

ПРИНЦИПЫ СУБМОДУЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ УНИФИЦИРОВАННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ

И. И. Зимин¹, М. В. Валов¹, В. Е. Чеботарев²

¹ООО «Научно-производственный центр «Малые космические аппараты»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация»,

²АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Проведен анализ унифицированных космических платформ модульного построения отечественного и зарубежного производства. Представлены принципы проектирования унифицированной космической платформы. Отличием предлагаемого подхода от существующих является разделение платформы на отдельные субмодули. Данный подход к разработке платформы и космического аппарата в целом позволит сократить время разработки конкретного продукта и снизить его стоимость за счёт применения унифицированных субмодулей. Кроме того, это позволит сделать платформу более гибкой для адаптации под различные требования от полезной нагрузки и условий функционирования. Назначение платформы определяет состав субмодулей и их вариантное построение. Все субмодули монтируются на единую силовую конструкцию, являющуюся основой для конструктивно-силовой схемы космической платформы и малого космического аппарата в целом. Все субмодули в отдельности имеют четко определенные механические, электрические и тепловые интерфейсы. Каждый субмодуль протолетной платформы проходит полный цикл наземной отработки (электрической, механической и термовакуумной). Для последующих платформ субмодули проходят минимально необходимый (в объеме приемосдаточных испытаний) объем проверок (электрических, механических и термовакуумных), что сокращает время разработки и стоимость платформы.

Ключевые слова: космическая платформа, субмодуль, космический аппарат.

За период развития космонавтики технологии в области создания конструктивных элементов, материалов, электроники, бортовых приборов шагнули далеко вперед. Адаптация современных технологий, разработанных в смежных высокотехнологичных областях, для использования в космической технике позволяет создавать космические аппараты (КА) сегодняшнего поколения, более легкие и компактные, с расширенным функционалом, на принципах негерметичного конструктивного исполнения с использованием модульного принципа построения.

В отечественной практике передовые предприятия космической промышленности имеют опыт частичной реализации идеологии модульного построения для ряда космических проектов. Так, в АО «ИСС» создано семейство платформ негерметичного конструктивного исполнения «Экспресс-1000», «Экспресс-2000», уже имеющих положительный опыт летной эксплуатации в

составе КА связи, функционирующих на геостационарной орбите.

В данном случае принцип модульности реализуется на уровне КА, а точнее – космической платформы, модули полезной нагрузки могут меняться, но являются типовыми (задачи связи), и применение платформ, как показывает отечественная практика, ограничивается геостационарной орбитой.

Данная тенденция деления на две составляющие справедлива для создания КА определенного назначения. Эти ограничения обусловлены специфическими, часто противоречивыми требованиями к платформе со стороны полезных нагрузок различного назначения и несхожих условий функционирования на разных типах орбит. Исходя из этого, на практике область применения унифицированных космических платформ довольно ограничена. Без доработок и дополнительной наземной экспериментальной отработки космическая платформа может использоваться только для схожих типов полезных нагрузок, характеристики которых колеблются

в довольно узком диапазоне, и ограниченного класса орбит.

За рубежом подобные решения активно применяются как для геостационарных КА связи, так и для КА связи, функционирующих на низких и средних круговых орбитах. Наглядным примером является базовая платформа ELiTeBus. Малые КА на базе платформы ELiTeBus функционируют в составе КА связи IRIDIUM, Globalstar, O3b на орбитах в пределах 800–10 000 км.

Для разработки действительно универсальной платформы, способной служить основой для создания на ее базе космических аппаратов различного целевого назначения, работающих на всех типах орбит, необходимо иметь возможность замены специфичных частей (систем) платформы в зависимости от конкретных требований со стороны полезной нагрузки и орбиты функционирования КА.

Для этого предлагается разделить космическую платформу на отдельные submodule. Такое техническое решение позволит подбирать submodule нужного варианта исполнения под конкретное требование к платформе со стороны полезной нагрузки и других ограничений, упростить производство, снизить затраты, повысить качество продукции, перевести производство космических платформ и МКА на более высокий автоматизированный и технологический уровень (использование элементов «конвейерного производства»).

Назначение платформы определяет состав submodule и их вариантное построение. Все submodule монтируются на единую силовую конструкцию, являющуюся основой для конструктивно-силовой схемы космической платформы и МКА в целом.

