

**СПУСК КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ С
ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА - СБОРЩИКА МУСОРА С
ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАЛОЙ ТЯГИ**

Вопросы утилизации космического мусора (далее КМ) становятся всё более актуальными для всей космической индустрии. По оценке европейских экспертов даже полное прекращение запусков космических аппаратов околоземного базирования не снимет проблему загрязнённости космоса в ближайшее время [1]. Необходима реализация как пассивных, так и активных способов борьбы с КМ.

Один из активных способов борьбы с КМ предусматривает создание многоразового специализированного космического аппарата – сборщика мусора (далее КАСМ), снабжённого электроракетными двигателями малой тяги. КАСМ с таким типом двигателей позволяет решать поставленные задачи в течение длительного времени. Однако двигатели малой тяги не могут обеспечить традиционную схему спуска с подачей тормозного импульса [2].

В настоящей статье исследуются варианты спуска КМ в атмосфере Земли с эллиптических и круговых орбит.

При реализации спуска с эллиптических орбит реализуется следующая схема спуска:

КАСМ вместе с зафиксированным на его борту фрагментом КМ переводится на предпусковую эллиптическую орбиту с предельно малым значением высоты перигея.

На заранее определённом витке в районе перицентра орбиты включается двигательная установка КАСМ и реализуется программа управления вектором тяги, обеспечивающая уменьшение высоты перигея.

В районе апоцентра КАСМ отделяет КМ. Двигательная установка КАСМ начинает работать на увеличение высоты перигея.

КМ совершает пассивный полёт и в районе перицентра входит в плотные слои атмосферы.

Определим программу управления вектором тяги, обеспечивающую реализацию данной схемы.

Запишем систему оскулирующих уравнений, описывающих плоское движение КАСМ с электроракетными двигателями малой тяги:

$$\begin{aligned}
\frac{dp}{dE} &= 2 \frac{p^3}{\mu(1-e^2)^{2.5}} w \sin \lambda (1-e \cdot \cos E)^2, \\
\frac{de}{dE} &= \frac{p^2 w}{\mu \cdot (1-e^2)^{1.5}} \left(\cos \lambda \sin E \sqrt{1-e^2} + \sin \lambda (2 \cos E - e - e \cdot \cos^2 E) \right), \\
\frac{dr_\pi}{dE} &= \frac{p^3 w}{\mu \cdot (1-e^2)^3} \left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \sin \lambda \left[2(1-e \cos E)^2 - (1-e)(2 \cos E - e - e \cos^2 E) \right] - \cos \lambda \sin E (1-e)^2 \right),
\end{aligned} \tag{1}$$

где p – фокальный параметр орбиты, e – эксцентриситет орбиты, w – ускорения тяги КАСМ с КМ, E – угол эксцентрической аномалии, λ – угол между вектором тяги реактивной струи и радиус вектором в плоскости орбиты [3].

Так как двигатель работает без выключений и является нерегулируемым, то единственным параметром управления будет угол λ .

Определим локально оптимальное управление углом λ , обеспечивающее наибольшую скорость изменения радиуса перигея r_π . Для этого найдём решение уравнения $\frac{\partial}{\partial \lambda} \frac{dr_\pi}{dE} = 0$ относительно управления λ [4]:

$$\lambda(E) = \pm \arctan \frac{2(1-e \cdot \cos E)^2 - (1-e)(2 \cos E - e - e \cdot \cos^2 E)}{\sin E (1-e) \sqrt{1-e^2}}. \tag{2}$$

Знак «+» в (2) будет соответствовать увеличению r_π , знак «-» - уменьшению.

Рассмотрим вопрос о реализуемости полученных программ управления для предлагаемой схемы спуска КМ с эллиптической орбиты. Для этого проинтегрируем систему (1) с управлением (2) на интервале $E \in \{0, \pi\}$ для различных значений ускорения тяги w . Поставим задачу уменьшения высоты перигея r_π на 100 км за половину витка так, чтобы на втором полувитке КМ был гарантированно захвачен атмосферой в районе перицентра, а КАСМ смог поднять высоту перигея до безопасных значений (200 км).

Введём в рассмотрение параметр χ .

$$\chi = \frac{m_M}{m_{KA}}, \tag{3}$$

где m_M – масса фрагмента КМ, m_{KA} – масса КАСМ.

