УДК 629.7.01 DOI: 10.18287/2223-9537-2021-11-4-478-499

Анализ ключевых технологий создания многоспутниковых орбитальных группировок малых космических аппаратов

И.С. Ткаченко

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, Самара, Россия

Аннотация

Одним из ключевых направлений современной мировой космонавтики является разработка кластерных космических систем различного назначения, состоящих из большого количества функционирующих космических аппаратов. Это стало возможным благодаря уменьшению массы космических аппаратов за счёт создания и использования новых материалов, развития электроники и микроэлектромеханических систем, применения метода группового запуска, развития мультиагентных технологий и систем межспутниковой связи. Существуют проекты систем, состоящих из большого количества космических объектов, таких как «OneWeb», «Planet», «Starlink», «Satellogic» и др. Основными классами устройств, используемых для создания таких многоспутниковых систем, являются малые спутники, в том числе микро (до 100 кг) и нано (до 10-15 кг) классов, которые имеют значительные преимущества перед тяжелыми космическими аппаратами, особенно с точки зрения сроков и стоимости их создания. Развёртывание многоспутниковых группировок, включающих сотни и тысячи спутников, требует принципиально новых подходов к созданию космических аппаратов и системы в целом на всех этапах жизненного цикла. В статье рассматриваются ключевые технологии, используемые для создания многоспутниковых орбитальных группировок на базе малых спутников на разных стадиях жизненного цикла – от ранних стадий проектирования до стадии эксплуатации и утилизации (сведения с орбиты). Приведён опыт совместного проекта Самарского университета и Ракетно-космического центра «Прогресс» по созданию группировки малых космических аппаратов серии «АИСТ».

Ключевые слова: *многоспутниковая группировка, малый космический аппарат, проект, проектные параметры, оптимизация, жизненный цикл, технология.*

Цитирование: *Ткаченко, И.С.* Анализ ключевых технологий создания многоспутниковых орбитальных группировок малых космических аппаратов / И.С. Ткаченко// Онтология проектирования. – 2021. – Т.11, №4(42). - С.478-499. – DOI: 10.18287/2223-9537-2021-11-4-478-499.

Введение

В настоящее время наблюдается тенденция перехода от управления каждым отдельным спутником к управлению многоспутниковыми группировками. Эта тенденция подтверждается данными агентства «*Euroconsult*» (рисунок 1), согласно которым количество малых спутников на орбите в ближайшие несколько лет увеличится в разы [1].

Возможности малых космических аппаратов (МКА) за последние 20 лет в значительной степени достигли функциональности больших спутников и позволили сделать их частью многоспутниковых группировок. Несмотря на небольшие габариты и массу, характеристики полезной нагрузки делают их конкурентоспособными, а возможный отказ одного МКА практически не повлияет на эффективность всей космической системы (КС).

С 2010-х годов направление МКА приобрело значительную коммерческую составляющую. Одна за другой компании инфокоммуникационного рынка объявляли о создании спутниковых группировок. В проекте «*OneWeb*» компании *OneWeb LLC* планируется до 700 телекоммуникационных спутников; в проекте «*Starlink*» компании *SpaceX* предполагается создание и развёртывание на орбите до 12 000 МКА для создания высокопроизводительного спутникового Интернет-канала связи, а в проекте компании «*PlanetLabs*» - более 450 МКА, большинство из которых наноспутники для мониторинга земной поверхности.

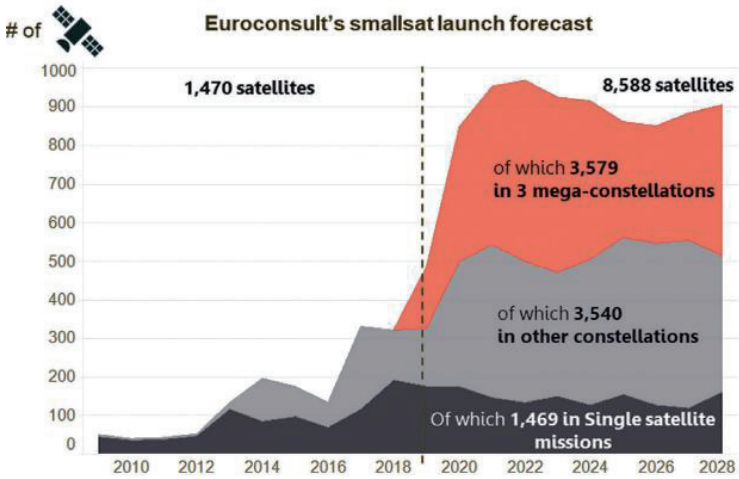


Рисунок 1 – Прогноз агентства «Euroconsult» запуска малых спутников

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева совместно с Ракетно-космическим центром «Прогресс» создаёт собственную группировку МКА, которая называется «АИСТ» [2-6]. В настоящее время на орбите три аппарата: два МКА первой серии «АИСТ» (запущены в 2013 году), предназначенные для проведения научных экспериментов в космосе по изучению частиц микрометеоритов и магнитного поля Земли, третий – аппарат «АИСТ-2Д» (запущен в 2016 году) – предназначен для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [7]. Группировка продолжает развиваться [8-10].

1 Жизненный цикл многоспутниковой группировки

Многоспутниковая группировка является классическим примером сложной технической системы, жизненный цикл (ЖЦ) которой определяется следующими основными этапами [11, 12]:

1) *формирование концепции* - формулирование требований к системе и разработка тактико-технических характеристик системы в целом и космического аппарата (КА) в её составе.
2) *проектирование* - выбор функциональной структуры системы, баллистической схемы функционирования, выбор проектных параметров КС и КА.
3) *конструирование* - оптимизация параметров системы и аппарата, выбор и разработка технологии производства аппарата, создание рабочей документации.
4) *производство* - изготовление КА, входящих в состав многоспутниковой КС.
5) *испытания* - определение качества и надёжности изготовленных КА, а также подтверждение их заданных характеристик, в том числе на орбите.
6) *эксплуатация* - функционирование системы на орбите, а также устранение неполадок и ремонт (в случае многоспутниковой КС под ремонтом целесообразно понимать восполнение её путём замены вышедших из строя спутников новыми).
7) *утилизация* - прекращение эксплуатации (увод КА с орбиты в плотные слои атмосферы).

2 Этапы формирования концепции, проектирования и конструирования

Ключевой технологией, применяемой на этапах 1-3 ЖЦ многоспутниковых КС и КА для них, является технология нисходящего параллельного проектирования [13]. Основная особенность нисходящего проектирования заключается в том, что концептуальная информация о продукте размещается на более высоком уровне, а затем распространяется на более низкие уровни структуры проекта*. С помощью этой схемы большая часть концептуальной информации становится доступной любому проектировщику, входящему в проектную группу, и может быть использована или включена в проектирование входящих деталей и узлов. Ключевым преимуществом метода нисходящего проектирования является то, что, фиксируя всю концептуальную информацию в одном источнике, создаются условия для параллельной работы команд различного функционального назначения (разработчики каркасов КА, устройств и агрегатов, монтажа устройств и агрегатов, кабельных сетей и трубопроводов, стапельного оборудования и т.д.).

Нисходящее проектирование ведётся от общего к частному и состоит в пошаговой детализации выполняемого проекта, при этом на каждом шаге рассматриваются альтернативные варианты решения и выбирается наилучшее как основа для проекта низшего уровня.

После определения начального облика изделия производится его деление на блоки и агрегаты. Далее производится их конструкторская проработка (проработка стыков агрегатов, выбор основного материала корпусов и др.), компоновка бортовой аппаратуры, в том числе целевой и научной. В дальнейшем производится подетальная разбивка агрегатов и разработка отдельных составляющих в зависимости от оснащённости производства, от возможности изготовления заготовок для деталей и других факторов.

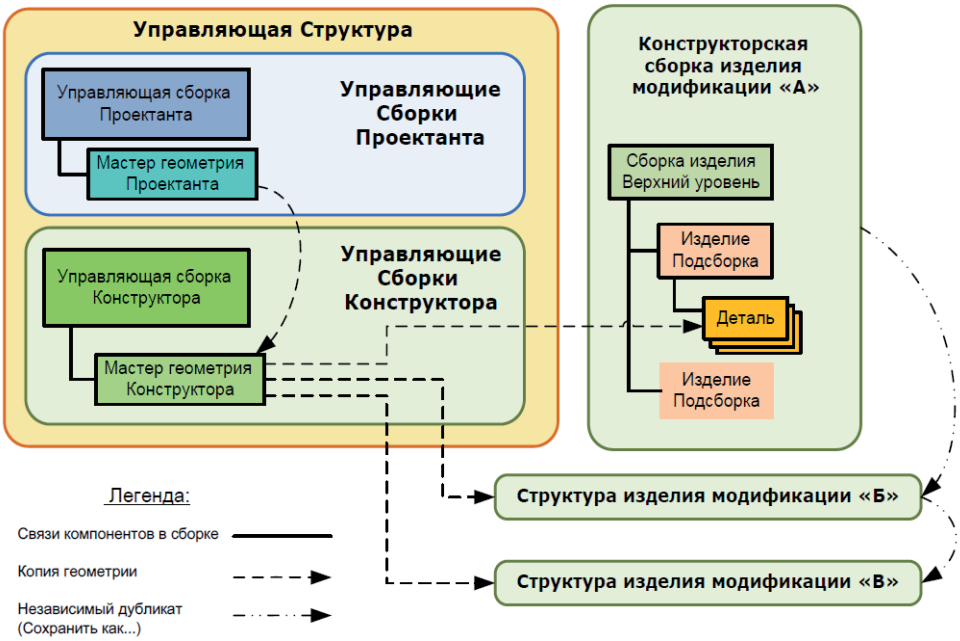


Рисунок 2 – Схема нисходящего проектирования

Схема нисходящего проектирования показана на рисунке 2 [13].

На этапе формирования концепции будущей системы, а также ранних этапах проектирования используется программное обеспечение, предназначенное для моделирования миссий, а также выбора основных проектно-баллистических параметров многоспутниковой космической группировки.

* *О нисходящем проектировании.* «Разрешая сооружение, мы подходим к нему концентрически: сначала компонуем его в целом, а затем после разрешения всего сооружения переходим к разрешению и исследованию отдельных его деталей, исправляя, дополняя и последовательно совершенствуя при этом уже разрешённое целое задание до тех пор, пока не добьёмся оптимального решения. Этот же метод относится и к деталям. Сначала мы разрешаем деталь в целом, как говорят «задаёмся ею», а потом её проверяем и усовершенствуем. Этот метод наиболее удобен и, можно сказать, даже неизбежен». [*Стрелецкий Н.С., Гениев А.Н.* Основы металлических конструкций. М.–Л.: Главная редакция строительной литературы. – 1935. – 954 с.]. *Прим. ред.*

Ядром передовых технологий проектирования современных образцов космической техники является электронная модель изделия (см., например, рисунок 3).

Использование технологии параллельного нисходящего проектирования в сочетании с сквозным использованием электронной модели изделия на всех этапах ЖЦ возможно только при формировании единого цифрового пространства на предприятии-разработчике [14-16].

