

# Решение задачи комплексирования бортовой аппаратуры малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли на основе математического и имитационного моделирования его функционирования

С.Л. Сафронов<sup>1</sup>, И.С. Ткаченко<sup>1</sup>, С.С. Волгин<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

**Аннотация.** В связи с усложнением целевых задач, решаемых малыми космическими аппаратами (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), и увеличением требуемых сроков их активного существования, возникают проблемы обеспечения надежности и безотказной работы аппаратуры и всего изделия. Для решения указанных проблем требуется развитие технологий проектирования, конструирования и управления. В отличие от использования принципов дублирования и резервирования основных функциональных узлов бортовой аппаратуры (БА) в целях повышения надежности и живучести, рассматривается задача межсистемной интеграции функций БА, позволяющей не только на этапе проектирования, но и при целевой эксплуатации изменить поведение и структуру системы.

## 1. Введение

Космические аппараты должны быть очень надежными и обладать повышенной живучестью в связи с тем, что вмешаться в ход эксперимента, как это делается в наземных лабораторных условиях весьма затруднительно, а повторение эксперимента потребует значительных затрат времени и средств.

Обычно под живучестью понимается свойство системы адаптироваться, противостоять и сохранять минимальный набор критически важных функций в условиях непредвиденных (аварийных, нештатных) воздействий на систему внешних и внутренних дестабилизирующих факторов за счет изменения поведения и структуры системы. В качестве внешних и внутренних дестабилизирующих факторов могут быть: воздействие на аппаратуру факторов космического пространства, сбои и отказы бортовой аппаратуры, разрушение конструкции, потеря управления и ресурсов, несанкционированное вмешательство в контур управления, нерасчетные режимы работы и др.

Решение задач обеспечения живучести и надежности приводит к необходимости постановки и решения оптимизационных задач выбора параметров бортовых и наземных систем.

## 2. Математические модели, показатели и критерии обеспечения живучести

Количественно живучесть можно описать различными способами.

Живучесть можно представить в виде функционала, зависящего от композиции отклонений расчетных значений показателей системы от их номинальных (заданных в техническом задании) значений [1, 2]:

$$\delta J = \int_0^{T_{a,c}} [f_1(\Delta x_1) * f_1(\Delta x_2) * \dots * f_1(\Delta x_{n1})] dx_n dx_{n-1} \dots dx_1. \quad (1)$$

В формуле (1) \* – знак композиции;  $\Delta x_i$  – отклонение показателей системы от номинальных значений;  $n$  – количество учитываемых показателей системы.

Если учитывать отклонения в относительных величинах, то для основных показателей МКА ДЗЗ функционал можно представить в виде:

$$\delta J = F \left( \frac{\Delta T_{ном\_i}}{T_{ном\_i}}, \frac{\Delta K}{K}, \frac{\Delta N_{КП}}{N_{КП}}, \frac{\Delta N_{ном\_i}}{N_{ном\_i}}, \frac{\Delta T_{номп}}{T_{номп}}, \frac{\Delta T_{САС}}{T_{САС}}, \dots \right). \quad (2)$$

В формуле (2):  $\Delta T_{ном\_i}$  - отклонение температуры  $i$  – го прибора от номинального значения  $T_{ном\_i}$ ;  $\Delta K$  - отклонение вектора стабильности мест установки чувствительных элементов системы управления движения от номинального значения  $K$ ;  $\Delta N_{КП}$  - отклонение количества контролируемых параметров на борту МКА от общего количества  $N_{КП}$ ;  $\Delta N_{ном\_i}$  - отклонение потребляемой мощности  $i$  – го прибора от номинального значения  $N_{ном\_i}$ ;  $\Delta T_{номп}$  - отклонение оперативности доставки информации потребителю  $T_{номп}$ ;  $\Delta T_{САС}$  - отклонение срока активного существования МКА от номинального значения  $T_{САС}$ ; ... - отклонения по другим показателям, рассматриваемым разработчиком МКА.

