УДК 629.78.001.2

© Сарокваша П.Ю.
Sarokvasha P.Y.

ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ ПОПУТНЫХ НАУЧНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

BASIS FOR THE POSSIBILITY OF RUNNING ACCOMPANYING SCIENCE EXPERIMENTS ON BOARDS OF SPACECRAFTS

Аннотация. *Рассмотрены аспекты обоснования возможности попутных (сопутствующих) научных экспериментов на борту базовых проблемно-ориентированных космических летательных аппаратов, создаваемых в Государственном научно-производственном ракетно-космическом центре «ЦСКБ-Прогресс» (ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс»). Предложен алгоритм оценки возможных изменений массовых характеристик базовых объектов с присоединенными научными объектами, позволяющими выполнение основных функций.*

Annotation. *Basis aspects for the possibility of running accompanying science experiments on boards of basic problem-orientated spacecrafts produced by State science-manufacturing rocket space center TsSKB Progress are described in the article. Proposed evaluating algorithm for possible changes of mass features of the basic objects with installed science objects that provide the performance of basic functions.*

Ключевые слова. *Попутный (сопутствующий), эксперимент, резерв массы, объёма, контейнер, малый спутник.*

Key words. *Accompanying, experiment; mass/volume reserve; container; small satellite.*

Низкоорбитальные космические аппараты, создаваемые Государственным научно-производственным ракетно-космическим центром (ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс»), позволяют решать широкий круг народнохозяйственных задач, проводить фундаментальные и прикладные исследования в космосе. В спускаемых аппаратах может быть возвращен значительный объём объектов, участвующих в научных экспериментах.

Научно-исследовательские космические аппараты, предназначенные для проведения исследований, отмечаются разнообразием конструктивных форм и технических решений.

Научная аппаратура может устанавливаться на базовый проблемно-ориентированный аппарат попутно в виде дополнительного объекта. В качестве такого дополнительного объекта на КА при реализации сложных экспериментов может устанавливаться отделяемый или неотделяемый субспутник [1].

При попутных (сопутствующих) научных экспериментах научная аппаратура размещается внутри объёма или снаружи – на поверхности КА, выполняющего основную целевую задачу.

При реализации сопутствующих экспериментов возможно использование бортовых систем базового КА для обеспечения функционирования дополнительных научных объектов. Здесь имеются в виду системы энергопитания, телеметрии, командно-вычислительного комплекса. Доставка научной информации и объектов исследований на Землю осуществляется с помощью спускаемого аппарата (СА). Информация доставляется также по каналам телеметрии.

В работе [2] представлены примеры проведенных научных экспериментов на борту КА «Ресурс-Ф1» с помощью контейнеров научной аппаратуры (КНА) и модифицированных контейнеров – КНА – М.

Эти контейнеры являются простым средством размещения экспериментальных объектов в открытом космосе на поверхности спускаемого аппарата (СА) с последующей доставкой на Землю.

КНА устанавливается с открытой крышкой на СА космического аппарата «Ресурс – Ф1» под обтекателем головной части ракеты-носителя (РН). После сброса обтекателей и выхода объекта на орбитальный участок полета экспериментальные объекты, установленные в КНА,

Сарокваша Петр Юрьевич – аспирант СГАУ, тел. +7(846)267-45-20.
Sarokvasha Peter Jurievich – postgraduate SSAU, tel. +7(846)267-45-20.

находятся в условиях открытого космоса.

Перед спуском на Землю крышка контейнера, имеющего собственное теплозащитное покрытие, закрывается, обеспечивая герметичность. КНА возвращается на Землю вместе со спускаемым аппаратом. На СА устанавливается либо два КНА (два КНА - М), либо другие научные объекты в виде двух малых спутников.

Для проведения попутных (сопутствующих) научных экспериментов необходимы резервы массы на борту космического аппарата, а также необходимые резервы объёмов для размещения присоединенных научных объектов.

В настоящей работе предлагается алгоритм оценки возможных изменений массовых характеристик базовых объектов с присоединенными массами в виде научных объектов. К числу массовых характеристик следует отнести координаты, определяющие положения центра масс, предельные размеры масс присоединенных научных объектов, массовые моменты инерции и т.д.

В некоторых случаях присоединенный научный объект можно использовать и в качестве балансировочного груза, способствующего обеспечению положения центра масс КА в заданных пределах.

К объектам ракетной и космической техники предъявляется ряд требований, выполнение которых зависит от размещения оборудования, приборов и агрегатов [3, 4, 5].

В частности, обеспечение устойчивости и управляемости накладывает ограничения на положение центра масс и величины моментов инерции объектов. В задании на проектирование объекта определены потребные координаты центра масс и их допустимые отклонения по осям, а также требования к их моментам инерции.

