

УДК 629.78

ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ УНИВЕРСАЛЬНЫХ ПЛАТФОРМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2012 В. В. Волоцув¹, И. С. Ткаченко¹, С. Л. Сафронов²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)
²ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Изложен системный подход к проектированию универсальных платформ (УП) малых космических аппаратов (МКА) с использованием модульного принципа. Описан алгоритм адаптации целевой аппаратуры к универсальной платформе и интеграции модульных составляющих на этапе формирования проектного облика МКА. Рассмотрена задача проектной оптимизации УП. Приведена реализация системного подхода на примере разработки МКА «АИСТ».

Универсальная платформа, малый космический аппарат, системный подход, методы проектирования, модульные технологии, интеграция, проектные параметры, оптимизация.

Одним из направлений развития космической техники является создание малых космических аппаратов на основе универсальных платформ. Основные достоинства МКА – более низкая относительно больших космических аппаратов стоимость изготовления и запуска. Проектирование МКА является итерационным процессом, который сопровождается эволюцией проектных параметров и не может быть полностью формализован. Однако эффективность решения проектных задач может быть существенно повышена за счёт использования модульного принципа, приводящего в конечном итоге к уменьшению размерности вектора проектных параметров, а также за счёт декомпозиции задачи синтеза, т.е. решения совокупности частных проектных задач, объединённых ресурсными и информационными связями.

1. Особенности проектирования универсальных платформ малых космических аппаратов

Космическая универсальная платформа (или спутниковая универсальная платформа) – это общая унифицированная структура для построения КА, которая включает в себя все служебные системы спутника (модуль служебных систем), а

также конструкцию модуля полезной нагрузки (без целевой аппаратуры). Космическая универсальная платформа предназначена для дальнейшей установки и адаптации на ней целевой аппаратуры (ЦА) и обеспечения её всеми условиями для штатного функционирования и выполнения поставленных перед КА задач.

Облик универсальной платформы МКА зависит от того, какой аспект проектирования выбран в качестве ведущего. УП может рассматриваться либо как объект получения целевого эффекта, либо как система механических конструкций, в которой размещается обеспечивающая аппаратура и в которой необходимо разместить ЦА.

Проектирование МКА сводится к процедуре структурно-параметрического синтеза на основе системы физических, знаковых (в том числе математических) и комбинированных моделей. При этом применяется метод последовательных приближений с использованием на каждом шаге более подробных моделей. После того как этап структурного синтеза УП завершён, можно переходить к выбору наилучших с точки зрения назначенных критериев эффективности значений проектных параметров [1].

В настоящее время существует ряд разработок УП, предназначенных для

дальнейшего создания МКА посредством адаптации с ЦА.

В качестве примера можно указать платформы разработки британской компании SSTL (Surrey Satellite Technology Ltd., Гилдфорд, Англия). Сегодня компания предлагает пять типов платформ для реализации МКА: SSTL-50, SSTL-100, SSTL-150, SSTL-300 и SSTL-900. Платформа SSTL-100 позволяет создавать спутники различного назначения массой порядка 100 кг и обеспечивать их работу. Развитием данной платформы является SSTL-150, которая также имеет форму куба и негерметичный отсек. Но в отличие от SSTL-100 она имеет свободонесущую архитектуру построения и размещения приборов на борту. Данные УП используются в основном для решения задач мониторинга, но могут быть использованы и для реализации научных программ. КА TUBSAT-A и TUBSAT-B созданы на базе УП TUBSAT разработки Института авиации и космонавтики Технического университета Берлина. КА TUBSAT-A предназначен для проведения в космосе научных экспериментов, испытаний новых типов солнечных батарей (СБ) и системы связи с наземными станциями. TUBSAT-B предназначен для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). УП TUBSAT имеет негерметичное построение и использует современные принципы построения конструкции и обеспечивающей аппаратуры.

Современные УП разрабатываются под установку полезной нагрузки (ПН), решающей определённые классы задач. При этом каждому классу задач соответствует свой диапазон масс УП. Кроме того, конструктивно-компоновочные схемы УП имеют различное построение и основаны на различных проектных решениях.

Выбор схемы построения УП на начальном этапе является одним из ключевых в проектировании. Он затруднён вследствие разнообразия требований со стороны возможной ЦА и ограничений и в большинстве случаев проводится на основании опыта и интуиции проектировщика. Такой подход не всегда является

оптимальным в плане дальнейшего выбора проектных характеристик бортовых систем. Схема построения отдельно взятой УП может подходить по всем параметрам для одной и быть непригодной для другой ЦА в случае неудовлетворения хотя бы одному из требований. Это происходит вследствие определённых ограничений, заложенных в схему построения УП. Для уменьшения объёма ограничений необходимы новые принципы и технологии проектирования с учётом системного подхода.

Проектирование современных УП должно проводиться с использованием модульных технологий [2,3,4]. Модульное построение заключается в интеграции в единое изделие отдельных готовых модулей бортовых систем и ЦА, разработанных под единые требования. Модульность позволяет проводить декомпозицию задачи проектирования как самой УП, так и отдельной системы, путём решения совокупности частных задач проектирования.

2. Методы и модели структурно-параметрического синтеза универсальной платформы

Целью создания УП является формирование платформы, которая после адаптации обеспечит необходимые условия для работы определённого класса ЦА.

