

Анализ перспектив создания многоспутниковых систем на основе малых космических аппаратов разных форм-факторов

© Ю.А. Матвеев¹, А.А. Позин², М.И. Юрченко²

¹МАИ, Москва, 125993, Российская Федерация

²ФГБУ «НПО «Тайфун», Калужская обл., г. Обнинск, 249038, Российская Федерация

Проанализирован вариант низкоорбитальной информационной системы, позволяющий поднять оперативность получения необходимой информации и снизить стоимость предоставляемых космических услуг. Представлен обзор перспектив использования малых космических аппаратов различных форм-факторов, в том числе и DiskSat для создания сверхнизкоорбитальных многоспутниковых систем. Выделены основные преимущества снижения высоты орбиты спутниковых группировок по таким показателям, как время запаздываемого передаваемого и принимаемого сигнала, глобальность охвата, пространственное разрешение получаемых из космоса изображений в необходимых диапазонах электромагнитного спектра и др. Оценены преимущества наиболее адаптированной для длительного функционирования на сверхнизкой орбите типовой конструкции — спутника-диска. Определены приоритетные направления развития малых космических аппаратов для низкоорбитальных систем. Предложен методический подход к оценке безопасности таких систем, улучшающий показатели их надежности.

Ключевые слова: микроспутники, орбитальная группировка, малые космические аппараты, низкоорбитальные космические аппараты, безопасность технических систем

Введение. Космические системы (КС) информационного назначения — наблюдения, связи и навигации — предоставляют любую информационную услугу в любое время и в любом месте. В современной действительности большое значение имеют такие показатели качества информационных услуг, как время запаздываемого передаваемого или принимаемого сигнала, глобальность охвата, пространственное разрешение получаемых из космоса изображений в необходимых диапазонах электромагнитного спектра, стоимость использования наземного терминала, затраты на изготовление спутника, его оперативное выведение на орбиту, эксплуатацию и т. д.

Следует выделить два направления развития перспективных информационных КС, способных удовлетворить данным показателям качества:

- создание многоспутниковых группировок;
- использование низкоорбитальных космических аппаратов (КА).

Комплексирование этих взаимно дополняющих друг друга направлений позволит решить проблемы информационного обеспечения

реальных и потенциальных потребителей космических сервисов и услуг.

Перспективным направлением развития малых космических аппаратов (МКА) является создание низкоорбитальных информационных систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Также появляются передовые технологии создания перспективных геоинформационных спутниковых систем на основе МКА с использованием технологии Lean Satellite.

Цель работы — рассмотреть основные направления развития МКА различных форм-факторов для низкоорбитальных группировок ДЗЗ, а также создать методику и функциональную модель обеспечения безопасности и надежности рассматриваемых систем.

Возрастает численность орбитальных группировок (ОГ) и совершенствуются космические технологии: корпорация SpaceX начала тестировать новый сервис Starlink Direct To Cell. Так, полностью решить проблему «слепых зон», где покрытие сотовой связи работает плохо или отсутствует вовсе, в SpaceX предполагают с помощью своего сервиса. Для этого Илон Маск намерен запускать будущие ОГ Starlink ближе к Земле. Нынешние КА Starlink находятся на высоте 550 км, а модели следующего поколения, которые уже прошли орбитальное тестирование, будут располагаться на высоте 200...350 км. Функционирующие в настоящее время спутники могут передавать данные с задержкой 8 мс (это физический предел). Новые модели смогут делиться данными с задержкой 5...6 мс. [1]

В течение последних 15 лет зарубежными космическими агентствами был выведен на орбиту ряд экспериментальных сверхнизкоорбитальных (СНО) КА, применявших для поддержания высоты орбиты электроракетные двигатели (ЭРД) на ксеноне. Запуски этих спутников носили исследовательский характер и были направлены на получение данных о характеристиках атмосферы на высотах 150...200 км, прежде всего, о плотности остаточной атмосферы и о содержании атомарного кислорода, а также о воздействии свободных форм кислорода на конструкционные материалы. Оценивалось качество решения традиционных целевых задач — ДЗЗ и передачи данных, а также возможности использования остаточной атмосферы для управления движением СНО спутников [2].

Низкоорбитальный КА Tsubame (JAXA) был занесен в Книгу рекордов Гиннеса как совершивший полет и проводивший наблюдение Земли на СНО высотой 167,4 км в период с 23 декабря 2017 г. по 1 октября 2019 г. Для поддержания такой сверхмалой высоты Tsubame использовал как ионный двигатель, так и газовые реактивные сопла.

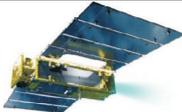
С января 2017 г. по сентябрь 2022 г. в рамках программы исследований и инноваций Европейского союза Horizon–2020 консорциум из девяти исследовательских фирм и университетов реализовывал проект DISCOVERER по изучению перспектив использования СНО для КС информационного назначения с целью решения задач ДЗЗ. Ключевой задачей проекта была экспериментальная проработка концепции прямоточного электроракетного двигателя (ЭРД), в котором в качестве рабочего тела применялся воздух.