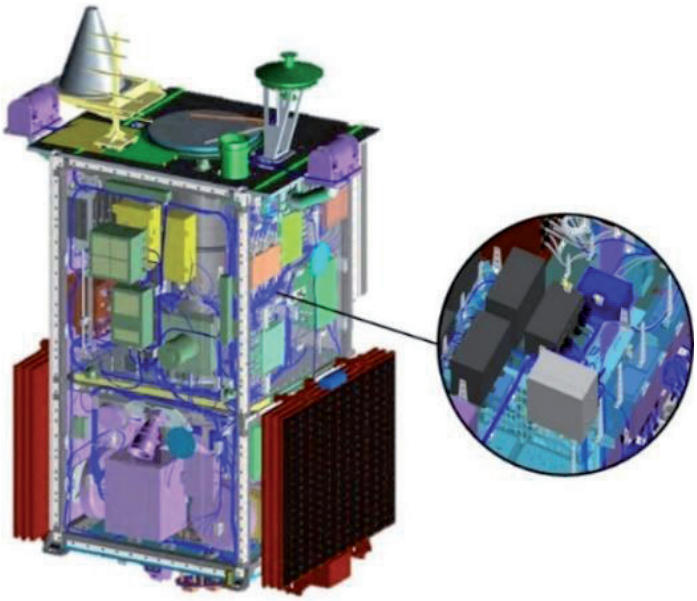


Рисунок 3 – Электронная модель МКА «АИСТ-2Д»

Современные КА создаются несколько месяцев и даже лет и, как правило, являются уникальными проектами, воспроизводимыми единичными или малыми сериями. Модульный принцип построения КА обеспечивает создание ряда КА различного назначения на основе типовых конструктивных решений. Структура, формат, правила хранения и создания электронных моделей должны обеспечивать формирование электронных макетов всей номенклатуры КА, построенных на основе модульного принципа [17].

Использование платформенных принципов является одним из основных направлений в проектировании, обеспечивающим эффективное решение задач создания МКА в сжатые сроки. Переход к проектированию МКА на базе единой платформы позволяет создать ряд спутников, отличающихся по составу целевой аппаратуры (ЦА), но имеющих общую платформу, включающую полный набор бортовых обеспечивающих систем (рисунок 4).

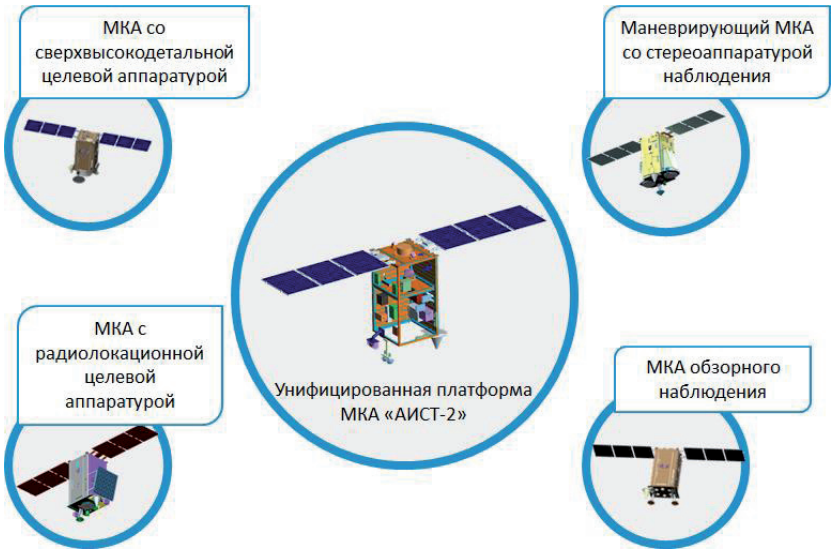


Рисунок 4 – МКА, спроектированные на базе платформы «АИСТ-2» с различными типами целевой аппаратуры

Унифицированная платформа (УП) является базовой частью создаваемого на её основе МКА и представляет собой несущую конструкцию, оснащённую служебными системами и устройствами для нормального функционирования целевой аппаратуры различного назначения, но с близкими эксплуатационными требованиями. Служебными системами являются системы, общие для МКА различного назначения: бортовой комплекс управления, система ориентации и стабилизации, система электропитания, система обеспечения теплового режима, двигательная установка, ряд механических систем и элементов, таких как средства отделения от ракеты-носителя, антен-

ные устройства, механизмы фиксации и раскрытия подвижных устройств и т.д. Солнечная батарея и её конструкция, аккумуляторная батарея (АБ), высокоскоростная радиолиния, исполнительные органы системы управления движением и др. элементы выбираются в зависимости от характеристик и требований ЦА. Единая платформа должна состоять из базового и целевого состава бортовых систем (БС). Целевой состав формируется на этапе адаптации УП к конкретной ЦА. Конструкция платформы, являясь средством восприятия и передачи силовых нагрузок на всех этапах эксплуатации КА, выполняет функции интеграции бортового оборудования в компоновку спутника и участвует в процессах перераспределения и передачи тепла.

ЦА интегрирована с единой платформой через механические, электрические, информационные и другие интерфейсы.

Выбор оптимальных проектных параметров УП, адаптируемой под ЦА, осуществляется следующим образом.

1) задаются требования и характеристики ЦА: масс-габаритные характеристики, потребляемая мощность, продолжительность работы на витке и т.д.
2) выбирается схема установки панелей солнечных батарей.
3) выбирается схема ориентации.
4) в соответствии с требованиями и характеристиками ЦА, выбранной схемой ориентации и предполагаемой даты запуска уточняется состав УП.
5) задаётся диапазон изменения вектора основных проектных параметров УП и шага изменения ΔP дискретных значений с учётом ограничений: характеристик устройства отделения, зоны установки на средство выведения, зоны и массы полезного груза.
6) проводится итерационный синтез масс-геометрических и других параметров УП и формирование вектора проектных параметров путём решения проектных задач и моделирования целевого функционирования с учётом внешних факторов космического пространства.
7) для каждой схемы ориентации и схемы построения солнечной батареи с использованием модифицированного комплексного метода Бокса [18] находится вектор оптимальных параметров по одному из критериев эффективности с учётом требований и ограничений ЦА по условиям функционирования и ограничений внешней среды.
8) если найдено хотя бы одно решение, то вектор параметров записывается в массив допустимых проектных решений и задача решается для другой схемы ориентации и другой схемы солнечных батарей. Если решения нет, проводится поиск проектного решения путём оптимизации проектных параметров модулей БС (система энергопитания, система обеспечения теплового режима, конструкция, бортовой комплекс управления) за счёт изменения ограничений. Если за счёт смены ограничений появляется решение, у которого:
   - мощность, выделяемая на энергопотребление ЦА на конец срока активного существования КА, удовлетворяет требованиям, а сам аппарат имеет минимальную массу;
   - обеспечивается суммарная производительность ЦА в течение всего срока существования,

   то оно записывается в массив.
9) проводится отбор оптимальных основных проектных параметров УП из вариантов с различными схемами ориентации и схемами солнечных батарей по выбранному критерию эффективности.
10) проводится дальнейшая декомпозиция задачи системного проектирования УП.

11) устанавливается связь между проектными параметрами и показателями эффективности УП, а также осуществляется переход к задаче следующего иерархического уровня синтеза и оценки эффективности системы.

В качестве критерия для выбора вариантов может рассматриваться максимизация срока активного существования или максимизация комплексного критерия, учитывающего максимальную технологичность и рациональность изготовления КА, минимальную массу, стоимость и т.д.

Блок-схема алгоритма выбора оптимальных проектных параметров УП МКА [17] представлена на рисунке 5.

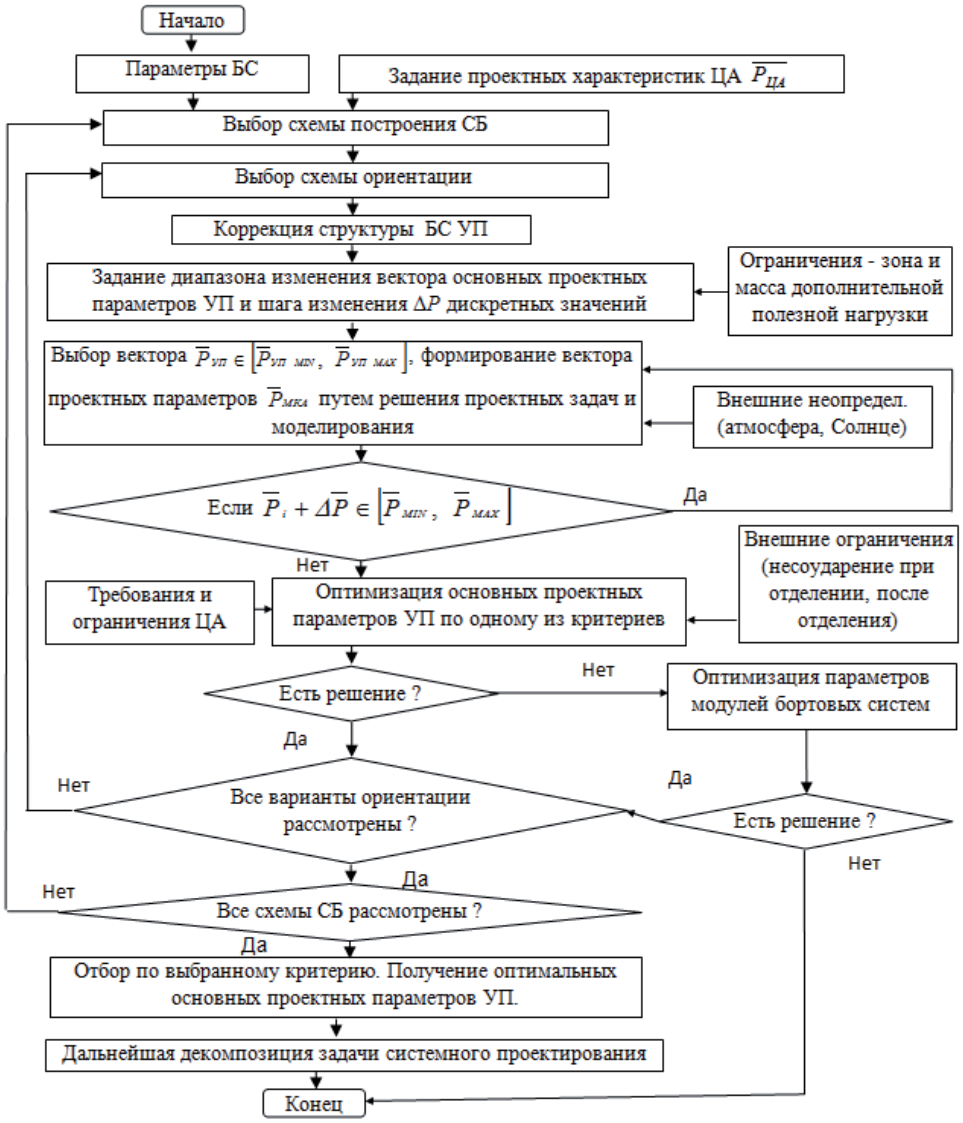


Рисунок 5 – Алгоритм выбора оптимальных проектных параметров УП КА

3 Этапы производства и испытаний

Отличительной особенностью испытаний КА, которые должны функционировать в составе многоспутниковых группировок, является функциональная интеграция нескольких видов испытаний в рамках единой экспериментальной установки. Например, электрические и тепловакуумные испытания проводятся одновременно на одной установке. То же самое

устройство используется для вибродинамических испытаний и т.д. Это связано с необходимостью сокращения времени и затрат на наземную экспериментальную отработку спутников. При реализации такого подхода создаётся технологический образец, полностью идентичный лётному, на котором проводятся все наземные испытания. Этот принцип реализован при создании малого спутника "АИСТ" [5] (рисунок 6).