Предлагается подход к проектированию УП МКА, основанный на решении задачи адаптации ЦА к минимальной базовой структуре (задача структурно-параметрического синтеза).

2.1. Модель-описание структуры универсальной платформы

Параметры ЦА предъявляют энергетические требования к УП, которые находят отражение в сложности организации бортовой вычислительной системы (БВС) и мощности её процессора, структуре системы обеспечения теплового режима (СОТР), структуре системы электропитания (СЭП) и её мощности, построении и мощности радиоканала, структуре и мощ-

ности системы управления движением (СУД).

Анализ ЦА различного назначения показал невозможность создания универсальной конструктивно-компоновочной схемы УП и выработки состава обеспечивающей аппаратуры и схемы полёта, гарантирующих решение различных целевых задач с максимальной эффективностью. Для снижения проигрыша в показателе эффективности конкретного МКА необходимо оптимизировать структуру и характеристики минимальной базовой структуры одновременно с выработкой конструктивно-компоновочной схемы на этапе адаптации ЦА к УП.

В основе минимальной базовой структуры УП лежит типовой состав обеспечивающей аппаратуры. Данный типовой состав представляет собой минимальный набор систем обеспечивающей аппаратуры, необходимых для эксплуатации МКА определённого класса и его функционирования на орбите. Данный типовой состав может быть изменён в сторону расширения (добавления другой обеспечивающей аппаратуры) и наращивания характеристик. В типовой состав входят управляющие модули обеспечивающих систем: БВС, модуль управления СОТР, модуль управления СЭП, модуль радиоканала, модуль управления СУД. Минимальная базовая структура УП подлежит дальнейшей оптимизации на этапе адаптации ЦА к УП. Адаптация – необходимый проектный этап доведения структуры УП до требуемой в соответствии с выполняемыми МКА задачами. Другими словами, адаптация – это поиск оптимального проектного решения УП с точки зрения критериев эффективности целевого МКА. Поиск оптимального решения проводится с учётом дерева проектных ограничений, в котором сначала учитываются ограничения более высокого порядка, а потом более низкого. Работа по адаптации проводится с учётом ограничений со стороны ЦА. При этом УП должна обеспечивать работу всей бортовой аппаратуры (БА), включая целевую, т.е. иметь опреде-

лённую среднесуточную мощность СЭП. При увеличении мощности потребления увеличивается мощность СЭП, что способствует увеличению массы обеспечивающей аппаратуры и площади СБ. Рост массы УП приводит к смене способа запуска, что отражается на его стоимости. Кроме того, увеличение мощности СЭП может повлечь за собой изменение баллистических характеристик и срока активного существования МКА. Таким образом, задача синтеза УП изначально является итерационной и должна решаться соответствующими методами.

2.2. Параметрический синтез

Этап параметрического синтеза УП сводится к одной из следующих задач:

а) к отысканию оптимального (по выбранному критерию F) решения

$$\bar{p}_{УП} = \arg \min_{p_{УП} \in P} F(p_{УП}), \quad (1)$$

где $F(p_{УП})$ – целевая функция, зависящая от вектора проектных параметров $p_{УП}$,

$p_{УП} = (p_1, p_2, \dots, p_k)^T$ – вектор проектных параметров размерности k ; P – множество допустимых проектных параметров УП;

б) к отысканию оптимального в смысле главного критерия F_1 решения $\bar{p}_{УП}$ при условии перевода других критериев в ограничения (многокритериальная задача):

$$\begin{cases} \bar{p}_{УП} = \arg \min_{\substack{p_{УП} \in P \\ F_i \geq F_i^* \\ i \in [2, k]}} F_1(p_{УП}), \\ F_2 \geq F_2^*, F_3 \geq F_3^*, \dots, F_k \geq F_k^*; \end{cases} \quad (2)$$

в) к отысканию области допустимых проектных решений $P^* \subset P$, где все критерии F_1, F_2, \dots, F_k имеют значения не хуже заданных.

Задача оптимизации проектных характеристик УП МКА заключается в выборе такого вектора основных проектных характеристик, при котором достигается минимальное значение массы МКА в условиях геометрических ограничений, минимально допустимой электрической мощности и времени работы целевой аппаратуры:

$$\bar{p}_{УП} = \arg \min \left\{ M = f(N_{ЦА}, V_{ЦА}, T_{РАБ}, d_{ОР}, d_{СТАБ}, V_{ЦИ}, n_{Инт}) \left. \begin{array}{l} a \in [a_{min}, a_{max}] \\ b \in [b_{min}, b_{max}] \\ h \in [h_{min}, h_{max}] \\ N_{СЭП} \geq N_{СЭП}^{Don} \\ T_{РАБ} \geq T_{РАБ}^{Don} \end{array} \right\}, \quad (3)$$

где $N_{ЦА}$ – среднесуточная мощность потребления ЦА; $V_{ЦА}$ – объём ЦА; $T_{РАБ}$ – суммарное время работы ЦА; $d_{ОР}$, $d_{СТАБ}$ – требования по точности ориентации и стабилизации МКА; $V_{ЦИ}$ – суточный объём целевой информации; $n_{Инт}$ – коэффициент интеграции БА; $a \in [a_{min}, a_{max}]$, $b \in [b_{min}, b_{max}]$, $h \in [h_{min}, h_{max}]$ – допустимые диапазоны геометрических параметров; $N_{СЭП}^{Don}$ – минимально допустимая мощность СЭП; $T_{РАБ}^{Don}$ – минимально допустимая длительность работы ЦА.

