

КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

УДК 629.7.03

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЁТНЫХ ИСПЫТАНИЙ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С ДВИГАТЕЛЕМ СПД-50 НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТИПА «КАНОПУС-В»

К.В. Киселёв, И.А. Медведков, В.П. Ходненко,
А.В. Хромов, В.А. Шляконов
(ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»)
Л.В. Рыбальченко
(ФГУП ОКБ «Факел»)
М.В. Михайлов
(ОАО «НПЦ «Полюс»)

Описаны результаты лётных испытаний и эксплуатации корректирующей двигательной установки (КДУ) на базе стационарного плазменного двигателя СПД-50 малых космических аппаратов (КА) типа «Канопус-В». Проанализирована особенность запуска двигателя такого типа в условиях космического пространства – запуск по команде на открытие клапанов модуля газораспределения. Это потребовало корректировки алгоритма управления КДУ.

Приведены особенности взаимодействия двигательной установки с системой электроснабжения КА, потребовавшие уточнения циклограммы работы двигательной установки при коррекциях орбиты.

Ключевые слова: малый космический аппарат, корректирующая двигательная установка, стационарный плазменный двигатель, система электроснабжения, лётная эксплуатация.

Целью настоящей статьи является обобщение экспериментальных данных, полученных при испытаниях и эксплуатации корректирующих двигательных установок (КДУ) малых космических аппаратов (КА) «Канопус-В» № 1 и Белорусского КА (БКА).

КДУ малого КА дистанционного зондирования Земли «Канопус-В» предназначена для выдачи импульсов тяги в направлении осей $\pm OX$ и $\pm OY$ КА по командам системы управления. Выдача тяговых усилий в направлении « $\pm Y$ » производится при повороте КА вокруг оси курса на $\pm 90^\circ$, в направлении « $-X$ » – при повороте вокруг оси курса на 180° .

При помощи КДУ могут проводиться следующие виды манёвров:

- начальная коррекция ошибок выведения КА на орбиту;
- формирование орбитальной группировки КА с разведением аппаратов по фазе;
- проведение текущей коррекции для компенсации тормозящего воздействия атмосферы;
- осуществление текущей коррекции, связанной с поддержанием углового расположения КА по аргументу широты.

В состав КДУ входят два стационарных плазменных двигателя СПД-50 с модулями газораспределения МГР-50, блоки хранения и подачи ксенона, а также система питания и управления СПУ-КВ. Двигательная установка создана ОКБ «Факел» (г. Калининград), а система СПУ-КВ – НПЦ «Полюс» (г. Томск). Подробное описание устройства и работы КДУ приведено в [1].

КДУ управляется 22-мя разовыми командами,

которые формируются блоком разовых команд телекомандной системы КА, куда поступают по радиолинии с Земли или из бортовой вычислительной системы (БВС). В СПУ-КВ формируются 10 аналоговых и 6 сигнальных телеметрических параметров КДУ, кроме того, в телекомандную систему поступает информация от датчиков давления в блоке подачи ксенона (БПК) и температурных датчиков КДУ автоматически управляется БВС, для этого разовые команды объединяются в циклограммы управления КДУ. Основные циклограммы управления КДУ приведены в табл. 1. При исполнении циклограмм управления БВС производит анализ телеметрической информации КДУ, и способна самостоятельно выходить из нештатных ситуаций, а также реагировать на так называемые «важные события», формируемые телекомандной системой.

При создании КДУ была проведена всесторонняя наземная отработка как её составных частей, так и установки в целом. При автономных испытаниях КДУ двигатель СПД-50 и модуль МГР-50 отработали весь назначенный ресурс (800 ч и 2000 включений). После сборки блока коррекции, объединяющего двигатели и модули газораспределения с блоком подачи ксенона, проводились огневые включения двигателей. В ходе комплексных испытаний КДУ отработывалось программное обеспечение БВС, обеспечивающее как штатную эксплуатацию КДУ, так и выход из нештатных ситуаций. Кроме того, КДУ прошла термовакuumные испытания в составе КА с имитацией работы, а также испытания всех систем

Основные циклограммы управления КДУ

Номер	Шифр	Назначение циклограммы
49	Д1_1В	Включение двигателя Д1 с использованием 1-й ветви БПК
50	Д1_2В	Включение двигателя Д1 с использованием 2-й ветви БПК
52	Д2_1В	Включение двигателя Д2 с использованием 1-й ветви БПК
53	Д2_2В	Включение двигателя Д2 с использованием 2-й ветви БПК
55	Д1_О	Отключение двигателя Д1
56	Д2_О	Отключение двигателя Д2
59	Д1_ТСТ	Тестовое включение двигателя Д1
60	Д2_ТСТ	Тестовое включение двигателя Д2
61	П_КДУ	Подготовка КДУ к работе

