

В. Е. Чеботарев, В. В. Попов, М. В. Валов, А. А. Внуков, Е. А. Шангина

МЕТОДИКА НОРМИРОВАНИЯ МАССЫ РАБОЧЕГО ТЕЛА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Разработана методика нормирования массы рабочего тела двигательной установки при проектировании космического аппарата, учитывающая неопределенности по параметрам и условиям, имеющим вероятностную природу. Предложено использовать увеличение массы рабочего тела двигательной установки после изготовления космического аппарата, а также даны запасы массы космического аппарата, закладываемые на парирование неопределенностей. Разработаны соответствующие аналитические модели расчета вероятности реализации дополнительной заправки. Проведена оценка эффективности применения предложенной методики.

Ключевые слова: системный анализ, нормирование запасов рабочего тела.

В задачу управления движением космического аппарата (КА) по орбите входит коррекция ошибок выведения КА, приведение его на орбиту с заданными параметрами, удержание КА на заданной орбите, увод с рабочей орбиты. Эти задачи решаются изменением параметров орбиты КА путем создания приращения скорости КА в выбранном направлении: по радиус-вектору, вектору скорости, бинормали к орбите. Из баллистического анализа формируются требования к суммарной характеристической скорости для коррекции орбиты $\Delta V_{\text{хар}}$, которая, в зависимости от реальных условий, занимает определенный диапазон значений $\Delta V_{\text{хар}}^{\min} \leq \Delta V_{\text{хар}} \leq \Delta V_{\text{хар}}^{\max}$ (волнистая черта над $\Delta V_{\text{хар}}$ означает ее переменность). Приращение скорости КА в выбранном направлении обеспечивается созданием импульса с помощью реактивной двигательной установки (ДУ). Кроме того, во многих случаях эта же ДУ используется для формирования управляющих моментов при реализации режимов ориентации КА [1–4; 5; 6].

Нормирование запасов рабочего тела ДУ КА для коррекции орбиты. Величина требуемой массы рабочего тела ДУ ($M_{\text{рт}}^{\text{тп}}$) в зависимости от приращения характеристической скорости КА ($\Delta V_{\text{хар}}$) и начальной массы КА ($M_{\text{КА}}^{\text{н}}$) в процессе выдачи импульса определяется формулой Циолковского

$$\Delta V_{\text{хар}} = V_{\text{ист}} \cdot \ln \frac{M_{\text{КА}}^{\text{н}}}{M_{\text{КА}}^{\text{н}} - M_{\text{рт}}^{\text{тп}}}, \quad (1)$$

где $V_{\text{ист}}$ – скорость истечения реактивной струи.

Для малых значений изменения массы КА уравнение (1) можно упростить [6]:

$$\Delta V_{\text{хар}} = V_{\text{ист}} \cdot \frac{M_{\text{рт}}^{\text{тп}}}{M_{\text{КА}}^{\text{н}}};$$

$$I_{\Sigma}^{\text{к}} = \Delta V_{\text{хар}} \cdot M_{\text{КА}}^{\text{н}} = V_{\text{ист}} \cdot M_{\text{рт}}^{\text{тп}} = I_{\text{уд}} \cdot M_{\text{рт}}^{\text{тп}}, \quad (2)$$

где $I_{\Sigma}^{\text{к}}$ – суммарный импульс коррекции; $I_{\text{уд}}$ – удельный импульс.

Погрешность расчетов составляет не более 1 % для соотношения $\frac{M_{\text{рт}}^{\text{тп}}}{M_{\text{КА}}^{\text{н}}} \leq 0,15$.

Уравнения (2) позволяют задать требования к суммарному импульсу ДУ при известных значениях приращения характеристической скорости КА и начальной массы КА.

В целях гарантированного решения задач коррекции орбит применяется методика нормирования требуемого суммарного импульса ДУ для наихудших условий [4; 7]:

$$I_{\Sigma}^{\text{max}} = \Delta V_{\text{хар}}^{\text{max}} \cdot M_{\text{КА}}^{\text{н}}. \quad (3)$$

Одновременно с этим решается задача выбора типа ДУ, который определяется требуемым суммарным импульсом и эффективностью его реализации, т. е. величиной удельного импульса. Величина удельного импульса зависит от типа реактивных двигателей, используемого рабочего тела, условий эксплуатации, поэтому на этапе проектирования задается определенный диапазон его значений $I_{\text{уд}} = I_{\text{уд}}^0 \pm \Delta I_{\text{уд}}$.