Метод выбора значений проектных параметров УП основывается на выборе данных значений из множества допустимых, удовлетворяющих критерию минимальной массы УП $M_{УП}$ и существующим ограничениям (геометрическим и энергетическим).

Метод включает:

- 1) алгоритм поиска геометрии корпуса;
- 2) итерационный способ расчёта масс-инерционных, габаритных и энергетических характеристик УП, описанных вектором проектных характеристик \bar{P} , принадлежащим области допустимых решений P , на основе решения частных задач проектирования;
- 3) математические модели орбитального движения, масс, СЭП, СОТР, СУД;
- 4) алгоритм адаптации целевой аппаратуры к УП;
- 5) способ выбора оптимальных проектных характеристик УП из множества решений по критерию минимума массы с учётом выполнения ограничений по геометрическим и энергетическим характе-

ристикам.

Для поиска оптимальных проектных характеристик проводится оптимизация методом перебора дискретных значений показателя эффективности и поиска его минимального значения.

Массово-геометрические характеристики бортовой аппаратуры определяются итерационным способом. На первой итерации данные характеристики вычисляются на основе аналитических зависимостей с использованием удельных коэффициентов, величины которых соответствуют этапу развития приборно-элементной базы. На втором этапе используются более полные модели систем, объединяющие массовые и другие характеристики, и принцип модульного построения.

Модульный принцип основывается на типизации бортовых систем и их интеграции по единым принципам в конструкцию УП. Интеграция модульных составляющих обеспечивающей аппаратуры УП проводится на этапе адаптации целевой аппаратуры к УП. Согласно данному принципу модули бортовых систем, выполненные по единым принципам конструктивного построения, группируются в пакеты, устанавливаются между гранями корпуса УП и принимают на себя часть нагрузки, облегчая массу конструкции.

При необходимости бортовые системы могут изменять свои характеристики путём замены модуля или установки дополнительного. Таким образом, УП имеет возможность "приспособиться" к различной ЦА в рамках определённых ограничений (адаптивно-модульные конструкции).

2.3. Модель целевой аппаратуры

Каждой целевой аппаратуре соответствует набор проектных параметров $p_{HA} = (p_1, \dots, p_n)^T$ и требований, которые необходимо обеспечить УП, имеющей определённую конструктивно-компоновочную схему и схему полёта. В качестве основных параметров ЦА примем:

$$P_{ЦА} = (M_{ЦА}, N_{ЦА}, V_{ЦА}, T_{РАБ}, d_{ОР}, d_{СТАБ}, V_{ЦИ})^T.$$

2.4. Модель СУД

Облик СУД зависит от решаемых МКА задач. Рассмотрим два варианта: неориентируемое и ориентируемое положение МКА в пространстве.

В основе моделей управления положением МКА относительно центра масс лежит теорема об изменении кинетического момента тела. Движение МКА относительно центра масс описывается с помощью системы уравнений для твёрдого тела, включающей взаимосвязи между главными моментами инерции $\{A, B, C\}$, моментами сил $\{M_x, M_y, M_z\}$ вдоль осей связанной системы координат $Ox_{уз}$, угловыми скоростями движения $\{p, q, r\}$ и углами рысканья u , тангажа J и крена g . При решении системы уравнений определяются требуемые значения управляющих моментов для заданных массово-инерционных характеристик, рассчитывается среднесуточная мощность электропотребления и формируется массив проектных параметров СУД относительно центра масс. Для обеспечения необходимого управляющего момента для МКА подбираются маховики и электромагнитные устройства сброса кинетического момента [4].

2.5. Модель СЭП

Параметры элементов СЭП определяются согласно методике расчёта мощности СБ и условия энергобаланса. Условие энергобаланса: генерируемая на освещённой части витка энергия СБ с учётом всех потерь в элементах СЭП должна быть достаточна для обеспечения

питания обеспечивающей и целевой аппаратуры и восполнения ёмкости аккумуляторных батарей (АБ), израсходованной на питание бортовых потребителей на теневой части витка [5].

Уравнение энергобаланса в СЭП имеет вид

$$N_{СБ} * \cos a = \frac{N_H^{св}}{h_{СН}} + \frac{N_H^m}{h_{РУ} * h_{ЗУ} * h_{АБ}} * \frac{t_T}{t_{ЗАР}}, \quad (4)$$

где $N_H^{св}$ - мощность нагрузки на теневом участке, Вт; N_H^m - мощность нагрузки на теневом участке, Вт; $\eta_{СН}$, $\eta_{РУ}$, $\eta_{ЗУ}$, $\eta_{АБ}$ - коэффициенты полезного действия стабилизатора напряжения (СН), разрядного устройства (РУ), зарядного устройства (ЗУ), АБ соответственно; $\tau_{ЗАР}$, τ_T - соответственно длительности участка заряда (освещённого) и теневого участка, мин.; $\cos a$ - значение освещённости СБ.

