УДК 004.052

ПРОЕКТНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ УСКОРЕННОЙ ЛЕТНОЙ КВАЛИФИКАЦИИ

Карасева М.В., Ступина А.А., Мельдер М.И.

ФГБОУ ВПО «Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнёва» (Красноярск, Россия (660014, Красноярск, пр. им. газ. «Красноярский рабочий», 31), e-mail: saa55@rambler.ru

Для определения резервов ресурсов космического аппарата (КА) в процессе проектирования базовой космической платформы КА используются общие подходы рационального проектирования, опирающиеся на функциональный анализ при оценке номинальных затрат ресурсов КА на реализацию отдельных функций и методы проектирования на предельную массу КА, ограниченную энергетическими характеристиками средств выведения. В работе представлена методика формирования резервов бортовых ресурсов (массы и энергопотребления) для дополнительной полезной нагрузки при определении и выборе проектных параметров космического аппарата, которая содержит комплекс математических моделей КА, устанавливающих аналитические зависимости массы и энергопотребления для дополнительной полезной нагрузки в зависимости от проектных параметров КА.

Ключевые слова: космический аппарат, дополнительная полезная нагрузка, бортовые ресурсы.

DESIGNED SIMULATION OF THE SPACE PLATFORM FOR THE ACCELERATED FLIGHT QUALIFICATION

Karaseva M.V., Stupina A.A., Melder M.I.

Siberian State Aerospace University named after M.F. Reshetnev, Krasnoyarsk, Russia (660014, Krasnoyarsk, Krasnoyarski Rabochiy, 31), e-mail: saa55@rambler.ru

To determine resources reserves of the spacecraft (SC) in the design process of the basic space platform of the SC we applied the common approaches for effective design based on the functional analysis in assessing nominal spending resources of SC to implement certain features and design methods for the SC critical mass, limited by energy characteristics of launch vehicles. The paper presents a formation method of reserves on-Board resources (mass and energy consumption) for additional payload to determine and select the design parameters of the spacecraft, containing a complex of mathematical models of SC establishing the analytical dependences of mass and power consumption for additional payload, depending on the design parameters of the SC.

Keywords: spacecraft, additional payload, on-board resources.

Рассмотрим особенность проектирования базовой космической платформы (КП) КА, обусловленную необходимостью ее расширенного применения для целого ряда орбит и средств выведения [1].

Методика задания номинальной массы КА

Реализация i-ой функции КП с заданной эффективностью напрямую связана с затратами ресурсов: массы (M_i^{Φ}), энергопотребления (P_i^{Φ}) и объема (V_i^{Φ}).

Объем составных элементов КА зависит от их массы и энергопотребления, т.е. не является независимым параметром. Поэтому из дальнейшего анализа его можно исключить.

Суммирование по составляющим функций (бюджет ресурсов) позволяет определить общие ресурсы КА:

номинальная масса КА: $M_0^{KA} = \sum_{i=1}^{n} M_i^0$; (1)

номинальное энергопотребление КА в основном режиме работы: $P_0^{KA} = \sum_{i=1}^{n} P_i^0$; (2)

где M_i^0, P_i^0– затраты ресурсов массы и энергопотребления на реализацию функций i-го составного элемента КА.

Для навигационного КА можно вычленить следующий набор функций:

1) обеспечение выполнения целевой задачи КА;
2) обеспечение функций управления КА;
3) энергоснабжение бортовой аппаратуры КА;
4) обеспечение теплового режима бортовой аппаратуры КА;
5) обеспечение ориентации КА в заданных режимах функционирования;
6) обеспечение приведения КА в заданную точку на орбите, удержание, коррекция орбиты и т.п.;
7) обеспечение размещения бортовой аппаратуры КА и ее механическая и электрическая увязка.

Проведенные исследования выявили взаимосвязь между ресурсами составных элементов КА и КА в целом: $M_i^0 = f(M_0^{KA}, P_0^{KA})$и $P_i^0 = f(M_0^{KA}, P_0^{KA})$.

