

## ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ДЛЯ ВОЗВРАЩЕНИЯ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА С ГСО

Е.А. Щербакова

*В работе проводится исследование проекта космического аппарата (КА) на базе существующих разгонных блоков (РБ) с задачей возвращения с геостационарной орбиты (ГСО) отказавших искусственных спутников Земли (ИСЗ) с предварительным анализом массово-энергетических характеристик возможных вариантов операции. Рассматриваются три варианта возможных сценариев операции возвращения полезного груза. По результатам проведенных расчетов делаются выводы с указанием наиболее выгодного варианта возвращения полезного груза.*

В процессе эксплуатации геостационарных спутников возникают ситуации, когда вследствие отказа систем спутник становится неуправляемым. Поскольку данный объект не воспринимает команды с центра управления, его невозможно сместить с геостационарной орбиты, что создает опасность экологического загрязнения ГСО.

Ставится задача разработки концепции разгонного блока, возвращающего неработающий ИСЗ в земную атмосферу.

Конструкция данного разгонного блока имеет основой существующие разгонные блоки для геостационарных операций. Разница заключается в том, что вместо полезного груза – в виде геостационарного ИСЗ блок содержит дополнительные топливные баки и устройство стыковки со спутником, при чем ответным стыковочным узлом в обязательном порядке должны оснащаться все геостационарные спутники.

Учитывая все энергетические возможности носителя и разгонного блока, можно записать соотношение:

$$m_{nn} = m_{To} \cdot (1 + a_{To}) + m_{CT} ,$$

где:

$m_{nn}$  – масса полезного груза, выводимого РБ на ГСО;

$m_{To}$  – масса дополнительного топлива для разгонного блока;

$a_{To}$  – относительная масса топливного отсека;

$m_{CT}$  – масса стыковочного узла

В процессе выполнения возвращения полезного груза происходят следующие операции:

- сближение со спасаемым полезным грузом (неработающим РБ) и стыковка с ним;
- ориентация объектов в пространстве;
- выдача импульса скорости в соответствии со сценарием операции.

В качестве возможных сценариев операции предлагаются следующие варианты:

1. Сведение спутника и блока с орбиты и затопление их в экваториальной области без спасения.
2. Спасение спутника и блока с посадкой в заданный район северного полушария.
3. Спасение блока без спасения спутника, причем блок совершает посадку в заданном районе, а спутник затапливается в экваториальной области.

Для всех вариантов используется принцип параболического перехода А. Штернфельда с целью снижения энергетических затрат на операцию.

Очевидно, варианты 1 и 2 соответствуют максимальной и минимальной массе спасаемого груза, а вариант три при этом занимает промежуточное значение. В последующей методике прилагается аналитически определить массы спасаемого груза в первом, втором и третьем случае.

**ВАРИАНТ 1. Возвращение полезного груза без спасения.**

Пусть известны:

$m_o$  – стартовая масса разгонного блока;

$V_1$  – характеристическая скорость геостационарной операции;

$V_2$  – характеристическая скорость для возвращения с учетом параболического перехода;

$V_3$  – характеристическая скорость операции стыковки;

$a_{TO}, \gamma_{dy}, \mu_{np}, I_{yd}$  – массовые характеристики топливного отсека, прочих элементов и массово-энергетические характеристики двигателя;

$n_o$  – тяговооруженность блока.

В этом случае может быть использовано массовое уравнение разгонного блока в виде:

$$\mu_{nn} = \mu_{k_1} - ((1 - \mu_k) \cdot a_{TO} + \gamma_{dy} \cdot n_o \cdot g_o) \cdot (1 + \mu_{np})$$

$$\mu_{k_1} = \exp\left(-\frac{V_1}{I_{yd}}\right)$$

$$m_{nn} = m_o \cdot \mu_{nn}$$

При этом дополнительная масса топлива определяется по формуле:

$$m_{T\partial} = \frac{(m_{nn} - m_{CT})}{(1 + a_{TO})}$$

или: 
$$m_{T\partial} = \frac{(m_o \cdot \mu_{nn} - m_{CT})}{(1 + a_{TO})}$$

Далее определяются затраты топлива на стыковку ( $m_{mcm}$ ):

$$m_{TCT} = m_{nn} \left( 1 - \exp\left(-\frac{V_3}{I_{ydCT}}\right) \right);$$

где  $I_{y\partial cm}$  – удельный импульс двигателей для стыковки.