Среднеинтегральный за виток косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ определяется из выражения

$$\cos a_{cp} = \frac{1}{T} \int_0^T \cos a dt, \quad (5)$$

где a - текущий угол между направлением на Солнце и нормалью к поверхности СБ. Текущее значение $\cos a$ определяется согласно [5].

2.6. Параметры СОТР

Параметры элементов СОТР определяются согласно [5]. Уравнение теплового баланса в общем случае имеет вид:

$$\sum m_i c_i dT_i = (Q_{нар} + Q_{вн}) dt - Q_{изл} dt, \quad (6)$$

где m_i , c_i , dT_i - соответственно масса, удельная теплоёмкость и температура i -го элемента конструкции; $Q_{нар}$ - тепловой поток, подводимый к поверхности УП извне; $Q_{вн}$ - тепловой поток от внутренних тепловыделений УП; $Q_{изл}$ - тепловой поток, излучаемый УП в окружающее пространство.

Модели других систем (БВС, командно-измерительной системы - КИС, системы спутниковой навигации - ССН) уточняются на этапе адаптации конкретной ЦА к УП.

Рассматриваются следующие варианты ориентации:

- неориентированное положение в пространстве, свободное вращение МКА;
- ориентация МКА в солнечной системе координат (ССК), стабилизация МКА;
- ориентация в геоцентрической СК при работе ЦА и последующий перевод в ССК.

При решении задачи выбора проектных характеристик УП используется схема, включающая следующие задачи:

- формулируется общая задача совместной оптимизации УП, предназначенной для установки ЦА с различными требованиями по массе, объёму и мощности потребления электроэнергии. Вводится проектная модель УП, включающая распределения масс по отдельным компонентам и геометрическую модель корпуса;

- решается задача оптимизации бортового состава совместно с синтезом проектных параметров и выбираются в первом приближении основные параметры, характеризующие проектный облик УП;

- исследуется влияние степени интеграции, формы корпуса и ориентации УП на значения проектных параметров. В случае необходимости определяются параметры, обеспечивающие минимум максимального проигрыша в критерии оптимальности, т.е. реализуется гарантирующий подход.

3. Проектирование универсальных платформ малых космических аппаратов с учётом типизации и интеграции бортовых систем

В процессе предварительного проектирования УП или формирования технических требований к ней возникает необходимость в разработке проекта, в котором бы достигалась существенная экономия финансовых и материальных ресурсов при одновременном сокращении сроков реализации проекта. Такая возможность появляется при применении методов проектирования УП с учётом типизации,

т.е. применением в новой разработке стандартных элементов, узлов и систем типичной конструкции, а также принципов повышения надёжности за счёт функциональной и механической интеграции. При постановке задачи типизации и интеграции применяется основная математическая модель – модель масс.

В качестве параметра типизации и интеграции принят коэффициент интеграции k_{Int} . К данному параметру чувствительны такие критерии, как масса $M_{УП}$, объём $V_{УП}$ и время существования $T_{Сущ.}$. Интеграция реализуется только по отношению к типизированной бортовой аппаратуре.

Типизация заключается в построении бортовых систем по единым конструктивным требованиям, с использованием типоразмеров при разработке. Таким образом, образуются модули и можно говорить о модульном построении бортовых систем. Модули группируются посадочными плоскостями друг к другу, образуя пакеты модулей. Высота модулей выбирается либо кратной высоте самого лёгкого модуля, либо произвольной, пропорционально массе модуля. Во втором случае при одинаковой плотности модулей получается минимальный объём пакетов V_{Pi} ($i = 1, \dots, n$) и, следовательно, минимальный объём УП.

Процедура интеграции заключается в механическом объединении в одном пакете двух и более типизированных модулей бортовых систем. Коэффициент интеграции показывает степень объединения модулей, которая выражается в отношении массы объединённых модулей типизированной аппаратуры к массе всей бортовой аппаратуры: $k_{Int} = m_{Тун.БА} / m_{БА}$. При интеграции достигается экономия массы корпуса пакета модулей, внешних кабелей и элементов крепления модулей. Кроме того, уменьшается объём, занимаемый бортовыми системами, и следовательно объём, занимаемый МКА под обтекателем.

Корпус УП может представлять собой форму одного из объёмных тел: куб,

прямоугольный параллелепипед, прямоугольная призма. При этом масса УП может быть различна для одного и того же объёма за счёт разной плотности компоновки.

При полной интеграции (типизирована вся БА, пригодная для типизации) бортовая аппаратура полностью включается в силовую схему отсека МКА и масса каркаса в конструкции корпуса резко снижается.

Объём МКА равен:

$$V_{МКА} = V_{Отсека} + m_{Констр} / \rho_{Констр}. \quad (7)$$

При интеграции бортовой аппаратуры объём отсека МКА делится на четыре части:

$$V_{Отсека} = V_{Инт} + V_{Неинт} + V_{БКС} + V_{Свободн}. \quad (8)$$

Здесь $V_{Инт}$ – объём, занимаемый типизированной (интегрированной) БА, интегрированной в пакет; $V_{Неинт}$ – объём, занимаемый нетипизированной (неинтегрированной) БА; $V_{БКС}$ – объём, занимаемый БКС; $V_{Свободн}$ – свободный объём отсека МКА, зависящий от плотности компоновки;

$$r_{БА}^{Инт} = \begin{cases} r_{БА}, & \text{если } h_{Мод}^i = \text{var}; \\ f(m_{БА}^i), & i = [1, \dots, n], \text{ если } h_{Мод}^i = k \cdot h_{Мод}^{\min}, \quad k = [1, \dots, l]; \end{cases}$$

n – количество модулей БА; l – количество интегрируемых модулей систем.

