

Фадеев П.В.**ВЫБОР ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ
С ДВИГАТЕЛЕМ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ НИЗКИХ
ОКОЛОКРУГОВЫХ ОРБИТ**

На низких околокруговых орбитах вектор тяги космического аппарата (КА) должен быть ориентирован близко к трансверсальному направлению [1]. Ранее в [2] получены аналитические выражения для изменения большой полуоси и эксцентриситета для трех схем расположения разгонного, тормозного и пассивных участков на витке, используя которые можно построить линии уровня изменения параметров управления. Рассмотрим, как изменятся эти выражения, если учесть наличие атмосферы и величину соответствующего аэродинамического ускорения.

Существуют некоторые факторы, ограничивающие применение электроракетного двигателя (ЭРД) с малой тягой для вышеуказанных задач. Основным фактором является необходимость дополнительной мощности для работы ЭРД. Для этой цели КА оснащен дополнительными солнечными батареями, которые обеспечивают увеличение массы космического аппарата и дополнительное сопротивление атмосферы, поскольку площадь миделя КА увеличивается. Другим ограничением является необходимость отключения оборудования полезной нагрузки (ПН) во время работы ЭРД. Таким образом задача определения области эффективного использования ЭРД является актуальной.

В [3] для критерия относительной массы ПН и введенного предположения о постоянстве ускорения тяги получены аналитические соотношения для расчета конструктивных параметров КА и областей эффективного использования ЭРД. Рассмотрим, как изменяются параметры управления на витке в зависимости от величины ускорения от тяги.

Предположим, что характерное ускорение равно аэродинамическому ускорению на самой низкой орбите, и введем параметр, определяющий величину ускорения тяги:

$$a = N \cdot a_{\text{аэр}} \quad (1)$$

где a – ускорение от тяги, $a_{\text{аэр}}$ – аэродинамическое ускорение, N – параметр ускорения.

Чтобы изменить эллиптическую орбиту, структура оптимального управления на витке должна содержать два активных участка с различными направлениями тяги, разделенных двумя пассивными участками одинаковой длины [1]. При определенной комбинации начальных и конечных орбит один из активных участков может отсутствовать. При перелете между круговыми орбитами пассивные участки отсутствуют и выполняется либо разгон, либо торможение.

Подставив выражение (1) в систему уравнений движения в оскулирующих элементах и проведя усреднение по эксцентрической аномалии, получим:

$$\frac{dA}{dE} = \frac{2}{\pi} \cdot a_{\text{эп}} \cdot \frac{A^3}{\mu} \cdot \sqrt{1-e^2} \cdot (N \cdot \xi - \pi),$$

$$\frac{de}{dE} = \frac{1}{\pi} \cdot a_{\text{эп}} \cdot \frac{A^2}{\mu} \cdot \sqrt{1-e^2} \cdot \left(\pm 4N \cdot \sin(\xi) - 3e \cdot (N \cdot \xi - \pi) - \frac{N \cdot e}{2} \cdot \sin(2\xi) \right),$$
(2)

где A – большая полуось, e – эксцентриситет, ξ – ширина разгонного участка, \pm соответствует расположению активного участка в перигее/апогее переходных орбит.

Целью поддержания орбиты является неуменьшение размера большой оси, поэтому из уравнения для большой оси следует:

$$N \cdot \xi - \pi > 0, \tag{3}$$

из которого получаем выражение для минимального значения ширины разгонного участка:

$$\xi_{\min} = \frac{\pi}{N}. \tag{4}$$

Ширина разгонного участка определяет время, доступное для работы целевой аппаратуры:

$$t_{\text{цел}} = 2\pi \sqrt{\frac{A^3}{\mu}} \cdot \frac{N-1}{N}. \tag{5}$$

При ускорении тяги в 10 раз превышающем аэродинамическое ускорение, время работы аппаратуры составляет 90% периода обращения КА.

Из (2) следует выражение связи большой полуоси и эксцентриситета:

$$A \cdot (N \cdot \sin(\xi) \mp e \cdot k_1)^{\frac{N\xi-\pi}{k_1}} = \text{const},$$

$$k_1 = \frac{3}{4}(N \cdot \xi - \pi) + \frac{N \cdot \sin(2\xi)}{8}. \tag{6}$$

Константа определяется из начальных или конечных условий. На рис. 1 показана область изменения параметров возможных эллиптических орбит, лежащих между низкой орбитой ($H = 250$ км) и высокой орбитой ($H = 500$ км). Эта область ограничена двумя почти прямыми линиями.

