

УДК 629.785

Оптимизация удельного импульса ЯЭРДУ для прямого и обратного (порожного) рейса при обеспечении больших грузопотоков на орбиту луны

08, август 2012

Щербина П.А.

Студент,

кафедра «Электроракетные двигатели и плазменные энергетические установки»

Научный руководитель: Синявский В.В.,

д. т. н., научный консультант РКК «Энергия», профессор кафедры «Электроракетные двигатели и плазменные энергетические установки»

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Kosmolotmars@mail.ru

На основе алгоритма и математической модели оптимизации параметров многоразового межорбитального буксира (ММБ) с ядерной электроракетной двигательной установки (ЯЭРДУ) с термоэмиссионной ЯЭУ, разработанных в [1], выполнена оптимизация удельного импульса ЭРДУ для прямого I1 и обратного (порожного) I2 рейса в задаче обеспечения больших грузопотоков с орбиты Земли на орбиту Луны.

Примем, в отличие от [1], что $I_2 = k \cdot I_1$, где k -коэффициент соотношения между I_1 и I_2 . Примем также, что ресурс ЯЭУ составляет 5 лет, что в настоящее время считается обоснованным, а ресурс электроракетного двигателя (ЭРД) типа двигателя с анодным слоем (ДАС) – порядка года, что подтверждено экспериментально. Эксплуатация ММБ с ЯЭУ возможна лишь на орбитах выше радиационно-безопасной (РБО), которая по современным представлениям не должна быть ниже 800 км. В качестве отправной точки при исследовании эффективности ММБ и оценки максимально возможной массы полезного груза (ПГ), доставляемого ММБ с РБО Земли на орбиту Луны, примем схему разворачивания при помощи двух пусков РН класса «Протон-М». При этом суммарная масса ММБ с ПГ на РБО составит 32 – 34 тонны.

Как и в [1] считаем, что затраты характеристической скорости для прямого и обратного рейса равны, то есть $V_{x1} = V_{x2} = V_x$.

Стартовая масса собранного комплекса на РБО m_0 определяется как сумма масс систем и агрегатов, входящих в состав транспортно комплекса

$$m_0 = m_{\text{ЯЭУ}} + m_{\text{ЭРДУ}} + m_k + m_T + m_{\text{СХП}} + m_{\text{ПГ}}, \quad (1)$$

где $m_{\text{ЯЭУ}}$ – масса ЯЭУ; $m_{\text{ЭРДУ}}$ – масса ЭРДУ; m_k – масса конструкции ММБ, систем и агрегатов отведения ЯЭУ, систем стыковки, но без учета массы конструктивных элементов отсека с ПГ; m_T – масса рабочего тела; $m_{\text{СХП}}$ – масса системы хранения и подачи рабочего тела; $m_{\text{ПГ}}$ – масса отсека ПГ.

В [1] получено следующее выражение для удельного импульса:

$$I_1 = \frac{2 \cdot N_{\text{ЭРДУ}} \cdot \eta_{\text{ЭРДУ}} \cdot T_1}{m_0 \cdot V_X} + \frac{V_X}{2}, \quad (2)$$

где $N_{\text{ЭРДУ}}$ – мощность ЭРДУ; T_1 – время перелета с орбиты Земли на орбиту Луны; $\eta_{\text{ЭРДУ}}$ – КПД двигательной установки.

В [2] для ЭРД типа ДАС и ксеноном в качестве рабочего тела приведена графическая зависимость КПД $\eta_{\text{ЭРДУ}}$ от удельного импульса, которая была аппроксимирована следующей формулой:

$$\eta_{\text{ЭРДУ}} = 0,00000325 \cdot I + 0,525 \quad (3)$$

Из (2) с учетом (3) получаем

$$I_1 = \frac{\left(\frac{2 \cdot N_{\text{ЭРДУ}} \cdot T_1}{m_0 \cdot V_X} \cdot 0,525 + \frac{V_X}{2} \right)}{1 - \left(\frac{2 \cdot N_{\text{ЭРДУ}} \cdot T_1}{m_0 \cdot V_X} \cdot 0,00000325 \right)}$$

$$N_{\text{ЭРДУ}} = \frac{N_{\text{ЯЭУ}}}{1 + k_{\text{СН}}},$$

где $N_{\text{ЯЭУ}}$ – мощность ЯЭУ; $k_{\text{СН}}$ – коэффициент затрат энергии на собственные нужды ЯЭУ ($k_{\text{СН}} = 0,1$).