Технологией, которая применяется при создании многоспутниковой группировки, является проведение части испытаний в цифровом (виртуальном) виде. Виртуальные испытания могут выполняться с использованием специализированных программных систем, таких как *Siemens NX, MSC Nastran, Ansys* и др. Некоторые виды испытаний проводятся в полностью цифровом формате с использованием электронных моделей изделий, например, такие как макетно-конструкторские испытания (рисунок 7), некоторые виды прочностных, электрических и тепловых испытаний. Полностью заменить натурные испытания виртуальными невозможно. Самой важной задачей в этом случае является верификация результатов виртуальных испытаний на основе данных физических экспериментов (рисунок 8) [19].

Рисунок 6 – Летный и технологический образцы МКА «АИСТ» при проведении радиотехнических испытаний

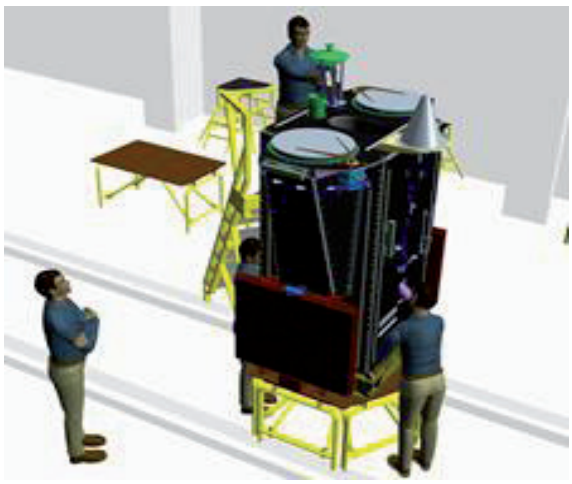
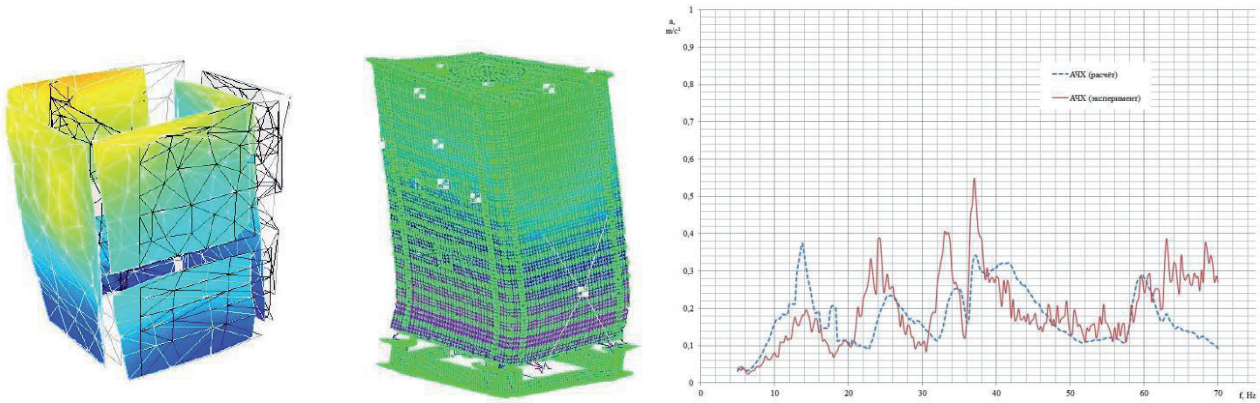


Рисунок 7 – Виртуальные макетно-конструкторские испытания МКА с использованием программного обеспечения *Creo/Windchill*



а) б) в)

Рисунок 8 – Сравнение результатов виртуальных и натурных испытаний: а) – экспериментальная первая форма колебаний МКА при частоте 14,85 Гц, полученная на вибродинамическом стенде; б) – расчетная форма колебаний аппарата, полученная в программном обеспечении *MSC Patran/Nastran*; в) - сравнение расчетной и экспериментально полученной амлитудно-частотной характеристики

При разработке многоспутниковых группировок используется подход, в соответствии с которым создаётся прототип будущего серийного устройства. Все экспериментальные испытания проводятся в космосе в ходе лётных испытаний.

Использование телеметрической информации, полученной от прототипа, функционирующего в космосе, является инструментом для проверки результатов виртуальных испытаний [20].

При производстве КА для многоспутниковых систем применяются следующие основные технологические принципы:

- модульная конструкция спутника;
- использование электронной модели изделий на этапах производства и испытаний;
- автоматическое тестирование БС на этапе сборки;
- автоматизированная сборка с использованием роботизированных устройств;
- использование опыта авиационной и автомобильной промышленности.

Ключевыми технологиями, способными значительно модернизировать существующий производственный процесс изготовления КА и его агрегатов, являются аддитивные технологии. На рисунке 9 показан первый в мире объектив с дифракционной оптикой в составе *CubeSX-HSE*, корпус для которого изготовлен по технологии селективного лазерного спекания в Самарском университете.

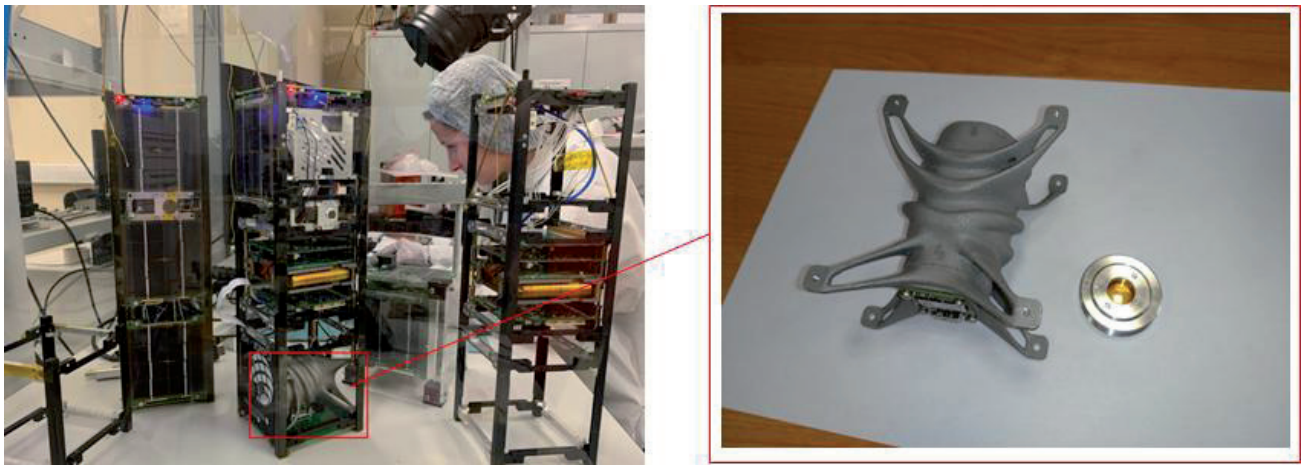


Рисунок 9 – Объектив телескопа для наноспутника *CubeSX-HSE*, изготовленный с помощью аддитивных технологий

Для объектива разработан инновационный корпус бионической формы, чтобы минимизировать массу при сохранении прочностных характеристик. Корпус объектива выполнен из порошка сплава алюминия AlSi10Mg. Габариты детали — 70×80×100 мм. Корпус был изготовлен за 8 часов. Благодаря применению аддитивных технологий удалось снизить массу детали на 40% по сравнению с подобной деталью, изготовленной традиционными способами[†].

Созданный объектив интегрирован в стандартный кубсат, что практически нивелировало полученные преимущества в объёме объектива за счёт бионического дизайна. Подобная конструкция накладывает дополнительные требования к трассировке бортовой кабельной сети. Идеальной ситуацией является создание всего КА, включая корпус, бионической формы. Геометрические ограничения, накладываемые со стороны панелей солнечных батарей и головного обтекателя ракеты-носителя, делают эту задачу трудновыполнимой. Вместе с тем,

[†] Самарские учёные готовят к испытаниям прототип сверхлёгкой оптики для наноспутников. 09.06.2020. https://ssau.ru/news/18064-samarskie-uchenye-gotovyat-k-ispytaniyam-prototip-sverkhlegkoy-optiki-dlya-nanosputnikov.

выигрыш в массе, стоимости и времени изготовления определённых конструктивных деталей КА, функционирующих в составе многоспутниковых систем, делает аддитивные технологии перспективным инструментом в серийном производстве спутников.

4 Этапы подготовки к запуску и запуск

КА многоспутниковых КС могут выводиться на орбиту двумя способами: в качестве основной полезной нагрузки с использованием специальных устройств и в качестве попутной полезной нагрузки.

Одной из особенностей многоспутниковой группировки является необходимость поддержания орбитальной структуры и положения каждого КА относительно друг друга. КА может быть доставлен на рабочую орбиту с помощью разгонного блока (рисунок 10) ракеты-носителя или с помощью собственной двигательной установки КА.

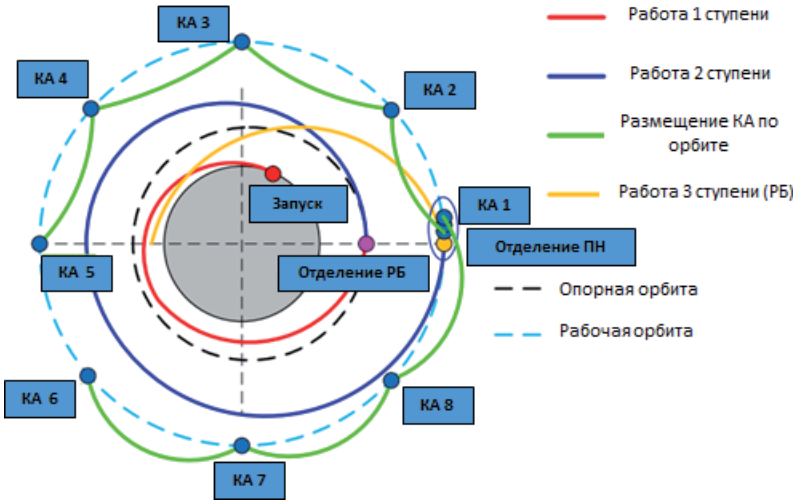


Рисунок 10 – Схема доставки на орбиту группировки МКА

Результаты проведенных исследований показывают необходимость наличия на борту существенных запасов рабочего тела для выведения спутника в точку стояния. Целесообразно использовать эти запасы рабочего тела лишь на поддержание параметров рабочей орбиты, изменение которых происходит в связи с воздействием внешних возмущающих факторов, основным из которых для низких орбит является атмосфера.

Известна оригинальная схема управления относительным положением спутников в составе группировки «*Planet*». Спутники размещаются на орбите с заданными угловыми смещениями и нулевой относительной скоростью. Оптимальная по времени фазировка достигается путём предварительного определения соответствующего относительного размещения, т.е. порядка расположения спутников. Оптимизация для поиска профиля команды фазирования необходима для каждого спутника. Органом управления является изменение баллистического коэффициента аппарата путём его ориентации по вектору скорости (рисунок 11) [21].