Можно достаточно уверенно прогнозировать, что в ближайшем будущем СНО КС выйдут из стадии экспериментальных исследований. Ведущие космические державы уже работают над созданием СНО многоспутниковых систем (МСС). Очевидно, что такие системы будут формироваться из МКА.

Так, согласно планам (CASIC), к 2030 г. предусматривается развертывание 300 МКА на «околокруговых орбитах высотой 150...300 км».

Таблица 1

Характеристики экспериментальных сверхнизкоорбитальных КА

Параметр	 GOCE (ЕКА ¹ , 2009)	 TSUBAME / SLATS (JAXA ² , 2017)	 SkimSat (ЕКА, 2024)
Высота орбиты, км	240–260	180–270	220–260
Стартовая масса КА, кг	1090	400	Менее 200
Площадь миделева сечения, м ²	1,1	0,8	0,16
Мощность СЭС ³ , Вт	1300	1140	75
Рабочее тело ЭРД	Хе	Хе	Хе
Масса рабочего тела, кг	40	10	29
Срок эксплуатации, годы	4,5	Менее 2	3
¹ ЕКА — Европейское космическое агентство. ² JAXA — Японское агентство аэрокосмических исследований. ³ СЭС — система электроснабжения.			

Следует заметить, что помимо существующих конструкций КА, в рамках проекта DISCOVERER (табл. 1) прорабатывались вопросы аэродинамики и других конструкций СНО КА. В частности, сравнивались аэродинамические характеристики трех типовых конструкций: волана с аэродинамической юбкой, выступающей за корпус спутника; стрелы или оперенной конструкции с аэродинамическими

поверхностями (аппарат GOCE); спутника-диска (рис. 1), в одной из вариаций конструкции которого имеются две панели, выступающие за плоские торцевые поверхности [2].

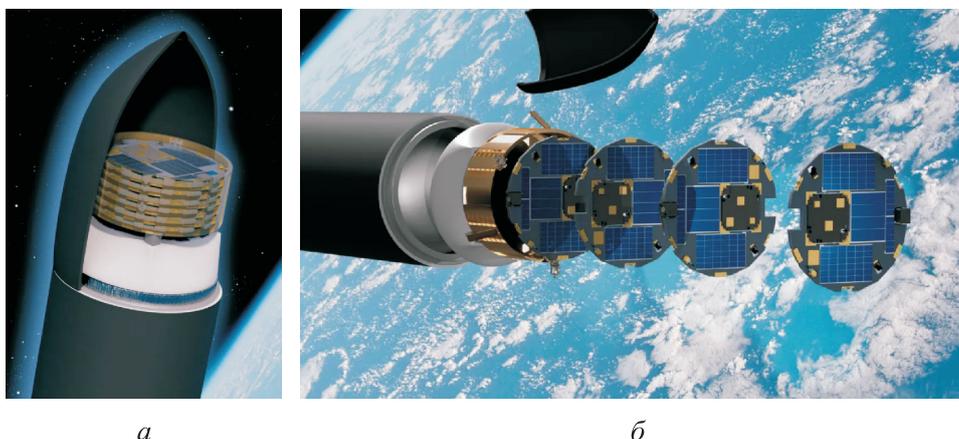


Рис. 1. Общий вид DiskSat (а) и отделение его платформ от ракеты-носителя (б)

Малый космический аппарат форм-фактора DiskSat. Последняя типовая конструкция из упомянутых выше достаточно близка к концепции нового форм-фактора — наноспутника DiskSat. Это спутник в форме плоского диска (квазидвумерная архитектура) диаметром 1 м и толщиной 2,5...5,0 см (его объем в 13 раз превышает объем CubeSat 3U), имеющий массу 10...20 кг, способен обеспечить электрическую мощность и апертуру целевой аппаратуры, необходимые для решения большинства информационных задач. Заявленные преимущества концепции DiskSat — стандартизированный интерфейс запуска, низкие затраты на запуск и простая механическая конструкция. При изготовлении такой конструкции проще применять технологию Lean Satellite, а также аддитивные технологии, чем в процессе традиционного производства КА.

В патенте Р. Велле на эту идею среди вариантов DiskSat указаны шестиугольные и квадратные форм-факторы, а также дискообразные спутники большего диаметра. Окончательная форма и размеры КА будут зависеть от задач полета и ограничений геометрических характеристик ракеты-носителя (РН).

Для конструкций, приведенных в работе [3], МКА типа CubeSat и на основе предлагаемой платформы DiskSat могут быть полезны микродвигатели, представляющие собой матричную структуру из крошечных ячеек, в каждой из которых размещено по несколько зарядов твердого топлива (Патент RU2660210С1 «Матричная ракетная двигательная система с индивидуальным цифровым управлением величиной тяги каждой двигательной ячейки для малоразмерных космических аппаратов»).