Положение центра масс объекта определяется заданной степенью статической устойчивости изделия и зависит от размещения оборудования приборов и агрегатов в отсеке следующим образом:

$$Y_ц(U) = \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i U_i}{\sum_{i=1}^{n} m_i}, \qquad (1)$$

где $Y_ц$ – координата центра масс объекта;

U_i – координаты центра масс любого размещаемого объекта;

m_i – масса размещаемого объекта;

n – число объектов размещения.

Ограничения на положение центра масс задаются в виде

$$|F(Y_ц - Y_з)| - \delta_ц \le 0, \qquad (2)$$

где $Y_з$ – координата потребного центра масс объекта;

$F(Y_ц - Y_з)$ – функция, определяющая допустимое отклонение центра масс;

$\delta_ц$ – величина допустимого отклонения.

Для некоторых типов КА задаются ограничения моментов инерции. Наиболее распространено требование равенства моментов инерции относительно осей *OX* и *OУ* (в декартовой схеме координат *OXYZ*)

$$\sum_{i=1}^{n} \left[m_i \left(y_i^2 - z_i^2 \right) + \left(J_{zi} - J_{yi} \right) \right] = 0, \qquad (3)$$

где x, y, z – координаты центра масс агрегатов, приборов;

J_{zi} , J_{yi} – собственные моменты инерции.

В некоторых случаях особенности полета ЛА накладывают ограничения на центробежные моменты инерции

$$|\sum_{i=1}^{n} m_i x_i y_i| + |\sum_{i=1}^{n} m_i y_i z_i| + |\sum_{i=1}^{n} m_i z_i x_i| \le \in_J, \qquad (4)$$

где $\in_J$ – допуск на сумму центробежных моментов инерции, определяющий степень совпадения главных осей инерции объекта с осями ЛА.

Выполнение ограничений по центровке и моментам инерции может быть достигнуто размещением присоединенного объекта в виде балансировочных грузов. В нашем случае размещением КНА или малого спутника при попутном эксперименте. С учетом этого требования (2)–(4) можно свести к определению координат положения присоединенного объекта и его массы. Его положение привязано к границе поверхности объекта, а переменными, определяющими его массу, являются координаты размещения компонуемых приборов и агрегатов.

Масса присоединенного объекта, обеспечивающая заданное положение центра масс, определяется выражением

$$m_ц = \min_{U_i, U_Ц \in G} \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i U_i - Y_З \sum_{i=1}^{n} m_i}{Y_З - U_Ц}, \qquad (5)$$

где $U_Ц$ – координата точки присоединенного объекта;

G – множество точек, принадлежащих зоне размещения.

Точка установки присоединенного груза лежит на прямой, проходящей через требуемый и действительный центры масс отсека, и максимально приближена к границе зоны. Присоединенный груз максимально приближен к границе отсека.

При выполнении присоединенным объектом функции балансировочной массы, обеспечивающей выполнение условия (3), её потребная величина равна

$$m_б = \min_{U_i, U_б \in G} \frac{\sum_{i=1}^{n} m_i (y_i^2 - z_i^2) + (J_{zi} - J_{yi})}{z_б^2 - y_б^2}; \qquad (6)$$

$m_б \geq 0; \quad U_б = (x_б ; y_б ; z_б).$

Если ось OX пересекает отсек, то точка установки балансировочного груза лежит в одной из плоскостей XOY или ZOX. Для сохранения заданного положения центра масс груз может быть разделен на две взаимно уравновешенные части.

Выполнение условия (4) требует установки объекта, масса которого равна

$$m_u = \frac{J_{xy}}{R^2 l_x l_y} = \frac{J_{yz}}{R^2 l_y l_z} = \frac{J_{zx}}{R^2 l_z l_x}, \qquad (7)$$

где J_{xy}, J_{yz}, J_{zx} – центробежные моменты инерции отсека;

l_x, l_y, l_z – направляющие косинусы прямой проходящей через начало координат, на которой размещен присоединенный объект;

R - расстояние от начала координат до точки его установки,

при этом

$$l_x = \pm \sqrt{\frac{J_{xy}^2 J_{xz}^2}{J_{xy}^2 J_{yz}^2 + J_{yz}^2 J_{zx}^2 + J_{zx}^2 J_{xy}^2}}; \qquad (8)$$

l_y, l_z – определяются аналогично.