Определим составляющие масс в (1).

$$m_{\text{ЭРДУ}} = k_{\text{зап}} \cdot \gamma_{\text{ЭРДУ}} \cdot \frac{N_{\text{ЯЭУ}}}{1 + k_{\text{СН}}},$$

где $k_{\text{зап}}$ – коэффициент запаса по количеству ЭРД ($k_{\text{зап}}=1,15$); $\gamma_{\text{ЭРДУ}}$ – удельная масса ЭРДУ ($\gamma_{\text{ЭРДУ}}=1$ кг/кВт).

$m_{\text{ЯЭУ}} = \gamma_{\text{ЯЭУ}} \cdot N_{\text{ЯЭУ}}$, где $\gamma_{\text{ЯЭУ}}$ – удельная масса ЯЭУ;

$$\gamma_{\text{ЯЭУ}} = \frac{51,43}{0,01 \cdot N_{\text{ЯЭУ}} + 0,35} + 4,85.$$

После преобразований было получено следующее выражение для массы ПГ, доставляемого за один рейс ММБ с ЯЭРДУ на орбиту Луны

$$m_{\text{ПГ}} = \frac{m_0 \cdot \left[1 - (1 + k_{\text{СХП}}) \cdot (1 + \lambda) \cdot \left(1 - e^{\frac{-V_X}{I_1}} \cdot e^{\frac{-V_X}{I_2}} - \alpha \beta \cdot \left(1 - e^{\frac{-V_X}{I_2}} \right) \right) - \alpha \right] - m_{\text{ЯЭУ}} - m_{\text{ЭРДУ}}}{1 - (1 + k_{\text{СХП}}) \cdot (1 + \lambda) \cdot \left(1 - e^{\frac{-V_X}{I_2}} \right)}$$

где $k_{\text{СХП}}$ – коэффициент, определяющий массу СХП в долях от массы заправляемого рабочего тела ($k_{\text{СХП}} = 0,1$); λ – коэффициент резерва рабочего тела ($\lambda = 0,05 \dots 0,1$); α, β – некоторые эмпирические коэффициенты ($\alpha = 0,02 \dots 0,05$; $\beta = 0,3 \dots 0,4$).

Анализируя полученное выражение, можно видеть, что $m_{\text{ПГ}} = f(N_{\text{ЯЭУ}}, T_1, k)$.

$$Q = \frac{TR_{\text{ЯЭУ}}}{T_1 + T_2 + T_{\text{ст}}},$$

где $TR_{\text{ЯЭУ}}$ – ресурс ЯЭУ; T_2 – время обратного (порожного) рейса; $T_{\text{ст}}$ – время стыковочных операций на орбитах ($T_{\text{ст}}=10$ сут.).

Выражение для полной массы ПГ, доставляемого МБ на орбиту Луны в течение всего срока эксплуатации, запишется в виде $M_{\text{СМ}} = Q \cdot m_{\text{ПГ}}$.

Была составлена программа, позволяющая варьировать $N_{ЯЭУ}$, T_1 и соотношение k между I_1 и I_2 ($k=I_2/I_1$). Результаты расчетов представлены на рисунках 1-3.

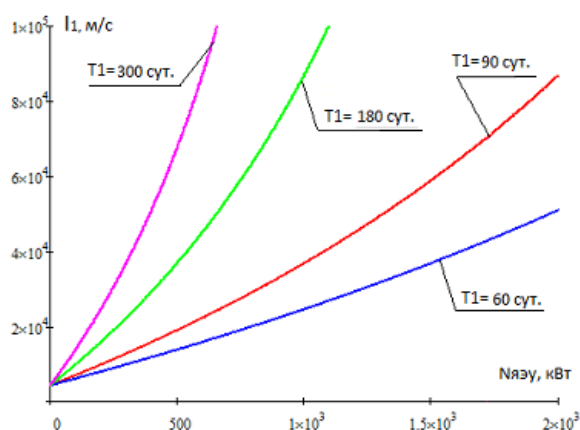


Рис. 1. Зависимость I_1 от мощности ЯЭУ и времени перелёта T_1 при $k=1$.