Преимущества сверхнизкоорбитальной группировки. Расширяется спектр задач, решаемых с использованием космических средств в различных сферах общественной жизни, возрастает численность ОГ и совершенствуются космические технологии. В этих условиях особое значение приобретает проблема обеспечения высокой надежности космической техники (КТ), которая определяется как совокупность свойств, характеризующих способность космических средств и космических комплексов обеспечивать в процессе функционирования получение требуемого в техническом задании (ТЗ) выходного эффекта при заданных условиях, сроке активного существования и режимах эксплуатации [1]. Однако возникают обстоятельства, препятствующие оперативному решению проблем повышения надежности КА как при организации работ по их созданию, так и при проведении мероприятий по парированию негативного воздействия внешних факторов, в первую очередь ионизирующего излучения (ИИ) космического пространства. Эта информация, приведенная в отечественных источниках [5, 6], обработана и проанализирована авторами статьи, полученные результаты приведены на рис. 2.

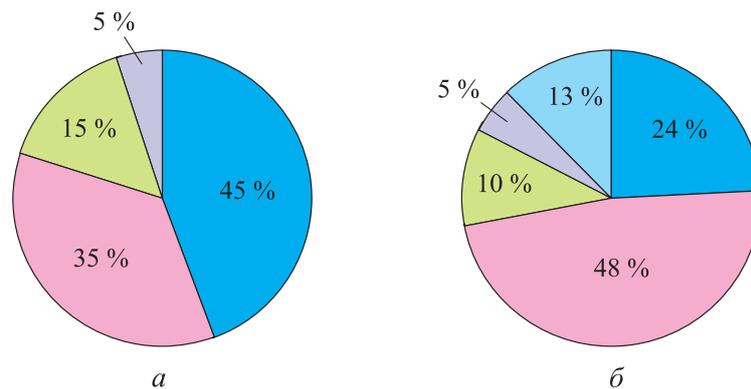


Рис. 2. Неисправности бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭА) КА:

а — причины неисправностей: ■ — низкое качество электрорадиодеталей, ■ — недостатки изготовления, ■ — недостатки схемных решений, ■ — недостатки конструкции; *б* — статистические данные о сбоях и отказах в период эксплуатации: ■ — электростатические разряды, ■ — одиночные радиационные эффекты, ■ — дозовые радиационные эффекты, ■ — космический мусор/микрометеороиды, ■ — другое

Радиационные эффекты как основной фактор, определяющий надежность КА в условиях эксплуатации. Анализ статистических данных показывает, что среднее число отказов КА последних лет выпуска возросло в 5–6 раз по сравнению с КА предшествующих поколений, что связано как с увеличением функциональной сложности бортовой радиоэлектронной аппаратуры (БРЭА), так и с ухудшением качественных характеристик, включая показатели радиационной стойкости, комплектующих изделий электронной компонентной

базы (ЭКБ). Данные о распределении причин отказов бортового оборудования КА, приведенные на рис. 2, а, свидетельствуют о том, что практически половина сбоев и отказов бортовой аппаратуры (БА) происходит из-за низкого качества комплектующих изделий ЭКБ.

Анализ данных об относительной доле сбоев и отказов БРЭА в общей статистике нарушений работоспособности КА за период эксплуатации (рис. 2, б) показывает, что основными типами отказов являются нарушения штатных режимов функционирования бортовых систем из-за одиночных радиационных эффектов (ОРЭ) и электрических разрядов. Функциональные отказы и сбои составляют 75...80 % от общего числа зарегистрированных случаев нарушения работоспособности аппаратуры, тогда как на долю традиционных показателей надежности КА приходится не более 15 % отказов. Отказы, связанные с деградацией электрофизических характеристик материалов и комплектующих электрорадиоизделий в процессе облучения, имеют место в 4...10 % случаев, а от 11 до 15 % отказов обусловлено другими механизмами нарушения работоспособности бортовых систем.

Метод определения показателей надежности с учетом ОРЭ применительно к двум системам: «простой» (нерезервированной и невосстанавливаемой) и «сложной» (сложно-функциональной, восстанавливаемой) — предложен в отечественных работах [5, 7].

Функционируют такие группировки КА в основном в диапазоне высот 500...1500 км, поскольку выше 1500 км находится радиационный пояс Земли, в котором невозможна длительная работа электронной аппаратуры, а ниже 500 км атмосфера имеет большую плотность, что обуславливает уменьшение эксцентриситета и постепенное снижение высоты апогея, а это приводит к увеличению расхода топлива и возрастанию частоты маневров для поддержания высоты орбиты [2].

Под сверхнизкими (Very low Earth orbit) понимают круговые околоземные орбиты высотой примерно от 100 км (линия Кармана) до 300...350 км, впрочем, в ряде источников указывают высоту 400...450 км [2].

