



УДК 629.783.051

М. А. Иванов, К. Ю. Кириллов

*ОАО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Россия*

БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЛУНЫ

Описывается бортовой комплекс управления для малого космического аппарата, работающего в составе системы мобильной связи на окололунных орбитах. Рассматривается специфика требований, предъявляемых к бортовым комплексам управления для работы на орбите Луны. Проводится анализ существующей архитектуры бортовых комплексов управления, выбор новой архитектуры, выбор составляющих частей рассматриваемой системы. Приводятся преимущества используемой перспективной сетевой технологии SpaceWire. Приводятся шаги по аппаратной реализации прототипа бортового комплекса управления. Рассматривается новое конструктивное исполнение бортового комплекса управления, позволяющее улучшить энергомассовые характеристики системы.

Ключевые слова: SpaceWire, бортовой комплекс управления, ПЛИС, спутник Луны.

M. A. Ivanov, K. Yu. Kirillov

*JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russia*

ONBOARD CONTROL SYSTEM FOR MOON ARTIFICIAL SATELLITE

The authors present onboard control system for small spacecraft, working in mobile connection system in near-moon orbits. They consider requirement specifics, which making to onboard control systems for work in orbit of Moon. They provide analysis of current onboard control system architecture, new architecture choice, part of new system choice. Advantages of using SpaceWire prospective network technology are considered. Hardware realization steps of onboard control system are considered. Onboard control system new construction implementation, which allows to improve system energy and mass characteristics is examined.

Keywords: SpaceWire, onboard control system, FPGA, Moon satellite.

В статье описываются архитектура бортового комплекса управления (БКУ) для применения в космическом аппарате, работающем в составе системе мобильной связи на орбиты Луны, а также шаги по ее аппаратной реализации.

Целью исследований является разработка проекта БКУ со следующими преимуществами по выходным характеристикам: вы-

сокая гибкость, масштабируемость сети, высокая пропускная способность, сокращение бортовой кабельной сети, высокие удельные энергомассовые характеристики.

1. Специфика БКУ для применения на искусственных спутниках Луны

В настоящее время перспективным направлением является разработка программы по освоению Луны. Ближайшие проекты ми-

ровых космических агентств рассчитывают на колонизацию Луны в 20–30-е гг. XXI в. Возникает необходимость обеспечения связи на поверхности Луны, особенно на ее обратной стороне, с помощью специально созданной спутниковой связи. Для такого масштабного проекта требуется тщательная проработка автоматизированной системы управления орбитальной группировки лунных космических аппаратов (ЛКА), обладающая существенной надежностью и автономностью от наземных средств управления. В первую очередь это касается бортового комплекса управления ЛКА.

Представляется целесообразным рассматривать в контуре управления одну базовую лунную станцию, имеющую постоянную связь с наземным комплексом управления и обеспечивающую управление каждым лунным КА в режиме реального времени по командной радиолинии и далее с использованием межспутниковых линий связи. Таким образом, БКУ должен обеспечивать связь с базовой лунной станцией и поддерживать межспутниковую линию связи, реализуемую через специализированную аппаратуру бортового радиокомплекса (БРК).

Специфика требований, предъявляемых к БКУ КА для работы на лунной орбите, также заключается в более жестких энергомассовых ограничениях, поскольку запуск ЛКА на орбиту Луны значительно дороже запуска КА на орбиту Земли.

Так как на Луне нет атмосферы и магнитного поля, считается, что факторы космического пространства на орбите Луны не превышают тех, что существуют на геостационарной орбите, поэтому можно говорить о преимуществах требований в части стойкости бортовой аппаратуры к факторам космического пространства при переходе от околоземной орбиты к окололунной.

2. Выбор архитектуры БКУ

2.1. Существующий вариант построения обмена на борту КА

На текущий момент на КА производства ОАО «ИСС» применяются несколько различных интерфейсов для организации обмена сигналами между системами. Основными интерфейсами являются мультиплексный канал обмена МКО, выполненный по стандарту MIL-STD-1553B (обмен цифровой информа-

цией), и нестандартизованные интерфейсы (аналоговая информация).