Задачу выбора параметров МКА, обеспечивающих максимум живучести, можно описать в общем виде как задачу математического программирования:

$$F \left( \frac{\Delta T_{ном\_i}}{T_{ном\_i}}, \frac{\Delta K}{K}, \frac{\Delta N_{КП}}{N_{КП}}, \frac{\Delta N_{ном\_i}}{N_{ном\_i}}, \frac{\Delta T_{номп}}{T_{номп}}, \frac{\Delta T_{САС}}{T_{САС}}, \dots \right) \rightarrow \min. \quad (3)$$

Ограничения:

- масса МКА должна быть не более заданной;
- стоимость разработки, изготовления и испытаний МКА должна быть не более заданной;
- сроки выполнения проекта создания МКА должны быть не более заданных.

В качестве показателя живучести в работе используется показатель Бьесиота [1, 2]:

$$\beta 1 = \frac{C_{реак}}{C_{угр}}. \quad (4)$$

В формуле (4)  $C_{реак}$  определяется скорость реагирования, а  $C_{угр}$  – скорость распространения угрозы внутри системы.

Живучесть должна определяться не только для конкретной системы, но и для цепочки систем, образующих тот или иной контур, обеспечивающий решение определенной функциональной задачи. Таких контуров в структуре МКА может быть довольно много.

Контур отвечает требованию живучести, если для всей совокупности входящих в него систем имеет место выражение:

$$\Lambda_{i=1}^{i=n} (\beta 1_i |_{t \leq t_{дон}} - 1 \geq 0) = 1. \quad (5)$$

В большинстве случаев момент возникновения нештатной ситуации не совпадает с моментом обнаружения. Назовем разность наступления этих моментов временем жизни скрытого состояния нештатной ситуации ( $t_{c.c}$ ).

С учетом  $t_{c.c}$  и  $t_{дон}$  требование по живучести может быть расписано в виде:

$$\int_{t_{c.c}}^{t_{дон}} C_{реак} dt \geq \int_0^{t_{дон}} C_{угр} dt. \quad (6)$$

При  $C_{реак}$  и  $C_{угр} = const$  имеем  $C_{реак} (t_{дон} - t_{c.c}) \geq C_{угр} t_{дон}$ . При этом модифицированный показатель Бьесиота по живучести принимает вид:

$$\beta_2 = \frac{C_{\text{peag}}}{C_{\text{yep}}} \geq \frac{t_{\text{don}}}{t_{\text{don}} - t_{\text{c.c}}} \text{ или } \beta_2 \geq \frac{1}{1 - t_{\text{c.c.}}/t_{\text{don}}}. \quad (7)$$

Для различных систем и контуров используемые в этих показателях величины  $C_{\text{peag}}$ ,  $C_{\text{yep}}$ ,  $t_{\text{don}}$ ,  $t_{\text{c.c.}}$  имеют различные значения. Например, контуры системы электропитания и системы терморегулирования можно отнести к «медленным» контурам ( $1,5 \leq t_{\text{c.c.}} \leq 3$  часов), контур системы управления ориентацией – к более «быстрым», процессы в изделиях полупроводниковой электроники – к «очень быстрым». Поэтому к каждому из контуров нужно подходить дифференцировано.

### 3. Концепция интеграции при проектировании и конструировании спутников

В основе одного из направлений развития технологий проектирования космических аппаратов лежит принцип комплексирования, который заключается в объединении элементов (конструктивных, электротехнических) в систему и создания управляющих интеллектуальных алгоритмов управления для получения более высоких (чем у отдельных элементов) показателей производительности и надёжности. В рамках данного направления разрабатываются модели разных технических аспектов, каждая из которых содержит параметры всех составных частей спутника: модель силового нагружения, теплового баланса, технологической схемы и монтажа и целевого функционала. Данные модели имеют тесную взаимосвязь.

Комплексирование выражается в:

- интеграции (объединении) БА. Может выражаться в структурном объединении и взаимном слиянии модулей БА без потери функций каждого из элементов;
- унификации блоков и элементов БА в соответствии с принятыми стандартами и их включении в монтажную схему МКА. При этом может достигаться большее удобство компоновки при одновременном снижении массы МКА, значительно упрощается сборка и разборка МКА, облегчается замена отказавшей БА;
- унификация интерфейсов связи и протоколов информационного обмена БА между собой;
- включении конструкции отдельной БА в конструкцию другой БА или несущую конструкцию МКА. При этом нагрузка, прикладываемая к конструкции МКА, распространяется и на конструкцию рассматриваемой БА;
- взаимозаменяемости отдельных функций приборов и модулей БА. В этом случае под руководством управляющих интеллектуальных алгоритмов управления бортового программного обеспечения происходит перераспределение функций между приборами и модулями БА в случае отказа одного. При этом обеспечивается дальнейшее выполнение целевой задачи МКА, повышается надёжность и живучесть МКА в целом.