Максимально возможное снижение высоты орбиты КА обеспечивает весьма существенные преимущества:

- минимальную стоимость выведения КА на орбиту;
- упрощение и значительное уменьшение массы, габаритов и стоимости целевой аппаратуры;
- снижение высоты полета КА с 650 до 160 км, что приводит к 64-кратному падению мощности радара, 16-кратному снижению мощности связной антенны и 4-кратному уменьшению диаметра оптической апертуры для достижения того же разрешения съемки;
- предельно высокую целевую эффективность КС — СНО спутники позволяют проводить фотосъемку поверхности Земли с разрешением порядка 10 см на пиксел;

– возможность использовать на СНО менее радиационно-стойкие электронные компоненты (соответствующие уровню качества industrial), так как на орбитах высотой 200 км эквивалентная доза ИИ составляет 10 мкЗв/ч (микрозиверт в час), а высотой 600 км — 40 мкЗв/ч;

– предельно малая задержка в прохождении сигнала;

– минимальные энергетические потери на участках космос — Земля и Земля — космос;

– возможность угловой стабилизации КА за счет набегающего потока остаточного атмосферного воздуха;

– отсутствие проблемы образования космического мусора, потому что КА, прекративший активное существование, входит в плотные слои земной атмосферы и сгорает в течение нескольких суток.

Требования к стойкости к внешним воздействиям, безопасности и т.д. будут вполне выполнимы. Технология создания научной аппаратуры бортовых систем упростится, будет малозатратной и позволит реализовать космический эксперимент в соответствии с конфигурацией МКА типа CubeSat или DiskSat. Таким образом, срок активности существования (САС) КА на орбите определяет диапазон временной зависимости КА различной массы от индекса солнечной активности. Принимается площадь миделева сечения аппарата $S_m = 0,5 \text{ м}^2$ и показатель солнечной активности $C_x = 3$ [4].

Идея создания СНО КС до сих пор не реализована по целому ряду причин, основными из которых являются:

– необходимость постоянно поддерживать заданную высоту орбиты с помощью корректирующих ракетных двигателей;

– возможная деградация (эрозия) конструкционных материалов СНО КА под действием атомарного кислорода, прежде всего оптических поверхностей, поверхностей солнечных батарей и теплозащитных покрытий.

Благодаря наличию остаточной атмосферы на высотах около 300 км и ниже существует возможность поддерживать заданную высоту орбиты с помощью не только обычного, но и прямоточного электроракетного двигателя, использующего атмосферный воздух в качестве рабочего тела.

Эта достаточно очевидная идея была подтверждена в 1966–1971 гг. в ходе летных экспериментов на борту ионосферных лабораторий «Янтарь», на которых устанавливался плазменно-ионный ЭРД, продемонстрировавший работоспособность в диапазоне высот 100...400 км. В качестве рабочего тела тогда использовались азот, аргон и воздух.

В различных аспектах рассматриваются также вопросы безопасности, прежде всего, технической безопасности, или безопасности техники, а точнее, безопасной техники. В данном случае безопасность — это свойство техники не оказывать отрицательного воздействия на людей,

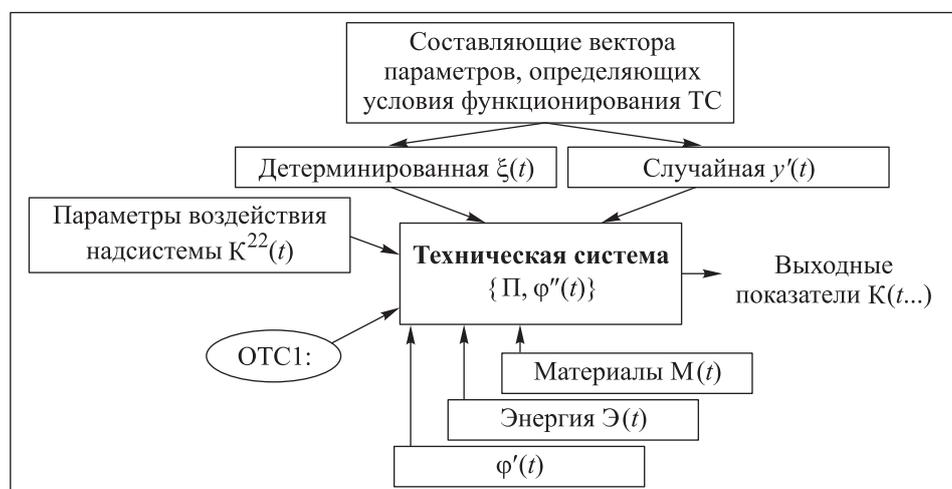
взаимодействующих с ней, и на среду при возможных отказах в определенных условиях эксплуатации [7, 8].

В общем случае жизнестойкость, безопасность любой системы, в частности технической системы (ТС), в качестве примера представленной на рис. 3, а, или организационно-технической системы (ОТС), определяется тем, в какой степени при формировании и функционировании обеспечивается выполнение основных целевых задач, а также реализуются принципы существования. В данном случае к ним относятся принципы совместимости (внешней совместимости системы и внутренней совместимости входящих в нее подсистем), актуализации функций подсистем и сосредоточения функций целого, а также противодействия дисфункции. Принцип совершенствования организации — лабильности (быстроты реакции, приспособляемости) и принципы, определяющие функционирование и развитие при активизации действий, при направленном развитии — принципы экономии ресурсов, оптимального управления организацией, безопасности (осторожности, разумной сдержанности, многофункционального анализа при расширении пространственно-временной области).

