждения [4, 5]. Учитывая модернизацию, время проведения каждого эксперимента также сократится.

При проведении замеров большее значение имеет относительное значение погрешности. В данной подсистеме АЦП имеет 16 бит на канал, погрешность измеряется в процентном соотношении и равна 0,01%.

### Программное обеспечение и контроль параметров

МШП, кроме работы с места оператора, может быть подключен к локальной вычислительной сети по каналу, работающему в стандарте FastEthernet. Это позволяет организовать оперативную передачу данных с целевой и научной аппаратуры.

Для удобства работы операторов было разработано программное обеспечение (ПО) в операционной системе Linux в среде разработки QT. Приложение имеет многоуровневую архитектуру.

В ПО при послесессанном просмотре и обработке протоколов обеспечена возможность:

- вывода на экран монитора от одного до пяти графиков протокола с единым временем и возможностью переключения между параметрами в процессе испытаний;
- просмотра графиков в сторону начала или конца записи;
- изменения масштаба времени при просмотре графиков;
- изменения масштаба параметра (ось ординат);
- получения цифрового значения параметра в любой временной точке графика;
- получения твердой копии графика;
- записи в файл выбранных частей протокола.

После запуска программы МШП на экране появляется окно, в котором происходит отображение показаний АЦП в виде графиков, перемещающихся горизонтально справа налево, причем каждому графику соответствует одна полоса отображения. Полосы отделены друг от друга белыми линиями. При запуске на дисплей выводятся результаты измерений 1-4 каналов АЦП, а также каналов измерения сопротивления изоляции (ИСИ1 и ИСИ2). При желании можно отключить неиспользуемые каналы.

В заголовке окна (рис. 4 — обозначение «1») выводится информация о текущей версии программы, режиме работы МШП и измерение сопротив-

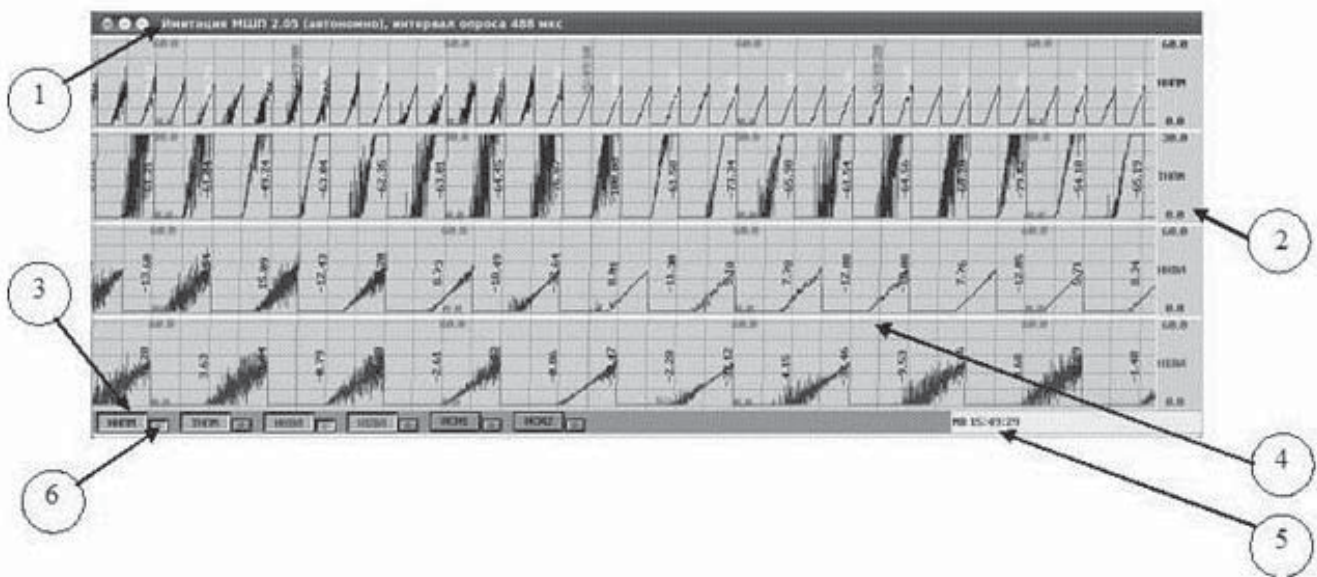


Рис. 4. Графический интерфейс программы МШП

ления изоляции, а также текущее значение периода опроса.