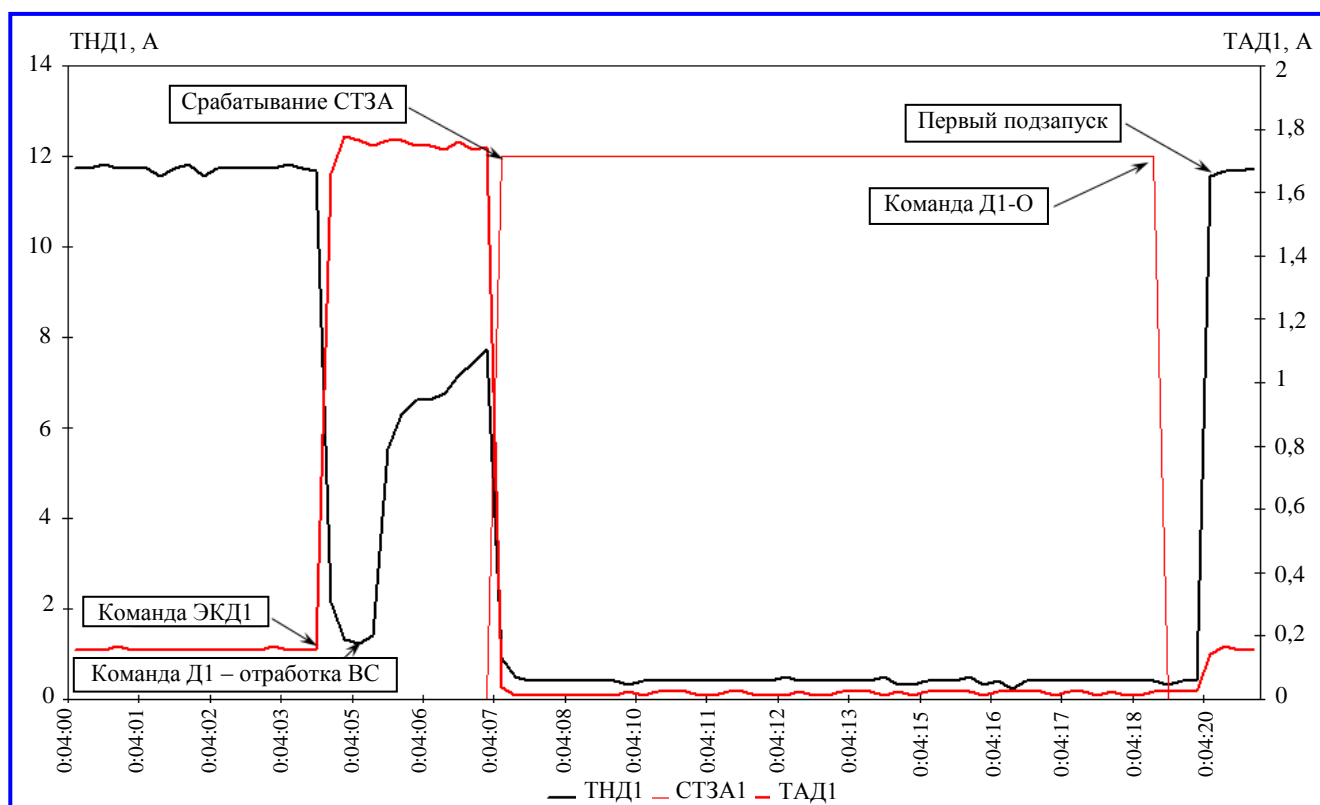


Рис. 1. Запуск СПД-50 по команде ЭКД и отработкой ВС

КА на электромагнитную совместимость.

На техническом комплексе космодрома Байконур были проведены проверка герметичности трубопроводов КДУ, заправка блока хранения ксенона рабочим телом и консервация внутренних полостей КДУ. Также были повторены комплексные испытания КДУ в составе КА, закончившиеся сборкой лётной схемы КДУ.

22 июля 2012 года КА «Канопус-В» № 1 и его аналог БКА были запущены на солнечно-синхронную орбиту высотой 520 км. На первом витке полёта производился анализ телеметрической информации для подтверждения отключённого состояния КДУ, нормального температурного режима

блоков КДУ (от 0 до 40 °С), а также сохранения давления консервации ксенона (0,2 – 0,4 кгс/см²) в полостях КДУ. В дальнейшем аналогичные проверки проводились регулярно.

Лётные испытания КДУ. При подготовке к лётным испытаниям проводился заряд входного фильтра системы питания и управления путём включения специальных ключей системы электроснабжения (СЭС). Каждый из ключей имеет ограничение тока величиной 3 А, что обеспечивает безопасный заряд входной ёмкости СПУ-КВ. Затем было произведено безыскровое замыкание контактов реле блока коммутации питания, тем самым КДУ была подключена к шине СЭС. После

проверки телеметрической информации (ТМИ) системы энергоснабжения (токи ключей зарядки фильтра), подтвердившей нормальное функционирование цепей заряда, был осуществлён переход к подрыву пироклапанов блока хранения ксенона (БХК), отделяющих на время выведения КА внутреннюю полость БХК от трубопровода высокого давления. Пироклапаны БХК установлены параллельно, подрываются одновременно, контроль подрыва пироклапанов производился по ТМИ блока подачи ксенона: показания датчика высокого давления в первой ветви возросли с консервационного давления до рабочего ($68 - 70 \text{ кгс/см}^2$).