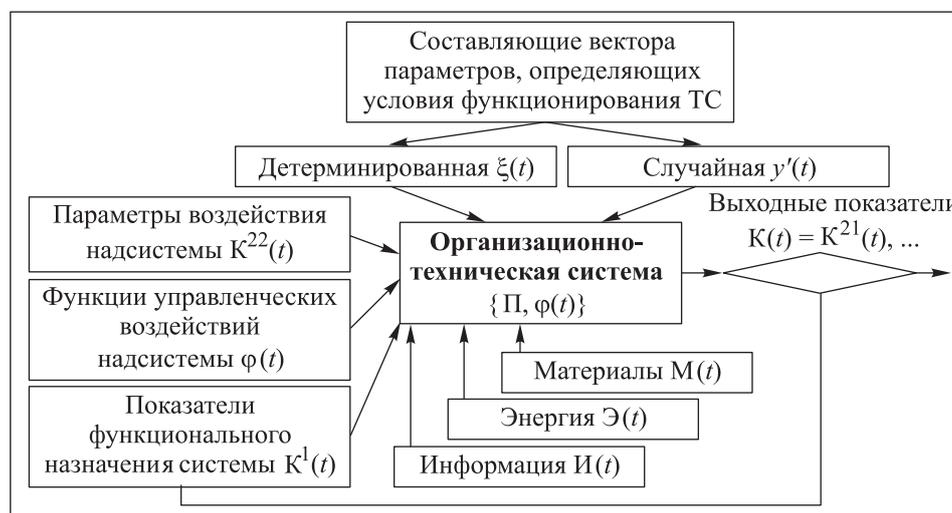
Нарушение отдельных принципов существования и развития приводит обычно к возникновению опасных для системы ситуаций, а при неблагоприятных условиях (отсутствии противодействия, быстрой реакции, ресурсов...) — к гибели системы. Это будет либо отторжение (поражение) системы средой (другими ОТС или природой), либо внутренняя деструкция, приводящая к потере жизнестойкости, либо и то и другое.

Рассмотрим функциональную модель ОТС (рис. 3, б). Следует заметить, что часть выходных действий может быть направлена на поддержание функционирования или развития (обеспечение безопасности) самой системы. Со временем объем таких действий может изменяться. Можно представить, вообще-то, систему (ОТС), цель действия которой — только поддержание собственного функционирования. Если такая ОТС входит как подсистема в систему более высокого уровня, то с позиции надсистемы деятельность такой системы является паразитирующей.

Для решения функциональных задач системой используются материалы — $M(\cdot)$, энергия — $\mathcal{E}(\cdot)$, информация — $I(\cdot)$. Система реализует определенный технологический процесс, параметры и управление техникой и технологией задают соответственно векторы $\Pi(\cdot)$ и $\varphi(\cdot)$. На результаты действия системы влияют условия функционирования $U(\cdot) = (\xi(\cdot), Y(\cdot))$ (воздействия окружающей среды — природы и множества других систем, более или менее сложных, действия которых поддаются прогнозу). Кроме того, на результаты функционирования системы влияют связи надсистемы или других «заинтересованных» систем.



а



б

Рис. 3. Функциональные модели:

а — технической системы (ТС); б — организационно-технической системы (ОТС)

Тогда функционирование сложной системы (ОТС) может быть описано соотношением

$$K(\Pi(t), \varphi(t), M(t), \mathcal{E}(t), I(t), K^{22}(t), Y(t), \varphi^{22}(t)) = K(t).$$

Здесь $K(t)$ — вектор выходных характеристик; $\Pi(t)$ — вектор параметров ТС; $\varphi(t)$ — вектор функция управления функционированием и развитием ТС на различных этапах жизненного цикла; $M(t)$, $\mathcal{E}(t)$, $I(t)$ — материалы, энергия, информация, потребляемые в процессе функционирования; $K^{22}(t)$ — вектор параметров, определяющих воздействие надсистемы; $Y(t)$ — вектор параметров, определяющих

условия применения ТС, $Y(t) = (Y^1(t), \xi(t))$, где $Y^1(t)$ — детерминированная составляющая вектора, $\xi(t)$ — случайная составляющая; $\varphi^{22}(t)$ — вектор функции управленческих воздействий надсистемы.

Простая запись приведенного выражения для $K(t)$ при подробном рассмотрении выявляет его важный смысл. Вектор $K(t)$ — сложный, включающий две группы выходных характеристик ТС. Основная группа $K^1(t)$ — это группа показателей, определяющих функциональное назначение системы (для ракетного комплекса (РК) — дальность полета изделия, мощность энергетической установки, точность выполнения операции, время запуска и др., для предприятия — качество и количество выпускаемой продукции). Другая группа характеристик $K^2(t) \cdot (K(t) = K^1(t) \cdot K^2(t))$ определяет комплекс побочных эффектов, связанных с выполнением основной работы (выделение тепла, веществ, излучений и т. п.). Кроме того, эта группа факторов определяет безопасность и экологическую чистоту функционирования ТС (чистоту производств).