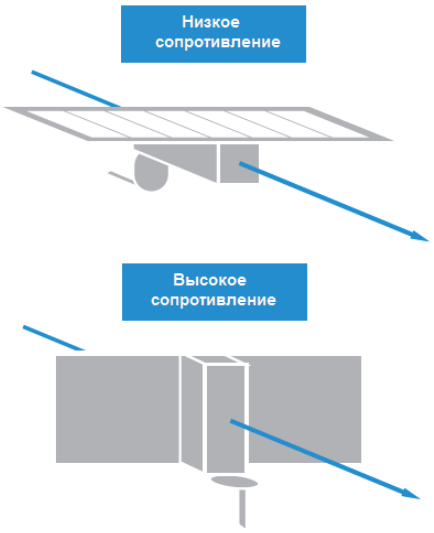


Рисунок 11 – Изменение площади миделя КА «Flock» для построения орбитальной группировки «*Planet*»

5 Этап эксплуатации

Этап эксплуатации многоспутниковой КС характеризуется большим количеством процессов, происходящих в ней одновременно. Все они влияют на количественные значения

показателей эффективности системы в целом. Для обеспечения заданного уровня надёжности и вероятности безотказной работы системы необходимо разработать и постоянно внедрять программу обновления системы, основанную на принципах резервирования БС или отдельных КА. Это определяется возможностями реинжиниринга и перепрограммирования бортового программного обеспечения.

Обеспечение надёжности функционирования КА в составе группировки достигается за счёт интеграции функций бортового оборудования. С использованием интеллектуальных алгоритмов управления бортовым программным обеспечением функции перераспределяются между устройствами и модулями бортового оборудования в случае отказов. При этом обеспечивается реализация целевого функционирования КА, повышается его надёжность и живучесть в целом.

Направлением, повышающим эффективность использования многоспутниковых КС, является разработка полностью цифровых полезных нагрузок. Благодаря наличию полностью цифровой полезной нагрузки и возможности программирования и реконфигурации из наземного центра управления возможно изменение принципов и логики решения целевой задачи.

Важную роль на данном этапе ЖЦ многоспутниковых систем играет максимальная автоматизация планирования работы группировки, её контроля и мониторинга состояния КА. Благодаря высокой степени автоматизации этих процессов удаётся оптимизировать ресурсы (финансовые затраты, трудовые ресурсы, информационные, временные и т.д.), необходимые для функционирования многоспутниковой группировки.

Анализ состояния БС МКА «АИСТ» и «АИСТ-2Д» после первичной обработки телеметрической информации (ТМИ) происходит посредством сравнения значений параметров бортовой аппаратуры, полученных из ТМИ, со значениями, соответствующими режимам работы бортовой аппаратуры и отражёнными в эксплуатационной документации, без использования каких-либо средств автоматизации процесса. Количество телеметрических параметров различных БС МКА «АИСТ» и «АИСТ-2Д» составляет 515 и 1465 соответственно [22, 23].

В связи с возрастающей структурной сложностью современных КА и систем развиваются методы их диагностики и оценки состояния. Используются подходы на основе искусственных нейронных сетей, различные типы и модификации структурных методов оценки надёжности, методы построения дерева неисправностей и дерева событий, а также математические модели, позволяющие производить оценку деградации характеристик систем.

Подобные методы могут не только лечь в основу автоматизации процесса управления спутника, но и также являться источником информации для разработки алгоритмов управления космическими аппаратами в условиях деградации бортовых систем.

Эти алгоритмы базируются на моделях децентрализованного распределенного управления КА, в основу которых положены: тестирование и контроль бортовой вычислительной системы/встроенные микроконтроллеры; распределение управления бортовой комплекс управления/наземный комплекс управления; наземный комплекс синхронного сопровождения штатной эксплуатации КА.

Алгоритмы используют встроенные элементы и методы повышения надежности и живучести, а именно: дублирование, резервирование и автоматическую систему предупреждения нештатных ситуаций. Типовой алгоритм управления МКА «АИСТ» в нештатной ситуации (отказ антенного устройства) представлен на рисунке 12.

Для обеспечения энергобаланса на борту КА необходимо, чтобы затраченная на работу ЦА суммарная мощность не превышала располагаемую мощность на борту КА с учётом располагаемой ёмкости АБ.

Такое условие можно выразить следующим образом:

$$\sum_{i=1}^{n}(P_{\text{ЦА}i} \cdot \Delta t_{\text{ЦА}i}) \leq (P_{\text{СЭП}} - P_{\text{СР.СУТ}}^{\text{ОА}}) \cdot \Delta t_{\text{прогр}} + \Delta Q_{\text{АБ}} \cdot U_{\text{БС}}\,, \quad (1)$$

где $P_{\text{ЦА}i}$ – потребляемая мощность ЦА на i-ом интервале времени в программе работы ЦА, [Вт]; $\Delta t_{\text{ЦА}i}$ – длительность i-го интервала времени, [час]; $\Delta t_{\text{прогр}}$ – общая длительность программы работы ЦА, [час]; $\Delta Q_{\text{АБ}}$– располагаемая ёмкость АБ, [А·час]; $P^{\text{ОА}}_{\text{СР.СУТ}}$ – среднесуточная мощность потребления обеспечивающей аппаратуры; $U_{\text{БС}}$– напряжение бортовой ти; $P_{\text{СЭП}}$ – среднесуточная мощность системы энергопитания (СЭП).

Для анализа возможности реализации программы работы ЦА предложена методика:

1) определяется значение мощности $P_{\text{СЭП}}$ и $P^{\text{ОА}}_{\text{СР.СУТ}}$. В случае, если $P_{\text{СЭП}} \leq P^{\text{ОА}}_{\text{СР.СУТ}}$, работу ЦА не планировать, действующую рабочую программу ЦА стереть из памяти бортового комплекса управления, ЦА отключить;
2) определяется ёмкость АБ;
3) программа работы ЦА в планируемые сутки должна быть составлена исходя из условия (1).

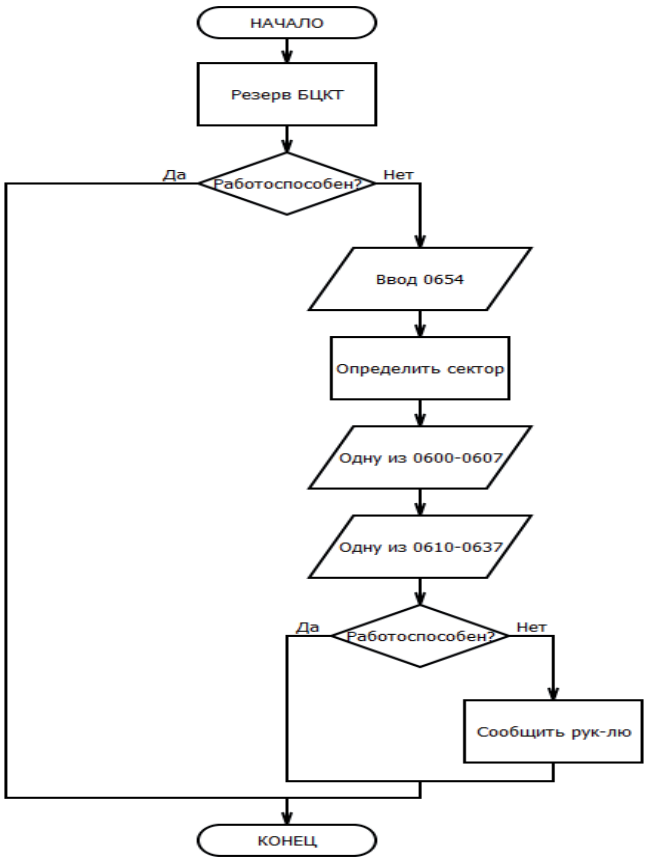


Рисунок 12 – Алгоритм выхода из аварийной ситуации в случае отказа антенного устройства МКА «АИСТ»

Программа работы закладывается только в случае выполнения условия (1). В случае если условие (1) не выполняется, необходимо уменьшать значения параметров $\Delta t_{\text{ЦА}i}$.

На основе разработанной методики планирования энергобаланса создан алгоритм оценки энергобаланса для МКА «АИСТ» (рисунок 13).

В результате применения предлагаемых методики и алгоритма для обоих МКА «АИСТ» после 6 лет функционирования (при проектном сроке не более 3 лет) было достигнуто увеличение времени беспрерывной работы ЦА с 1,5 до 4,2 часа во время бестеневых периодов и с 50 минут до 2,2 часа во время витков со средней продолжительностью тени для МКА «АИСТ» RS-43as.

Ввиду того, что разработанные алгоритмы используют для своей работы ТМИ, важной проблемой является неполнота данных или их искажение в процессе приёма вследствие влияния различного рода возмущающих факторов, таких как погодные условия, неисправность оборудования приёмной станции и др. Возникающие в массивах ТМИ пропущенные значения (рисунок 14) и статистические выбросы (рисунок 15) являются сдерживающим фактором в процессе перехода к полностью автоматической обработке данных.

В работе [24] рассматривается применение методов восстановления пропущенных значений и предлагается алгоритм импутирования пропущенных значений в массивах ТМИ. Результаты приведены в таблице 1.

В качестве меры оценки качества применяемых методов используется средняя абсолютная процентная ошибка MAPE, вычисляемая как:

$$\text{MAPE} = \frac{1}{\text{N}} \sum_{\text{i}=1}^{\text{N}} \frac{|\text{Z(t)} - \hat{\text{Z}}\text{(t)}|}{\text{Z(t)}} 100\%,$$

где $Z(t)$ – действительное значение временного ряда; $\hat{Z}(t)$ – спрогнозированное значение временного ряда; N – интервал прогноза. При $MAPE < 10\%$ прогноз отличный, $10\% < MAPE < 20\%$ - хороший, $20\% < MAPE < 50\%$ - удовлетворительный, $MAPE > 50\%$ - неудовлетворительный.

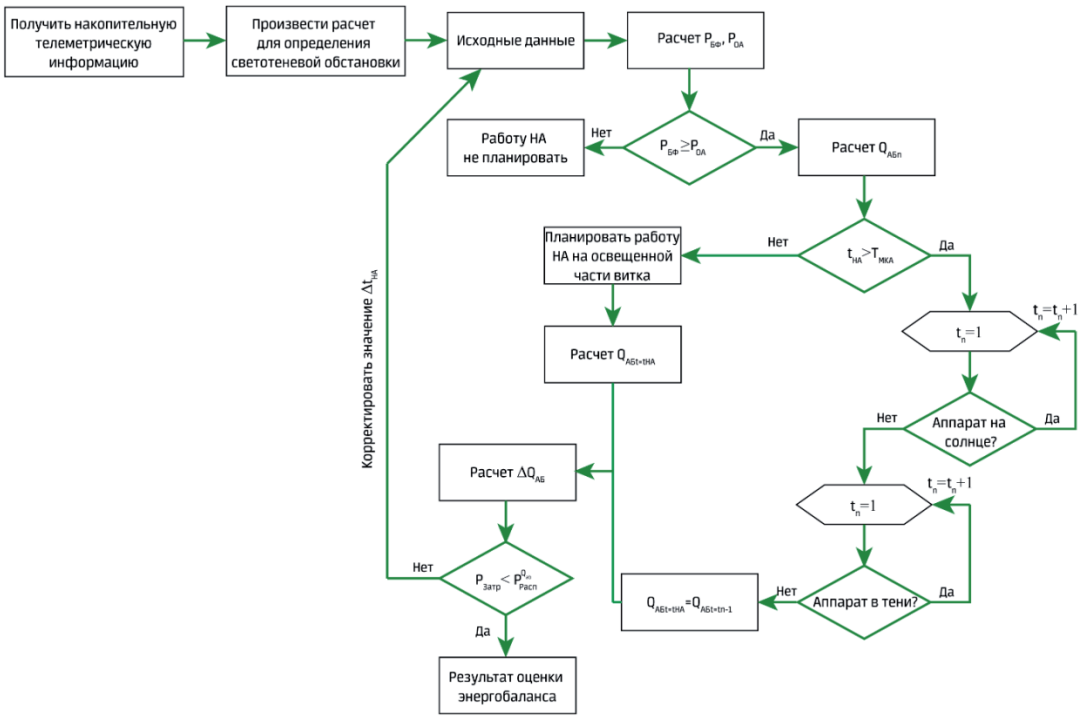


Рисунок 13 – Алгоритм оценки энергобаланса и возможности включения ЦА для МКА «АИСТ» в условиях деградации АБ