Следующим этапом лётных испытаний стали тестовые включения по специальным циклограммам 59 (двигатель Д1) и 60 (двигатель Д2). Тестовая циклограмма отличается от штатной наличием команд на выключение КДУ и жёстко заданной длительностью включения – 5 мин. Это позволяет проводить отработку включений КДУ даже в условиях возможных сбоев БВС типа «незапуска» отключающей циклограммы. Безопасность КА при проведении тестовых включений обеспечивалась:

- включением КДУ на освещённом участке орбиты, что не могло существенно повлиять на энергобаланс КА;

- завершением включения перед сеансом связи с КА, что позволяло в ходе сеанса проверить отключённое состояние КДУ и в случае осложнений выдать по радиолинии разовую команду аварийного отключения КДУ (ДУ-О) и команду на отключение шины питания КДУ от СЭС (ШКДУ-О).

Первые тестовые включения показали, что функционирование двигателя СПД-50 в условиях космического пространства отличается от работы СПД в наземных условиях (в вакуумной камере): запуск двигателя происходил по команде открытия клапанов (ЭКД i , здесь и далее $i = 1$ для двигателя Д1, $i = 2$ для двигателя Д2) модуля газораспределения МГР-50, а не по команде включения генератора импульсов поджига (ЭПД i). Алгоритм контроля подготовки КДУ включал в себя постоянный контроль тока накала катода двигателя вплоть до выдачи команды ЭПД i (рис. 1). Если ток накала катода по какой-либо причине пропадал, телекомандная система генерировала важное событие «Отсутствие тока накала», реагируя на которое БВС повторно выдавала команду на подготовку двигателя (Д i). В случае же запуска двигателя по команде ЭКД i при переходе двигателя в режим разряда в СПУ-КВ происходило автоматическое отключение источника питания накала катода, что вызывало за собой реакцию БВС и выдачу команды Д i . Указанный режим для СПУ-КВ не является расчётным и

может привести к перегрузке стабилизатора тока накала. Для борьбы с данным явлением была замаскирована (отключена) реакция БВС на важное событие «Отсутствие тока накала». Дальнейшие включения КДУ подтвердили действенность этой меры: команда Д i в СПУ-КВ не выдавалась, запуск КДУ проходил при штатных значениях телеметрических параметров.

Помимо блокировки реакции БВС на отсутствие тока накала, включение двигателя по команде ЭКД i потребовало дополнения циклограммы на включение двигателя. По команде ЭПД i происходило включение генератора импульсов поджига, который имеет повторно-кратковременный режим работы и автоматически отключается при достижении током анода значения 0,8 А. Команда ЭКД i подаётся на 10 с раньше, чем ЭПД i , и при запуске двигателя по этой команде ток анода превышает 0,8 А раньше выдачи ЭПД i , т. е. отключение генератора импульсов поджига происходит только при выключении двигателя. Такой режим также не является расчётным. Отключение генератора поджига возможно по команде РД i , принудительно переводящей двигатель в режим разряда. Циклограммы на включение двигателя были дополнены командами РД i – через 3 и 130 с после команды ЭПД i . Второй раз команда РД i выдавалась, чтобы парировать запуск двигателя по команде ЭКД i на последнем подзапуске (подзапуски – серии команд на включение двигателя – выдаются при «незапуске» двигателя, всего может быть выдано до 35 подзапусков). Кроме того, было принято решение перед каждым включением двигателя запускать циклограмму 61 П КДУ, которая обеспечивает приведение СПУ-КВ в исходное состояние после возможного отключения КДУ токовой защитой анода двигателя.

В остальном работа КДУ соответствовала эксплуатационной документации. Одновременно было проверено качество отработки алгоритмов БВС, которая обеспечила, как работу по штатной циклограмме, так и выдачу подзапусков, отработку срабатывания токовой защиты СПД и реакцию на важные события.

После завершения тестовых включений были проведены включения каждого двигателя на 20 мин по штатным циклограммам (49 и 55 для Д1; 52 и 56 для Д2), которые подтвердили нормальное функционирование КДУ, а также однократное включение КДУ на штатную длительность – 40 мин для проверки совместной работы КДУ и СЭС КА. Выяснилось, что в большинстве случаев по команде ЭКД i двигатель «вспыхивает» – ток анода мгновенно достигает значения 1,6 А, но через 0,6 с пропадает, а устойчивый запуск двигателя происходит по команде