Отклонение всех этих показателей больше допустимых значений приводит к тому, что условия существования i -й ТС нарушаются, т. е. перестают выполняться принципы существования — совместимости, сосредоточения и актуализации функций целого, лабильности, что может привести к гибели i -х систем (разрушению). Классификация видов и типов аварий КА представлена в работах [7–9].

Вопросы безопасности рассматривают на всех этапах реализации проекта, однако принципиальное значение имеет начальный этап проектных работ, когда проводятся системные исследования и выбор основных схемно-технических решений, выполняется прогнозная оценка безопасности (живучести) техники, определяются рациональные пути повышения эффективности и безопасности КА при наличии технико-экономических ограничений. Модель оценки безопасности КА рассмотрена в работах [8, 9].

В работах [6, 7] также представлены модели, по которым проводятся определение срока активного существования и эффективности КА при увеличении массы двигателей и воздействия ионизирующего излучения, оценка эффективности применения информационных КА и определение затрат на проект.

Результаты моделирования рассмотрены в работах [6, 7, 9]. При поиске рационального решения используется метод направленного перебора [3]. При определении коэффициентов статистических зависимостей использовались известные опытные данные [9].

Представленная модель, описывающая процесс функционирования сложной ТС или ОТС, позволяет определить понятие безопасности систем. Когда имеется в виду функциональная обусловленность существования системы, следует считать развитие безопасным для

самой системы, если выполняются ее основные функции. При их невыполнении или при выходе соответствующих показателей за допустимые пределы наступает либо деградация самой системы из-за отрицательной обратной связи, либо (и) разрушение надсистемы (подсистемы и других систем) из-за нарушения связей.

Если проектируется КС с ограниченным количеством элементов, то в случае определения рационального проектного решения с учетом требований безопасности техники применяется в основном ее векторное определение. Схема концептуальной модели проектирования КА приведена на рис. 4.

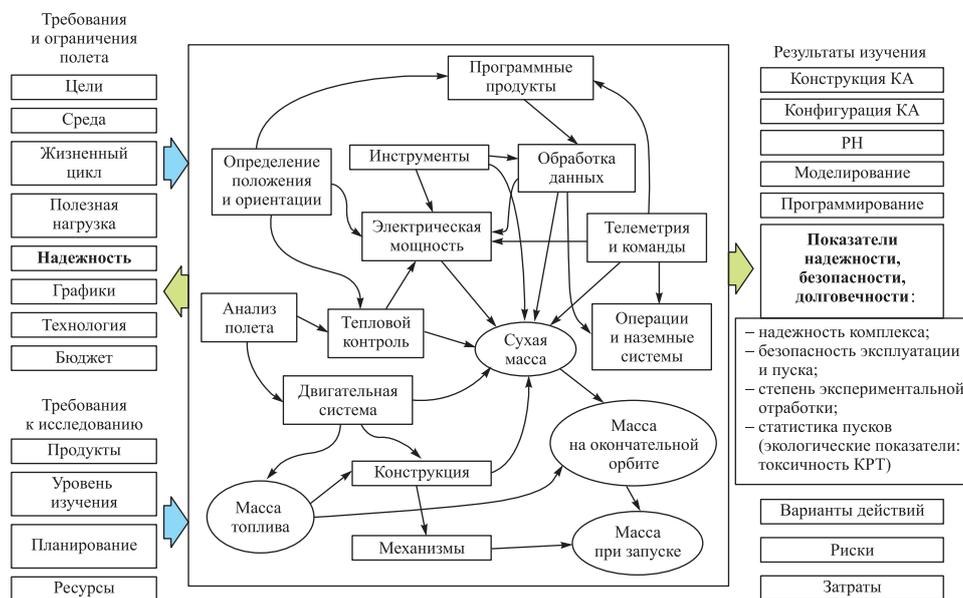


Рис. 4. Схема концептуальной модели проектирования КА

При классификации аварийных ситуаций используются следующие признаки: причины аварии, количество уровней управления, на которые распространяется действие аварии, ее комплексность (одновременно может воздействовать на разные системы), длительность распространения аварии, наличие управления ликвидацией, величина последствий, возможность прогнозирования, характер изменения связей. В каждом конкретном случае аварийная ситуация может иметь свои особенности.

Судя по концептуальной модели проектирования КА, исполнителю приходится работать с огромным массивом данных. Используя мощные алгоритмы и анализ больших данных, искусственный интеллект сможет не только оптимизировать самые разные процессы, но и стать незаменимым инструментом для принятия решений. Например, контролировать качество и надежность КА, а также их систем.

Оценка состояния безопасности может меняться во времени в связи с изменением внутренних и внешних связей, а кроме того, условий применения.

На основе анализа приведенной модели можно сформулировать основные принципы (концептуальные позиции) обеспечения безопасности сложных ТС и ОТС, и, прежде всего, принцип комплексности рассмотрения вопросов безопасности при создании сложных ТС.