Стоит также отметить, что каждый submodule в отдельности имеет четко определенные механические, электрические и тепловые интерфейсы. Submodule протолетной платформы проходят полный цикл наземной отработки (электрической, механической и термовакуумной). Для последующих платформ они проходят минимально необходимый (в объеме приемосдаточных испытаний) объем проверок (электрических, механических и термовакуумных).

Для каждого submodule существуют свои массогабаритные ограничения и четкие механические и информационные интерфейсы с другими submodule и силовой конструкцией. Таким образом, платформа может строиться из любого набора разрабатываемых в ее рамках submodule и модернизироваться при изменении требований к конкретному проекту.

По сути, каждый submodule представляет собой определенную подсистему платформы, установленную на унифицированную конструкцию с четко определенными механическими,

тепловыми и электрическими интерфейсами. Далее рассмотрим каждый submodule более подробно.

Несущая конструкция

Несущая конструкция является конструктивно-силовой основой всей платформы и служит для обеспечения механического интерфейса submodule. Конструкция принимает основную часть механических возмущений, действующих на платформу во время транспортировки, выведения и функционирования КА. Кроме того, он обеспечивает механический интерфейс с устройством отделения КА.

Несущая конструкция предназначена:

- для размещения и обеспечения требуемого взаимоположения submodule платформы на всех этапах наземной и летной эксплуатации;
- для обеспечения необходимых значений уровней механических нагрузок на всех этапах изготовления, наземной и летной эксплуатации;
- для обеспечения механических интерфейсов с МПН;
- для обеспечения механических интерфейсов с устройством отделения КА.

Несущая конструкция проходит механические испытания на максимальные воздействия, что позволит квалифицировать ее однажды для всех вариантов построения платформы.

Submodule бортового комплекса управления

Submodule бортового комплекса управления (БКУ) предназначен для управления и контроля функционирования КА автономно и совместно с наземным комплексом управления (НКУ) и решает следующие задачи:

- обеспечение управляющей среды для реализации задач управления бортовыми системами КА от программного обеспечения систем и с НКУ;
- обеспечение организации внутреннего (автономного) контура контроля и управления КА;
- обеспечение информационно-логического взаимодействия с внешним контуром управления;
- прием и обработка сигналов навигационных КА, определение в режиме реального времени параметров движения КА (координат, составляющих вектора скорости, пространственной ориентации осей КА (при необходимости));
- обеспечение проведения комплексных испытаний и проверок КА на заводе-изготовителе и подготовка на техническом и стартовом комплексе.

Состав submodule БКУ должен быть оптимальным и неизменным для большинства решаемых

емых задач МКА данного класса. Это позволит использовать субмодуль БКУ без доработок для многих проектов и, следовательно, сэкономить время на адаптацию платформы под конкретный МКА.

Субмодуль системы ориентации и стабилизации

Субмодуль системы ориентации и стабилизации (СОС) служит для выполнения следующих функций:

- проведение успокоения и начальной ориентации КА с момента включения СОС до перехода в штатный режим функционирования;
- обеспечение трехосной стабилизации КА в соответствии с требованиями по эксплуатации в течение всего САС;
- обеспечение ориентации солнечных батарей (БС) на Солнце;
- осуществление заданного программного разворота КА для целей проведения коррекции орбиты и поддержания заданной ориентации КА в процессе работы двигателей коррекции;
- обеспечение живучести КА путем осуществления ориентации рабочих панелей БС на Солнце при возникновении на борту аварийных ситуаций.

Очевидно, что требования со стороны возможных полезных нагрузок и орбиты функционирования к субмодулю СОС могут существенно отличаться, поэтому необходимо определить приборы и оборудование, которое не изменялось бы от целевого назначения спутника и его орбиты. Данный приборный состав будет являться базовым и неизменным, но он может быть функционально дополнен для выполнения конкретных требований к платформе со стороны полезной нагрузки.

Состав субмодуля СОС должен быть оптимальным для удовлетворения типовых требований к современным КА данного класса. При необходимости улучшения характеристик СОС, например, для МКА дистанционного зондирования Земли в его состав функционально добавляется оборудование, устанавливаемое на модуль полезной нагрузки. Таким образом, сохраняется неизменность базового состава субмодуля СОС и существует возможность улучшения характеристик платформы с минимальными доработками.

Субмодуль системы электропитания

Субмодуль системы электропитания (СЭП) предназначен для непрерывного обеспечения электроэнергией заданного номинала и качества бортовой аппаратуры КА на участке выведения,

в начальных режимах ориентации, в течение всего срока эксплуатации и при наземной подготовке.