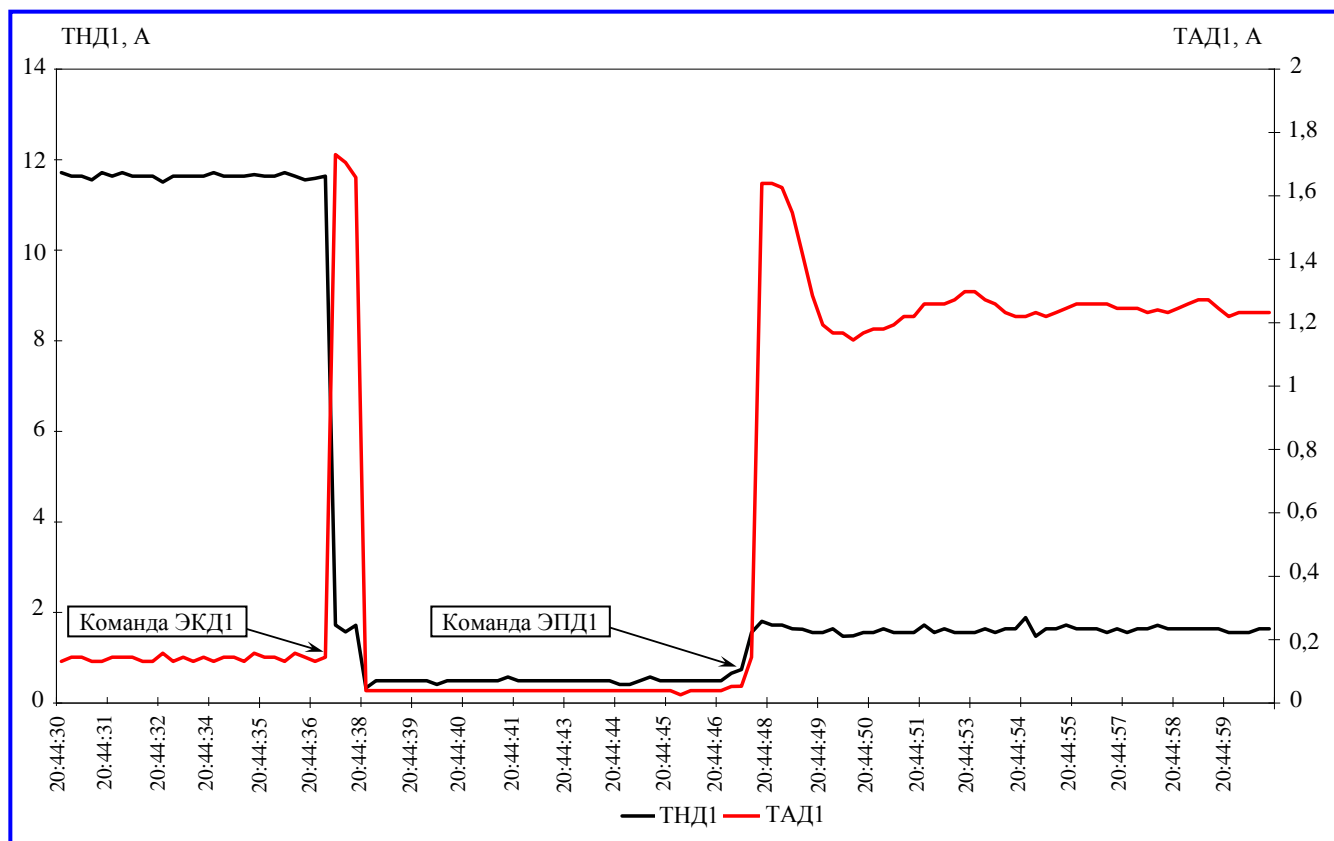


Рис. 2. Кратковременный запуск и отключение двигателя по команде ЭКД, штатный запуск по команде ЭПД