Заключение. Представлены результаты проведенного анализа экспериментальных исследований СНО МКА ДЗЗ и возможности передачи ими данных для обеспечения информационных систем в различных условиях. Особое внимание для этих целей привлекает МКА DiskSat, который лучше адаптирован для длительного функционирования на СНО, чем КА других форм-факторов. Данный спутник обладает более высокой энергомассовой эффективностью по сравнению с МКА CubeSat такой же массы. Результаты исследований могут быть полезны разработчикам космических информационных систем для обеспечения их надежности. Выделенные приоритетные направления совершенствования характеристик МКА для низкоорбитальных систем предусматривают создание инновационных технологий, повышающих надежность и безопасность приборостроения, а также разработку методов решения информационных задач на базе натуральных испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Спутники Starlink подвинут поближе к Земле. *vpk.name*. URL: https://vpk.name/news/876214_sputniki_starlink_podvinut_poblizhe_k_zemle.html, Lenta.ru (дата обращения: 14.06.2024).
- [2] Ключников В.Ю. Перспективы создания сверхнизкоорбитальной многоспутниковой системы на основе малых космических аппаратов форм-фактора DiskSat. *Космонавтика и ракетостроение*, 2024, вып. 2 (135), с. 186–198.
- [3] Welle R.P. *Stackable Satellite Structure and Deployment Method*. Patent US 11492147. Date of Patent 08.11.2022.
- [4] Ключников В.Ю., Позин А.А., Шершаков В.М., Шувалов В.А., Яковлев А.А. Системные проблемы создания унифицированного ракетного комплекса для пуска малоразмерных космических аппаратов в целях проведения научно-прикладных исследований. *Космонавтика и ракетостроение*, 2017, вып. 6 (99), с. 23–31.
- [5] Дилабаев П.Б., Киселенко В.С., Коробушин Д.В., Петрухин Б.М. Направления совершенствования научно-методического обеспечения устойчивости космической деятельности при воздействии факторов техногенного засорения и ионизирующих излучений космического пространства. *Космонавтика и ракетостроение*, 2024, вып. 1 (134), с. 144–157.
- [6] Дилабаев П.Б., Моргачев Е.О., Орешко А.П., Протопопов Г.А., Яковлев М.В. Обеспечение надежности космических аппаратов в условиях воздействия ионизирующих излучений космического пространства. *Космонавтика и ракетостроение*, 2024, вып. 2 (135), с. 122–133.

- [7] Матвеев Ю.А. Прогнозирование безопасности КА при разработке: системный подход. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2022, № 1, с. 51–59.
- [8] Матвеев Ю.А., Модели оценки безопасности (живучести) КА при разработке: системный подход. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2022, № 4, с. 29–37.
- [9] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. *Методы прогнозирования характеристик модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли*. Москва, Изд-во МАИ, 2019.
- [10] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Юрченко М.И. Многофункциональный демонстратор технологий на базе мобильной оперативной платформы ракеты-носителя сверхлегкого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 6 (150). EDN UDOJEG

Статья поступила в редакцию 24.01.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Матвеев Ю.А., Позин А.А., Юрченко М.И. Анализ перспектив создания многоспутниковых систем на основе малых космических аппаратов разных форм-факторов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2025, вып. 7. EDN DZGHQG

Матвеев Юрий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры № 601 Института № 6 МАИ. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, прогноз развития и управление разработками сложных организационно-технических систем; автор более 100 печатных работ и ряда монографий, а также патентов на изобретения. e-mail: matveev_ya@mail.ru

Позин Анатолий Александрович — д-р техн. наук, заведующий лабораторией № 6 «Экологические и геофизические исследования ракетно-космических технологий» ИЭМ ФГБУ «НПО «Тайфун» Росгидромета; автор свыше 100 печатных работ, монографий и более 30 авторских свидетельств и патентов на изобретения. Область научных интересов: постановка и проведение ракетно-космических экспериментов, проектирование ракетно-космической техники и управление ее разработкой. e-mail: pozin@rpatyphoon.ru

Юрченко Максим Игоревич — инженер-конструктор лаборатории № 6 «Экологические и геофизические исследования ракетно-космических технологий» ИЭМ ФГБУ «НПО «Тайфун» Росгидромета. Область научных интересов: космические аппараты, проектирование и конструирование новых образцов ракетно-космической техники. e-mail: yurchenko@rpatyphoon.ru

Analyzing prospects in creation of a multi-satellite system based on the small spacecraft with the various form factors

© Yu.A. Matveev¹, A.A. Pozin², M.I. Yurchenko²

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

² Research and Production Association “Typhoon”, Obninsk, 249038, Russian Federation

The paper analyzes an option of the low-orbit information system that makes it possible to raise efficiency in obtaining the required data and reduce the cost of space services. It presents an overview of prospects for using small spacecraft with various form factors, including DiskSat, to create an ultra-low-orbit multi-satellite system. The paper highlights main advantages of lowering the satellite constellation orbit altitude in terms of such indicators as delay time of the transmitted/received signal, global coverage, spatial resolution of the images received from space in the required electromagnetic spectrum range, etc. Advantages are assessed of the most adapted typical design for long-term operation in the ultra-low orbit, i.e. the disk satellite. Priorities in development of a small spacecraft for the low-orbit systems are determined. The paper proposes a methodological approach to assessing safety of such systems and improving their reliability indicators.