Используемая структура обмена данными применяется на аппаратах ОАО «ИСС» в составе более 30 КА.

С точки зрения сбора данных и формирования функций управления архитектура БКУ построена по централизованному принципу. Ядром БКУ является бортовой цифровой вычислительный комплекс, который должен включать в себя вычислительную машину и набор модулей стандартных интерфейсов. Также в состав БКУ входит оборудование, обеспечивающее управление платформой и КА на ее базе и мониторинг состояния КА средствами комплекса управления. Программное обеспечение, функционально входящее в состав БКУ, организует вычислительный процесс, обмен информацией, обеспечивает автономный контроль и управление КА.

За время эксплуатации такая структура хорошо зарекомендовала себя и показала высокие показатели по надежности, автономности и живучести.

Однако вместе с тем рассматриваемому БКУ присущи следующие недостатки:

- ограниченная гибкость системы. Максимальное число абонентов сети, построенной на основе МКО, равно 32, что уже сегодня приводит к нехватке ресурсов канала МКО;
- доступ к массовой памяти осуществляется через вычислитель, что снижает его вычислительные способности, занимая его на время чтения/записи данных из памяти;
- сравнительно большой срок разработки КА. Отсутствие гибкости архитектуры БКУ и отсутствие стандартизованности интерфейсов препятствуют уменьшению срока разработки КА;
- линейная топология шины данных. Применение шины с линейной топологией данных не позволяет строить распределенные сети реального времени и гибко управлять потоками и маршрутами данных в резервированных системах;
- низкая скорость межсистемного обмена данными. Скорость 1 Мбит/с недостаточна для передачи видео- и других данных между интеллектуальными узлами современных распределенных космических электронных систем.

2.2. БКУ с сетевой структурой на основе SpaceWire

Устранить указанные недостатки позволяет переход на сетевую архитектуру БКУ, построенную на основе стандарта SpaceWire (ECSS-E-50-12С «SpaceWire – соединения, узлы, маршрутизаторы и сети») [1].

Стандарт SpaceWire разработан Европейской ассоциацией по стандартизации космических систем при участии специалистов многих стран, в том числе российских университетов и компаний.

Сеть SpaceWire способна заменить множество отдельных разнородных сетей на борту КА, создав единую коммуникационную инфраструктуру на базе единых технических и программных средств. Это возможно не только благодаря высоким скоростям каналов – линков SpaceWire (до 400 Мбит/с на 10 м), но и ряду важных архитектурных особенностей:

- низкие задержки, высокая пропускная способность;
- гибкость и масштабируемость сети (без ограничений на топологию);
- многообразие методов маршрутизации;

- сквозное встраивание управляющих кодов в стек протоколов (независимость прохождения кодов управления и тайм-кодов от загруженности каналов и коммутаторов данными);
- малозатратность реализации SpaceWire в ПЛИС, компактность, низкое энергопотребление и устойчивость к помехам и сбоям.

По этим причинам технологию SpaceWire активно применяют в разработках национальных космических агентств Европейского союза (ESA), США (NASA), Японии (JAXA) и Канады (CSA) [2].

2.3. Выбор схемы и состава БКУ

На основе анализа существующей архитектуры БКУ и применения перспективных технологий предлагается следующий аппаратный состав.

– Бортовой вычислительный комплекс (БВК) организует вычислительную среду, обеспечивает контроль и управление КА в штатных режимах, а также стыковку с аппаратурой, не поддерживающей SpaceWire.