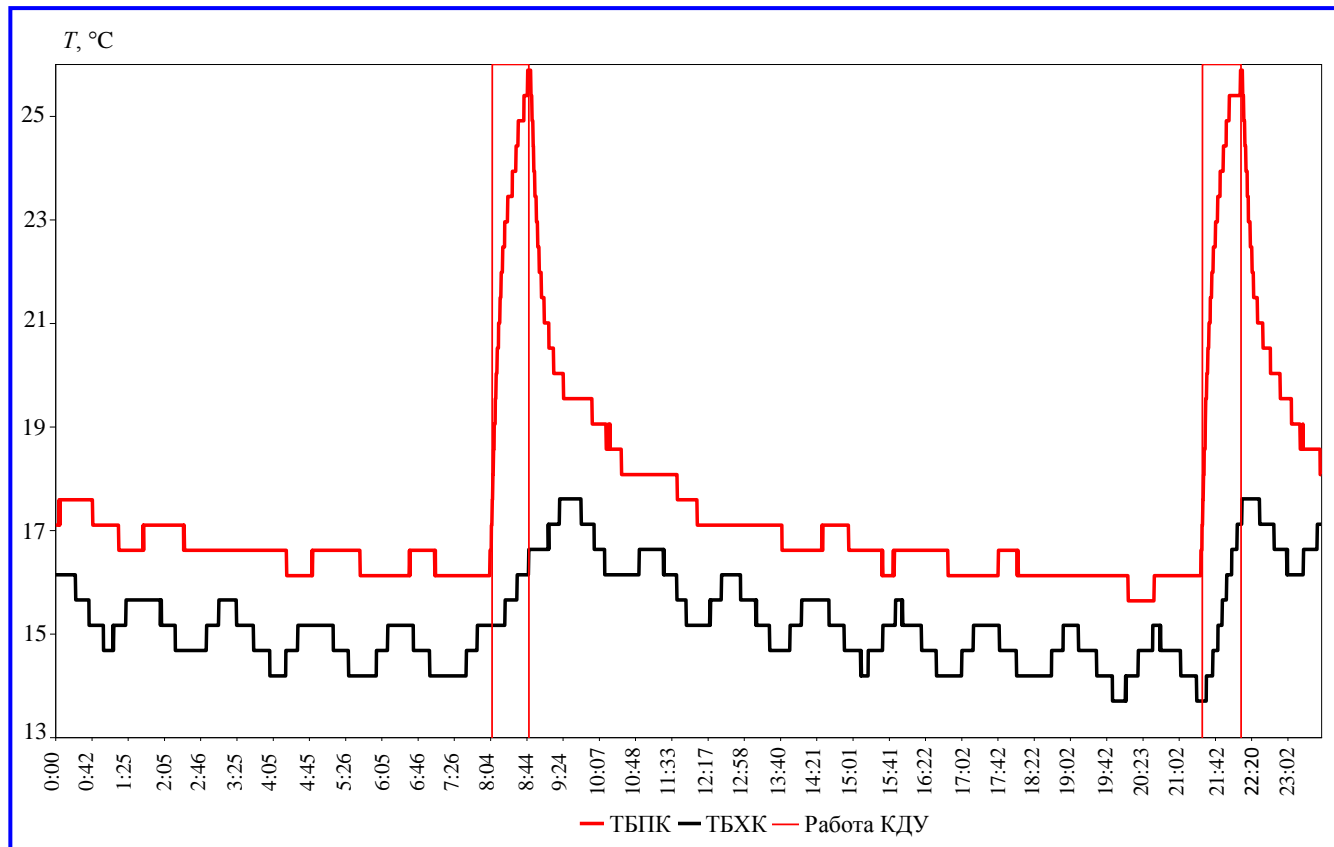


Рис. 3. Изменение температур блоков хранения и подачи ксенона КДУ за сутки полёта