В правой части экрана имеется вертикальная панель с обозначениями каналов АЦП. В нижней части экрана слева расположен ряд кнопок (рис. 4 — обозначение «3»), соответствующий отображаемым каналам. Порядок расположения кнопок соответствует порядку расположения графиков основной рабочей области окна.

В момент отключения канала вывод на экран соответствующего графика сразу прекращается, однако полоса, отведенная для его отображения, исчезает лишь через две секунды, после чего происходит изменение масштаба оставшихся полос, а также их количества. Если в течение двух секунд происходит включение отображения другого канала, то новый график отображается на той же полосе.

Одновременно на экране может отображаться от одного до шести графиков — в зависимости от выбранных каналов АЦП. При этом область отображения графиков разделяется на  $N$  частей, где  $N$  — число отображаемых каналов в текущий момент времени. Отображаемые графики имеют справа область (рис. 4 — обозначение «2»), где располагается идентификатор, соответствующий номеру канала, а также минимальная и максимальная границы, в пределах которых производятся измерения.

Каждые десять секунд в области отображения графиков появляется вертикальная полоса малинового цвета (рис. 4 — обозначение «4»), рядом с которой выводится текущее время, а также (с пятисекундным сдвигом) значения верхней и нижней границы отображения каждого канала.

Значения всех отображаемых в данный момент каналов фиксируются каждые 2 с. Контроль сопро-

тивления изоляции осуществляется в автоматическом режиме. Если на одной из шин питания возникает утечка тока, на график выводится значение соответствующего сопротивления изоляции в кОм либо маркер «КЗ» (при условии, что утечка тока менее 1 кОм).

Программная часть подсистемы монитора шин питания является удобной для оператора и позволяет выводить графики на различные рабочие места, помимо центральной ЭВМ, что важно в процессе поиска неисправностей. Такую функцию удастся реализовать благодаря локальной вычислительной сети.

## Выводы

Использование модели расчета надежности позволило оценить количество необходимых проверок, а предложенная система сократила время проведения электрических испытаний на 30%.

Внедрение комплекса повысило точность измерений до 0,01 % параметров для напряжения, тока и сопротивления.

Указанный комплекс позволяет определять параметры напряжений, токов утечки и вид сигнала в конкретный момент времени. Это позволяет локализовать и устранить проблему с энергоснабжением в процессе испытаний.

ПО комплекса имеет гибкий настраиваемый интерфейс, что позволяет быстро реагировать на изменения и нештатные ситуации.

Предложенный комплекс может быть использован для проведения испытаний космических летательных аппаратов, и в первую очередь телекоммуникационных спутников различного назначения на базе платформы «Навигатор». В качестве приме-



ров изделий, использующих данную платформу, можно назвать КА семейства Арктика, Электро, Спектр [8, 12, 20].