Тогда ускорение тяги КАСМ после отделения КМ w_2 можно подсчитать следующим образом:

$$w_2 = \frac{w_1 \cdot (m_M + m_{KA})}{m_{KA}} = w_1 \cdot (1 + \chi). \tag{4}$$

Таким образом, движение КАСМ будет происходить с разным ускорением: на первом полувитке оно будет меньше, на втором – больше. Точку отделения фрагмента КА можно сместить вперёд от точки апогея, и тем самым улучшить условия для спуска КМ. Определим значения начальных высот апогея H_{α}^* и значения эксцентрических аномалий E^* , при которых происходит отделение КМ, обеспечивающее уход КАСМ на безопасную высоту. Результаты расчёта H_{α}^* для различных значений w и χ представлены на рисунке 1.

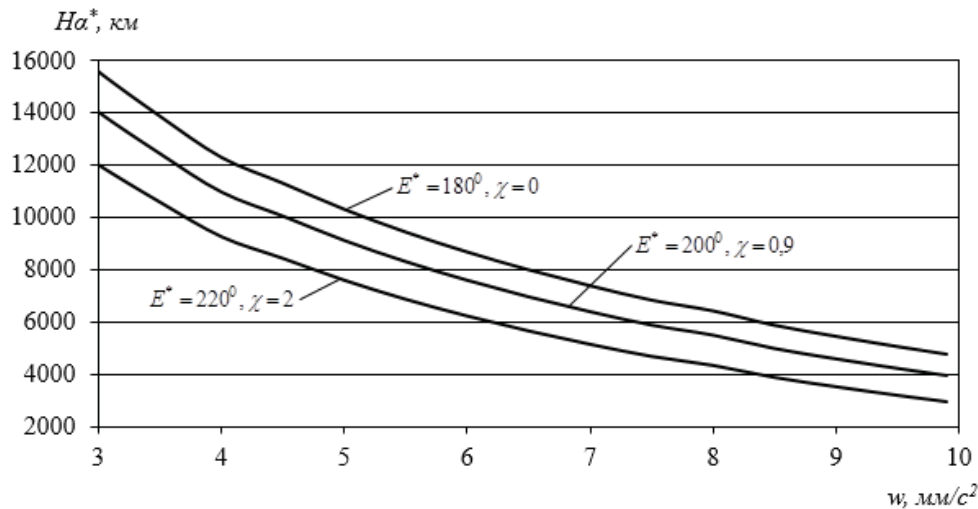


Рисунок 1 – Высоты апогея и соответствующие им ускорения, при которых возможна доставка КМ в верхние слои атмосферы Земли

Осуществим поверочные расчёты с целью подтверждения факта захвата атмосферой фрагмента КМ при спуске с различных эллиптических орбит. Для этого проинтегрируем систему (1) с момента отделения КМ с учётом сопротивления атмосферы:

$$\vec{w}_a = -\sigma \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \vec{V}^0, \quad (5)$$

где $\sigma = \frac{C_x \cdot F_m}{2 \cdot m}$ – конструктивный баллистический коэффициент КМ, C_x – коэффициент лобового сопротивления КМ, F_m – площадь миделевого сечения КМ, m – масса КМ, ρ – плотность атмосферы, V – модуль орбитальной скорости КМ, \vec{V}^0 – единичный вектор скорости [5].

Плотность атмосферы определяется в соответствии с ГОСТ [6] и зависит от уровня солнечной активности F . Расчёты проводились для осреднённого значения уровня солнечной активности: $F = 175 \cdot 10^{-22} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{Гц}}$.

Проекции возмущающего ускорения атмосферы на оси орбитальной системы координат определяются следующим образом:

$$w_{ax} = -w_a \sqrt{\frac{1-e^2}{1-e^2 \cos^2 E}}, \quad (6)$$

$$w_{ay} = -w_a \frac{e \cdot \sin E}{\sqrt{1-e^2 \cos^2 E}}. \quad (7)$$

При расчётах плотность атмосферы учитывалась для высот менее 1500 км. Результаты расчётов представлены на рисунке 2.