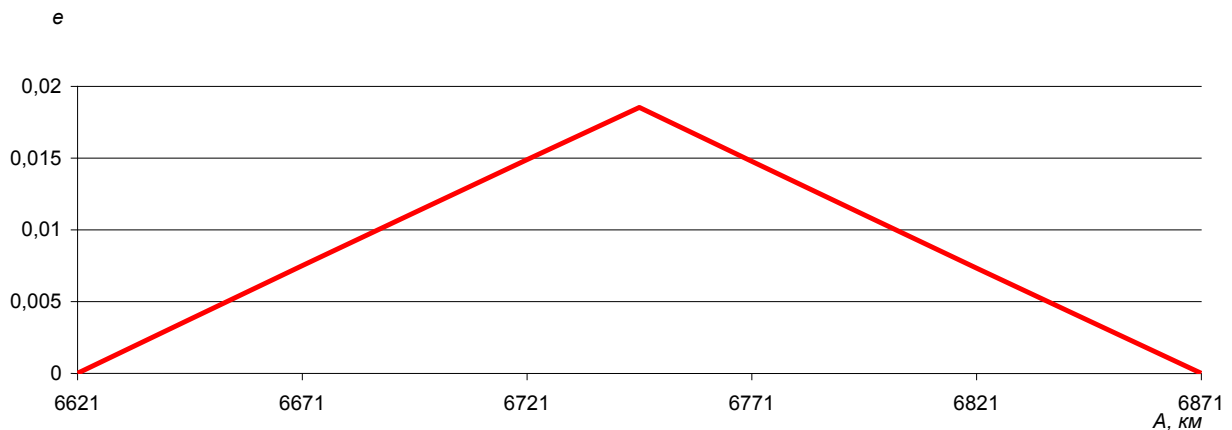


Рис. 1. Область граничных параметров промежуточных орбит

Из выражения (6) следует:

$$A = A_0 \cdot \left(\frac{N \cdot \sin(\xi) \mp e_0 \cdot k_1}{N \cdot \sin(\xi) \mp e \cdot k_1} \right)^{\frac{N\xi - \pi}{k_1}}, \quad (7)$$

где A_0, e_0 – начальные значения большой полуоси и эксцентриситета.

Построим линии изменения эксцентриситета в зависимости от размера большой полуоси при разной ширине участка ускорения, расположенного у перигея или апогея орбиты (рис. 2). Линии построены для начальной орбиты с параметрами $H_{\pi 0} = 250$ км, $H_{\alpha 0} = 500$ км, и конечной круговой орбиты с высотой $H = 500$ км, значение параметра $N = 10$.