Оставшиеся запасы топлива составляют:

$$m_T = m_{T\partial} - m_{TCT}$$
$$m_T = \frac{(m_{nn} - m_{CT})}{(1 + a_{TO}) - m_{nn}(1 - \mu_{\kappa_3})}$$

где  $\mu_{\kappa_3} = \exp\left(-\frac{V_3}{I_{y\partial CT}}\right)$

Стартовая масса блока с пристыкованным ИСЗ составляет:

$$m_{cтapт} = m_0 - m_{TCT} + m_{СП}$$

где  $m_{СП}$  – масса спасаемого груза.

Конечная масса блока при этом составляет:  $m_{кон} = m_{01} - m_T$

Относительная конечная масса составляет:  $\mu_{\kappa_2} = \frac{m_{кон}}{m_{cтapт}} = \frac{m_{01} - m_T}{m_{01}}$

или  $\mu_{\kappa_2} = 1 - \frac{m_T}{m_{01}}$

Затраты топлива на стыковку определяются по формуле:

$$m_{TCT} = m_{nn} \cdot (1 - \mu_{\kappa_3})$$

где:  $\mu_{\kappa_3} = \exp\left(-\frac{V_3}{I_{y\partial cm}}\right)$

$I_{y\partial cm}$  – удельный импульс двигателей стыковки

Оставшиеся запасы топлива ( $m_{T1}$ ) составляют:

$$m_{T1} = m_{T\partial} - m_{TCT}$$

При массе всего блока ( $m_{01}$ ):

$$m_{01} = m_{nn} - m_{TCT}$$

Стартовая масса блока перед операцией возвращения составит:

$$m_{cтapт} = m_{01} + m_{cn}$$

где  $m_{cn}$  – масса спасаемого груза.

Конечная масса блока составляет:

$$m_{кон} = m_{01} + m_{cn} - m_{T1}$$

Соотношение стартовой и конечной массы должно соответствовать энергетике операции, т.е.:

$$\mu_{\kappa_2} = \exp\left(-\frac{V_2}{I_{y\partial}}\right)$$

или

$$\frac{m_{01} + m_{cn} - m_{T1}}{m_{01} + m_{cn}} = \mu_{\kappa_2}$$

Откуда следует формула для определения массы спасаемого груза ( $m_{cn}$ ):

$$m_{cn} = \frac{m_{T1}}{1 - \mu_{\kappa_2}} - m_{01}$$

**ВАРИАНТ 2. Спасение спутника и блока с посадкой в заданном районе.**

Для данного варианта характерны следующие изменения в модели:

– меняется значение характеристической скорости возвращения  $V_2$ , поскольку реализуется посадка в заданном районе;

– появляется масса системы спасения, которая зависит от суммарной массы спасаемого груза:

$$m_{снас} = (m_{сyx} + m_{cn}) \cdot \mu_{cn}$$

где  $m_{сyx}$  – сухая масса блока без учета системы спасения.

$$m_{сyx} = m_0 \left( \mu_{\kappa_1} - \left( (1 - \mu_{\kappa_1}) \cdot a_{TO} + \gamma \cdot n_0 \cdot g_0 \right) \cdot (1 + \mu_{np}) \right)$$

$m_{cn}$  – масса спасаемого ИСЗ;

$\mu_{cn}$  – относительная масса системы спасения.

Для решения задачи определение  $m_{cn}$  в данном варианте предлагается итерационный метод с последовательным уточнением массы топлива на стыковку, которая на первом шаге принимается равной нулю.