МСТМИ – модуль сбора телеметрической информации
БВК – бортовой вычислительный комплекс
МКП – модуль коммутации питания
НЧ КИС – низкочастотная часть командно-измерительной системы

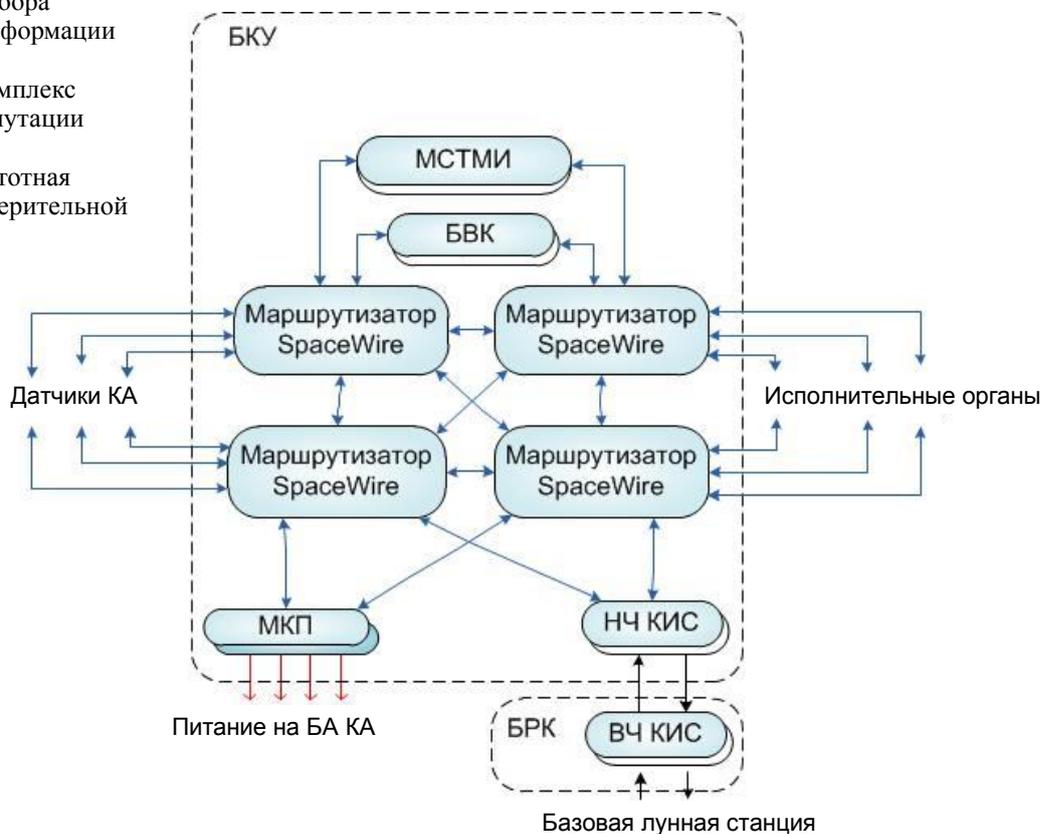


Рис. 1. Схема БКУ

– Модули сбора телеметрической информации (МСТМИ) служат для сбора телеметрической информации с бортовой аппаратуры КА и преобразования ее к цифровому виду для выдачи в сеть SpaceWire.

– Модуль коммутации питания (МКП) служит для коммутации питания бортовой аппаратуры и переключения комплектов БВК.

– Низкочастотная часть командно-измерительной системы (НЧ КИС) служит для передачи ТМИ из канала SpaceWire в ВЧ КИС и передачи разовых команд и командно-программной информации из ВЧ КИС в сеть SpaceWire.

– Маршрутизаторы SpaceWire (МСВ) являются системообразующей единицей сети, связывают узлы SpaceWire между собой.

– Программное обеспечение (ПО БКУ) организует вычислительный процесс, создает программную среду для контроля и управления КА, восстанавливает вычислительный процесс при нарушениях.

3. Реализация прототипа БКУ

3.1. Анализ и выбор IP-ядер SpaceWire

Критерии выбора IP-ядра:

- 1) бесплатное распространение и использование в проекте;
- 2) открытый исходный код, доступный для модификации;
- 3) наличие и полнота документации по блоку;
- 4) максимальная совместимость с имеющейся платформой для разработки.