Знаки направляющих косинусов подбираются таким образом, чтобы в выражении (7) выполнялось условие $m_u > 0$. Это возможно, если центробежные моменты инерции $J_{xy} < 0$, $J_{yz} < 0$, $J_{zx} < 0$, в противном случае размещение присоединенного объекта, приведет к тому, что два момента инерции сведутся к нулю, а третий – удвоится. Целесообразно выбирать направление установки объекта таким образом, чтобы удваивался центробежный момент, наименьший по модулю. Для его уравновешивания устанавливается дополнительный балансировочный объект.

$$m_д = -J_{yz} / R_i^2, \qquad (9)$$

где R_i – расстояние от центра масс изделия до точки установки груза;

$$J_{yz} \leq J_{xy} \leq J_{zx}. \qquad (10)$$

Масса $m_д$ размещается на прямой, определяемой направляющими косинусами

$$l_x = 0; \; l_y = l_z = 1/\sqrt{2}. \qquad (11)$$

Таким образом, следуя вышеизложенному, можно, улучшая (во всяком случае не ухудшая) основные характеристики ЛА (например, массово-центровочные, эксплуатационные и др.), осуществить запуск целевого и присоединенного попутного объектов и тем самым обеспечить реализацию дешёвого эксперимента.

При этом возникает главная проблема: при известных конструктивно-компоновочной схеме и габаритах базового КА, а также и КНА или малого спутника разместить последние, удовлетворяя вышеперечисленным требованиям.

Использование средств вычислительной техники для реализации процесса размещения требует разработки алгоритмов и соответствующего прикладного программного обеспечения оценки непересечения размещаемого объекта (контейнера, малого спутника и т.д.) внутри КЛА.

Для описания зон размещения объектов можно использовать уравнения не выше второго порядка, а на этапе предварительной оценки (можно разместить или нет) – представлять их в виде многогранника. Для решения задачи приняты следующие допущения. Решение ищется в декартовой системе координат (X, Y, Z). Размещаемые объекты и отсеки космического аппарата описываются уравнениями не выше второго порядка

$$(A\boldsymbol{r})\,\boldsymbol{r} + 2 \cdot \boldsymbol{a} \cdot \boldsymbol{r} + b = 0, \qquad (12)$$

где A – аффинор с координатами $A = a_{ik}$;

$\boldsymbol{r}$ – радиус – вектор точки на поверхности с координатами x, y, z;

$\boldsymbol{a}$ – вектор с координатами $a_i = a_{ij}$; $i, k = 1,2,3,4$; $j=4$.

Общий вид уравнения 2-го порядка в координатной форме записывается в виде

$$a_{11}x^2 + a_{22}y^2 + a_{33}z^2 + 2a_{12}xy + 2a_{13}xz + 2a_{23}yz + {} + 2a_{14}y + 2a_{24}y + 2a_{34}z + a_{44} = 0. \qquad (13)$$

Уравнение поверхностей второго порядка, оси симметрии которых параллельны координатным осям, запишутся в виде

$$a_{11}x^2 + a_{22}y^2 + a_{33}z^2 + 2a_{14}x + 2a_{24}y + 2a_{34}z + a_{44} = 0. \qquad (14)$$

Для поверхностей второго порядка: плоскости (как частный случай поверхности второго порядка) сферы, цилиндра и конуса можно определить коэффициенты a_{ij} (см. таблицу).

Выпуклые многогранники, построенные на плоскостях, описанных уравнениями позволяют описать зоны размещения на базовом КА и геометрию КНА или малого спутника.

Условие взаимного непересечения выпуклых многогранников требует, чтобы их грани попарно не пересекались и ни один многогранник не лежал целиком внутри другого. Это условие можно записать в виде следующего логического выражения

$$\left(\bigwedge_{h=1}^{H} \bigwedge_{g=1}^{G} T_{hg} \right) \wedge T_{01} \wedge T_{02} = 1, \qquad (15)$$

где H, G – число граней многогранников 1 и 2;

T_{hg}, T_{01}, T_{02} – предикаты.

Значения коэффициентов уравнения поверхности второго порядка, ориентированной осям декартовой системы координат

Поверхность	a_{11}	a_{22}	a_{33}	a_{14}	a_{24}	a_{34}	a_{44}
Плоскость	0	0	0	1	m	n	$-(lx_0+ny_0+nz_0)$
Сфера	1	1	1	$-x_0$	$-y_0$	$-z_0$	$x_0^2+y_0^2+z_0^2-R^2$
Цилиндр	0	1	1	0	$-y_0$	$-z_0$	$Y_0^2+z_0^2-R^2$
Конус	$-tg^2\varphi$	1	1	$-x_0 tg^2\varphi$	$-y_0$	$-z_0$	$y_0^2+z_0^2-x_0^2\,tg^2\varphi$

Здесь l, m, n – направляющие косинусы нормали к плоскости;
x_0, y_0, z_0 – координаты на плоскости центра шара, вершины конуса или точки на оси цилиндра;
2φ – угол при вершине конуса;
R – радиус сферы (цилиндра).