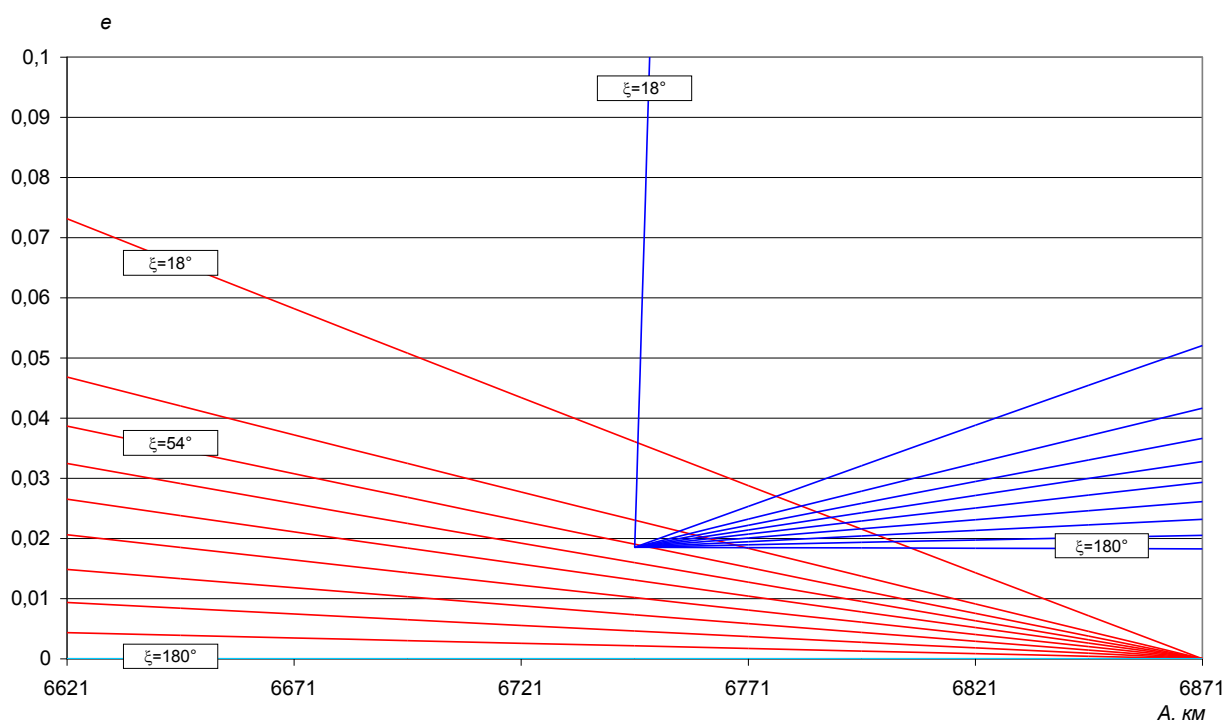


Рис. 2. Линии изменения эксцентриситета в зависимости от размера большой полуоси

Все линии уровня близки к линейным зависимостям эксцентриситета от размера большой оси. Линии уровня для меньших значений ширины разгонного участка лежат выше линий уровня для больших значений ширины разгонного участка. При постоянно работающем двигателе ($\xi = 180^\circ$) изменение эксцентриситета практически не происходит.

Расположение разгонного участка симметрично апогея для заданного уровня ускорения позволит скорректировать эллиптические орбиты с эксцентриситетом менее 0,07. Это позволяет скорректировать любые орбиты в диапазоне высот 250-500 км. Таким образом, коррекция низких околокруговых орбит должна осуществляться путем расположения разгонного участка симметрично апогея орбиты и выбора его ширины в соответствии с уровнем тяги. Как видно из рисунка 2, при перелёте от точки с

начальными параметрами $A_0 = 6746$ км, $e_0 = 0,185$ до круговой орбиты высотой 500 км ширина активного участка составляет $\xi = 54^\circ$.

Рассмотрим, как влияет уровень тяги при минимально возможной ширине активного участка на изменение параметров орбиты (рис. 3).

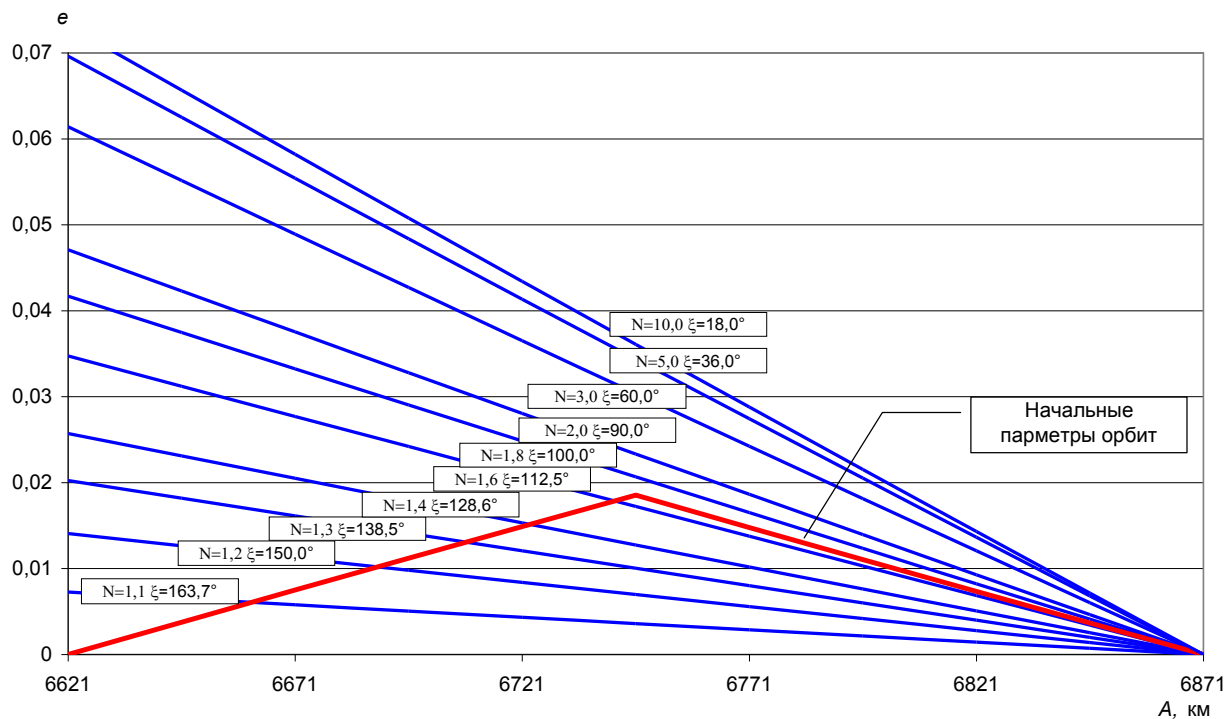


Рис. 3. Линии уровня для разного уровня тяги

Из рисунка 3 видно, что при N больше 1,8 все орбиты, лежащие между высотами 250-500 км, могут быть скорректированы, но время работы двигателя остается высоким ($\xi = 100^\circ$). Если имеется большой запас тяги, то коррекция может быть выполнена по схеме, аналогичной полетам в соответствии с импульсной теорией – сначала необходимо увеличить эксцентриситет, поместив разгонный участок в перигее орбиты, а затем увеличивать размер большой оси и уменьшать эксцентриситет, поместив разгонный участок в апогее орбиты.