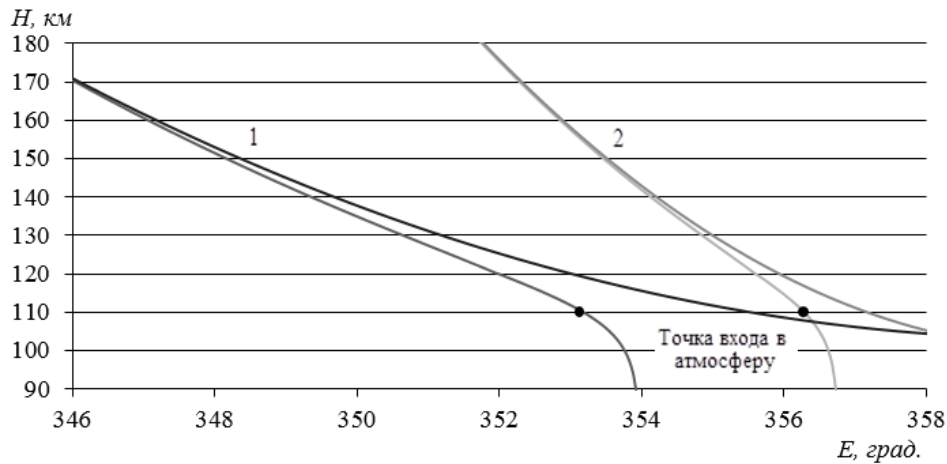


Рисунок 2 – Изменение высоты орбиты с учётом влияния атмосферы

Цифрой 1 на рисунке 2 обозначена орбита с начальными высотами $H_{\pi} = 100$ км, $H_{\alpha} = 16752$ км, цифрой 2 – орбита с начальными высотами $H_{\pi} = 100$ км, $H_{\alpha} = 4755$ км. Верхняя линия соответствует движению без учёта атмосферы, нижняя с учётом атмосферы.

В ходе проведённого моделирования установлено, что захват КМ атмосферой для обоих вариантов происходит на высотах около 110 км.

Рассмотрим вариант спуска КАСМ с КМ с круговой орбиты. Для увеличения точности прогноза точки падения КМ на поверхность Земли можно использовать малую тягу маршевых двигателей КАСМ, чтобы сократить количество оборотов, пройденных КМ до входа в плотные слои атмосферы Земли в неуправляемом режиме (в режиме самоторможения).

Проведены расчёты спуска КМ в режиме самоторможения для различных значений высот начальных круговых орбит. После доставки на эти орбиты КАСМ переходит на безопасные орбиты, а КМ начинает снижаться.

Для определения количества оборотов, пройденных КМ вокруг Земли, интегрировалась система (1) с ускорением (5) и ориентацией ускорения (6) и (7). Результаты расчёта представлены на рисунке 3.

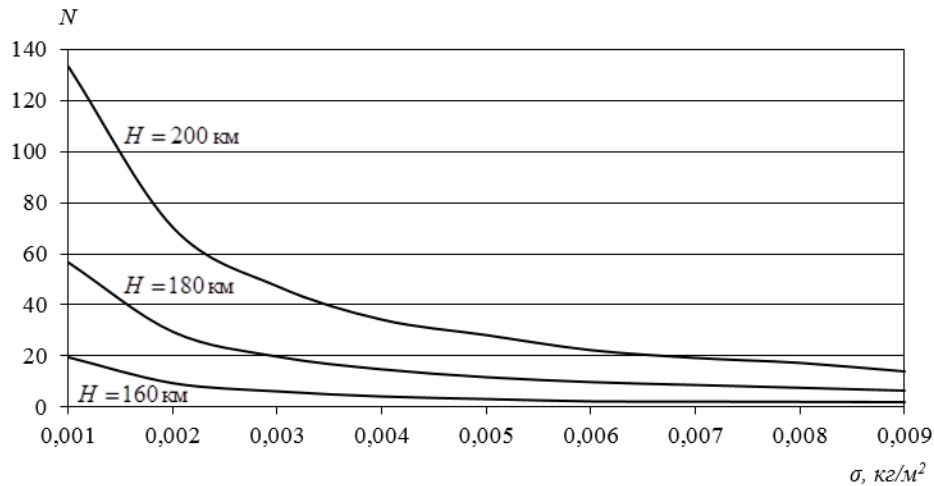


Рисунок 3 – К спуску с круговой орбиты

Представленные результаты показывают, что даже снижение высоты с 200 до 180 км позволяет существенно (в несколько раз) сократить количество оборотов вокруг Земли, совершаемое КМ в неуправляемом режиме.