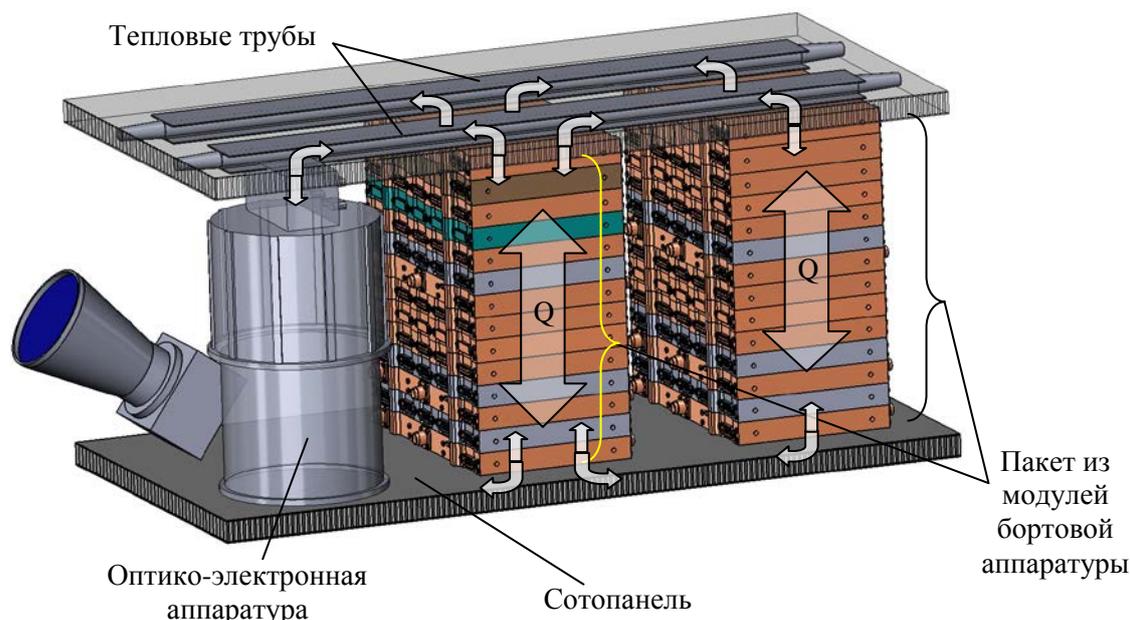
Оптимальное комплексирование МКА позволяет повысить надёжность ее функционирования.

### 4. Интеграция конструкции модулей в силовую схему

Жесткость и прочность конструкции КА зависит от выбранной формы конструкции, характеристик используемых материалов и формы составных элементов. Одним из путей повышения жесткости конструкции является монтаж на термостабилизированных сотопанелях пакетов, состоящих их унифицированных модулей бортовой аппаратуры (см. рисунок 1).

Для реализации такого подхода, разработаны принципы унификации, требования по унификации модулей БА, метод размещения унифицированных модулей.

Для анализа эффективности указанной выше унификации с точки зрения выполнения требований прочности и жесткости, а также обеспечения теплового режима проведено моделирование с использованием конечно-элементной модели МКА ДЗЗ в пакете ANSYS.



**Рисунок 1.** Компоновка унифицированных модулей бортовой аппаратуры.

Внедрение разрабатываемых методов позволило снизить массу конструкции МКА на 11...23 % за счет включения БА в конструктивно-силовую схему. При этом:

- повышается точность определения плановых координат объектов (за счет повышения стабильности мест установки чувствительных элементов системы управления движением);
- снижается энергопотребление системы электропитания (на 14...19 %) за счет снижения массы МКА;
- снижается энергопотребление системы терморегулирования (на 50...70 %) за счет оптимизации температурных условий работы модулей БА;
- снижается энергопотребление системы управления движением (на 10...12 %) за счет уменьшения главных моментов инерции МКА.

Итогом является минимизация целевого функционала живучести  $F$  (см. формулу (3)).