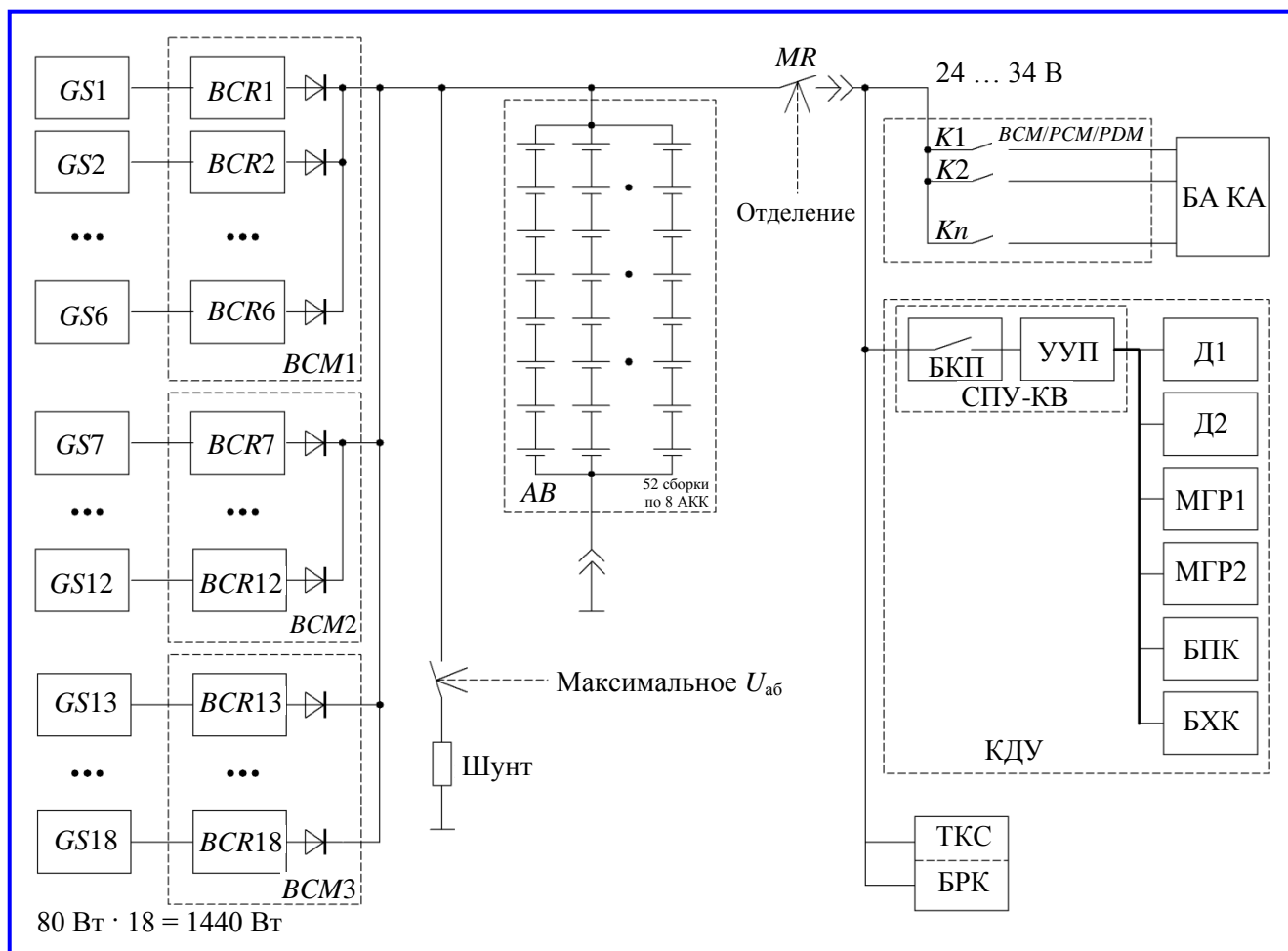


Рис. 4. Структурная схема системы электроснабжения КА

ЭПД_i (рис. 2). Продолжительность включения двигателя обеспечивалась БВС и СПУ-КВ с точностью 2 – 4 с, что не превышает 0,3% от штатной длительности включения. Тепловые режимы блоков КДУ находились в норме (рис. 3), включение на 40 мин вызывало повышение температуры блока подачи ксенона на 10°C (обычно с 17 до 27 °С), но абсолютное значение температуры было далеко от верхнего предела, равного 65°C. Согласно алгоритму функционирования КДУ, переход на вторую ветвь блока подачи ксенона происходит только при нештатной работе первой ветви, поэтому лётные испытания и последующая эксплуатация КДУ проводились только на первой ветви БПК. Лётные испытания КДУ были успешно проведены в октябре 2012 г.

По данным лётных испытаний разработчик КДУ установил максимально возможную длительность перерыва между включениями КДУ в 3 месяца, а разработчик системы питания и управления потребовал отключать КДУ от шины питания при перерывах в работе более 3 суток. Поэтому при

дальнейшей эксплуатации КДУ проводились как коррекции параметров орбиты, так и технологические включения КДУ, при этом каждая серия включений начиналась с зарядки входного фильтра системы СПУ-КВ.

Лётная эксплуатация КДУ. В течение лётной эксплуатации КДУ применялась для коррекции периода обращения, в том числе и для стабилизации фазового положения между КА «Канопус-В» № 1 и БАКА. Включения КДУ длительностью 40 мин производились на заданных участках витка с разной светотеневой обстановкой. В ходе эксплуатации проявился ряд особенностей совместной работы системы энергоснабжения КА и КДУ.

В состав СЭС (рис. 4) входят шесть панелей солнечных батарей (СБ), разделённых на 18 секций GS. Каждая секция индивидуально подключена к регулятору заряда аккумуляторной батареи (АБ) ВСR. Каждый ВСR (рис. 5) является понижающим преобразователем с рабочей частотой порядка 145 кГц, входным напряжением 35 – 70 В и выходным 0 – 33,6 В.

Таблица 2

Эксплуатация КДУ за первый год полёта КА «Канопус-В» № 1 и БКА

Дата	Вид включений	Количество включений	Суммарная продолжительность работы КДУ
КА «Канопус-В» № 1			
15 – 19.10.12	Лётные испытания	10	3 ч 10 мин
17.01.2013	Технологические	2	40 мин
29.01 – 03.02.13	Подъём орбиты	18	12 ч
24.04.13	Технологические	2	40 мин
04 – 05.07.13	Технологические	2	10 мин
БКА			
16 – 18.10.12	Лётные испытания	12	3 ч 22 мин
17 – 18.01.13	Технологические	2	40 мин
09 – 24.04.13	Подъём орбиты	32	21 ч 20 мин
04 – 05.07.13	Технологические	2	10 мин

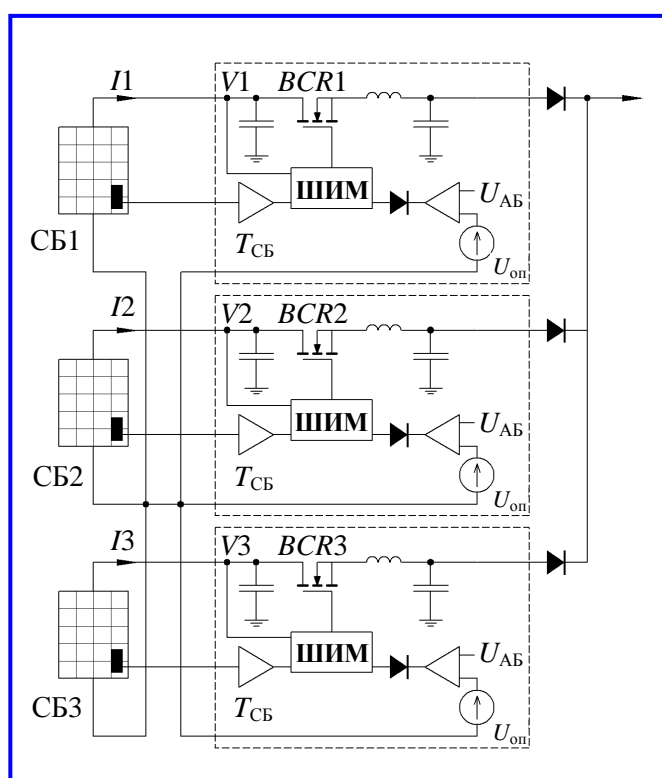


Рис. 5. Схема подключения модулей заряда аккумуляторной батареи (BCR)

Управление зарядом АБ осуществляется с соблюдением следующих условий:

- если напряжение АБ меньше заданного напряжения конца заряда $U_{оп}$, осуществляется отбор максимальной мощности СБ путём регулирования напряжения СБ по сигналам датчика температуры;
- при напряжении АБ, равном $U_{оп}$, регулятор переходит в режим заряда со снижением тока при ограничении мощности, которая передаётся от СБ к АБ.