Keywords: microsattelites, orbital constellation, small spacecraft, low-orbit spacecraft, technical system safety

REFERENCES

- [1] Sputniki Starlink podvinut poblizhe k Zemle [Starlink satellites will be moved closer to Earth. *vpk.name*. Available at: https://vpk.name/news/876214_sputniki_starlink_podvinut_poblizhe_k_zemle.html, Lenta.ru (accessed June 14, 2024).
- [2] Klyushnikov V.Yu. Perspektivy sozdaniya sverkh nizkoorbitalnoy mnogospurnikovoy sistemy na osnove malykh kosmicheskikh apparatov form-faktora DiskSat [Possibility for development a very low Earth orbit multi-satellite system based on small satellite of the DiskSat form factor]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2024, iss. 2 (135), pp. 186–198.
- [3] Welle R.P. *Stackable satellite structure and deployment method*. Patent US 11492147. Date of Patent 08.11.2022.
- [4] Klyushnikov V.Yu., Pozin A.A., Shershakov V.M., Shuvalov V.A., Yakovlev A.A. Sistemnye problemy sozdaniya unifitsirovannogo raketnogo kompleksa dlya puska malorazmernykh kosmicheskikh apparatov v tselyakh provedeniya nauchno-prikladnykh issledovaniy [Systemic issues of unified rocket complex development for launching small spacecraft for applied scientific research], *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2017, iss. 6 (99), pp. 23–31.
- [5] Dilabaev P.B., Kiselenko V.S., Korobushin D.V., Petrukhin B.M. Napravleniya sovershenstvovaniya nauchno-metodicheskogo obespecheniya ustoychivosti kosmicheskoy deyatelnosti pri vozdeystvii faktorov tekhnogenennogo zasoreniya i ioniziruyushchikh izlucheniya kosmicheskogo prostranstva [Directions for improving scientific and methodological support for the sustainability of space activities under the influence of factors of technogenic clogging and ionizing radiation of the outer space]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2024, iss. 1 (134), pp. 144–157.

- [6] Dilabaev P.B., Morgachev E.O., Oreshko A.P., Protopopov G.A., Yakovlev M.V. Obespechenie nadezhnosti kosmicheskikh apparatov v usloviyakh vozdeystviya ioniziruyushchikh izlucheniya kosmicheskogo prostranstva [Ensuring the reliability of spacecraft under the influence of ionizing radiation from outer space]. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2024, iss. 2 (135), pp. 122–133.
- [7] Matveev Yu.A. Prognozirovaniye bezopasnosti KA pri razrabotke: sistemnyi podkhod [Prediction of spacecraft safety during development: systems approach]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina — Journal “Vestnik “NPO imeni S.A. Lavochkina”*, 2022, no. 1, pp. 51–59.
- [8] Matveev Yu.A. Modeli otsenki bezopasnosti (zhivuchesti) KA pri razrabotke [Models for assessing the safety (survivability) of spacecraft during development: a systematic approach]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina — Journal “Vestnik “NPO imeni S.A. Lavochkina”*, 2022, no. 4, pp. 29–37.
- [9] Matveev Yu.A., Lamzin V.A., Lamzin V.V. *Metody prognozirovaniya kharakteristik modifikatsiy kosmicheskikh apparatov distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Methods of forecasting the characteristics of spacecraft modifications for remote sensing of the Earth]. Moscow, MAI Publ., 2019.
- [10] Matveev Yu.A., Pozin A.A., Yurchenko M.I. Mnogofunktsionalnyi demonstrator tekhnologiy na baze mobilnoy operativnoy platformy rakety-nositelya sverkhlegkogo klassa [Multifunctional technology demonstrator based on the mobile operational platform of the ultralight launch vehicle]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 6 (150). EDN UDOJEG

Matveev Yu.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department 601, Institute no. 6, Moscow Aviation Institute (National Research University). Scientific interests: rocket and space technology, forecast and control of design and development of complex organizational and technical systems; author of over 100 publications and a number of monographs, as well as of the invention patents. e-mail: matveev_ya@mail.ru

Pozin A.A., Dr. Sc. (Eng.), Head of the Laboratory no. 6 “Ecological and Geophysical Research in Aerospace Technology”, Institute of Experimental Meteorology, Research and Production Association “Typhoon”, Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring; author of over 100 publications, monographs and over 30 inventor's certificates and patents. Scientific interests: setting up and conducting rocket and space experiments, design, development and control of the rocket and space systems. e-mail: pozin@rpatyphoon.ru

Yurchenko M.I., Design Engineer, Laboratory no. 6 “Ecological and Geophysical Research in Aerospace Technology”, Institute of Experimental Meteorology, Research and Production Association “Typhoon”, Federal Service for Hydrometeorology and Environmental Monitoring. Scientific interests: spacecraft, design and development of modern aerospace systems. e-mail: yurchenko@rpatyphoon.ru