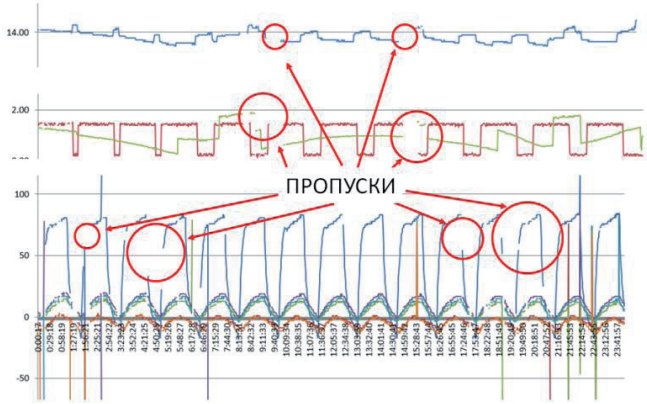


Рисунок 14 – Пример данных ТМИ с пропущенными значениями

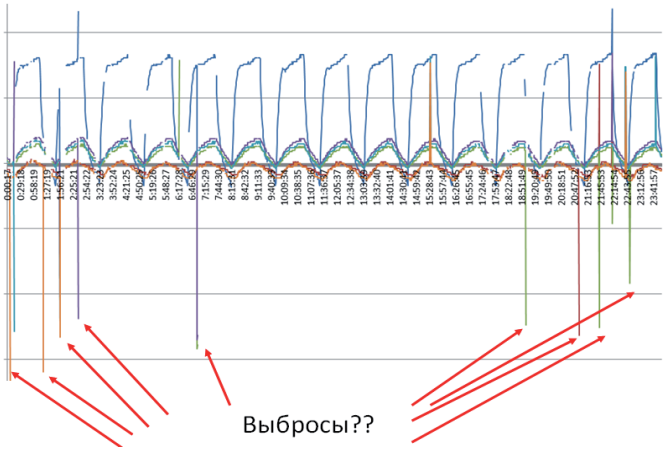


Рисунок 15 – Пример данных ТМИ со статистическими выбросами значений

Обзор методов обнаружений выбросов и аномалий в данных представлен в работе [25]. Для обнаружения выбросов рассматривались наиболее распространённые методы стандартизованной оценки, модифицированной стандартизованной оценки и межквартильного размаха. Наилучшие и во многом схожие результаты показали модифицированный метод стандартизованной оценки и межквартильного размаха. На рисунке 16 показан тестовый файл теле-

метрии системы электропитания, где точками выделены данные, которые были определены модифицированным методом стандартизованной оценки и межквартильного размаха как выбросы.

Таблица 1 – Сравнение методов восстановления пропущенных значений в данных ТМИ

Примененные методы восстановления пропусков	MAPE для данных с одиночными пропусками, %	MAPE для данных с множественными пропусками, %
Метод замены общим средним	2.9520	2.5467
Метод заполнения средним по ближайшим	0.4778	1.7777
Метод заполнения взвешенной скользящей средней (экспоненциальный)	0.5374	1.2421
Метод заполнения взвешенной скользящей средней (линейный)	0.6331	1.3010
Метод заполнения взвешенной скользящей средней (простой)	0.7269	1.3336
Метод интерполяцией сплайном	0.5083	3.6430
Метод оценки максимального правдоподобия	0.4778	0.9735
Интегрированная модель авторегрессии	0.4126	19.456

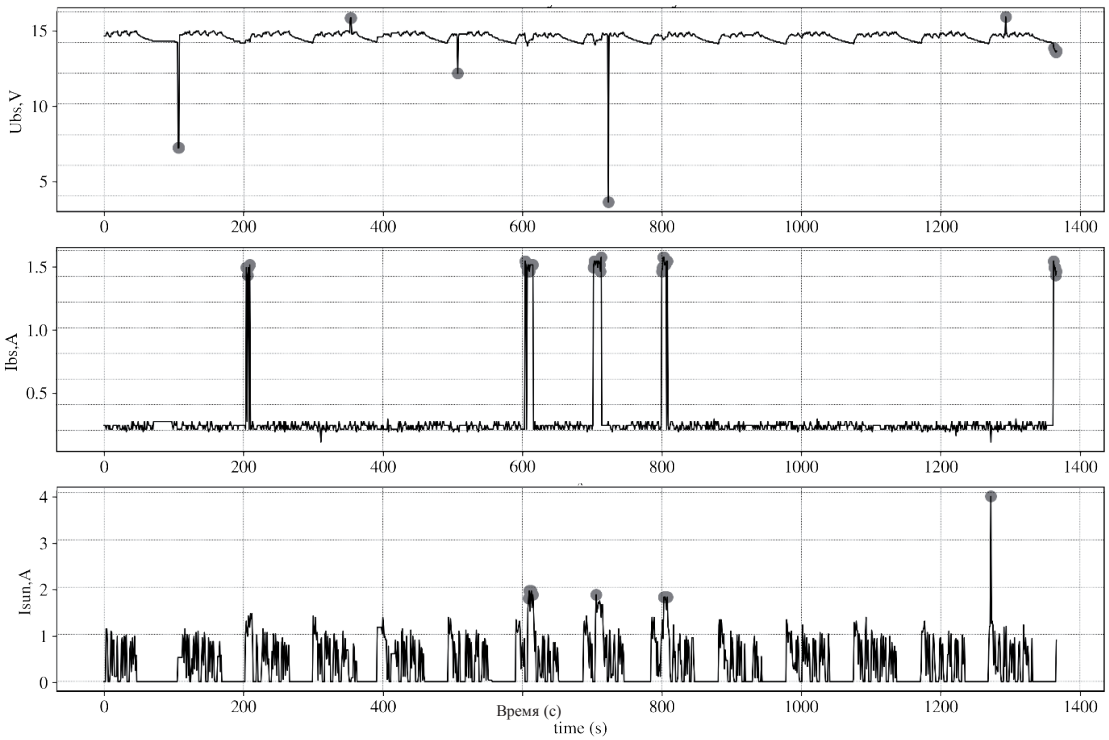


Рисунок 16 – Данные телеметрических измерений системы электропитания с детектированными выбросами

На рисунке 16 видно, что модифицированный метод стандартизованной оценки и межквартильный размах определили как выбросы те данные, которые являются аномалией, вызванной погрешностями при приёме ТМИ. Указанные методы определили как выброс и те данные, которые выбросами не являются, а именно, данные о возросшем токе бортовой сети (Ibs,A) в связи с проведением сеанса связи с КА.

Рассмотренные статистические методы позволяют выявлять резкие изменения параметров работы бортовой аппаратуры. Для детального анализа ТМИ необходимо использование нейросетевых и кластерных методов с целью эффективного выявления аномалий. Применение этих методов сопряжено со сбором значительного объёма данных, на которых будет обучаться нейросеть, и необходимостью разработки сложных алгоритмов обработки данных.

Важнейшей технологией, обеспечивающих эффективное функционирование многоспутниковых орбитальных группировок, является межспутниковая коммуникация [26]. Она позволяет применять распределённый подход к решению целевых задач, а также формировать оптимальные по времени маршруты доставки целевой информации потребителю в случае ограничений по скорости доставки и географической локализации наземных пунктов обработки информации.

6 Этап утилизации

Требование оснащения всех КА системами увода с орбиты становится одной из норм международного космического права и входит в стандарты работы организаций - производителей ракетно-космической техники всех стран мира.

Использование системы увода КА с орбиты становится необходимым условием для создания многоспутниковой группировки, поскольку потеря контроля над вышедшим из строя КА может представлять угрозу для функционирования группировки в целом из-за возможного столкновения с другими КА. Для обеспечения бесперебойной работы всей системы необходимо как можно скорее вывести из строя вышедший из строя КА и заменить его функционирующим. Эта задача может быть решена с помощью двигательной установки КА или специально разработанной для этой цели спутниковой системы увода с орбиты [27].

Анализ предлагаемых методов борьбы с проблемой образования космического мусора [28-35], приведён в таблице 2. Оценка эффективности системы увода МКА с орбиты требует формирования системы критериев и показателей эффективности, которые представляют собой совокупность важнейших параметров, характеризующих объект с различных сторон и учитывающих его функциональных особенности.

На основе анализа возможных способов увода КА с орбиты определены следующие показатели эффективности системы увода малых космических аппаратов, приведённые к безразмерным относительным величинам с помощью нормирования:

1) Относительное время увода, $\widehat{T}$;
2) Относительная масса системы увода, $\widehat{M}$;
3) Удельное энергопотребление системы увода, $\widehat{W}$;
4) Технологичность системы увода, S – условный показатель, отражающий конструктивную сложность изготовления элементов и системы увода в целом.
5) Относительная стоимость системы увода, $\hat{C}$;
6) «Надёжность» системы увода, R – обобщённый показатель, отражающий возможность включения системы увода МКА с орбиты, вероятность её безотказной работы и выполнения целевой функции.

Можно ограничиться рассмотрением указанных показателей в задаче анализа эффективности системы увода, так как они в достаточной мере отражают основные характеристики космических аппаратов и их систем.

Критерий эффективности системы увода МКА с орбиты можно представить в виде:

$$\bar{E} = E(\widehat{T}, \widehat{M}, \widehat{W}, S, \hat{C}, R)^T \rightarrow max.$$

Зависимость между показателями эффективности в явном виде установить крайне сложно из-за их различной физической сущности. Это определило выбор метода анализа эффективности системы – метод относительной интегральной оценки [36]. Задачу выбора средства увода МКА и оценки его эффективности можно сформулировать как задачу максимизации критерия эффективности $\bar{E}$. Алгоритм оценки эффективности системы увода для МКА на основе метода относительной интегральной оценки показан на рисунке 17.

Таблица 2 – Преимущества и недостатки способов увода с орбиты

Тип системы увода		Преимущества	Недостатки
Пассивные (бестопливные)	Тросовая система	1) малая масса; 2) низкая стоимость.	1) сложность изготовления; 2) сложность программы экспериментальной отработки; 3) длительное время увода; 4) большое энергопотребление.
	Аэродинамическая система	1) низкая стоимость; 2) использование естественных внемних сил; 3) Малая масса.	1) использование только на орбитах до 800 км; 2) сложность развёртывания конструкции; 3) уязвимость к микрометеоритам; 4) длительное время увода.
	Солнечный парус	1) использование естественных внешних сил; 2) малая масса; 3) низкая стоимость.	1) уязвимость к микрометеоритам; 2) использование на орбитах ниже 2000 км невозможно.
Активные (топливные)	Жидкостный ракетный двигатель малой тяги	1) широкий диапазон тяги; 2) высокая степень лётной отработки.	1) токсичное топливо; 2) низкий удельный импульс.
	Твердотопливный ракетный двигатель малой тяги	1) малое количество элементов и подсистем; 2) высокая надёжность; 3) длительные сроки хранения топлива.	1) однократное включение; 2) фиксированный общий импульс.
	Электрореактивная двигательная установка	1) высокий удельный импульс; 2) экологичное топливо.	1) низкая тяга; 2) высокая стоимость; 3) длительное время увода; 4) высокое энергопотребление.