Для КА эта взаимосвязь может быть представлена в линейную зависимость типа

$$P_i^0 = p_i^0 + \beta_i^m * M_0^{KA} + \text{с} * P_0^{KA}$$

$$M_i^0 = m_i^0 + \alpha_i^m * M_0^{KA} + \alpha_i^P * P_0^{KA} \quad (3)$$

где β_i^m, β_i^m, α_i^m, α_i^P– удельные коэффициенты затрат ресурсов,m_i^0,p_i^0– постоянные составляющие затрат ресурсов (массы и энергопотребления).

Для выбранного состава комплектующих систем КА может быть получена следующая обобщенная модель расчета ресурсов КА:

номинальная масса КА:

$$M_0^{KA} = M_{\text{БЦК}} + M_{\text{КП}}$$

$$M_{\text{КП}} = \sum_{i=1}^{n} m_i^0 + M_0^{KA} \sum_{i=1}^{n} \alpha_i^m + P_0^{KA} = M_{\text{КП}}^0 + \alpha_{\text{КП}}^m M_0^{KA} + \alpha_{\text{КП}}^p P_o^{KA} \quad (4)$$

номинальное энергопотребление КА:

$$P_0^{KA} = P_{\text{БЦК}} + P_{\text{КП}}$$

$$P_{\text{КП}} = \sum_{i=1}^{n} P_i^0 + M_0^{KA} \sum_{i=1}^{n} \beta_i^m + P_0^{KA} \sum_{i=1}^{n} P_0^{KA} = P_{\text{КП}}^0 + \beta_{\text{КП}}^m M_0^{KA} + \beta_{\text{КП}}^p P_o^{KA} \quad (5)$$

где $M_{\text{БЦК}}$, $P_{\text{БЦК}}$– масса и энергопотребление бортового целевого комплекса.

$M_{\text{КП}}$, $P_{\text{КП}}$ – масса и энергопотребление космической платформы.

$M_{\text{КП}}^0$, $P_{\text{КП}}^0$ – постоянные составляющие затрат массы и энергопотребления космической платформы.

Результирующая зависимость массы КА от массы и энергопотребления бортового целевого комплекса может быть представлена следующим образом:

$$M_0^{KA} = \frac{M_{\text{БЦК}} + M_{\text{КП}}^0 + \left(P_{\text{БЦК}} + P_{\text{КП}}^0\right)\frac{\alpha_{\text{КП}}^p}{1-\beta_{\text{КП}}^p}}{1-\alpha_{\text{КП}}^m - \frac{\beta_{\text{КП}}^p}{1-\beta_{\text{КП}}^p}} \quad (6)$$

На основании вышеприведенной формулы получается следующая зависимость

$$\frac{M_{\text{БЦК}}}{M_0^{KA}} = \frac{1-\alpha_{\text{КП}}^m - \frac{\beta_{\text{КП}}^p}{1-\beta_{\text{КП}}^p}}{1+\frac{M_{\text{КП}}^0}{M_{\text{БЦК}}}\left(1+\frac{P_{\text{КП}}^0}{P_{\text{БЦК}}}\right)\frac{\alpha_{\text{КП}}^p}{1-\beta_{\text{КП}}^p}}.$$

Методика задания резервов ресурсов массы дополнительной полезной нагрузки (*ДПН)*

По результатам оценки номинальной массы и после выбора типа орбиты производится оценка предельной массы в зависимости от выбранной схемы выведения (одиночная или групповая), средств выведения и космодрома запуска.

При разработке КА предусматривается возможность использования нескольких схем и средств выведения. Так, на этапе развертывания орбитальной группировки отдается предпочтение групповым схемам выведения, а на этапе восполнения – одиночным схемам выведения. В этом случае для каждого *i*-го варианта схемы выведения образуется свое значение допустимой массы КА, что приводит к необходимости выработки определенных методов её задания в проекте.

$$M_i^{KA} = M_0^{KA} + M_i^{\text{рез}},$$

$$n_i^{KA}\left(M_0^{KA} + M_i^{\text{рез}}\right) + M_i^{\text{УО}} = M_i^{PH}, \quad (8)$$

гдеM_0^{KA}– номинальное значение массы КА, $M_i^{\text{рез}}$– значение резервной массы КА, n_i^{KA} – количество одновременно выводимых однотипных КА по *i*-ой схеме.