Приращение скорости в выбранном направлении орбитальной системы координат организуется формированием импульса реактивных двигателей в заданном направлении линии действия тяги относительно системы координат КА и ориентацией осей системы координат относительно орбитальной. Отличия в направлениях этих систем координат, а также погрешность ориентации КА снижает эффективность выдачи импульса коррекции, которая учитывается следующим образом:

$$I_{\Sigma}^{\text{тп}} = \frac{I_{\Sigma}^{\text{max}}}{K_{\text{эф}}^{\text{ЛГД}}}, \quad (4)$$

где $K_{\text{эф}}^{\text{ЛГД}}$ – коэффициент эффективности выдачи импульса коррекции.

Масса рабочего тела, обеспечивающего выдачу максимального значения требуемого суммарного импульса, определяется также для наихудших случаев реализации удельного импульса [1; 4; 5; 7]:

$$M_{\text{рт}}^{\text{н}} = \frac{I_{\Sigma}^{\text{тп}}}{I_{\text{уд}}^0 - \Delta I_{\text{уд}}}. \quad (5)$$

Нормирование запасов рабочего тела ДУ КА для создания управляющих моментов. Системы ориентации КА используют ДУ для формирования управляющих моментов по трем каналам при реализации следующих режимов [4]:

- успокоение КА и начальная ориентация ($K_{\text{усп}}^{\text{COC}}$);
- разгрузка управляющих маховиков во всех режимах ориентации ($K_{\text{раб}}^{\text{COC}}$);
- стабилизация КА в режиме выдачи импульса коррекции ($K_{\text{кор}}^{\text{COC}}$);

$$K_{\Sigma}^{\text{COC}} = K_{\text{усп}}^{\text{COC}} + K_{\text{раб}}^{\text{COC}} + K_{\text{кор}}^{\text{COC}},$$

$$K_{\text{кор}}^{\text{COC}} = K_{\kappa}^{\text{COC}} \cdot I_{\Sigma}^{\text{TP}} \cdot r_{\text{ЛТД}}, \quad (6)$$

где $r_{\text{ЛТД}}$ – эксцентриситет линии действия тяги двигателя коррекции относительно центра масс КА; K_{κ}^{COC} – коэффициент, учитывающий разложение возмущающего момента по осям ($1 \leq K_{\kappa}^{\text{COC}} \leq 1,4$).

Величина импульса ДУ для реализации управляющих моментов зависит от их перераспределения по осям и геометрии размещения реактивных двигателей, формирующих управляющий момент [4]:

$$K_{\Sigma}^{\text{COC}} = I_X^{\text{COC}} \cdot X_{\text{до}} + I_Y^{\text{COC}} \cdot Y_{\text{до}} + I_Z^{\text{COC}} \cdot Z_{\text{до}}, \quad (7)$$

где $I_X^{\text{COC}}, I_Y^{\text{COC}}, I_Z^{\text{COC}}$ – распределение импульсов ДУ по осям стабилизации КА; $X_{\text{до}}, Y_{\text{до}}, Z_{\text{до}}$ – величина плеча установки двигателей ориентации.

В результате нормируются затраты массы рабочего тела на реализацию режимов работы СОС [4]:

$$M_{\text{СОС}}^{\text{PT}} = \frac{I_X^{\text{COC}} + I_Y^{\text{COC}} + I_Z^{\text{COC}}}{I_{\text{уд}}^{\text{COC}}}. \quad (8)$$

Повышение заправки рабочим телом ДУ за счет использования резервной массы КА. Проектирование КА и его составных частей осуществляется в условиях неопределенностей [4–6].

Наличие неопределенности в значениях параметров, а также погрешности их реализации при изготовлении прибора приводит к тому, что масса бортовой аппаратуры становится случайной величиной с неизвестным законом распределения:

$$m_i^{\text{НОМ}} - \Delta m_i \leq m_i \leq m_i^{\text{НОМ}} + \Delta m_i, \quad (9)$$

где $m_i, m_i^{\text{НОМ}}$ – фактическое и номинальное значения массы; Δm_i – диапазон отклонения массы.

Для КА в целом масса будет также случайной величиной, которая в соответствии с центральной предельной теоремой для большого количества составных элементов КА будет иметь нормальное распределение вероятности [3; 4; 6; 7]:

$$\text{Вер} [M_{\text{КА}} \leq M_{\text{КА}}^{\text{НОМ}} + t_{\phi}^{\text{T}} \cdot Q_m] = \Phi_m;$$

$$M_{\text{КА}} = \sum_i^n m_i;$$

$$M_{\text{КА}}^{\text{НОМ}} = \sum_i^n m_i^{\text{НОМ}};$$

$$\Phi_m = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{t_{\phi}} e^{-t^2/2} \cdot dt;$$

$$Q_m = \sqrt{\sum_i^n \Delta m_i^2}, \quad (10)$$

где t_{ϕ}^{T} – квантиль распределения вероятности по массе; Φ_m – интеграл вероятности; n – количество составных элементов КА; $M_{\text{КА}}, M_{\text{КА}}^{\text{НОМ}}$ – фактическая и номинальная масса КА.