По результатам апробации алгоритма сформированы рекомендации по оснащению МКА системами увода в зависимости от массовых и энергетических характеристик КА. Рекомендуемые средства увода по классам КА представлены в таблице 3.

Таблица 3 – Рекомендуемые средства увода по классам КА

Класс аппарата	Масса, кг	Тип системы ориентации	Мощность системы энергопитания, Вт	Рекомендуемое средство увода
Нано-класс	1-10	Пассивная	5-10	Тросовая/Аэродинамическая
Микро-класс	10-100	Пассивная	10-15	Аэродинамическая
Малые	100-250	Активная	50-100	Твердотопливный реактивный двигатель малой тяги
Малые	250-500	Активная	100-200	Жидкостный реактивный двигатель малой тяги
Малые	500-1000	Активная	250-450	Твердотопливный/ Жидкостный реактивный двигатель малой тяги

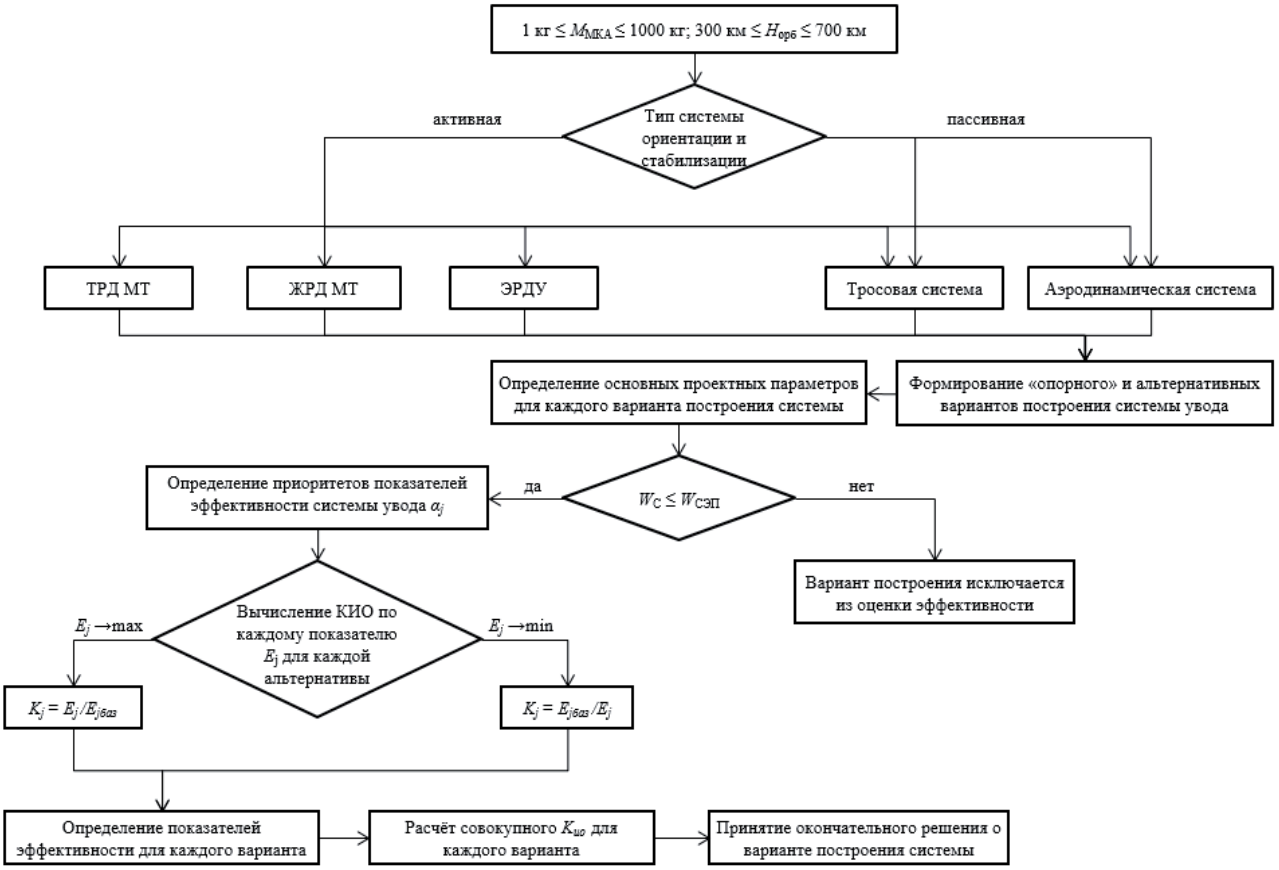


Рисунок 17 – Структурная схема алгоритма оценки эффективности системы увода МКА

С использованием алгоритма оценки эффективности системы увода МКА разработаны проекты оснащения МКА «АИСТ» и МКА «АИСТ-2Д» средствами увода с орбиты, представленные на рисунках 18 и 19 соответственно.

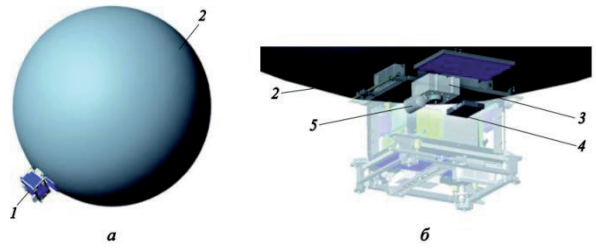


Рисунок 18 – МКА «АИСТ» с аэродинамической системой увода с орбиты: а — общий вид; б — внутренняя компоновка МКА с установленными подсистемами системы увода; 1 — КА; 2 — надуваемый баллон; 3 — контейнер хранения; 4 — контроллер управления; 5 — газогенератор

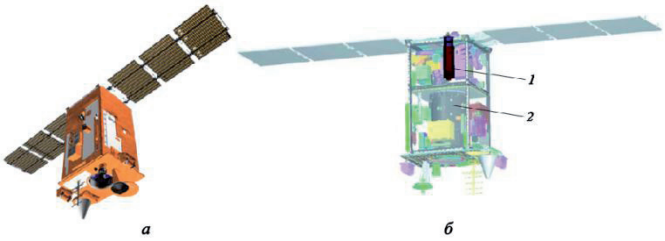


Рисунок 19 – МКА «АИСТ-2Д», оснащённый системой увода на базе твердотопливного ракетного двигателя малой тяги: а — общий вид; б — внутренняя компоновка МКА с установленной системой увода; 1 — твердотопливный реактивный двигатель малой тяги «755 Ns Motor»; 2 — МКА «АИСТ-2Д»

Заключение

Реализация проектов многоспутниковых орбитальных группировок может привести к появлению принципиально новых продуктов и услуг, таких как непрерывный мониторинг из космоса. Альтернативным решением такой задачи, как непрерывный мониторинг, могут являться КА нового типа, функционирующие на высоких орбитах и использующие оптические системы на новых физических принципах. Примером может являться проект американского

агентства *DARPA – MOIRE* – КА с дифракционной оптической системой, функционирующий на геостационарной орбите [37-39].

Появление многоспутниковых орбитальных группировок – закономерное развитие КС. Реализация проектов такого масштаба ставит перед космической отраслью принципиально новые задачи. Это приведёт к прогрессу в проектировании электронной компонентной базы, БС, подходов к разработке и испытаниям космической техники нового поколения. В случае нахождения баланса между целями многоспутниковой группировки, затратами на её производство и эксплуатацию и приемлемой конечной стоимостью для потребителя, многоспутниковые КС будут успешными с экономической точки зрения.

Благодарности

Статья подготовлена в рамках проекта по Госзаданию FSSS-2020-0017 «Разработка теоретических основ, методического и программного обеспечения для решения задач оперативного мониторинга Земли на основе интеллектуальной обработки и тематической классификации гиперспектральных данных с использованием линейки малых космических аппаратов на базе платформы «АИСТ».

Список источников

[1] ***Keith A., Larrea Brito N.,*** Satellite-based Earth observation market prospects to 2027: 11th Ed-n. Euroconsult. 2018.

[2] ***Ткаченко, С.И.*** Проектный облик и основные характеристики малого космического аппарата СГАУ – ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / С.И. Ткаченко, В.В. Салмин, Н.Д. Семкин, В.И. Куренков, В.И. Абрашкин, А.Г. Прохоров, И.С. Ткаченко // Вестник СГАУ. №2, 2010. – С. 154-165.

[3] ***Kirilin, A.*** Small Satellites "AIST" Constellation - Design, Construction and Program of Scientific and Technological Experiments / A. Kirilin, E. Shakhmatov, V. Soifer etc. // Procedia Engineering, 2015. Vol. 104. P.43-49.

[4] ***Kirilin, A.N.*** Design, testing and operation of «AIST» small satellites / A.N. Kirilin, R.N. Akhmetov, V.I. Abrashkin etc. // Proceedings of 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2015. P.819-823.

[5] ***Кирилин, А.Н.*** Лётно-конструкторские испытания и опытная эксплуатация малых космических аппаратов «АИСТ»/А.Н. Кирилин, С.И. Ткаченко, В.В. Салмин, Н.Д. Сёмкин, А.П. Папков, В.И. Абрашкин, И.С. Ткаченко, Ю.Е. Железнов, Е.Ю. Галаева// Вестник СГАУ. – Т.14, № 4. – 2015. – С. 58 – 71.

[6] ***Кирилин, А.Н.*** Малые космические аппараты серии «АИСТ» (проектирование, испытания, эксплуатация и развитие) / А.Н. Кирилин, С.И. Ткаченко, В.В. Салмин, И.С. Ткаченко, Н.Д. Семкин, С.Л. Сафронов, В.И. Абрашкин. - Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2017. – 348 с.

[7] ***Кирилин, А.Н.*** Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов, С.И. Ткаченко, А.И. Бакланов, В.В. Салмин, Н.Д. Семкин, И.С. Ткаченко, О.В. Горячкин. -Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.

[8] ***Кирилин, А.Н.*** Основные проектные характеристики малых космических аппаратов научного и прикладного назначений на базе унифицированной платформы «АИСТ-2»/А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.И. Бакланов, Н.Р. Стратилатов, В.И. Абрашкин, Е.В. Космодемьянский, С.И. Ткаченко, В.В. Салмин, И.С. Ткаченко, С.Л. Сафронов // Космическая техника и технологии, 2020. – № 4(31).– С.18-32.

[9] ***Кирилин, А.Н.*** Формирование на базе платформы "АИСТ-2" проектного облика малого космического аппарата обзорного наблюдения, функционирующего в составе орбитальной группировки / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, В.В. Салмин, Е.В. Космодемьянский, И.С. Ткаченко, С.Л. Сафронов, М.А. Иванушкин, С.С. Волгин // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли. Материалы XV научно-технической конференции (г. Алушта, 16-21 сентября 2018 г.) - Калуга: Манускрипт. – 2018. – С.32-35.