Исходя из условия гарантированного выведения КА заданной массы на орбиту функционирования, формируется допустимый ряд средств и схем выведения с ранжированными значениями резервной массы для каждого КА

$$M_0^{KA} \le \frac{M_1^{PH} - M_1^{\text{УО}}}{n_1^{PH}} - M_1^{\text{рез}} \le \frac{M_2^{PH} - M_2^{\text{УО}}}{n_2^{PH}} - M_2^{\text{рез}} \le \cdots \le \frac{M_s^{PH} - M_s^{\text{УО}}}{n_s^{PH}} - M_s^{\text{рез}}, \quad (9)$$

где $M_1^{\text{рез}} \le M_2^{\text{рез}} \le M_i^{\text{рез}} \le M_s^{\text{рез}}$ – резервы массы, обусловленные различием энергетических характеристик средств выведения и целочисленным количеством выводимых КА.

Различие в энергетических характеристиках средств выведения в условиях дискретности количества одновременно выводимых КА приводит к появлению резерва массы для КА за счет избытка энергетических возможностей средств выведения.

Этот резерв массы представляется целесообразным использовать для размещения ДПН в интересах реализации новых функций или проведения экспериментов ($M_i^{\text{ДПН}}$).

$$M_i^{KA} = M_0^{KA} + M_i^{\text{ДПН}}, \quad M_i^{\text{ДПН}} < M_i^{\text{рез}} \quad (10)$$

где $M_i^{\text{ДПН}}$ – масса дополнительной полезной нагрузки, выводимой по *i*-ой схеме.

Использование различных схем и средств выведения для одного и того же КА предъявляет требования к унификации интерфейса КА-ракеты носителя и обеспечения работоспособности КА после воздействия различных по своим параметрам механических нагружений на участке выведения КА на орбиту и различных параметрах отделения КА от ракеты носителя (РН).

Это определяет необходимость проектирования базовой платформы КА на широкий диапазон условий и на предельную массу, ограниченную энергетическими характеристиками РН (M_{np}^{KA}).

При известной номенклатуре средств и схем выведения значение допустимой массы КА ограничено диапазоном:

$$M_i^{KA} + M_i^{\text{рез}} \le M_i^{KA} \le M_i^{KA} + M_s^{\text{рез}} \quad (11)$$

Так как проектирование КА осуществляется в условиях неопределенности, необходимо также предусматривать и резервы массы ($M_0^{\text{рез}}$) на парирование этих неопределенностей. Тогда в качестве критерия применимости данной схемы и средств выведения по энергетическим характеристикам возможно использование следующего неравенства:

$$M_i^{KA} \ge M_0^{KA} + M_0^{\text{рез}}. \quad (12)$$

Нормирование ресурсов массы на парирование неопределенностей возможно с использованием различных подходов: централизованного и децентрализованного [4, 5].

Если при проектировании КА используется децентрализованный подход, в котором выделяются отдельно каждому прибору резервы массы на парирование неопределенностей, тогда общая резервная масса будет определяться по предельной схеме:

$$M_{\text{П}}^{\text{рез}} = M_0^{KA} * \delta m_{\text{э}},$$

где $\delta m_{\text{э}}$– среднестатистический коэффициент по относительному разбросу массы составного элемента КА.

Если используется централизованное распределение резервов массы на парирование неопределенностей по каждому прибору, то применим вероятностный метод нормирования общего резерва массы на парирование неопределенностей [5].

В этом случае, используя свойство центральной предельной теоремы для суммы случайных величин, величину запасов массы на парирование неопределенностей можно определить из следующего выражения:

$$M_0^{\text{рез}} = M_0^{KA} * t_m^o * \frac{\delta m_{\text{э}}}{\sqrt{n_{\text{э}}}},$$

где t_m^o– квантиль распределения вероятности по массе, $\delta m_{\text{э}}$ – относительный диапазон изменения массы составных элементов, $n_{\text{э}}$ – количество составных элементов КА.

Увеличение запасов резервов массы КА на парирование неопределенностей повышает структурную устойчивость проекта, однако имеет ряд негативных последствий.