Проведены расчёты затрат характеристической скорости КАСМ, необходимые для управляемого перевода КМ с высоты $H = 200$ км на высоту начала режима самоторможения (160 и 180 км) и возвращения КАСМ на исходную орбиту. Очевидно, что прямой переход будет менее затратным, чем обратный. Расчёты затрат характеристической скорости определялись путем интегрирования системы (1) совместно с уравнением:

$$\frac{dV_x}{dE} = w \cdot \frac{p^3}{\sqrt{\mu \cdot (1 - e^2)^3}} \cdot (1 - e \cdot \cos E). \quad (8)$$

Расчёт выполнен для ускорения тяги $w = 2 \text{ мм/с}^2$. Результаты расчёта представлены на рисунке 4.

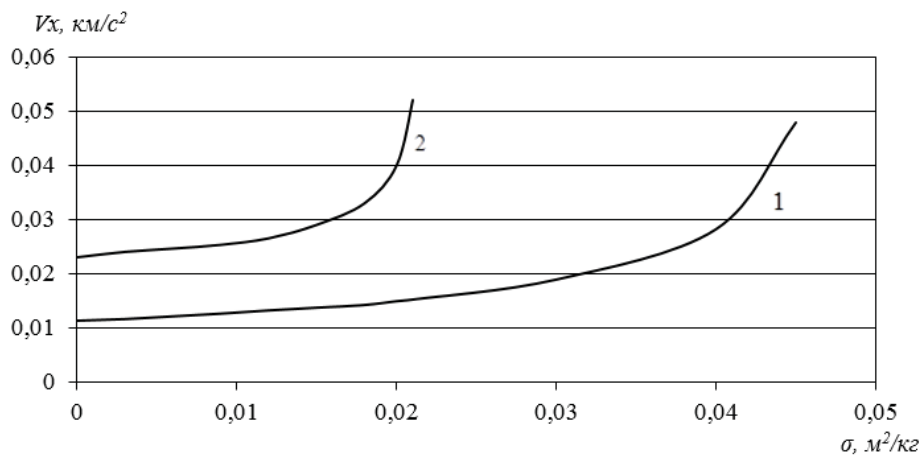


Рисунок 4 – Затраты характеристической скорости на межорбитальный переход с ускорением $w = 2 \text{ мм/с}^2$

На рисунке 4 цифрой 1 обозначены затраты на переход с круговой орбиты высотой 200 км на предпусковую высотой 180 км и обратно, цифрой 2 – на предпусковую орбиту высотой 160 км.

Можно сделать следующие выводы. Спуск с эллиптической орбиты позволит с достаточной точностью определить точку падения фрагмента КМ на поверхность Земли. Путём подбора нужного витка КМ упадёт в заданном районе Земной поверхности.

При спуске с круговой орбиты использование малой тяги позволяет снизить высоту предпусковой круговой орбиты, что уменьшит количество оборотов, пройденных КМ вокруг Земли. Отметим, что снижение происходит в зоне сильного влияния атмосферы, и поэтому высота предпусковой круговой орбиты не может быть малой. В качестве предельно низкой высоты можно рекомендовать 170 – 180 км.

Библиографический список

- 1 Lewis, H.G., White, A.E., Crowther, R., Stokes, H.: Synergy of debris mitigation and removal // Acta Astronautica – 2012. №81, p. 62–68.
- 2 Ишков С.А., Филиппов Г.А. Выбор проектных параметров космического аппарата сборщика – мусора с использованием малой тяги // Вестник СГАУ, 2014. - №3. С. 25 – 35.
- 3 Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. – М.: Наука, 1990. 448 с.
- 4 Лебедев, В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М.: ВЦ АН СССР, 1968. 108 с.
- 5 Константинов, М.С., Каменков, Е.Ф., Перельгин Б.П., Безвербый В.К. Механика космического полёта: учебник для вузов / М55 М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перельгин, Безвербый В.К.; Под ред. В.П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1989. 408 с.
- 6 ГОСТ Р 25645.166 – 2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли [Текст] – Введ. 2004-04-09. – ИПК Издательство стандартов, 2004. 29 с.