На рисунке 4 показаны зависимости от уровня ускорения максимального эксцентриситета скорректированной орбиты и части орбиты, доступной для работы целевого оборудования.

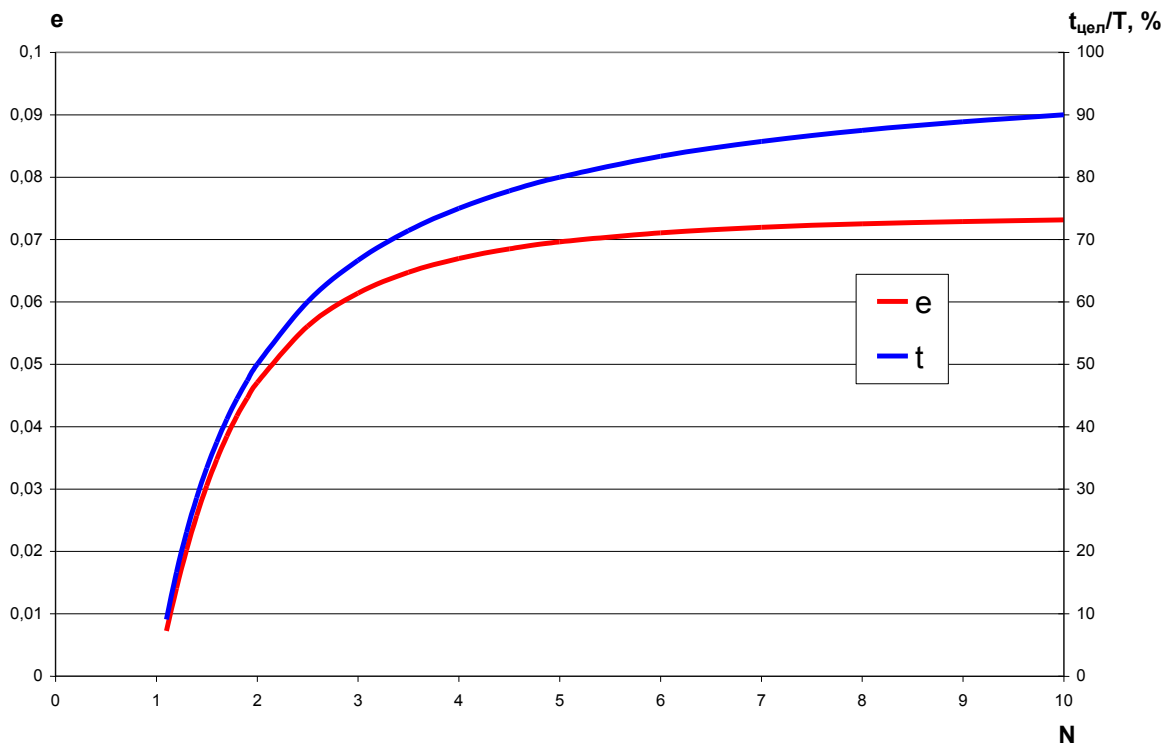


Рис. 4. Зависимости эксцентриситета и времени работы целевой аппаратуры от уровня ускорения

На рисунке 4 видно, что максимальный эксцентриситет значительно увеличивается до $N = 5$, а время работы целевого оборудования достигает 80%. Дальнейшее увеличение уровня тяги не приводит к значительному увеличению эксцентриситета и времени работы целевого оборудования.

Минимальное ускорение от тяги ЭРД должно быть в два раза больше аэродинамического ускорения, при этом время работы целевой аппаратуры составляет около 50% периода орбитального движения КА. Центр разгонного участка должен располагаться в апогее орбиты.

Таким образом, полученные результаты позволяют обоснованно подойти к выбору уровня ускорения для решения задач по поддержанию орбит низкоорбитальных исследовательских КА и КА дистанционного зондирования Земли.

Библиографический список

1. Салмин В.В., Ишков С.А., Старинова О.Л. Методы решения вариационных задач механики космического полета с малой тягой [Текст] // СНЦ РАН; 2006.
2. Фадеенков П.В., Ишков С.А. Оптимальная программа управления малой непрерывной тягой при перелёте между некомпланарными эллиптической и геостационарной орбитами // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. 2011. № 1. С. 38 – 43.
3. Ishkov S.A., Optimization of design parameters of spacecraft equipped with electro rocket low-thrust engine and calculation its applying area at low earth orbit. Procedia Engineering 185 (2017), 239 – 245.