Такой алгоритм защищает литий-ионную АБ от перезаряда, а дополнительной защитой на случай короткого замыкания в BCR служит шунт, который

подключается к BCR при напряжении на АБ, равном 33,3 В.

График заряда АБ всеми 18 регуляторами представлен на рис. 6. Как видно из графика, переход в режим со снижением тока происходил вскоре после выхода КА из тени, ток заряда практически линейно зависел от напряжения АБ и уменьшался пропорционально напряжению. Следует отметить, что при орбитальной ориентации КА максимальное напряжение на АБ в конце заряда не превышало 32,6 В, что соответствовало степени заряда АБ, равной 85%. В связи с этим глубина разряда АБ при включениях КДУ составила ~50%, что превышало значение 30% (рекомендовано в литературе [2] для низкоорбитальных КА). После включения КДУ напряжение АБ полностью восстанавливалось через несколько витков полёта в силу осторожного алгоритма заряда АБ. Также установлено, что длительность включения КДУ на освещённом участке витка не ограничена.

Время включения КДУ на витке выбиралось в соответствии с баллистическими расчётами и определялось положением орбиты КА относительно плоскости эклиптики.

При проведении коррекции орбиты на КА «Канопус-В» № 1 (январь 2013 г., см. табл. 2) длительность работы КДУ на теневой части витка не превышала половины длительности включения, а общая продолжительность работы КДУ на теневой части была меньше общей длительности работы КДУ на освещённой части витка.

При коррекции орбиты на БКА (апрель 2013 г.) включения КДУ производились полностью или частично как на теневых, так и на освещённых частях витков. Средняя длительность работы в тени примерно соответствовала средней длительности работы КДУ на освещённой части витка.

При включении КДУ на теневой и выключении на освещённой части витка восполнение энергозаряда происходило в режиме со снижением тока, что увеличивало длительность заряда АБ. Если работа ДУ полностью происходила или заканчивалась на теневой части витка, то на последующем освещённом участке заряд АБ производился с отбором максимальной мощности СБ, в результате длительность заряда сокращалась. Планирование работы КДУ при проведении коррекции орбиты осуществлялось с учётом этих факторов. Для обеспечения гарантированного восполнения заряда АБ интервал между последовательными включениями КДУ составлял не менее двух витков. Так как включения КДУ осуществлялись только на «видимых» витках, то на КА «Канопус-В» № 1 проводилось не более четырёх включений в сутки.

Гораздо более серьёзные ограничения на длительность работы КДУ наложил тепловой режим литий-ионной АБ КА, поставленной фирмой-изготовителем ABSL (Англия). Указанная батарея содержит 52 включённых параллельно сборки по 8 последовательно соединённых аккумуляторов US18650HC. При работе КДУ на теновом участке витка происходил разряд АБ током порядка 16 А, что вызывало интенсивный нагрев

АБ. По результатам включений в январе 2013 г. установлено, что нормальный тепловой режим АБ возможен только при интервалах включения КДУ не менее 6 витков, т. е. при двух включениях КДУ в сутки. Дополнительно отметим, что включение КДУ на освещённом участке витка (при заряде АБ) на тепловой режим СЭС влияния не оказывало.

В ходе лётной эксплуатации КДУ проводились измерения параметров орбиты каждого КА. Измерения показали, что тяга двигателя совпадает с заданной по техническому заданию на КДУ и составляет $14 \text{ мН} \pm 10\%$.

Для обеспечения устойчивой работы КДУ были необходимы дополнительные включения циклограммы № 61 П_КДУ и выдачи команд RDi . В связи с этим потребовалась коррекция эксплуатационной документации и доработка программного обеспечения (ПО), разработанного ОАО «Российские космические системы» для использования в ЦУП ЦНИИмаш и ЦУП БКА, в части формирования массива командно-программной информации (КПИ). Так как доработка ПО на этапе лётных испытаний и на этапе штатной эксплуатации так и не была проведена, при коррекции орбиты персонал смен сектора главного конструктора вынужден был формировать исходные данные для расчёта