В результате поиска IP-блоков, реализующих стандарт SpaceWire, было найдено четыре различных блока:

Open SpaceWire – бесплатный SpaceWire кодек. Предоставляется в виде VHDL-описания (есть возможность модификации). Документация описывает основные принципы функционирования IP-блока и некоторые критичные сигналы без детального описания. Интерфейс к шине AMBA отсутствует;

SpaceWire Light – бесплатный SpaceWire кодек с интерфейсом к AMBA АНВ. Предоставляется в виде VHDL-описания (есть возможность модификации). Документация детально описывает работу всех функциональных узлов блока и большинство сигналов взаимодействия с хост-устройствами;

GRSPW – коммерческий SpaceWire кодек с интерфейсом к шине AMBA. Предоставляется в виде нэтлиста (возможность модификации отсутствует). Документация полно описывает работу с предоставляемым блоком (с нэтлистом). Блок полностью совместим с платформой для разработки, так как был изначально спроектирован под неё;

SpaceWire (STAR-DUNDEE) – коммерческий SpaceWire кодек. Есть возможность подключения к шине AMBA АНВ. Предоставляется как в виде нэтлиста, так и в виде VHDL-описания. При поставке блока предоставляется полная документация.

В результате отбора блоков по первому критерию SpaceWire были отобраны два: Open Spacewire (разработка исследовательского центра CESR, Франция) и SpaceWire Light (разработан Joris van Rantwijk, Нидерланды). Open Spacewire распространяется по лицензии CeCILL-C FREE SOFTWARE LICENSE AGREEMENT, SpaceWire Light – по лицензии GNU LGPL. Условия обеих лицензий делают возможным использование блоков в проекте.

Оба блока представлены в виде исходного описания устройства на языке описания аппаратуры VHDL, что позволяет производить их модификацию под нужды проекта, что соответствует второму критерию выбора.

И Open Spacewire, и SpaceWire Light имеют документацию по использованию. Однако в блоке SpaceWire Light документация более полно описывает функции и возможности блока, а также его применение. В целом оба блока удовлетворяют третьему критерию.

Согласно последнему, четвертому, критерию необходима максимальная совместимость с имеющимся проектом БКУ, поэтому из двух блоков был выбран SpaceWire Light, так как данный блок имеет интерфейс к шине AMBA АНВ.

3.2. Разработка маршрутизатора SpaceWire

Для построения сети на базе технологии SpaceWire применяются маршрутизаторы (маршрутизирующие коммутаторы), определяемые стандартом ECSS-E-ST-50-12C [1].

МСВ связывают воедино узлы сети, предоставляя средства маршрутизации пакетов между подключенными к нему узлами. Основные элементы маршрутизирующего коммутатора – это SpaceWire интерфейсы

(порты) и таблица маршрутизации. Согласно таблице маршрутизации пакеты передаются от одного порта к другому.

Разрабатываемый маршрутизатор будет применён как для связи с внешними узлами, так и для коммуникации внутри ПЛИС (концепция NoC – network on chip, сеть на кристалле). Это позволит унифицировать подключение как внешних, так и внутренних устройств (IP-блоков).

Структура разрабатываемого маршрутизатора позволяет помимо кодеков SpaceWire подключать к нему любые приемопередатчики, в том числе MIL-STD-1553B, который очень распространён в космической отрасли.

Разрабатываемому маршрутизирующему коммутатору должны быть присущи следующие элементы:

- регулируемое количество портов SpaceWire;
- неблокирующий переключатель любого входного порта на любой выходной порт;
- внутренний порт конфигурации, доступный через SpaceWire или дополнительные порты;
- таблица маршрутизации, доступная через порт конфигурации;
- управляющая логика для контроля за работой маршрутизирующего коммутатора, осуществляющая арбитраж и групповую адаптивную маршрутизацию;
- управляющие регистры, которые могут быть записаны и прочитаны через конфигурационный порт, и содержащие управляющую

информацию (например, скорость соединения);

- внутренние регистры состояния/ошибки, доступные через конфигурационный порт;
- внешние сигналы состояния/ошибки, позволяющие отслеживать работу маршрутизатора и в случае необходимости – принимать нужные меры для корректировки его работы.