Исходя из условий эксплуатации КА и сложившейся мировой практики, система электропитания КА состоит из основного источника электроэнергии, служащего для питания КА во всех режимах работы, вторичного источника электроэнергии, для обеспечения питанием нагрузки на теневых участках орбиты и в аварийных ситуациях. Данная архитектура построения системы электропитания КА имеет высокий уровень квалификации и эксплуатации с положительным результатом.

В качестве основного источника энергии, исходя из обеспечения больших мощностей потребления при малых массах, как и принято во всем мире, целесообразно использование энергии БС. Учитывая, что БС не работоспособны на теневых участках орбиты, необходимо применение вторичного источника энергии – аккумуляторной батареи (АБ). Для обеспечения стабилизированным питанием бортовой аппаратуры, заряда АБ и обеспечения совместной работы БС и АБ в составе модуля СЭП предусматривается энергопреобразующая аппаратура.

Субмодуль СЭП может иметь несколько вариантов построения, исходя из конкретных требований со стороны полезной нагрузки.

Вместе с тем субмодуль СЭП должен быть спроектирован таким образом, чтобы можно было при необходимости извлечь АБ для проведения с ними регламентных работ, не разбирая конструкцию субмодуля и не затрагивая другие субмодули платформы в целом.

Субмодуль двигательной установки

Субмодуль двигательной установки (ДУ) предназначен для выработки импульса тяги для коррекции орбиты МКА при выполнении маневров приведения в рабочую точку, удержания, ухода на орбиту захоронения и создания управляющих моментов для обеспечения ориентации МКА в пространстве (при необходимости).

Субмодуль ДУ может иметь несколько вариантов исполнения, исходя из требований к орбите, сроку активного существования и других характеристик конкретного КА.

Для высокоэнерговооруженных КА рационально использовать данный субмодуль на базе электрореактивных двигателей. Кроме того, в состав субмодуля ДУ могут входить двигатели ориентации, обеспечивающие совместно с субмодулем СОС ориентацию КА в пространстве, а также служащие для разгрузки двигателей-маховиков из состава субмодуля СОС.

Для низкоэнерговооруженных КА, работающих на низких круговых орбитах, оптимально использовать двигательную установку термokatалитического типа с небольшим энергопотреблением и высокой тягой.

Субмодуль ДУ собирается и заправляется автономно. Установка субмодуля на платформу должна происходить в последнюю очередь.

Размещение оборудования модуля ДУ на единой базовой конструкции несет в себе ряд преимуществ, таких как:

- минимизация длин трубопроводов;
- возможность автономной заправки модуля ДУ;
- в зависимости от назначения МКА возможен выбор наиболее подходящего по характеристикам модуля ДУ;
- при наземной экспериментальной отработке модуль ДУ отрабатывается как сборочная единица, которая впоследствии не требует дополнительной отработки.

Элементы системы терморегулирования

Элементы системы терморегулирования (СТР) предназначены для поддержания температуры оборудования и конструкции платформы в заданных температурных диапазонах в процессе орбитального функционирования в любом режиме эксплуатации в течение заданного САС, в том числе в режимах обеспечения живучести.

Элементы СТР совместно с технологическими средствами термостатирования обеспечивают тепловой режим оборудования платформы при наземных испытаниях.

Необходимая площадь радиационных поверхностей при их дефиците на каком-либо субмодуле (для орбит, на которых большая часть радиационных панелей субмодуля подвергается за светке Солнцем) достигается за счет применения дополнительных тепловых труб, которые обеспечивают тепловой интерфейс между радиационными поверхностями, расположенными на противоположных сторонах платформы.

Бортовая кабельная сеть

Каждый субмодуль платформы имеет собственный комплект бортовой кабельной сети (БКС). БКС модуля осуществляет электрическую интеграцию всей бортовой аппаратуры в пределах самого субмодуля, а также с приборами, расположенными на других субмодулях платформы, через перестыковочные соединители БКС. Электрический интерфейс для субмодулей платформы унифицирован, что, в свою очередь, обеспечивает легкую взаимную электрическую стыковку субмодулей между собой.

Применение унифицированной космической платформы, составленной из субмодулей, даст возможность решения различных целевых задач на всех орбитах функционирования, следовательно, позволит существенно сократить сроки создания и стоимость конкретного МКА за счет возможности модифицировать платформу под конкретную задачу, изменяя только необходимые субмодули, и минимизации объема наземной экспериментальной отработки.