Методика задания резервов ресурсов энергопотребления ДПН

Так как проектирование КА осуществляется в условиях неопределенности, необходимо также предусматривать и резервы по энергетике системы энергопотребления (СЭП) на парирование неопределенностей.

Для гарантированного обеспечения положительного энергобаланса КА на этапе проектирования применяются следующие меры: на уровне КА устанавливается 5 %-й запас по мощности энергопотребления бортовой аппаратуры КА; на уровне системы энергопотребления (СЭП) устанавливается 5 %-й запас по заданной мощности солнечной батареи и 5 %-й запас по энергоемкости аккумуляторной батареи.

Методика управления запасами на этапе проектирования заключается в следующем:

значения энергопотребления бортовой аппаратуры приводятся в соответствии с заданными в документации на разработку аппаратуры;

по завершении соответствующих этапов разработки КА допускается при необходимости снижение уровня проектных запасов до значения 1–3 %.

На этапе проектирования необходимо найти проектное значение $P_{\text{СБ}}^{\text{П}}$ и$W_{\text{АБ}}^{\text{П}}$, обеспечивающие положительный энергобаланс во всех режимах работы КА в различных сочетаниях теневых участков от Земли и Луны.

Для проектной оценки энергетики СЭП используем следующие допущения при моделировании энергобаланса:

длительность цикла – виток (T_{KA});

длительность теневого участка орбиты учитывает наличие совместных теневых участков от Земли и Луны (t_T);

нагрузка представлена в виде двух составляющих: $P_{\text{Н.д}}$ – дежурная, постоянная по витку; $W_c = \sum_K P_{\text{Н.с}}^{\text{К}} * t_c^K$ – сеансная (сверх дежурной), как сумма произведений пиковых энергопотреблений $P_{\text{Н.с}}^{\text{К}}$ на их длительность t_c^K;

ограничения на максимальную мощность нагрузки, мощность заряда и разряда отсутствуют.

Теневые и солнечные орбиты чередуются каждые полгода, при этом длительность теневых орбит составляет ~25 % от цикла. Полагая, что на теневых орбитах резерв отсутствует, а на солнечных орбитах максимален, получаем соответствующий выигрыш за счет освещенности.

Дополнительный резерв по мощности возникает также за счет отличия мощности бортовой системы (БС) в начале и в конце срока активного существования (САС). Это

обусловлено тем, что начальная мощность БС вследствие воздействия эксплуатационных факторов (радиация, температура) снижается по экспоненте, порядка (5–10) % ежегодно.

В этом случае в зависимости от длительности функционирования КА (t_{KA}^{Φ}) возможные резервы мощности для ДПН определяются из выражения:

$$\Delta P_{\Phi}^{\mathrm{T}} = \frac{\mathrm{A_{БС}}}{\mathrm{A_{Д}}} P_{\mathrm{СБ}}^{\mathrm{П}} \left(\frac{1}{\mathrm{K_{БС}^{Р}}} * e^{-\alpha p t_{KA}^{\Phi}} - 1 \right); \quad \alpha_P = \frac{ln K_{\mathrm{БС}}^{\mathrm{Р}}}{t_{CAC}},$$

$$\Delta P_{\Phi}^{CP} = \frac{1}{t_{KA}^{\Phi}} \int_0^{t_{KA}^{\Phi}} \Delta P_{\Phi}^{\mathrm{T}} dt = \frac{\mathrm{A_{БС}}}{\mathrm{A_{Д}}} P_{\mathrm{СБ}}^{\mathrm{П}} \left(\frac{1 - K_{\mathrm{БС}}^{\mathrm{Р}}}{|K_{\mathrm{БС}}^{\mathrm{Р}} * ln K_{\mathrm{БС}}^{\mathrm{Р}}|} - 1 \right), \quad (13)$$

где $K_{\mathrm{БС}}^{\mathrm{Р}}$– коэффициент потерь мощности солнечной батареи (СБ) за САС, t_{KA}^{Φ} – время функционирования КА, $\Delta P_{\Phi}^{\mathrm{T}}$– текущее значение резервной мощности нагрузки, ΔP_{Φ}^{CP}– среднеинтегральное значение резервной мощности нагрузки на САС.