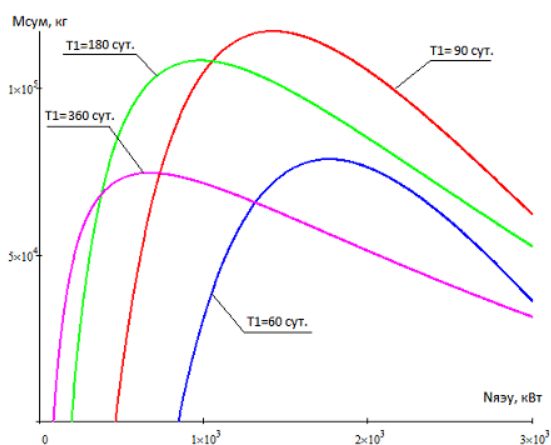


Рис. 2. Зависимость суммарной массы ПГ, перевезенной за весь ресурс ММБ (5 лет) от $N_{ЯЭУ}$ для различных значений прямого перелёта T_1 при $k=1$

Из анализа результатов расчетов, приведенных на рис.1 и рис.2, следует, что для рассматриваемой задачи максимальный ПГ будет доставлен при $N_{ЯЭУ}=500-1500$ кВт и времени транспортировки 180-90 суток. Следует отметить, что при ограничении времени доставки 60 сутками (как и при увеличении до 360 суток) будет доставлен суммарный ПГ существенно меньшей массы (примерно на 40 т).

При варьировании массы ММБ на РБО, т.е. используемых РН для доставки на эту орбиту контейнера с ПГ, были получены следующие результаты. С увеличением m_0 требуемый I_1 резко снижается (рис.4), увеличивается значение k .

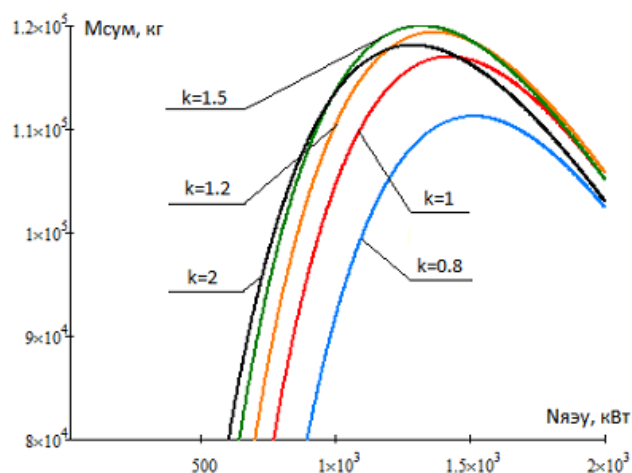


Рис. 3. Зависимость суммарной массы ПГ за весь ресурс МБ (5 лет) для различных значениях коэффициента k при $T_1=90$ сут.

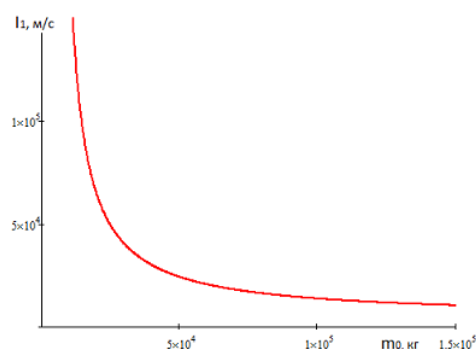


Рис. 4. Зависимость удельного импульса от начальной массы ММБ при $N_{яэу}=1\text{МВт}$