### Библиографический список

1. Рожков В.Н. Контроль качества при производстве летательных аппаратов: Учеб. пособие. — М.: Машиностроение, 2007. — 416 с.
2. Ересько И.А., Курочкин Д.А., Оглоблина Я.А., Северцев С.А., Трефилов М.А. Ускоренные испытания изделий летательных аппаратов на герметичность // Сб. статей международной научно-технической конференции «Фундаментальные проблемы системной безопасности». М.: Изд-во МАИ, 2014. С. 186-193.
3. Петровичев М.А., Гуртов А.С. Система энергоснабжения бортового комплекса космических аппаратов: Учеб. пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2007. — 87 с.
4. Александровская Л.Н., Кириллин А.В. Системный подход в обеспечении качества испытаний авиакосмической техники. — М.: Изд-во МАИ, 2017. — 160 с.
5. Александровская Л.Н., Круглов В.И. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем. — М.: Логос, 2003. — 735 с.
6. Грузков С.А., Останин С.Ю., Сугробов А.М., Токарев А.Б. Электрооборудование летательных аппаратов: Учебник для вузов. — М.: Изд-во МЭИ, 2005. Т. 1. — 568 с.
7. Ватажин А.Б., Голенцов Д.А., Лихтер В.А. Электростатическая диагностика состояния элементов летательного аппарата и двигательных и энергетических устройств: теория, система диагностики, лабораторные и стендовые испытания // Теоретическая и прикладная газовая динамика: Сб. статей, посвящённых 80-летию ЦИАМ / Под ред. С.Ю. Крашенинникова. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. Т. 2. С. 261-290.
8. Жуков П.А., Марченко М.В., Кириллов В.Ю. Влияние переходного сопротивления на эффективность экранирования бортовой кабельной сети летательных атмосферных и космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. №3. С. 121-126.
9. Герман-Галкин С.Г., Загашвили Ю.В. Энергосберегающие стенды для комплексных испытаний электроприводов // Мехатроника. Автоматизация. Управление. 2014. № 2. С. 39-44.
10. Белова В.В., Филлин В.М. Количественная оценка показателя надёжности системы обеспечения теплового режима космического аппарата при электрических испытаниях // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 3. С. 50-56.
11. Архангельский Р.Н., Зайко Ю.К. Организация испытаний интегрированного бортового комплекса управления космического аппарата // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2009. № 2. С. 34-40.
12. Кириллов В.Ю., Марченко М.В., Томилин М.М. Стендовые испытания элементов и устройств космических аппаратов на воздействие электростатических разрядов // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 170-175.
13. Лусин С.К. Оценка достоверности результатов послеоперационного контроля качества промышленных изделий // Измерительная техника. 2007. № 1. С. 18-21.
14. Мозговой Ю.В. Концепции создания аппаратуры и программного обеспечения блока управления электроустройствами автоматических автономных долгоживущих космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 2. С. 98-111.
15. Лахов В.М., Кривов А.С., Шевцов В.И. Состояние и перспективы развития измерений электрических величин // Измерительная техника. 2007. № 2. С. 35-39.
16. Лабковская Р.Я. Метрология и электрорадиоизмерения: Учеб. пособие. — СПб.: НИУ ИТМО, 2013. — 140 с.
17. Bester J.E., Mabwe A.M., Hajjaji A.E. A virtual electrical test bench for more electrical aircraft architecture verification and energy management development // 17th European Conference Power Electronics and Applications (EPE'15 ECCE-Europe). 2015, 10 p. DOI: 10.1109/IECON.2016.7793657
18. Hejny M., Nemeč V., and Novak M. Current stage of ndt methods application in aircraft maintenance in the czech republic // 9th International Scientific Conference «New Trends in Aviation Development», Presov, SVK, 2010. DOI: 10.14311/MAD.2017.04.03
19. Алифанов О.М., Медведев А.А., Соколов В.П. Подходы к созданию и направления применения малых космических аппаратов в космической деятельности // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28039>
20. Романенко И.В. Улучшение методики испытаний механических систем космических аппаратов // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56899>
21. Swinerd G., Stark J. Spacecraft systems engineering. Graham — 4th ed. 2011.— 691 p.
22. Stephen M.H., Sigrid C.A. Equatorial Atmospheric and Ionospheric modeling at Kwajalein Missile Range // Lincoln Laboratory Manual. 2000. № 12(1), pp. 45-64.
23. Pearlman M.R., Degnan J.J., and Bosworth J.M. The International Laser Ranging Service // Advances in Space Research. 2002. Vol. 30. No. 2, pp. 135-143. DOI: 10.1016/S0273-1177(02)00277-6