Итоговое значение резервов энергопотребления для ДПН составит:

$$\Delta P_{\Sigma}^{\mathrm{ДПН}} = \Delta P_{\mathrm{Н.д}}^{\mathrm{ДПН}} + \frac{\Delta W_c^{\mathrm{ДПН}}}{\mathrm{T_{КА}}} + \Delta P_{\mathrm{Т.с}}^{\mathrm{ДПН}} + \Delta P_{\Phi}^{\mathrm{T}}. \quad (14)$$

Таким образом, суммируя вышесказанное, можно резюмировать, что резервы энергопотребления за счет различия теневой и солнечной орбит составляют:

а) максимальные

$$\Delta P_{TC}^{max} \approx P_{\mathrm{СБ}}^{\mathrm{П}} * 1{,}22 \frac{\tau_{\mathrm{ТМ}}}{1 + 0{,}55\tau_{\mathrm{ТМ}}}, \quad (15)$$

где $\tau_{\mathrm{ТМ}}$– отношение величины максимальной тени к длительности витка (удельная тень);

б) средние за цикл теневых и солнечных орбит (~ 0,5 года)

$$\Delta P_{\mathrm{ТС}}^{\mathrm{ср}} \approx 0{,}75 \Delta P_{TC}^{max}, \quad (16)$$

где $P_{\mathrm{СБ}}^{\mathrm{П}}$– проектная мощность СБ на конец САС.

Резервы энергопотребления за счет различий мощности СБ в начале и в конце САС составляют:

а) максимальные

$$\Delta P_{\Phi}^{max} \approx 0{,}79 P_{\mathrm{СБ}}^{\mathrm{П}} \left(\frac{1}{\mathrm{K_{БС}^{Р}}} - 1 \right) \quad (17)$$

б) средние за САС

$$\Delta P_{\Phi}^{\mathrm{ср}} 0{,}79 P_{\mathrm{СБ}}^{\mathrm{П}} \left(\frac{1 - \mathrm{K_{БС}^{Р}}}{\mathrm{K_{БС}^{Р}} * ln |\mathrm{K_{БС}^{Р}}|} - 1 \right) \quad (18)$$

где $\mathrm{K_{БС}^{Р}}$– коэффициент потерь мощности СБ за САС.

Работа выполнена в рамках Гос. контракта № 8.5039.2011.

Список литературы

1. Почукаев В.Н. О некоторых тенденциях в развитии систем управления КА / В.Н. Почукаев // Космонавтика и ракетостроение. – М.: ЦНИИМАШ, 2000. – № 20.
2. Ступина А. А. Сравнительный анализ методов управления космическими аппаратами связи и навигации / А. А. Ступина, Р. И. Кузьмич, М. И. Мельдер // Системы управления и информационные технологии. – 2011. – № 1 (43). – С. 64-68.
3. Ступина А. А. Стохастические модели анализа технологических циклов управления космическими аппаратами / А. А. Ступина, Р. И. Кузьмич // Системы управления и информационные технологии. – 2009. – № 4 (38). – С. 85-89.
4. Чеботарев В.Е. Особенности проектирования навигационного КА: Вестник Сибирской аэрокосмической академии имени академика М.Ф. Решетнева: Сб. статей / под ред. проф. Г.П. Белякова. Вып. 1. – Красноярск: САА, 2000. 372 с.
5. Чеботарев В.Е. Разработка метода рационального проектирования навигационного космического аппарата: дис. канд. техн. наук: 05.07.02: защищена 22.05.86: утв. 15.10.86 / Чеботарев Виктор Евдокимович. – Красноярск, 1984. – 140 с.

Рецензенты:

Антамошкин А. Н., д.т.н., профессор, профессор кафедры экономики и информационных технологий менеджмента института управления бизнес-процессами и экономики ФГАОУ ВПО «Сибирский федеральный университет» (Министерство образования и науки РФ), г. Красноярск.

Попов А.М., д.ф.-м.н., профессор, директор института информатики и телекоммуникаций ФГБОУ ВПО «Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева» (Министерство образования и науки РФ), г. Красноярск.