Интеграция конструкции модулей в силовую схему позволяет достичь показателей, представленных в таблице 1. Результаты получены путем обработки телеметрической информации с МКА «АИСТ» и имитационного моделирования функционирования.

**Таблица 1.** Влияние комплексирования на показатель Бьесиота.

Название системы	Норма показателя Бьесиота $\beta_1 / \beta_2$	Значение показателя Бьесиота для МКА без комплексирования / с комплексированием
Система терморегулирования	1 / 1,14	9,6 / 12
Система электропитания	1 / 1,5	2 / 4,2
Навигационная аппаратура	1 / 1,55	3,5 / 5
Система связи	1 / 1,06	16 / 18
Целевая аппаратура	1 / 1,6	3 / 8,5

Согласно таблицы 1, МКА с комплексированием обладает повышенной живучестью относительно своего прототипа без комплексирования.

### 5. Комплексирование функций приборов и систем

Воздействие на МКА сочетаний внутренних и внешних факторов, не рассмотренных при проектировании часто приводят к серьезным отказам, вплоть до прекращения

функционирования всего МКА. Это, как правило, происходит с БА, созданной с использованием интегральных микросхем (ИМС) [3, 4]. ИМС являются «узким местом» в обеспечении надежности и живучести МКА, так как наиболее чувствительны к перепадам температур и воздействию локальных радиационных эффектов.

Создание бортового программного обеспечения по комплексированию функций приборов и систем позволяет повысить живучесть и продлить срок активного существования МКА путем перераспределения функций между исправными приборами и реализации новой логики работы. Приведем перечень исследуемых возможностей такого комплексирования:

- передача функций решателя из процессора бортового комплекса управления (БКУ) элементам управления служебными системами – при отказе БКУ;
- использование канала целевой информации для передачи в наземный комплекс управления служебной информации – при отказе радиолинии «борт-Земля»;
- определение ориентации с использованием значений токов с панелей солнечных батарей – при отказе солнечного датчика;
- использование энергетических возможностей двигательной установки малой тяги для перевода МКА на рабочую орбиту – при отказе маршевой двигательной установки;
- и др.

При любом из возможных случаев перераспределения функций, эффективность работы прибора, получившего дополнительную функцию, либо другой системы, находящегося в одном информационном контуре с данным прибором, падает, однако выполнение целевой задачи продолжается.

## 6. Благодарности

Работа выполняется в рамках Соглашения от 26.07.2017г. № 17-79-10456 между Российским научным фондом, Самарским университетом и Сафроновым С. Л.

## 7. Литература

- [1] Кирилин, А.Н. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, А.В. Соллогуб, В.П. Макаров. – М.: Машиностроение, 2010. – 384 с.
- [2] Ахметов, Р.Н. Концепция автономного управления живучестью автоматических космических аппаратов дистанционного зондирования Земли в аномальных ситуациях / Р.Н. Ахметов, В.П. Макаров, А.В. Соллогуб // Известия Самарского научного центра РАН. – 2009. – Т. 11, № 3. – С. 165-176.
- [3] Хамидуллина, Н.М. Расчет одиночных сбоев в РЭА орбитальных обсерваторий на основе 3D-моделирования / Н.М. Хамидуллина // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2006. – №7. – С. 39-46.
- [4] Харченко, В.С. Анализ структур отказоустойчивых бортовых комплексов при использовании электронных компонентов Industry / В.С. Харченко, Ю.Б. Юрченко // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. – 2003. – №2. – С. 3-10.

# **Solution of the problem of remote sensing small spacecraft onboard equipment integration through mathematical and simulation modeling of its operation**

**S.L. Safronov<sup>1</sup>, I.S. Tkachenko<sup>1</sup>, S.S. Volgin<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

**Abstract.** Due to the ever-increasing complexity of target tasks solved by remote sensing small satellites, and increase of the operational period of their active existence, problems arise in ensuring reliability and trouble-free operation of satellite payloads and spacecraft as a whole. To solve these problems, an advance in design, construction and management technologies is required. In contrast to the use of the principles of redundancy and backup of the main functional units of the on-board equipment in order to improve reliability and survivability, the problem of intersystem integration of onboard equipment is considered, which allows to change the behavior and structure of the system not only at the design stage, but also during the target operation.

**Keywords:** small satellite, intersystem integration, onboard equipment.