[10] ***Кирилин, А.Н.*** Формирование региональной космической системы оперативного мониторинга Земли в интересах решения задач картографии, развития сельского хозяйства и экологической безопасности на базе малых космических аппаратов серии "АИСТ" с широкозахватной целевой аппаратурой среднего разрешения/ А.Н. Кирилин, Г.П. Аншаков, А.И. Бакланов, В.В. Салмин, И.С. Ткаченко, М.А. Иванушкин, С.С. Волгин // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли. Материалы XV научно-технической конференции (г. Алушта, 16-21 сентября 2018 г.) - Калуга: Манускрипт. – 2018. – С.36 - 39.

[11] Стандарт ИСО 9004-1-94. Управление качеством и элементы системы качества. М., 1994.
[12] ***Побирский, Е.Ю***. Управление жизненным циклом изделия в производстве ракетно-космической техники / Е.Ю. Побирский, А.С. Галаев, И.С. Филимонов// Сборник материалов Международной научно-практической конференции «Решетневские чтения» - Изд-во: СибГАУ, Том 2, 2012. - С. 633-634.
[13] ***Комарова, Л.А.*** Применение технологии нисходящего проектирования, основанной на решениях Windchill PDMLink и САПР Pro/Engineer, для разработки изделий ракетно-космической техники / Л.А. Комарова, А.Н. Филатов // Известия Самарского научного центра РАН. – 2011. – Т. 13. – №1(2) (39). – С.297-303.
[14] ГОСТ 2.102-2013. Виды и комплектность конструкторских документов. Дата введения 2014-06-01.
[15] ***Колчин, А.Ф.*** Управление жизненным циклом продукции / А.Ф. Колчин, М.В. Овсянников, А.Ф. Стрекалов, С.В. Сумароков. – М.: Анахарис, 2002. – 304 с.
[16] ***Никашина, И.В.*** Автоматизированное управление конструкторскими данными в едином информационном пространстве предприятия / И.В. Никашина, А.Н. Филатов, В.А. Комаров // Сборников трудов Международной научно-технической конференции «Перспективные информационные технологии (ПИТ 2015)» Изд-во: СГАУ. 2015. С.21-29.
[17] ***Сафронов, С.Л.*** Современные подходы к созданию малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли на базе унифицированных платформ: монография / С.Л. Сафронов, И.С. Ткаченко, М.А. Иванушкин, С.С. Волгин. - Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. – 276 с.
[18] ***Box, M.J***. A New Method of Constrained Optimization and a Comparison With Other Methods / M. J. Box // The Computer Journal, Volume 8, Issue 1, April 1965. – Pp. 42–52.
[19] ***Иголкин, А.А***. Модальный анализ динамического макета малого космического аппарата «АИСТ-2Д» / А.А. Иголкин, А.И. Сафин, А.Г. Филипов// Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2018. –Т. 17. № 2. – С.100-108.
[20] ***Tkachenko, S.I***. Verifying Parameters of Ground Data Processing for the Thermal Control System of Small Spacecraft AIST Based on Telemetry Data Obtained by Samara University's GCS / S.I. Tkachenko, V.V. Salmin, I.S. Tkachenko, I.V. Kaurov, M.D. Korovin // Procedia Engineering, 2017. – Vol. 185. – Pp.205-211.
[21] ***Foster, C.*** Differential drag control scheme for large constellation of Planet satellites and on-orbit results / C. Foster, J. Mason, V. Vittaldev, L. Leung etc. / /arXiv preprint arXiv:1806.01218, 2018. – 18 p.
[22] ***Иванушкин, М.А***. Разработка способов обеспечения энергетического баланса при работе целевой аппаратуры малых космических аппаратов серии «АИСТ» в условиях энергетических ограничений / М.А. Иванушкин, В.В. Салмин, С.С. Волгин, С.И. Ткаченко, И.С. Ткаченко // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2018. – Т. 17. № 4. – С.57-66.
[23] ***Volgin, S.S.*** Algorithms of Processing and Analysis of Telemetric formation of Small Satellite of the "AIST" Series for the Purpose of Prompt Detection of Failures of on-Board Equipment / V.V. Salmin, I.S. Tkachenko, S.S. Volgin, M.A. Ivanushkin, D. Chen, V. Vassilev // Proceedings of the 2019 IEEE International Conference on Electrical Engineering and Photonics, EExPolytech 2019. – 2019. – P.108-111.
[24] ***Salmin, V.V.*** Processing of telemetry data arrays for “AIST” small satellites using the methods of imputing missing data / V.V. Salmin, M.A. Ivanushkin, S.S. Volgin, I.S. Tkachenko //AIP Conference Proceedings 2046, 2019.
[25] ***Chandola, V.*** Anomaly Detection / V. Chandola, A. Banerjee // ACM: Computing Surveys, 2009, 41 p.
[26] ***Radhakrishnan, R.*** Survey of Inter-Satellite Communication for Small Satellite Systems: Physical Layer to Network Layer View / R. Radhakrishnan, W. Edmonson, F. Afghah etc. IEEE Communications Surveys and Tutorials, 2016. – Vol. 18. no. 4. – Pp.2442-2473.
[27] ***Krestina, A.V.*** Determining design characteristics of the de-orbiting system for the small satellite / A.V. Krestina, I.S. Tkachenko // AIP Conference Proceedings 2318, 020010 (2021).
[28] ***Пикалов, Р.С.*** Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора / Р.С. Пикалов, В.В. Юдинцев // Труды МАИ. 2018. № 100. http://trudymai.ru/published.php?ID=93299.
[29] ***Aslanov, V.S.*** Dynamics of tethered satellite systems / V.S. Aslanov, A.S. Ledkov // Cambridge: Woodhead Publishing, 2012. 331 p.
[30] ***Улыбышев, С.Ю.*** Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 1 / С.Ю Улыбышев // Труды МАИ. 2019. № 106. http://trudymai.ru/published.php?ID=107855.
[31] ***Forward, R.L***. Terminator TetherTM: A Spacecraft Deorbit Device / R.L. Forward, R.P. Hoyt // Journal of spacecraft and rockets, 2000. Vol. 37. no.2. P.187-196.
[32] ***Janovsky, R.*** End-of-life de-orbiting strategies for satellites / R. Janovsky, M. Kassebom, H. Lübberstedt, O. Romberg, H. Burkhardt, M. Sippel, G. Krülle, B. Fritsche // Deutscher Luft- und Raumfahrt congress, 2002.
[33] ***Палий, А.С.*** Об эффективности устройства аэродинамического торможения для увода космических аппаратов / А. С. Палий // Техническая механика. 2012. № 4. С.82-90.
[34] ***Трофимов, С.П***. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит: дисс. канд. физ.-мат. наук: 01.02.01. М., 2015. 125 с.

[35] ***Рыжков, В.В***. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов / В.В. Рыжков, А.В. Сулинов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т.17. №4. С.115-128.
[36] ***Ткаченко, И.С***. Интегральная оценка эффективности космической системы орбитальной инспекции на базе малых космических аппаратов / И.С. Ткаченко, И.В. Кауров // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. №1 (39). С.91-100.
[37] ***Early, J.*** Twenty meter space telescope based on diffractive Fresnel lens / J. Early, R. Hyde, R. Baron // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. 2004. Vol. 5166. P.148-156.
[38] ***Atcheson, P.*** MOIRE - Initial demonstration of a transmissive diffractive membrane optic for large lightweight optical telescopes / P. Atcheson, C. Stewart, J. Domber, K. Whiteaker, J. Cole, P. Spuhler, A. Seltzer, L. Smith // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. 2012. Vol. 8442, Article number 844221.
[39] ***Atcheson, P.*** MOIRE - Ground demonstration of a large aperture diffractive transmissive telescope / P. Atcheson, J. Domber, K. Whiteaker, J. A. Britten, S. N. Dixit, B. Farmer // Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. 2014. Vol.9143, Article number 91431W.

Сведения об авторе

Ткаченко Иван сергеевич, 1985 г. рождения. Окончил Самарский аэроксмический университет имени академика С.П. Королева (2008), к.т.н. (2012), доцент кафедры космического машиностроения, исполнительный директор Института авиационной и ракетно-космической техники. В списке научных трудов более 70 публикаций в исследования и создания малых космических аппаратов. Научные интересы: малые космические аппараты, электрореактивные двигатели, системный анализ, орбитальная инспекция. Author ID (РИНЦ): 602393. Author ID (Scopus): 12645515700. *tkachenko.is@ssau.ru.*

Поступила в редакцию 2.12.2021, после рецензирования 17.12.2021. Принята к публикации 21.12.2021.

Analysis of key technologies for creating multisatellite orbital constellations of small spacecraft

I.S. Tkachenko

Samara National Research University named after academician S.P. Korolev, Samara, Russia

Abstract

One of the key areas of modern world cosmonautics is the development of cluster space systems for various purposes, consisting of a large number of functioning spacecraft. This became possible due to a decrease in the mass of spacecraft due to the creation and use of new materials, the development of electronics and microelectromechanical systems, the use of the group launch method, the development of multi-agent technologies and inter-satellite communication systems. There are projects of systems consisting of a large number of space objects, such as OneWeb, Planet, Starlink, Satellogic, etc. The main classes of devices used to create such multi-satellite systems are small satellites, including the number of micro (up to 100 kg) and nano (up to 10-15 kg) classes, which have significant advantages over heavy spacecraft, especially in terms of the timing and cost of their creation. The deployment of multi-satellite constellations, including hundreds and thousands of satellites, requires fundamentally new approaches to the creation of spacecraft and the system as a whole at all stages of the life cycle. The article discusses the key technologies used to create multi-satellite orbital constellations based on small satellites at different stages of the life cycle - from the early stages of design to the stage of operation and disposal (information from orbit). The experience of a joint project of Samara University and the Progress Rocket and Space Center on the creation of a constellation of small spacecraft of the AIST series is presented.

Key words: *multisatellite constellation, small spacecraft, project, design parameters, optimization, life cycle, technology.*

Citation: *Tkachenko IS.* Analysis of key technologies for creating multisatellite orbital constellations of small spacecraft [In Russian]. *Ontology of designing*. 2021; 11(4): 478-499. DOI: 10.18287/2223-9537-2021-11-4-478-499.

Acknowledgements: This work is supported by the Ministry of education and science of the Russian Federation in the framework of the State Assignments to higher education institutions and research organizations in the field of scientific activity (the project FSSS-2020-0017).

List of figures and tables

Figure 1 - Forecast of the agency "Euroconsult" for the launch of small satellites
Figure 2 - Top-down design diagram
Figure 3 - Electronic model of the small satellite "AIST-2D"
Figure 4 - Small satellites designed on the basis of the AIST-2 platform with various types of target equipment
Figure 5 - Algorithm for choosing the optimal design parameters for a unified platform for satellites
Figure 6 - Flight and technological samples of the small satellite "AIST" during radio tests
Figure 7 - Virtual prototype tests of a small satellite using *Creo/Windchill* software
Figure 8 - Comparison of the results of virtual and field tests
Figure 9 - Telescope lens for the *CubeSX-HSE* nanosatellite made using additive technologies
Figure 10 - Scheme of on-orbit delivery of a constellation of small satellite
Figure 11 - Changing the cross-sectional area of satellite "Flock" to build the orbital group "Plane"
Figure 12 - Algorithm for overcoming an emergency in the event of a failure of the antenna device of the small satellite "AIST"
Figure 13 - Algorithm for assessing the energy balance and the possibility of turning on the target equipment for the small satellite "AIST" in the conditions of degradation of the battery
Figure 14 - Example of telemetry data with missing values
Figure 15 - Example of telemetry data with statistical outliers
Figure 16 - Power system telemetry data with detected emissions
Figure 17 - Block diagram of the algorithm for evaluating the efficiency of the deorbiting system of small satellite
Figure 18 - Small satellite "AIST" with aerodynamic deorbiting system
Figure 19 - Small satellite "AIST-2D", equipped with the deorbiting system based on a low-thrust solid-propellant engine
Table 1 - Comparison of methods for recovering missing values in telemetry data
Table 2 - Advantages and disadvantages of deorbiting methods
Table 3 - Recommended means of withdrawal by classes of small satellite

References

[1] ***Keith A, Larrea Brito N.*** Satellite-based Earth observation market prospects to 2027: 11th Edition. Euroconsult. 2018.