Список литературы

1. Зимин И. И., Валов М. В. Принципы построения унифицированной космической платформы малого класса // Инновационный арсенал молодежи : труды седьмой науч.-техн. конф. / ФГУП "КБ "Арсенал" ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб. : Инфо-да, 2016. С. 93–94.
2. Принципы построения малого космического аппарата ДЗЗ на базе унифицированной космической платформы малого класса / И. И. Зимин, М. В. Валов, А. В. Яковлев и др. // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли : материалы XIII научно-технической конференции. Калуга : Манускрипт, 2016. С. 31–33.
3. Перспективные платформы для малых космических аппаратов АО «ИСС» / И. И. Зимин, М. В. Валов, А. В. Яковлев и др. // Системный анализ, управление и навигация : тезисы докладов. М. : Изд-во МАИ, 2016. С. 24–26.
4. Зимин И. И., Валов М. В., Яковлев А. В. Перспективные унифицированные платформы малого класса // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 1. С. 118–124.
5. Зимин И. И., Валов М. В. Разработка малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57807> (дата обращения: 19.01.2016).

История статьи

Поступила в редакцию 31 октября 2017 г.

Принята к публикации 18 ноября 2017 г.

THE PRINCIPLES OF SUBMODULAR DESIGN OF THE UNIFIED SPACE PLATFORM

I. I. Zimin¹, M. V. Valov¹, V. E. Chebotarev²

¹Research and production center Small Satellites Limited Liability Company, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

This article presents the analysis of existing unified space platforms of modular design manufactured in Russian Federation and in foreign countries. The principles of the unified space platform design are stated. The proposed approach differs from existing approaches by the platform division into separate submodules. This approach to a development of the platform and the SC as a whole will allow to reduce the development time for a specific product and to decrease its cost due to the use of unified submodules. In addition, it will allow to make the platform more flexible for an adaptation to the different requirements depending on the payload and the operating conditions. The platform purpose defines the composition of the submodules and their alternate design. All submodules are mounted on the common load-bearing structure which is a base for the structural design of the space platform and the spacecraft as a whole. Every separate submodule has well-defined mechanical, electrical and thermal interfaces. Every submodule of the protoflight platform is subjected to a full cycle of ground tests (electric, mechanical and thermal vacuum). For subsequent platforms the submodules are subjected to a minimum necessary (equal to acceptance tests) extent of checks (electric, mechanical and thermal vacuum) that reduces time and cost of the platform.

Keywords: space platform, spacecraft, satellite.

References

1. Zimin I. I., Valov M. V. Principy postroeniya unificirovannoj kosmicheskoy platformy malogo klassa [Principles of designing unified small class platform]. *Innovatsionnyy arsenal molodezhi: trudy sed'moy nauch.-tekhn. konf. FGUP "KB "Arsenal", Balt. gos. tekhn. un-t, Spb., Info-da Publ.*, 2016, pp. 93–94. (In Russian)
2. Zimin I. I., Valov M. V., Yakovlev A. V. *Principy postroeniya malogo kosmicheskogo apparata DZZ na baze unificirovannoj kosmicheskoy platformy malogo klassa* [Principles of designing the small satellite for Earth observation based on the small class unified space platform]. *Sistemy nablyudeniya, monitoring i distancionnogo zondirovaniya Zemli: Materialy XIII nauchno-tehnicheskoy konferencii*, Kaluga, Manuscript Publ., 2016, pp. 31–33. (In Russian)
3. Zimin I. I., Valov M. V., Yakovlev A. V. *Perspektivnye platformy dlya malyh kosmicheskikh apparatov AO «ISS»* [Perspective space platforms for small satellites of JSC "ISS"]. *Sistemnyi analiz, upravlenie i navigaciya: tezisy dokladov*. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2016, pp. 24–26. (In Russian)
4. Zimin I. I., Valov M. V., Yakovlev A. V. *Perspektivnye unificirovannye platformy malogo klassa* [Perspective unified small class platforms]. *Vestnik SibGAU*, 2009, vol. 17, no. 1, pp. 118–124. (In Russian)
5. Zimin I. I., Valov M. V. *Razrabotka malogo kosmicheskogo apparata distancionnogo zondirovaniya Zemli* [Designing the small satellite for Earth observation]. *Trudy MAI*, 2015, no. 81. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57807> (accessed 19.01.2016) (In Russian)

Article history

Received 31 October 2017

Accepted 18 November 2017