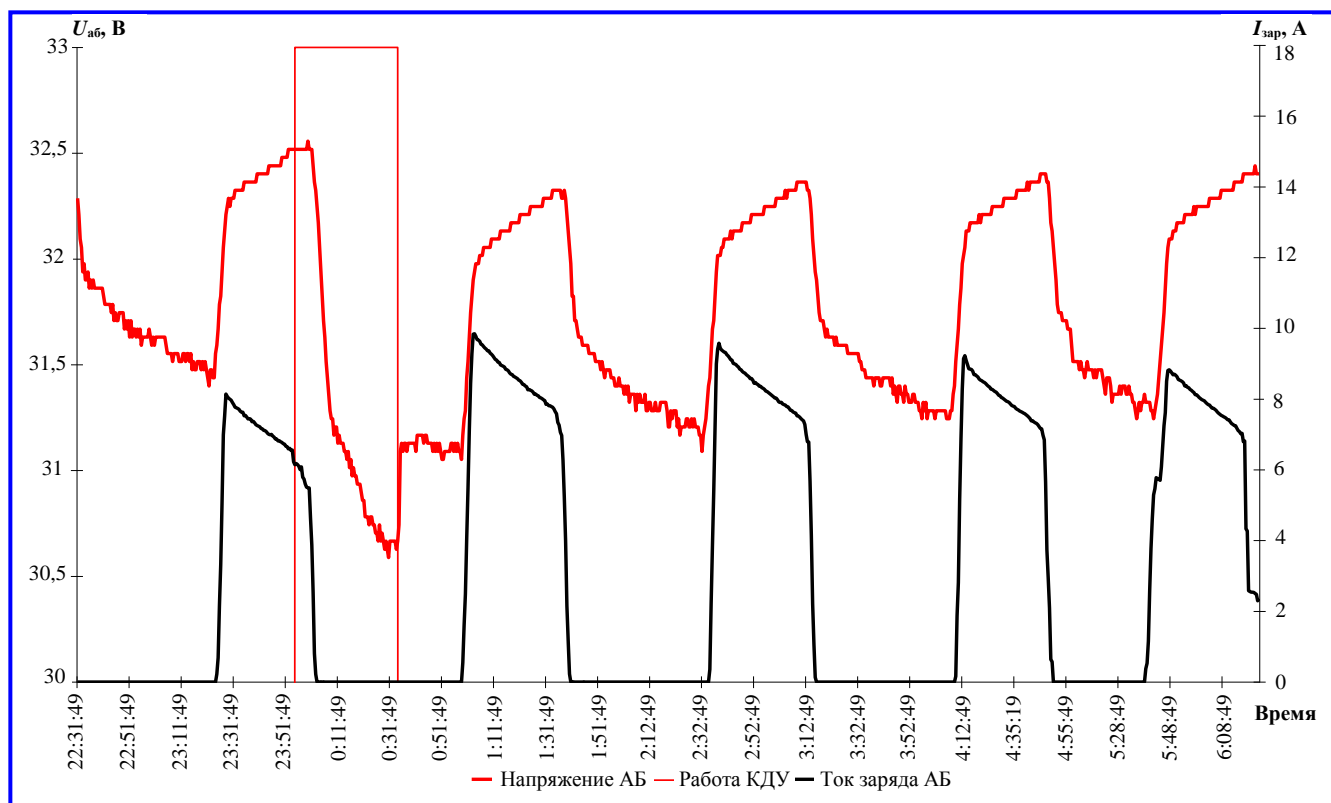


Рис. 6. Напряжение и ток заряда АБ при работе КДУ

массива КПИ и обеспечивал рассылку этих данных в ЦУП ЦНИИмаш и ЦУП БКА. В связи с этим в ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ» была проведена разработка ПО расчёта исходных данных для формирования массива КПИ по баллистической информации (ФМ 03, ФМ 04), поступающей из ЦУП. Это ПО использовалось при проведении коррекции орбиты на КА «Канопус-В» № 1 и БКА. Также было разработано ПО автоматизированного анализа работы КДУ по данным ТМИ и проведения расчёта расхода рабочего тела и величины удельного импульса тяги по результатам проведённого анализа. ПО в настоящее время находится на этапе тестирования и будет использовано в дальнейшем.

Выводы

1. Лётные испытания показали, что корректирующая двигательная установка на базе стационарного плазменного двигателя может успешно

применяться на борту малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли в целях коррекции орбиты.

2. Алгоритм управления запуском СПД должен допускать возможность запуска по команде на открытие клапанов модуля газораспределения.

3. КДУ является достаточно мощной сеансной нагрузкой для СЭС, что следует учитывать при обработке элементов СЭС в различной светотеневой обстановке.

Литература

1. Система коррекции орбиты малого космического аппарата дистанционного зондирования «Канопус-В» / А. В. Горбунов, В. П. Ходненко, А. В. Хромов [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – М. : ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2012. – Т. 126. – № 1. – С. 19 – 24.
2. Mukund R. Patel Spacecraft power systems / R. Patel Mukund. – Florida : CRC Press, 2005. – 691 p., ill. – ISBN 0-8493-2786-5.

Поступила в редакцию 01.08.2013

Константин Владимирович Киселёв, начальник лаборатории.

Илья Андреевич Медведков, начальник лаборатории, т. (495) 607-25-35.

Владимир Павлович Ходненко, д-р техн. наук, главный научн. сотрудник, т. (495) 624-94-98.

Александр Викторович Хромов, начальник отдела, т. (495) 624-82-90, e-mail: ahromov84@rambler.ru.

Виктор Анатольевич Шляконов, канд. техн. наук, заместитель начальника отдела.

Людмила Владимировна Рыбальченко, начальник сектора, т. (401) 255-69-60.

Максим Валентинович Михайлов, канд. техн. наук, ст. научн. сотрудник, т. (382) 256-05-55