Масса БА в первом приближении является функцией массы МКА и коэффициента типизации $k_{Инт}$:

$$m_{БА} = f(m_{МКА}, k_{Инт}) = m_{БА}^{Тун} + m_{БА}^{Неинт}, \quad (9)$$

где $k_{Инт} = [0, \dots, k_{Инт}^{\max}]$; $m_{БА}^{Инт}$ – масса интегрированной БА; $m_{БА}^{Неинт}$ – масса неинтегрированной БА.

Коэффициент интеграции ограничен в силу того, что существует БА, которую невозможно типизировать и интегрировать в единый модуль или пакет. В качестве такой аппаратуры выступают датчики СУД, антенны, электромагнитные стержни и фотопреобразователи СБ.

Чем выше коэффициент интеграции, тем ниже масса конструкции и БКС и выше плотность компоновки УП. Интеграция рассматривается только относительно

$$V_{Инт} = \frac{m_{БА} \cdot k_{Тун}}{r_{БА}^{Инт}};$$

$$V_{Неинт} = \frac{m_{БА} \cdot (1 - k_{Инт})}{r_{БА}};$$

$$V_{БКС} = \frac{m_{БКС}^{Инт} + m_{БКС}^{Неинт}}{r_{БКС}};$$

$$m_{Констр} = f(k_{Инт}, m_{МКА});$$

$m_{МКА}$ – масса МКА; $m_{БА}$ – масса БА;

$r_{БА}^{Инт}$ – плотность интегрированной БА;

$r_{БА}^{Неинт}$ – статистическая плотность неинтегрированной БА; $\rho_{Констр}$, $\rho_{БКС}$, $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

между интегрированными и неинтегрированными системами, которые определяются с использованием статистических коэффициентов относительно суммарной массы интегрированной и неинтегрированной БА и являются функциями габаритов модулей БА;

и неинтегрированной БА; $\rho_{БА}$ – соответственно статистические значения плотностей конструкции, БКС и БА;

$m_{БКС}^{Инт}$, $m_{БКС}^{Неинт}$ – соответственно массы БКС

Таким образом, основными параметрами УП являются: k_{Int} – коэффициент интеграции типизированной БА; $V_{УП}$ – объём УП, равный объёму МКА [м^3]; $T_{Сущ}$ – время существования [сут]; $N_{СР СУТ}$ – среднесуточная мощность СЭП [Вт].

4. Итерационная процедура синтеза проектных параметров универсальной платформы

4.1. Процедура синтеза проектных параметров

На каждой итерации происходит уточнение исходных данных, проектных ограничений и внешних неопределённых факторов.

Типовой состав представляет собой набор модулей БА, подобранных таким образом, чтобы обеспечить необходимые условия для работы ЦА: выделяемая мощность, длительность включений, требуемая ориентация и стабилизация, информационное взаимодействие с БВС. Типовой состав не имеет общей конструктивной базы и подлежит интеграции в МКА на этапе адаптации целевой аппаратуры к УП.

Процесс адаптации начинается с рассмотрения области допустимых геометрических характеристик УП.

4.2. Область допустимых геометрических характеристик универсальной платформы

На рис.1 в качестве примера представлена зависимость среднесуточной мощности СЭП УП от высоты корпуса и формы основания. В качестве исходных данных рассматривались:

- два варианта формы основания – квадрат и шестиугольник;
- высота корпуса МКА: $0,1 \leq h \leq 0,8$ м;
- неориентируемый полёт;
- фотопреобразователи СБ равномерно размещены по всей поверхности корпуса;
- объём $V_{МКА} = 0,074 \text{ м}^3$;
- масса $m_{МКА} = 50$ кг;

- высота околокруговой орбиты: $H_{орб} = 575$ км.

Если в основании корпуса квадрат, то в целях большего энергосъёма при неориентируемом полёте предпочтительнее выбирать форму корпуса, отличную от кубической. В случае шестиугольного основания минимум мощности соответствует высоте корпуса 0,42 м (рис.1).

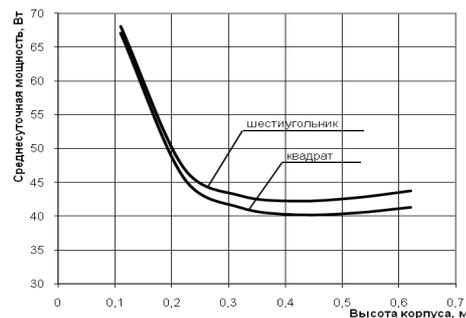


Рис.1. Зависимость среднесуточной мощности от высоты корпуса и формы основания при постоянном объёме V

Уход от кубической формы корпуса приведёт к увеличению площади поверхности, а следовательно к возрастанию баллистического коэффициента и уменьшению срока существования МКА. Также уменьшится и объём, предназначенный для целевой аппаратуры.

При увеличении коэффициента интеграции снижается масса УП за счёт уменьшения массы БКС и рамы конструкции, а также уменьшается объём, занимаемый обеспечивающей аппаратурой. Данный резерв может быть направлен на увеличение массы и объёма целевой аппаратуры.