Выпуклые грани не пересекаются, если ни одно ребро q грани g не пересекается с гранью h и не одно ребро r грани h не пересекается с гранью g

$$T_{hg} = (\bigwedge_{q=1}^{Q} T_{hq}) \wedge (\bigwedge_{r=1}^{R} T_{gr}) = 1, \qquad (16)$$

где Q, R – число ребер в гранях h, g соответственно.

Ребро q пересекается с гранью h, если вершины ребра V_s, V_t лежат по разные стороны от плоскости грани h и точка пересечения U_q находится внутри многоугольника, образованного ребрами r грани h

$$\neg T_{hq} = T_{\phi h} \wedge (\bigwedge_{r=1}^{R} T_r) = 1. \qquad (17)$$

Предикаты T_{hg}, T_r просто определяются неравенствами

$$T_{\varphi h} = \begin{cases} 1, \text{ если } -\varphi_h(V_s)\cdot\varphi_h(V_t) > 0; \\ 0, \text{ если } -\varphi_h(V_s)\cdot\varphi_h(V_t) \le 0; \end{cases} \qquad (18)$$

$$T_r = \begin{cases} 1, \text{ если } -\phi_r(U_q) > 0; \\ 0, \text{ если } -\phi_r(U_q) \le 0, \end{cases} \qquad (19)$$

где $\varphi_h(V_s)=0$ – уравнение плоскости грани;

$\phi_r(U_q)=0$ – уравнение плоскости, проходящей через ребро r, перпендикулярно плоскости грани h.

Если условие непересечения поверхностей многогранника выполнено, то для проверки попадания одного многогранника внутрь другого необходимо убедиться, что одна из вершин лежит внутри многогранника

$$\neg T_{01} = \bigwedge_{h=1}^{H} T_h = 1, \qquad (20)$$

$$T_h = \begin{cases} 1, \text{ если } \varphi_h(V_{s21}) > 0; \\ 0, \text{ если } \varphi_h(V_{s21}) \le 0, \end{cases} \qquad (21)$$

где V_{s21} – любая вершина многогранника 2.

Предикат T_{02} определяется аналогично.

Объединяя выражения (16)–(21), получаем условие непересечения многогранников

$$\bigwedge_{h=1}^{H}\bigwedge_{g=1}^{G}((\bigwedge_{q=1}^{Q}\neg(T_{\phi h}\wedge(\bigwedge_{r=1}^{R}T_r)))\wedge$$
$$\wedge(\bigwedge_{r=1}^{R}\neg(T_{\phi g}\wedge(\bigwedge_{q=1}^{Q}T_q))))\wedge\neg(\bigwedge_{h=1}^{H}T_h)\wedge\neg(\bigwedge_{g=1}^{G}T_g) = 1.$$

Рассмотренные алгоритмы позволяют автоматизировать процесс проектирования на этапе подготовки реализации сопутствующего эксперимента, т.е. процесс компоновки базового КА с присоединенным объектом при организации научных экспериментов.

Литература

1. *Конструирование автоматических космических аппаратов /Д.И.Козлов, Г.П.Аншаков, В.Ф.Агарков и др; Под ред. Д.И.Козлова. – М.: Машиностроение, 1996. – 448 с.: ил. 1 SBN 5-217-02657-Х.*
2. *Ю.Л.Тарасов, Г.Е.Фомин. Двойные технологии проведения научных исследований в открытом Космосе //Сборник научно-технических статей по ракетно-космической тематике. Под общей редакцией Генерального директора – Генерального конструктора ГНП РКЦ «ЦСКБ-Прогресс», чл.-корр. РАН Д.И.Козлова. – Самара: - с. 186 – 196.*
3. *Гаврилов В.Н. Автоматизированная компоновка приборных отсеков летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988, 137.*
4. *Башкирова А.В. Волпросы оптимизации компоновок пассажирских самолетов ГА. Труды ГосНИИГА, 1980, вып. 2, с. 72 – 75.*
5. *Мишин В.П., Осин М.И. Ввведение в машинное проектирование ЛА. М.: Машиностроение, 1978, 128 с.*
6. *Шулепов А.И. Подсистема автоматизированного проектирования компоновок приборных отсеков. Материалы 2-го Всесоюзного совещания по автоматизации проектирования, ч. 2. – М., 1983с. 154 –155.*
7. *Shulepov A., Andreev S., One approach to the task of soft spacecraft structure location. Proceeding of fourth UKRAINE – RUSSIA – CHINA symposiuv on spase science and technology. Kiev, 1996, p. 248.*

Материал поступил в редакцию 03. 03. 2009г.