Тогда конечная масса блока перед операцией схода с орбиты (без учета массы дополнительного топливного отсека) определяется формулой:

$$m_{\kappa} = (m_{сyx} + m_{cn}) \cdot (1 + \mu_{cn});$$

При этом стартовая масса:  $m_{старт} = m_{nn} + m_{cn}$

Конечная относительная масса:  $\mu_{\kappa_2} = \exp\left(-\frac{V_2}{I_{y\delta}}\right)$  должна соответствовать энергетике

операции:

$$\mu_{\kappa_2} = \frac{(m_{сyx} + m_{cn}) \cdot (1 + \mu_{cn})}{m_{nn} + m_{cn}},$$

что приводит к итерационной формуле для расчета спасаемой массы ИСЗ  $m_{cn}$ :

$$m_{cn} = \frac{m_{nn} \mu_{\kappa_2} - m_{сyx} (1 + \mu_{cn})}{1 + \mu_{cn} - \mu_{\kappa_2}}$$

На последующих шагах итерационного процесса проводятся следующие уточнения:

– определение суммарной массы системы спасения  $m_{снас}^{i+1} = (m_{сyx}^i + m_{сн}^i) \cdot \mu_{сн}$ ;

– определение массы полезного груза  $m_{нн}^{i+1} = m_{нн} - m_{снас}^{i+1}$ ;

– дополнительная масса топлива  $m_{нн}^{i+1} = \frac{(m_{нн}^{i-1} - m_{СТ})}{(1 + a_{ТО})}$ ;

– масса топлива на стыковку  $m_{СТ}^{i+1} = m_{нн}^{i+1} \cdot \mu_{\kappa_3}$

где  $\mu_{\kappa_3} = 1 - \exp\left(-\frac{V_3}{I_{удСТ}}\right)$ ;

– оставшиеся запасы топлива  $m_T^{i+1} = m_{ТО}^{i+1} - m_{СТ}^{i+1}$ ;

– при массе дополнительного топливного отсека  $m_{ТО}^{i+1} = m_T^{i+1} \cdot a_{ТО}$ ;

– уточнение сухой массы  $m_{сyx}^{i+1} = m_{сyx}^i - m_{ТО}^i + m_{ТО}^{i+1}$ ;

– уточнение спасаемой массы  $m_{сн}^{i+1} = \frac{m_{нн}^{i+1} \cdot \mu_{\kappa_2} - m_{сyx}^{i+1} \cdot (1 + \mu_{сн})}{1 + \mu_{сн} - \mu_{\kappa_2}}$ .

### **ВАРИАНТ 3. Спасение блока без спасения спутника с посадкой блока в заданный район.**

Массовые характеристики спасаемого груза определяются по методике расчета варианта 1 с учетом массы системы спасения блока:

$$m_{нн} = m_0 \cdot \mu_{нн}$$

$$\mu_{нн} = \mu_{\kappa_1} - \left( (1 - \mu_{\kappa_1}) \cdot a_{ТО} + \gamma_{dy} \cdot n_0 \cdot g_0 \right) \cdot (1 + \mu_{np} + \mu_{сн})$$

$$\mu_{сн} = \mu_{сн_1} + \mu_{\kappa_4}$$

где  $\mu_{сн_1}$  – относительная масса тормозного экрана и парашютно-реактивной системы;

$\mu_{\kappa_4}$  – относительная конечная масса изменения наклона орбиты возвращения:

$$\mu_{\kappa_4} = \exp\left(-\frac{V_4}{I_{y\partial}}\right).$$

По результатам проведенных расчетов можно сделать следующие выводы:

1) При возвращении полезного груза без спасения (вариант 1) возвращаемая масса больше массы выводимого полезного груза, поскольку энергетика операции возвращения с использованием биеллиптического перехода А. Штернфельда меньше чем энергетика выведения. Данный способ может быть рекомендован для операции очистки ГСО от неработающих ИСЗ. Экономическая эффективность данной операции не поддается оценки, но она значительна, поскольку это единственный способ избавиться от неработающих объектов.

2) Затраты массы на средства спасения собственно спутника или собственно блока столь велики, что исключают возможность проведения таких операций.

***Список использованной литературы:***

1. Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М., Шеверов Д.Н. Основы проектирования летательных аппаратов. М: Машиностроение, 1985. 360 с.
2. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М.: Машиностроение, 1970. 235 с.
3. Каменков Е.Ф. Траектории движения спускаемых аппаратов. М.: МАИ. 1968. 248 с. ДСП.

---

*Сведения об авторах:*

*Щербакова Елена Александровна, аспирант кафедры «Космических систем и ракетостроения» Московского авиационного института (государственного технического университета);  
e-mail: [yguar14@yandex.ru](mailto:yguar14@yandex.ru)*