## AUTOMATED TESTING SYSTEM FOR TECHNICAL DIAGNOSTICS OF SPACECRAFT POWER SUPPLY SYSTEMS

Ogloblin D.V.<sup>1\*</sup>, Gorelov A.D.<sup>1\*\*</sup>, Voroshilin A.P.<sup>2\*\*\*</sup>, Zueva K.S.<sup>3\*\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Lavochkin Research and Production Association,  
24, Leningradskaya str., Khimki, Moscow region, 141400, Russia

<sup>2</sup> Continental - Moscow branch,  
12, Davydkovskaya str., Moscow, 121352, Russia

<sup>3</sup> Mobile TeleSystems,  
15, Zemledel'cheskii per., Moscow, 119121, Russia

\* e-mail: aidenru7@gmail.com

\*\* e-mail: adge@hotmail.ru

\*\*\* e-mail: voroshilin9@gmail.com

\*\*\*\* e-mail: enotii@mail.ru

### Abstract

One of the urgent tasks at present consists in time reduction of flying vehicle launch preparation through introduction of new technologies, equipment and various kinds of tests based on computational experiments.

One of the most expensive types of aircraft is a spacecraft for various missions and tasks in the near-earth space and interplanetary flights. The main system of a spacecraft is the power supply system. Stringent requirements on external impact stability, and operability maintenance in emergency situations, since its failure results in the spacecraft loss. The power supply system preparation and testing is a major part of the testing program and it is performed employing rather labor-intensive methods.

One of the most interesting objects for the test complex optimization are the spacecraft for astronomical observations, as they present a set of a large number of complex technical devices for various purposes and control systems. Such aircraft requires a special approach to ensuring the quality of various electrical systems tests, as well as control and monitoring systems.

It is important to ensure uninterrupted power supply of the onboard service and scientific equipment for the timely data obtaining during the mission. Thus, the task of rapid and high-quality electrical tests performing of such spacecraft is of paramount importance.

The following core systems are being subjected to comprehensive electrical testing: the onboard radio telemetry system, onboard control system, propulsion system, the solar panels orientation system, power system, electrification control system.

Besides scientific equipment, these systems form the basis of almost any spacecraft. Due to the large number of systems subjected to electrical checks, the issue of the electrical tests time reduction, while preserving their quality (guaranteed reliability level of the systems) is relevant. It is necessary to determine the level of

reliability and the number of tests based on the system model.

This above said problem can be solved by optimizing the measurement devices' number and functional characteristics, as well as application of automated measurement systems (AIC) for processing a large number of parameters (with account for specifics of electrical tests). This solution allows optimize the testing process, while reducing herewith the number of employed measuring equipment and the test program cost.

The upgraded AIC version allows combine system data into one subsystem of the power bus monitor. It also ensures centralized output of the test data to the Central computer, reducing the number of additional jobs, and simplifying the operator's work.

The final layout option has a more optimized build structure. The structural diagram of the modernized automated testing system for electrical testing is presented.

Application of the reliability computation model allowed estimate the number of necessary checks, and the proposed system ensured the electrical tests duration reduction by 30%.

Implementation this complex of has increased the voltage, current and resistance parameters measurements accuracy by 0.01%.

This set allows define the parameters of voltage, as well as the leakage current and the signal occurrence at a specified time instant. This allows localize and fix the problem with the power supply during the test.

The software has a flexible customizable interface that allows quickly respond to changes and emergencies.

The proposed complex can be employed for spacecraft testing and, first of all, telecommunication satellites for various purposes based on of the "Navigator" platform. As examples of products using this

platform, we can cite the spacecraft of the Arctic family, Electro and Spectrum.

**Keywords:** satellites testing, satellite power supply system, insulation resistance control, satellite systems reliability, satellite electrical systems.