Исходя из условия обеспечения гарантированного выведения КА на орбиту к массе КА выставляется следующее ограничение:

$$M_{\text{КА}}^{\text{НОМ}} + \Delta m_{\text{н}} \leq M_{\text{КА}}^{\text{ПП}};$$

$$\Delta m_{\text{н}} = \sum_i^n \Delta m_i, \quad (11)$$

где $\Delta m_{\text{н}}$ – суммарные запасы массы на парирование неопределенностей; $M_{\text{КА}}^{\text{ПП}}$ – предельная масса КА, ограниченная энергетикой ракетоносителя.

Разница между предельной массой и фактической массой КА определяет величину ожидаемой резервной массы КА ($\Delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}}$):

$$\Delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}} = M_{\text{КА}}^{\text{ПП}} - M_{\text{КА}} = \Delta m_{\text{н}} - t_{\phi}^{\text{T}} \cdot Q_m;$$

$$\text{Вер} [\Delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}} \geq \Delta m_{\text{н}} - t_{\phi}^{\text{T}} \cdot Q_m] = \Phi_m. \quad (12)$$

Для удобства оценки величины резервной массы КА

введем относительные единицы $\delta m_i = \frac{\Delta m_i}{m_i}$ и преобразуем формулу (12), полагая, что $\delta m_1 = \delta m_2 = \dots = \delta m_3$:

$$\delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}} = \frac{\Delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}}}{M_{\text{КА}}^{\text{НОМ}}} = \delta m_3 \cdot \left(1 - \frac{t_{\phi}^{\text{T}}}{\sqrt{n}}\right);$$

$$\text{Вер} \left[\delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}} \geq \delta m_3 \cdot \left(1 - \frac{t_{\phi}^{\text{T}}}{\sqrt{n}}\right) \right] = \Phi_m. \quad (13)$$

Задавая предельный уровень вероятности, при котором гарантируется непревышение предельной массы ($\Phi_{\text{зад}} \approx 0,997$), получим максимальное значение квантиля распределения вероятности $t_{\phi}^{\text{ПП}} = 2,8$.

На начальных этапах проектирования рекомендуются следующие подходы к нормированию значений δm [4; 7]:

– для заимствованной аппаратуры с небольшими изменениями ее характеристик – запас $\pm 3\%$, при больших изменениях – запас $\pm 4\%$, при использовании новой технологии – запас $\pm 6\%$;

– для вновь разработанной аппаратуры – запас $\pm 8\%$.

На этапе изготовления элементов конструкции, кабельной сети, узлов и приборов КА требования к предельному отклонению масс регламентируются нормативными документами: $\pm 10\%$ (масса 0,2–0,5 кг); $\pm 8\%$ (масса 0,5–3,0 кг); $\pm 5\%$ (масса 3,0–5,0 кг); $\pm 3\%$ (масса более 5,0 кг).

В этом случае для реального количества составных элементов КА $n \leq 100$ и $\delta m_3 = 0,03$ (минимальный разброс), получим $\Delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}} = 0,022 \cdot M_{\text{КА}}^{\text{НОМ}}$.

В результате, масса заправляемого топлива ДУ на момент взвешивания изготовленного КА может быть увеличена за счет резервной массы КА.

Нормирование заправки ДУ рабочим телом. Масса заправляемого рабочего тела должна быть больше на величину $\Delta m_{\text{зап}}^{\text{PT}}$ массы рабочего тела, используемого для формирования импульса, и учитывать следующие факторы: погрешность заправки, невыработанные остатки рабочего тела, утечки рабочего тела вследствие негерметичности [5]:

$$M_{\text{зап}}^{\text{PT}} = M_{\text{PT}}^{\text{H}} + M_{\text{СОС}}^{\text{PT}} + \Delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}} + \Delta m_{\text{зап}}^{\text{PT}}. \quad (14)$$

Полученное значение массы заправляемого рабочего тела гарантированно обеспечивает реализацию требуемого значения суммарного импульса скорости КА, а также управляющих моментов и определяет необходимый объем бака для хранения рабочего тела.

Оценка эффективности предложенных методик. В качестве примера возьмем КА на геостационарной орбите массой 900 кг, требующий суммарный импульс для коррекции орбиты 40 000 Н·с и суммарный импульс для формирования управляющих моментов 14 500 Н·с [5].