Структура маршрутизатора приведена на рис. 2.

Планируется реализация групповой адаптивной маршрутизации – мощного инструмента, описываемого стандартом SpaceWire. Этот инструмент позволяет добиться резервирования каналов, увеличения пропускной способности за счёт увеличения числа маршрутов между узлами сети SpaceWire.

3.3. Выбор процессора

В нашей стране для КА больших и средних классов наибольшее распространение приобрел процессор KP1839, основанный на архитектуре VAX 11, за рубежом – RAD 6000, базирующийся на архитектуре IBM PowerPC.

Процессор KP1839, разработанный в 1984–1989 гг., имеет относительно слабые характеристики. К тому же он не аттестован как радиационно стойкий. Однако большая норма проектирования (3 микрона) и применяемые схемы тройного резервирования процессоров позволяют эксплуатировать ВМ на данных процессорах на околоземных орбитах без существенных сбоев. В целях повышения живуче-

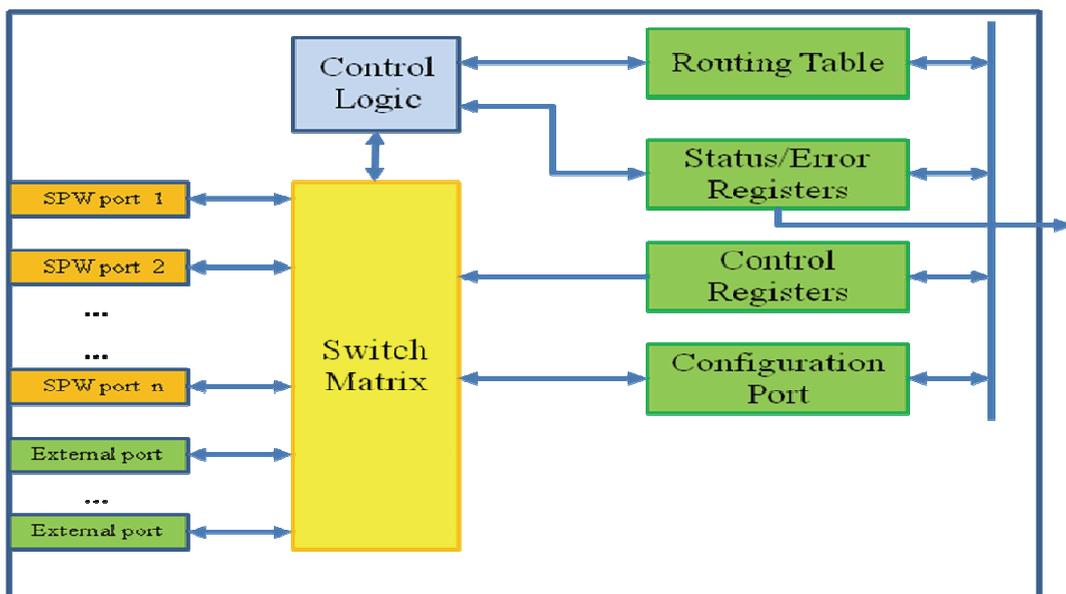


Рис. 2. Упрощенная структурная схема маршрутизатора

чести ВМ перспективным является переход на процессор с меньшей нормой проектирования и большей радиационной стойкостью.

Процессор RAD 6000, разработка середины 90-х гг. фирмы BAE Systems, имеет существенно лучшие характеристики и аттестован как радиационно стойкий (работоспособность по накопленной дозе не менее 200 крад). Процессор RAD 6000 до сих пор используется во многих космических миссиях. Ранее BAE Systems производила процессор 1750A, также имевший широкое применение в космонавтике.

В 2010 г. BAE Systems выпустила радиационно стойкий процессор RAD 750 с нормой проектирования 0,15 мкм с тактовой частотой 200 МГц, стойкость по накопленной дозе не менее 200 крад. До недавнего времени радиационно стойкая продукция BAE Systems в Российскую Федерацию не поставлялась. С 2009 г. поставка данной продукции в РФ разрешена через эксклюзивного поставщика ЗАО «БА Электроникс» (Санкт-Петербург).