[2] ***Tkachenko SI, Salmin VV, Semkin ND, Kurenkov VI, Abrashkin VI, Prokhorov AG, Tkachenko IS, Petrukhina KV.*** The design and basic characteristics of a small spacecraft of SSAU – «TsSKb-Progress» [In Russian]. Vestnik SGAU 2010; 2: 154-165.

[3] ***Kirilin A, Shakhmatov E, Soifer V, Akhmetov R, Tkachenko S, Prokofev A, Salmin V, Stratilatov N, Semkin N, Abrashkin V, Tkachenko I, Safronov S, Zheleznov Y.*** Small Satellites "AIST" Constellation - Design, Construction and Program of Scientific and Technological Experiments. Procedia Engineering 2015; 104: 43-49.

[4] ***Kirilin A, Akhmetov R, Abrashkin V, Shakhmatov E, Soifer V, Tkachenko S, Prokofiev A, Stratilatov N, Salmin V, Semkin N, Tkachenko I.*** Design, testing and operation of «AIST» small satellites. Proceedings of 7th International Conference on Recent Advances in Space Technologies 2015: 819-823.

[5] ***Kirilin AN, Tkachenko SI Salmin, VV, Semkin ND, Papkov AP, Abrashkin VI, Tkachenko IS, Zheleznov YuE, Galaeva EYu.*** Flight development tests and attempted operation of «AIST» small satellites [In Russian]. Vestnik SGAU 2015; 14, 4: 58-71.

[6] ***Kirilin AN, Tkachenko SI, Salmin VV, Tkachenko IS, Semkin ND, Safronov SL, Abrashkin VI.*** Small spacecraft of the "AIST" series (design, testing, operation and development) [In Russian]. Samara: Samara Scientific Center of RAS; 2017. 348 p.

[7] ***Kirilin A, Akhmetov RN, Shakhmatov EV, Tkachenko SI, Baklanov AI, Salmin VV, Semkin ND, Tkachenko IS, Goryachkin OV.*** Experimental and technological small spacecraft "AIST-2D" [In Russian]. Samara: Samara Scientific Center of RAS; 2017. 324 p.

[8] ***Kirilin AN, Akhmetov RN, Tkachenko SI, Stratilatov NR, Salmin VV, Voronov KE, Abrashkin VI, Tkachenko IS, Piyakov AV, Safronov SL.*** Key design parameters and operational results for a constellation of small spacecraft for scientific and educational purposes of the AIST series [In Russian]. Space technique and technologies 2020; 4(31): 18-32.

[9] ***Kirilin AN, Akhmetov RN, Salmin VV, Kosmodemyanskiy EV, Tkachenko IS, Safronov SL, Volgin SS, Ivanushkin MA.*** Formation on the basis of the AIST-2 platform of the design appearance of a small surveillance observation spacecraft operating as part of an orbital constellation [In Russian]. Systems for observation, monitoring and remote sensing of the Earth: Materials of the XV scientific and technical conference (Alushta, September 16-21, 2018). Kaluga: Manuscript; 2018: 32-35.

[10] ***Kirilin AN, Anshakov GP, Baklanov AI, Salmin VV, Tkachenko IS, Volgin SS, Ivanushkin MA.*** Formation of a regional space system for operational monitoring of the Earth in the interests of solving problems of cartography, the development of agriculture and environmental safety on the basis of small spacecraft of the "AIST" series with wide-range target equipment of medium resolution [In Russian]. Systems for observation, monitoring and remote sensing of the Earth: Materials of the XV scientific and technical conference (Alushta, September 16-21, 2018). Kaluga: Manuscript; 2018: 36-39.

[11] ISO 9004-1-94 standard. Quality management and elements of the quality system [In Russian]. Moscow; 1994.

[12] ***Pobirsky EYu, Galaev AS, Filimonov IS.*** Product lifecycle management in the space-based rocket industry [In Russian]. Collection of materials of the International Scientific and Practical Conference "Reshetnev Readings". Publishing house: SibGAU, 2012; 2: 633-634.

[13] ***Komarova LA, Filatov AN.*** Application of descending designing technology based on decisions Windchill PDMlink and SAPR Pro/ENGINEER, for working out products of space-rocket technics м. Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences 2011; 13, 1(2): 297-303.

[14] GOST 2.102-2013. Types and completeness of design documents [In Russian]. Moscow: Standardinform; 2014.

[15] ***Kolchin AF, Ovsyannikov MV, Strekalov AF, Sumarokov SV.*** Product lifecycle management [In Russian]. Moscow: Anacharsis; 2002. 304 p.

[16] ***Nikashina IV, Filatov AN, Komarov VA.*** Automated management of design data in a single information space of the enterprise [In Russian]. Proceedings of the International Scientific and Technical Conference "Perspective Information Technologies (PIT 2015)". Samara: SSAU; 2015: 21-29.

[17] ***Safronov SL, Tkachenko IS, Ivanushkin MA, Volgin SS.*** Modern approaches to the creation of small satellites for remote sensing of the Earth on the basis of unified platforms [In Russian]: monograph. Samara: Samara University publ.; 2019. 276 p.

[18] ***Box MJ***. A New Method of Constrained Optimization and a Comparison With Other Methods. The Computer Journal 1965; 8, 1: 42-52.

[19] ***Igolkin AA, Safin AI, Filipov AG.*** Modal analysis of the dynamic mockup of “AIST–2D” small spacecraft [In Russian]. Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering 2018; 17, 2: 100-108.

[20] ***Tkachenko SI***, Salmin VV, Tkachenko IS, Kaurov IV, Korovin MD. Verifying Parameters of Ground Data Processing for the Thermal Control System of Small Spacecraft AIST Based on Telemetry Data Obtained by Samara University's GCS. Procedia Engineering 2017; 185: 205-211.

[21] ***Foster C, Mason J, Vittaldev V, Leung L, Beukelaers V, Stepan L, Zimmerman R.*** Differential drag control scheme for large constellation of Planet satellites and on-orbit results. Preprint (arXiv:1806.01218); 2018. 18 p.

[22] ***Ivanushkin MA, Salmin VV, Tkachenko SI, Tkachenko IS, Volgin SS.*** Development of methods for ensuring energy balance for the operation of mission equipment of “AIST”-series small satellites under conditions of power limitations [In Russian]. Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering 2018; 17, 4: 57-66.

[23] ***Volgin SS, Salmin VV, Tkachenko IS, Volgin SS, Ivanushkin MA, Chen D, Vassilev V.*** Algorithms of Processing and Analysis of Telemetric formation of Small Satellite of the "AIST" Series for the Purpose of Prompt Detection of Failures of on-Board Equipment. Proceedings of the 2019 IEEE International Conference on Electrical Engineering and Photonics, EExPolytech 2019: 108-111.

[24] ***Salmin VV, Ivanushkin MA, Volgin SS, Tkachenko IS.*** Processing of telemetry data arrays for “AIST” small satellites using the methods of imputing missing data. AIP Conference Proceedings 2019; 2046.

[25] ***Chandola V, Banerjee A.*** Anomaly Detection. ACM: Computing Surveys; 2009. 41 p.

[26] ***Radhakrishnan R, Edmonson W, Afghah F, Rodriguez-Osorio RM, Pinto F, SC Burleigh.*** Survey of Inter-Satellite Communication for Small Satellite Systems: Physical Layer to Network Layer View. IEEE Communications Surveys and Tutorials 2016; 18, 4: 2442-2473.
[27] ***Krestina AV, Tkachenko IS.*** Determining design characteristics of the de-orbiting system for the small satellite. AIP Conference Proceedings 2021; 2318 (020010).
[28] ***Pikalov RS, Yudintsev VV.*** Review and selection of bulky space debris removal means [In Russian]. Trudy MAI 2018; 100.
[29] ***Aslanov VS***, Ledkov AS. Dynamics of tethered satellite systems. Cambridge: Woodhead Publishing; 2012. 331 p.
[30] ***Ulybyshev SY.*** Mathematical modeling and comparative analysis towing vehicle schemes application to solve the problem of space debris objects removal to the disposal orbit. Part 1 [In Russian]. Trudy MAI 2019; 106.
[31] ***Forward RL, Hoyt RP.*** Terminator TetherTM: A Spacecraft Deorbit Device. Journal of spacecraft and rockets 2000; 37, 2: 187-196.
[32] ***Janovsky R, Kassebom M, Lübberstedt H, Romberg O, Burkhardt H, Sippel M, Krülle G, Fritsche B.*** End-of-life de-orbiting strategies for satellites. Deutscher Luft- und Raumfahrt congress; 2002.
[33] ***Paliy AS.*** On the effectiveness of the aerodynamic braking device for the deorbiting of spacecraft [In Russian]. Technical mechanics 2012; 4: 82-90.
[34] ***Trofimov SP.*** Deorbiting of low-earth orbit small satellites [In Russian]: diss. cand. phys.-mat. ыciences: 01.02.01. Moscow; 2015. 125 p.
[35] ***Ryzhkov VV, Sulinov AV.*** Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft [In Russian]. Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering 2018; 17, 4: 115-128.
[36] ***Tkachenko IS, Kaurov IV.*** Integrated assessment of the efficiency of an orbital inspection space system based on small satellites [In Russian]. Vestnik SGAU 2013; 1 (39): 91-100.
[37] ***Early J, Hyde R, Baron R.*** Twenty meter space telescope based on diffractive Fresnel lens. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering 2004; 5166: 148-156.
[38] ***Atcheson P, Stewart C, Domber J, Whiteaker K, Cole J, Spuhler P, Seltzer A, Smith L.*** MOIRE - Initial demonstration of a transmissive diffractive membrane optic for large lightweight optical telescopes. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering 2012; 8442.
[39] ***Atcheson P, Domber J, Whiteaker K, Britten JA, Dixit SN, Farmer B.*** MOIRE - Ground demonstration of a large aperture diffractive transmissive telescope. Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering. – 2014; 9143.

About the author

Ivan Sergeevich Tkachenko (b.1985) graduated from the Samara Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (2008), Candidate degree in engineering (2012). Ph.D. Associate Professor of the Department of Space Engineering, Executive Director of the Institute of Aviation and Rocket and Space Technology. The list of scientific works includes more than 70 publications in research and creation (design, production, operation) of small spacecraft. Research interests: small spacecraft, electric propulsion, systems analysis, orbital inspection. Author ID (RSCI): 602393. Author ID (Scopus): 12645515700. *tkachenko.is@ssau.ru*.

Received December 2, 2021. Revised December 17, 2021. Accepted December 21, 2021.