В случае, если форма и размеры корпуса с установленными на нём СБ не позволяют вырабатывать требуемой среднесуточной мощности, необходимо обеспечить МКА требуемую ориентацию.

При объёме $V_{МКА} = 0,074 \text{ м}^3$ и четырёхгранной форме корпуса МКА значения характеристик УП представлены в табл. 1. Срок существования рассчитывался согласно методике [5] для стандартной атмосферы [6].

Таблица 1. Значения характеристик УП для околокруговой орбиты ($H_{orb} = 575$ км)

Высота корпуса, м	Срок существования, сут		Мощность СЭП, Вт	
	неориент.	ориент.	неориент.	ориент.
0,11	681	818	64,8	78
0,22	979	1174	45,0	51
0,32	1074	1288	41,1	50
0,42	1095	1314	40,3	52,5
0,52	1083	1300	40,7	57
0,62	1057	1268	41,7	63

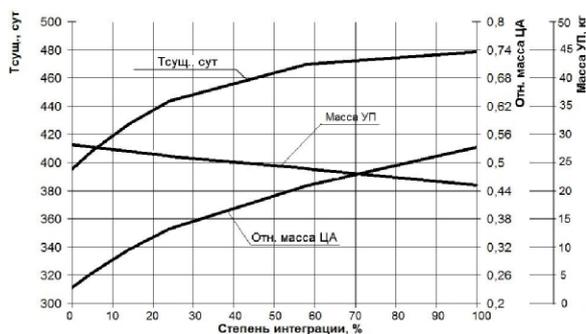


Рис.2. Зависимости относительной массы ЦА, массы УП и времени существования от степени интеграции

На рис.2 представлены зависимости относительной массы ЦА, массы УП и времени существования от степени интеграции БА.

При заданном максимальном объеме МКА и отсутствии требований по ориентации максимальная относительная масса ЦА достигается при максимальной интеграции БА. При этом масса БКС снижается на 22,6 % относительно неинтегрированной аппаратуры, масса конструкции снижается на 50 %, плотность компоновки возрастает на 17,4 %.

4.3. Адаптация с учётом дополнительных ограничений целевой аппаратуры

Адаптация ЦА проводится в целях определения окончательных проектных характеристик путём проведения моделирования процессов на борту МКА и орбитального движения.

Задача адаптации целевой аппаратуры к УП сводится к задаче совместной проектной оптимизации МКА и представляет собой оптимизацию структуры и характеристик минимальной базовой структуры обеспечивающей аппаратуры и разработку конструктивно-компоновочной схемы.

В случае, если УП удовлетворяет требованиям ЦА по мощности СЭП в ориентируемом и в неориентируемом полёте, в качестве дополнительных критериев при выборе варианта могут выступить масса, объём и срок существования. В табл.2 представлены варианты исполнения СБ МКА с мощностью СЭП 50 Вт.

Таблица 2. Варианты исполнения СБ МКА

Ориентация	Объём МКА, м ³	Габариты МКА a/b/h, м/м/м	Площадь СБ/cos α , м ² /ед.	Масса МКА, кг	Срок сущ., сут	
Неориентируемый полёт, СБ на всех гранях корпуса	0,0745	0,58/0,58/0,22	1,23/0,19	45	478,5	
Ориентируемый полёт	СБ на гранях корпуса	0,07	0,57/0,57/0,21	1,02/0,25	45	490
	Отдельная СБ	0,05	0,35/0,35/0,4	0,24/1	45	550

Если найти решение не удаётся (например, из-за ограничения на габариты МКА), то вводятся ограничения на программу работы целевой аппаратуры с целью уменьшения среднесуточной мощности электропотребления, т.е. фактически ограничивается время её суточной работы. При этом должен сохраниться объём целевых программ за счёт увеличения срока существования МКА. Программа работы целевой аппаратуры должна быть составлена таким образом, чтобы не нарушилось условие энергобаланса - превышение суммарного количества затраченной мощности при выполнении программы допустимой располагаемой мощности на борту.

4.4. Моделирование работы бортовых систем

С использованием системы твёрдотельного моделирования SolidWorks проводится синтез облика УП и МКА на его основе, а также выбор характеристик зоны целевой аппаратуры и параметров её установки при имеющихся массово-геометрических характеристиках. Электронное макетирование бортового состава проводится в процессе разработки УП с целью:

- проверки правильности конструктивных решений, заложенных в конструкторскую документацию;
- отработки монтажа и демонтажа модулей БА;
- отработки монтажа БКС;
- оценки достаточности зазоров между комплектующими УП, элементами конструкции, в том числе подвижными.

Моделирование работы целевой аппаратуры в составе УП проводится с це-

лью подтверждения принятой проектной схемы и выработки дополнительных характеристик УП.

5. Пример реализации технологий системного проектирования

Рассмотрим решение задачи проектирования МКА на базе УП с целью определения проектных параметров УП, способной обеспечивать следующие требования целевой аппаратуры:

- электропитание: до 16 Вт;
- масса: 12 кг;
- объём научной информации в сутки: 1 Мбит;
- длительность научной программы: 1 год.