Для выдачи данного значения суммарного импульса подходит однокомпонентная (гидразиновая) ДУ, обеспечивающая удельный импульс в диапазоне 2020–2060 м/с при выдаче импульса для коррекции орбиты и удельный импульс в диапазоне 1660–1750 м/с при формировании управляющих моментов. В этом случае масса требуемого запаса рабочего тела согласно формуле (5) имеет вид

$$M_{\text{рт}}^{\text{к}} = \frac{40000}{2020} \approx 19,8 \text{ кг.}$$

Кроме того, для решения задач формирования управляющих моментов в интересах системы ориентации требуются дополнительные запасы рабочего тела согласно

$$\text{формуле (5), что будет равно } M_{\text{рт}}^{\text{сос}} = \frac{14500}{1660} \approx 8,7 \text{ кг.}$$

Для хранения рабочего тела используем типовой бак с характеристиками: максимальная масса заправляемого рабочего тела составляет 25,0 кг, объем полости бака – 40 л, погрешность заправки $\Delta M_{\text{зап}}^{\text{рт}} = 2,1 \text{ кг}$ [8].

Для размещения всего запаса рабочего тела с учетом погрешности заправки требуются два бака, величина заправки каждого из которых составит ~ 65,4 % от номинального значения. По результатам взвешивания изготовленного КА согласно формуле (13) с вероятностью 0,997 может быть получена следующая резервная масса: $\Delta m_{\text{рез}}^{\text{КА}} = 0,022 \cdot 900 \text{ кг} = 19,8 \text{ кг}$. Использование части резервной массы (18,3 кг) для заправки рабочего тела позволит увеличить заправку до ~ 100 %. В результате, для целей коррекции запасы РТ могут быть (с вероятностью более 0,997) увеличены в 2 раза. Увеличенные запасы рабочего тела, получаемые после взвешивания изготовленного КА, могут быть использованы на уменьшение времени проведения КА в рабочую точку за счет большей скорости смещения по аргументу широты, на уменьшение диапазона удержания КА около рабочей (системной) точки на орбите, обеспечение задач коррекции орбиты при функционировании КА после окончания гаранти-

рованного ресурса, для организации маневров по переводу в другую рабочую (системную) точку орбиты. В итоге повышаются эксплуатационные характеристики КА.

Таким образом, разработана методика нормирования запасов рабочего тела ДУ КА, учитывающая возможность дополнительной заправки за счет резервов массы КА.

Использование предложенной методики применительно к геостационарному спутнику связи, позволяет увеличить запасы рабочего тела для целей коррекции в 2 раза, что повышает эксплуатационные характеристики КА.

Библиографические ссылки

1. Беляев Н. М., Уваров Е. И. Расчет и проектирование РСУ КЛА. М. : Машиностроение, 1974.
2. Чернявский Г. М., Бартенев В. А. Орбиты спутников связи. М. : Связь, 1978.
3. Розанов Ю. А. Случайные процессы. М. : Наука, 1979.
4. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения : учеб. пособие. В 2 кн. Кн. 1. Внешнее проектирование космического аппарата ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2004.
5. Чеботарев В. Е., Шангина Е. А. Особенности проектирования космического аппарата в условиях неопределенностей // Четвертые Уткинские чтения : Междунар. науч.-техн. конф. СПб., 2009.
6. Расчет заправки и остатков топлива в БХП ДУ КА «Луч-5А» при эксплуатации. Калининград : ОКБ «Факел», 2006.
7. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения : учеб. пособие. В 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2005.
8. Вентцель Е. С. Исследование операций: задачи, принципы, методология. 2-е изд., стер. М. : Наука, 1988.

V. E. Tchebotaryov, V. V. Popov, M. V. Valov, A. A. Vnukov, E. A. Shangina

TECHNIQUE OF RATE MAKING OF MEDIUM MASS OF THE WORKING BODY OF PROPULSION INSTALLATION OF THE SPACE VEHICLE IN THE CONDITIONS OF UNCERTAINTY

The technique of rationing of weight of a working body of propulsion installation at the space vehicle designing, considering uncertainty on parameters and conditions having a probabilistic nature has been developed. It is suggested to use spacecraft mass reserves, intended for uncertainty counteracting, for propulsion device working medium mass increase after spacecraft manufacturing. Analytical models of additional filling probability calculation have been devised. The effectiveness of the suggested method has been evaluated.

Keywords: the system analysis, rationing of stocks of a working body.

© Чеботарев В. Е., Попов В. В., Валов М. В., Внуков А. А., Шангина Е. А., 2010