Применение процессора RAD 750 для разработки вычислительного модуля (ВМ) для космических аппаратов имеет следующие ограничивающие факторы:

- отсутствие положительной истории поставок процессоров RAD в Россию;

- несколько излишняя избыточность по радиационной стойкости (несомненно, выраженная и в стоимости процессора) для КА с САС от нескольких месяцев до трех лет;

- для разработки ВМ процессор сопрягают с рядом специализированных СБИС, которые в совокупности составляют полнофункциональный процессорный комплект RAD 750. Это, во-первых, ухудшает массогабаритные показатели ВМ, а во-вторых, не позволит реконфигурировать базовую структуру ВМ в зависимости от миссии КА.

Последнее обстоятельство (относительная функциональная законченность в одном кристалле, малые массогабаритные показатели, а также пониженное энергопотребление) заставило обратить внимание разработчиков ВМ на класс микроконтроллеров. В частности, для ряда космических проектов использован DSP-процессор TMS320C25, относимый фирмой Texas Instruments к классу микроконтроллеров. Однако ограниченные ресурсы микроконтроллеров не позволяют серьезно рассматривать их как унифицированную платформу для разработки ВМ для малых КА [3].

Архитектура ВМ для малого КА должна:

- отвечать принципам открытости, базироваться на апробированной в космической практике коммерческой/индустриальной архитектуре, поддерживать апробированные индустриальные операционные системы и открытые стандартизированные языки программирования;
- соответствовать принципу унификации и являться универсальной для всех типов малых КА и иметь ориентировочно массу не более 1,0–1,5 кг, потребляемую мощность не более 1,5–3,0 Вт;
- иметь вычислительные ресурсы ВМ (производительность, объем памяти), достаточные для прямого обслуживания АПН (по крайней мере, для большинства применений данного ВМ в малых КА);
- быть реконфигурируемой и позволять изменять в зависимости от назначения КА набор и характеристики функциональных узлов, а также объем памяти.

Указанным требованиям к ВМ удовлетворяет концепция «система на кристалле» (СнК), внедрение которой является одним из приоритетных направлений развития мировой электроники.

Конфигурируемые СнК реализуют интегральные устройства, объединяющие встроенный процессор, программируемую логику, память и прочие вспомогательные ресурсы и блоки на одном кристалле. Все эти блоки соединяются между собой внутри кристалла с помощью оптимизированного интерфейса. Стандартной внутрикристалльной СнК-шиной является шина AMBA, разработанная фирмой ARM. Ключевой особенностью СнК является то, что процессор выполнен в виде отдельного, технологически реализованного аппаратного узла и не размещается в массиве программируемой логики. Это позволяет улучшить производительность и избежать дополнительных вопросов: насколько удачно размещен процессор и насколько эффективно он работает. Кроме того, такой аппаратно реализованный процессор обычно является выверенным, популярным ядром индустриального стандарта с большим количеством доступных средств поддержки разработок.

Среди множества процессорных ядер для реализации СнК (IP-блоков, Intellectual Property; язык описания IP-блоков – VHDL, язык описания аппаратуры для военных и космических применений) – Nios II, Cortex-M1,

MicroBlaze и др. – особым образом выделяется процессор LEON3, разработанный для применения в космосе. Разработчик и производитель – компания Aeroflex Gaisler (США).

Фирма Aeroflex Gaisler выпускает две версии процессоров: LEON3 – открытый индустриальный процессор общего назначения, и LEON3FT – сбоеустойчивый процессор, предназначенный для применения в аэрокосмической отрасли.