## References

- Rozhkov V.N. *Kontrol' kachestva pri proizvodstve letatel'nykh apparatov* (Quality control in the production of aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 2007, 416 p.
- Eres'ko I.A., Kurochkin D.A., Ogloblina Ya.A., Severtsev S.A., Trefilov M.A. *Materialy Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Fundamental'nye problemy sistemnoi bezopasnosti"*, Moscow, MAI, 2014, pp. 186–193.
- Petrovichev M.A., Gurtov A.S. *Sistema energosnabzheniya bortovogo kompleksa kosmicheskikh apparatov* (Power supply system of the spacecraft onboard complex), Samara, SGAU, 2007, 87 p.
- Aleksandrovskaia L.N., Kirillin A.V. *Sistemnyi podkhod v obespechenii kachestva ispytanii aviakosmicheskoi tekhniki* (Systematic approach to quality ensuring tests of aerospace engineering), Moscow, MAI, 2017, 160 p.
- Aleksandrovskaia L.N., Kruglov V.I. *Teoreticheskie osnovy ispytanii i eksperimental'naya otrabotka slozhnykh tekhnicheskikh sistem* (Theoretical basics of tests and experimental development of complex technical systems), Moscow, Logos, 2003, 735 p.
- Gruzkov S.A., Ostanin S.Yu., Sugrobov A.M., Tokarev A.B. *Elektrooborudovanie letatel'nykh apparatov* (Electrical equipment of aircraft), Moscow, MEI, 2005, vol. 1, 568 p.
- Vatazhin A.B., Golentsov D.A., Likhter V.A. *Teoreticheskaya i prikladnaya gazovaya dinamika. Sbornik statei*, Moscow, TORUS PRESS, 2010, vol. 2, pp. 261–290.
- Zhukov P.A., Marchenko M.V., Kirillov V.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 121–126.
- German-Galkin S.G., Zagashvili Yu.V. *Mekhatronika. Avtomatizatsiya. Upravlenie*, 2014, no. 2, pp. 39–44.
- Belova V.V., Filin V.M. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2013, no. 3, pp. 50–56.
- Arkhangel'skii R.N., Zaiko Yu.K. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2009, no. 2, pp. 34–40.
- Kirillov V.Yu., Marchenko M.V., Tomilin M.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 170–175.
- Lisin S.K. *Izmeritel'naya tekhnika*, 2007, no. 1, pp. 18–21.
- Mozgovoi Yu.V. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2015, no. 2, pp. 98–111.
- Lakhov V.M., Krivov A.S., Shevtsov V.I. *Izmeritel'naya tekhnika*, 2007, no. 2, pp. 35–39.
- Labkovskaya R. Ya. *Metrologiya i elektroradioizmereniya* (Metrology and electroradioelements), St. Petersburg, NIU ITMO, 2013, 140 p.
- Bester J.E., Mabwe A.M., Hajjaji A.E. A virtual electrical test bench for more electrical aircraft architecture verification and energy management development. *17th European Conference Power Electronics and Applications (EPE'15 ECCE-Europe)*, 2015, 10 p. DOI: 10.1109/IECON.2016.7793657
- Hejny M., Nemeč V., and Novak M. Current stage of NDT methods application in aircraft maintenance in the czech republic. *9th International Scientific Conference "New Trends in Aviation Development"*, 2010, Presov, SVK. DOI: 10.14311/MAD.2017.04.03
- Alifanov O.M., Medvedev A.A., Sokolov V.P. *Trudy MAI*, 2011, no. 49, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28039>
- Romanenko I.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 80, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=56899>
- Swinerd G., Stark J. *Spacecraft systems engineering*, Graham, 4th ed., 2011, 691 p.
- Stephen M.H., Sigrid C.A. Equatorial Atmospheric and Ionospheric modeling at Kwajalein Missile Range. *Lincoln Laboratory Manual*, 2000, no. 12(1), pp. 45–64.
- Pearlman M.R., Degnan J.J., and Bosworth J.M. The International Laser Ranging Service. *Advances in Space Research*, 2002, vol. 30, no. 2, pp. 135–143. DOI: 10.1016/S0273-1177(02)00277-6