Существуют ограничения:

- линейные размеры МКА: $a \leq 0,6$ м; $b \leq 0,45$ м; $h \leq 0,45$ м;
- объём МКА: $V_{МКА} \leq 0,12$ м³;
- масса попутной ПН: $m_{ПН} \leq 53$ кг;
- запуск МКА: попутно на КА-носителе типа «Бион-М».

Для поиска возможных решений рассмотрим три типовых состава обеспечивающей аппаратуры. Для трёх типовых составов рассмотрим варианты корпуса: 4-, 5-, 6-угольная призма, средняя плотность УП: $r_{УП} = 500$ кг/м³. С учётом варьирования параметров a , b , h , $k_{Имм}$ получено более 100 вариантов. Результаты для неориентируемого варианта четырёхугольной призмы на базе первого типового состава представлены в табл.3. Для данного варианта существуют 11 допустимых вариантов исполнения корпуса УП при различных вариантах интеграции (табл.4).

Таблица 3

Размеры а/б/н, м	$M_{УП}$, кг	$M_{ЦА}$, кг						$N_{СЭП}$, Вт	$N_{ОА}$, Вт
		$k_{Имм}=0$	$k_{Имм}=0,03$	$k_{Имм}=0,14$	$k_{Имм}=0,3$	$k_{Имм}=0,64$	$k_{Имм}=1$		
0,61/0,61/0,2	26,42	3,3	3,58	4,65	6,36	10,39	14,62	28,57	6,5
0,54/0,54/0,25	24,47	5,64	5,9	6,9	8,48	12,21	16,14	25,32	6,5
0,50/0,50/0,3	23,47	6,84	7,1	8,06	9,57	13,15	16,9	23,64	6,5
0,42/0,42/0,42	22,78	7,66	7,9	8,84	10,3	13,78	17,43	22,5	6,5
0,38/0,38/0,5	22,95	7,46	7,71	8,65	10,12	13,63	17,3	22,78	6,5
0,33/0,33/0,7	24,17	6,0	6,26	7,26	8,8	12,5	16,36	24,8	6,5

Таблица 4

Варианты	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Размеры a/b/h, м	0,61/0,61/ 0,2	0,54/0,54/ 0,25		0,50/0,50/ 0,3		0,42/0,42/ 0,42		0,38/0,38/ 0,5		0,33/0,33/ 0,7	
$M_{УП}$, кг	26,42	24,47		23,47		22,78		22,95		24,17	
$k_{Инт}$	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1	0,64	1
$M_{ЦА}$, кг	14,62	12,21	16,14	13,15	16,9	13,78	17,43	13,63	17,3	12,5	16,36
$N_{СЭП}$, Вт	28,57	25,32		23,64		22,5		22,78		24,8	
$N_{ОА}$, Вт	6,5										

Таблица 5

Варианты	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$M_{УП}$, кг	26,42	24,47	24,47	23,47	23,47	22,78	22,78	22,95	22,95	24,17	24,17
$M_{ЦА}$, кг	14,62	12,21	16,14	13,15	16,9	13,78	17,43	13,63	17,3	12,5	16,36
$m_{УП}$	0,356	0,333	0,397	0,359	0,419	0,377	0,433	0,373	0,43	0,341	0,404

Таблица 6

Варианты	1	2	3	4	5	6
$k_{Инт}$	0,3	0,03	0,14	0,03	0,14	0,14
$N_{СЭП}$, Вт	12,7	10,2	12,2	11,1	11,5	13
$T_{Сум}$, сут.	879	1095	918	1006	972	860

Данные варианты удовлетворяют требованиям свободной зоны под обтекателем РН «Союз-2» при запуске КА типа «Фотон-М», «Бион-М». Выбор наилучшего варианта осуществляется из условия максимальной относительной массы целевой аппаратуры (табл. 5).

Оптимальным вариантом является вариант № 7 с характеристиками:

- размеры корпуса: 0,42/0,42/0,42 (м);
- $M_{УП}$ – 22,78 кг;
- $k_{Инт}$ – 1;
- максимальная масса устанавливаемой целевой аппаратуры $M_{ЦА}$ – 17,43 кг;
- мощность СЭП $N_{СЭП}$ – 22,5 Вт;
- мощность обеспечивающей аппаратуры $N_{ОА}$ – 6,5 Вт.

Платформа с близкими к данной УП характеристиками ($\Delta P_i < 5\%$) положена в основу создания на её базе малых космических аппаратов научного назначения семейства «АИСТ» (рис. 3). Данная УП может быть подвергнута структурному и параметрическому изменению в целях оптимизации дополнительных критериев заказчика при формировании облика МКА.

В качестве примера рассмотрим её совместимость с научной аппаратурой (НА) МАГКОМ и МЕТЕОР. В состав данной научной аппаратуры входят модули суммарной массой 10 кг, объёмом для внутреннего размещения 0,009 м³ и внешнего размещения 0,003 м³; длительность работы НА: $T_p \geq 500$ сут; ориентация МКА не требуется; мощность потребления НА: от 3 до 17 Вт. Данные характеристики реализуемы УП, однако требуется компоновка НА на внешней поверхности корпуса УП.