Процессор LEON3 является 32-разрядным процессором, использующим SPARC v.8 архитектуру. SPARC (Scalable Processor Architecture – масштабируемая процессорная архитектура) – архитектура RISC-микропроцессоров, первоначально разработанная в 1985 г. компанией Sun Microsystems. В настоящее время данную архитектуру на принципах открытости поддерживает компания OpenSPARC. Ядро процессора хорошо структурировано и подходит для проектирования СнК. Оно связано с помощью интерфейса, использующего AMBA-2.0 APB шину и поддерживающего IP plug&play, обеспеченный в библиотеке IP Gaisler Research (GRLIB). Архитектура процессора открыта, исходные IP-ядра доступны разработчикам (индустриального назначения). LEON3 использует расширенный пятитактовый конвейер. Процессор поддерживает полную SPARC v.8 систему команд, включая команды перемножения, деления и перемножения с накоплением. Дополнительный IEEE-754 модуль обеспечивает поддержку операций с плавающей запятой с одинарной и двойной точностью. Кэш-система поддерживает мультимножества с четырьмя наборами по 256 кбит в наборе.

LEON3 может использоваться в синхронных многопроцессорных конфигурациях (SMP). Он обеспечивает поддержку аппаратных средств для когерентности кэш-памяти и регулирования прерывания SMP. Уникальный интерфейс отладки позволяет производить отладку аппаратных средств SMP системы и обеспечивает доступ ко всем регистрам и памяти на чипе. Ядро базового процессора (конвейер, контроллеры кэш-памяти и интерфейс АНВ) использует приблизительно 20 000 вентилей и может быть реализовано как на специализированных интегральных схемах (ASIC, Application Specific Integrated Circuits), так и по технологии FPGA (Field Programmable Gate Array). На технологии в 0,13 мкм в ASIC-реализации возможно достигнуть тактовой частоты, превышающей 400 МГц. На FPGA в зависимости от типа ПЛИС и сложности проекта тактовая частота варьируется от 25 до 90 МГц.

Элементной базой реализации проекта ВМ по технологии СнК являются радиационно стойкие программируемые интегральные схемы (ПЛИС) типа FPGA фирм Actel и Xilinx. Для отработки опытных образцов допускается применение ПЛИС FPGA индустриального применения. Применение ПЛИС ускоряет и удешевляет стоимость разработки.

3.4. Конструкция БКУ

В настоящее время все БКУ разработки ОАО «ИСС» представляют собой комплект аппаратных средств различных производителей с индивидуальной моноблочной конструкцией. Каждый моноблок (БЦВК, ТМС, БА КИС, БУ БКУ, БУН) имеет в своем составе блоки общего назначения: 1) преобразователи



Рис. 3. Конструктивное объединение БКУ

первичного напряжения (27 В) во вторичное для питания электронных схем; 2) устройство приема аппаратных команд управления.

Конструкция БКУ ЛКА предполагает реализацию всех функций бортового комплекса управления в единой конструкции. Приведем основные требования к конструкции БКУ.

1. Основные элементы конструкции: а) крейт, б) функциональные встраиваемые модули в унифицированном формате, в) объединительная плата. Принцип конструктивного объединения приведен на рис. 3.
2. Все функциональные модули должны обеспечивать фоновый самоконтроль (технология Smart-тест). Результат Smart-теста должен быть доступен через сеть SpaceWire.
3. Полный отказ от внутренних кабельных соединений между функциональными модулями БКУ.
4. Интеграция теплоотводящих мостов в конструкцию БКУ.

Такой подход к реализации конструкции БКУ ЛКА позволит существенно сократить массу БКУ, энергопотребление и габаритные размеры.

Библиографические ссылки

1. ECSS-E-50-12C. SpaceWire – Links, nodes, routers and networks. European Cooperation for Space Standardization (ECSS), 2008.
2. Шейнин Ю., Солохина Т., Петричкович Я. Технология SpaceWire для параллельных систем и бортовых распределенных комплексов. Электроника : НТБ. 2006. № 5. С. 64–75.
3. Чекмарёв С. А., Вергазов М. Ю., Лукин Ф. А., Ханов В. Х., Шахматов А. В. Моделирование бортового компьютера на базе открытых IP-блоков для малых и сверхмалых космических аппаратов // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета. Красноярск, 2011. Вып. 2 (35). С. 141–146.

*Статья поступила в редакцию
09.01.2014 г.*