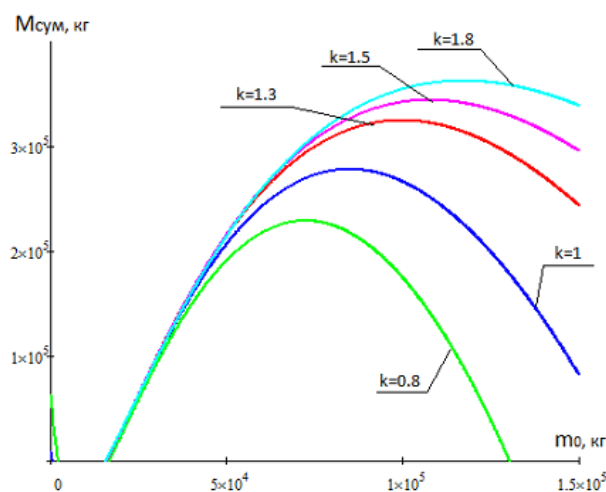


Рис. 5а

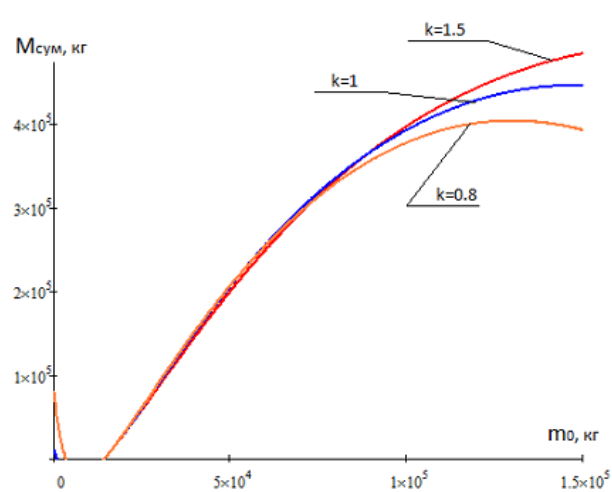


Рис. 5б

Рис. 5а. Зависимость суммарной массы ПГ, доставляемой на орбиту Луны за весь ресурс ММБ (5 лет), от начальной массы ММБ на РБО для различных значениях k при $N_{яэу}=1,5\text{МВт}$ и $T_1=90$ сут.

Рис. 5б. Зависимость суммарной массы ПГ, доставляемой на орбиту Луны за весь

ресурс ММБ (5 лет) от начальной массы ММБ на РБО для различных значений k при $N_{\text{ЯЭУ}}=1,5$ МВт и $T_1=150$ сут.

Следует обратить внимание на разницу в зависимости массы ПГ от k при равной m_0 (рис.5а и рис.5б). Так, при использовании РН грузоподъемностью порядка 100 т при ограничении времени полета (рис.5, $T_1=90$ суток) и мощности энергетической установки (рис.5, $N_{\text{ЯЭУ}}=1,5$ МВт) влияние k существенно, а именно $I_2/I_1=1,5$, при этом суммарная масса ПГ примерно на 20% больше, чем при использовании ЭРДУ с $I_2/I_1=1$, в то время как при $T_1=150$ суток и ограничении мощности энергетической установки (рис.5, $N_{\text{ЯЭУ}}=1,5$ МВт) при примерно том же k разница в массе ПГ около 2%.

С помощью составленной на языке Delphi программы численно решена оптимизационная задача, а именно определены $N_{\text{ЯЭУ}}$, T_1 и k , при которых реализуется максимальная суммарная масса ПГ при заданной начальной массе комплекса на РБО ($m_0=33$ т). Были получены следующие оптимальные параметры: $N_{\text{ЯЭУ}}=1230$ кВт; $T_1=108$ сут., $k=1,3$. При этом $I_{\text{уд1}}=56380$ м/с, $I_{\text{уд2}}=73290$ м/с, $M_{\text{сум}}=119600$ кг, $\eta_1=0,708$, $\eta_2=0,763$.

Выводы: Разработаны алгоритм и программа расчёта эффективности ММБ с ЯЭРДУ для транспортировки ПГ с орбиты Земли на орбиту назначения при заданной начальной массе m_0 , зависимости КПД ЭРДУ $\eta_{\text{эрду}}$ от удельного импульса и разных значениях удельного импульса ЭРДУ в прямом I_1 и обратном I_2 рейсах. Получено, что I_2 больше I_1 и их разница увеличивается с увеличением стартовой массы комплекса на РБО. При использовании РН класса «Протон-М» (T_1 порядка 100 сут.) для доставки ПГ на орбиту Луны ММБ с ЯЭРДУ мощностью 1-1,5 МВт $I_2/I_1=1,3$. При использовании РН грузоподъемностью порядка 100 т (T_1 порядка 150 сут. при $N_{\text{ЯЭУ}}=1,5$ МВт) $I_2/I_1=1,5$. При отсутствии ограничений на время доставки ПГ разница в суммарной массе ПГ незначительна, примерно на 2% больше, чем при использовании ЭРДУ с $I_2/I_1=1$. При наличии ограничения на время доставки и мощности энергетической установки и увеличения грузоподъемности используемых РН разница в суммарной массе ПГ возрастает.

Литература

1. Косенко А.Б., Синявский В.В. Оптимизация параметров многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой. // Известия РАН. Энергетика. 2009. №3. С.140-152
2. Луна – шаг к технологиям освоения солнечной системы / Под редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты // РКК «Энергия» им. С.П. Королева. 2011. С.458-459.