В результате моделирования была снижена площадь СБ. В целях снижения стоимости МКА проведена адаптация НА с учётом варьирования $k_{Инт}$ (нетипизируемая обеспечивающая аппаратура занимала резерв объёма, отводимый УП под целевую аппаратуру) и площади СБ. В табл. 6 приведены результаты, удовлетворяющие всем требованиям НА, включая длительность работы. К проектированию принят вариант №2, соответствующий минимальной стоимости адаптации за счёт малого времени проектирования.

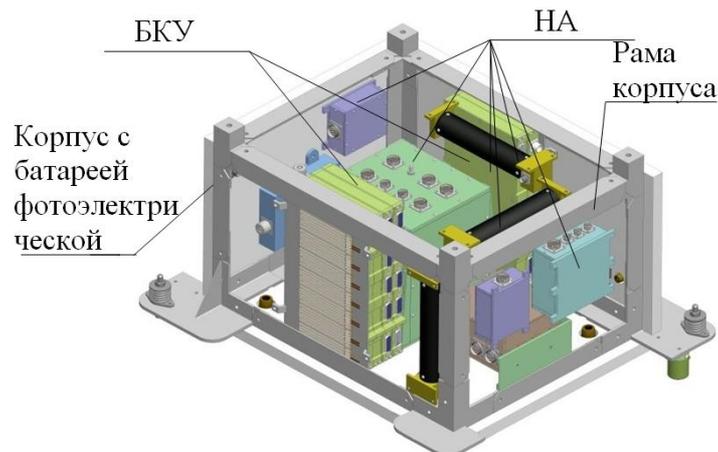


Рис. 3. Малый космический аппарат «АИСТ»
(три панели корпуса условно не показаны)

На рис.4 показаны ограничения на длительность постоянной работы НА в зависимости от потребляемой мощности.

Описанная методика выбора проектных параметров универсальных платформ малых космических аппаратов позволяет автоматизировать процесс синтеза проектных решений, реализовать интерактивную процедуру анализа вариантов и в конечном счёте повысить качество и сократить сроки эскизного проектирования.

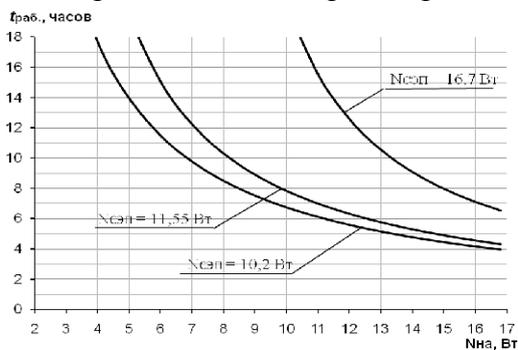


Рис. 4. Ограничения на длительность постоянной работы научной аппаратуры

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение 14.В37.21.1555 «Разработка методики проектирования космической системы орбитальной инспекции на базе маневрирующих малых космических аппаратов».

Библиографический список

1. Соллогуб, А.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли: Математические

модели повышения эффективности КА [Текст]/А.В. Соллогуб, Г.П. Аншаков, В.В. Данилов; под ред. Д.И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 368 с.

2. Куренков, В.И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В.И. Куренков, В.В. Салмин, Б.А. Абрамов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 296 с.

3. Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 160 с.

4. Проектирование малых космических аппаратов на основе модульных технологий [Текст]: учеб. пособие / В.И. Абрашкин, В.В. Волоцуев, В.И. Куренков [и др.] – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011. – 85 с.

5. Основы синтеза систем летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / А.А. Лебедев, В.Н. Баранов, В.Т. Бобронников [и др.]; под ред. А.А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.

6. ГОСТ 25645.101-83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчётов искусственных спутников Земли. – М.: изд-во стандартов, 1983 г.

CHOICE OF DESIGN PARAMETERS OF UNIVERSAL PLATFORMS OF SMALL SPACE VEHICLES

© 2012 V. V. Volotsuev¹, I. S. Tkachenko¹, S. L. Safronov²

¹Samara State Aerospace University
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)
²Space Rocket Center “TsSKB-Progress”

The system approach to the designing of universal platforms (UP) for small space vehicles (SSV) with the use of the modular principle is presented. An algorithm of target equipment (TA) adaptation to the universal platform as well as an algorithm of integration of modular components at the stage of the formation of SSV design shape are described. The problem of UP design optimization is dealt with. The realization of the system approach is presented, the development of the SSV “AIST” taken as an example.

Universal platform, small space vehicle, system approach, designing methods, modular technologies, integration, design parameters, optimization.

Информация об авторах

Волоцув Владимир Валериевич, кандидат технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sputnik@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

Ткаченко Иван Сергеевич, кандидат технических наук, ассистент кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sputnik@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование малых космических аппаратов, информационные технологии.

Сафронов Сергей Львович, начальник группы ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», соискатель кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: csdb@samspace.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов, методы синтеза космических систем.

Volotsuev Vladimir Valerievich, candidate of technical science, associate professor of the department of aircraft construction, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of research: designing of space vehicles.

Tkachenko Ivan Sergeevich, candidate of technical science, assistant of the department of aircraft construction, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of research: designing of small satellites, information technologies.

Safronov Sergey Lvovich, chief of group, Space Rocket Center “TsSKB-Progress”, post-graduate student of the department of aircraft construction, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: csdb@samspace.ru. Area of research: designing of spacecraft, methods of synthesis of space systems.