МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК

Издатель ФГБОУ ВПО "МГТУ им. Н.Э. Баумана". Эл No. ФС77-51038.

УДК 629.785

Исследование параметров лунного буксира для транспортной операции

Я.Н. Мигунов, студент МГТУ им Н.Э Баумана, г. Москва, Россия кафедра «Плазменные энергетические установки»

Научный руководитель: В.В. Онуфриев, д.т.н., МГТУ им Н.Э Баумана, г. Москва, Россия кафедра «Плазменные энергетические установки» <u>duh@power.bmstu.ru</u>

Введение. В настоящее время в нескольких российских научных организациях разрабатываются проекты межорбитальных буксиров для транспортных операций между Землей и Луной. В качестве одного из вариантов такого межорбитального буксира предлагается использовать двигательную установку на основе электроракетного двигателя с анодным слоем (ДАС).

В данной работе анализируются зависимости коэффициента полезной нагрузки и времени перелета с опорной околоземной орбиты (ОЗО) к рабочей окололунной орбите (РЛО) от количества электроракетных двигателей и их характеристик — тяги и удельного импульса.

Постановка задачи. Рассматривается межорбитальный буксир (МБ) с электроракетной двигательной установкой, состоящей из *n* ДАС. Характеристики каждого ДАС, необходимые для расчета:

- 1. Удельный импульс *I*, м/с.
- 2. Расход рабочего тела m_f , кг/с.
- 3. Тяга *F*, H.
- 4. КПД η.

Характеристики энергодвигательной установки (ЭДУ):

- 1. Электрическая мощность энергодвигательной установки *N*, кВт.
- 2. Коэффициент топливного отсека уто.

3. Коэффициент конструкций МБ _{укон}.

4. Удельная масса энергодвигательной установки узду, кг/кВт

Высота ОЗО равна *H*₀, км над уровнем моря, высота РЛО — *H*_{K2}, км над поверхностью Луны.

Методика расчета. Перелет с ОЗО на РЛО разбивается на два участка: полет с ОЗО к точке первой точке либрации системы Земля–Луна и от точки либрации на РЛО. Высота первой либрационной орбиты относительно поверхности Земли *H_{K1}*=383500 км.

Первый участок полета. На первом участке пути МБ разгоняется, двигаясь по спирально кривой, постепенно, увеличивая радиус витков. Из баллистики характеристическая скорость, которую МБ должен набрать, определяется следующим выражением:

$$v_{x1} = \sqrt{\frac{G \cdot M_3}{(R_3 + H_0) \cdot 1000}} \cdot \left(1 - 2\cos(i_k - i_0) \cdot \sqrt{\frac{R_3 + H_0}{R_3 + H_{K1}}} + \frac{R_3 + H_0}{R_3 + H_{K1}}\right)^{0.5}, \tag{1}$$

где *G* — гравитационная постоянная; *M*₃ — масса Земли, кг; *R*₃ — радиус Земли, км.

Чтобы провести анализ, необходимо определиться со стартовой массой $M_0 = M_{01}$. Для этого строится графическая зависимость времени перелета от стартовой массы.

Масса рабочего тела, расходуемая одним ДАС равна:

$$M_{T1} = m_f \cdot t_p, \qquad (2)$$

где *t*_{*p*} — рабочее время на первом участке перелета, с.

При этом из уравнения Мещерского [10] масса рабочего тела, необходимого для набора характеристической скорости, равна:

$$M_{T1} = M_0 \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{v_x}{I}\right)\right). \tag{3}$$

Если приравнять выражения (2) и (3), то можно получить зависимость времени перелета от стартовой массы:

$$t_p(M_0) = \frac{M_0}{n \cdot m_f} \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{v_x}{I}\right)\right). \tag{4}$$

Подставив в выражение (4) *v_x* из выражения (1) и характеристики заданной ЭДУ, можно построить график, аналогичный приведенному на рис.1.



Рис. 1. Зависимость времени перелета с ОЗО к точке либрации от стартовой массы МБ: $v_x=2924$ м/с — соответствует $H_0=800$ км; I=35000 м/с; $m_f=5,7\times10^{-6}$ кг/с; n=20 шт

Стартовая масса МБ выбирается из приведенного графика таким образом, чтобы время перелета с ОЗО на РЛО было меньше ресурса одного ДАС. При этом необходимо учесть, что на второй участок полета требуется примерно в 2 раза меньше времени, чем на первый. После выбора стартовой массы МБ рассчитывается точное время перелета в точку либрации. Для дальнейших расчетов необходима конечная масса МБ в точке либрации, которая является стартовой массой для второго участка перелета. Она определяется следующего выражения, полученного из уравнения Мещерского:

$$M_{K1} = M_0 \cdot \exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right).$$
(5)

При необходимости, по выражению (2) или (3) определяется масса рабочего тела, необходимая для первого участка перелета.

Второй участок полета. В первой точке либрации системы Земля–Луна селеноцентрическая скорость МБ составит v_{Cl} =150 м/с [11, стр. 249]. А на РЛО его селеноцентрическая скорость определяется известным выражением для окружной скорости:

$$v_{C2} = \sqrt{\frac{G \cdot M_{\pi}}{(R_{\pi} + H_{K2}) \cdot 1000}},$$
(6)

где *М*_Л — масса Луны, кг; *R*_Л — радиус Луны, км.

Тогда характеристическая скорость, которую МБ необходимо набрать для перехода на РЛО будет равна:

$$v_{x2} = v_{C2} - v_{C1}.$$
 (7)

Зная характеристическую скорость на втором участке перелета, можно записать выражение для суммарного времени перелета с ОЗО на РЛО:

$$t_{\Sigma} = t_{p1} + t_{p2} = \frac{M_{01}}{n \cdot m_f} \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right) \right) + \frac{M_{02}}{n \cdot m_f} \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{x2}}{I}\right) \right)$$
(8)

Очевидно, что стартовая масса на втором участке перелета равна конечной массе на первом участке. С учетом выражения (5) получается:

$$M_{02} = M_{K1} = M_{01} \cdot \exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right)$$
 (9)

Подставив выражение (9) в (8), можно записать зависимость времени перелета с опорной околоземной орбиты на рабочую окололунную орбиту от стартовой массы МБ:

$$t_{\Sigma} = \frac{M_0}{n \cdot m_f} \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right) \right) + \frac{M_0}{n \cdot m_f} \cdot \exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right) \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{x2}}{I}\right) \right).$$

Упростив это выражение можно записать окончательный вид зависимости:

$$t_{\Sigma} = \frac{M_0}{n \cdot m_f} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-v_{x1} - v_{x2}}{I}\right) \right)$$
(10)

Подставив в выражение (10) значения характеристических скоростей из выражений (1) и (7), а также характеристики заданной ЭДУ, можно построить график зависимости $t_{\Sigma}(M_0)$ аналогичный приведенному на рис. 2:



Рис. 2. Зависимость времени перелета с ОЗО на РЛО от стартовой массы МБ: *v*_{x1}=2924 м/с — соответствует *H*₀=800 км; *v*_{x2}=1629 м/с — соответствует *H*_{K2}=100 км; *I*=35000 м/с; *m*_f=5,7×10⁻⁶ кг/с; *n*=20 шт

Используя приведенные уравнения (1) – (10), можно для ЭДУ с заданными характеристиками подобрать соотношение стартовой массы и времени транспортной операции, удовлетворяющее условию задачи. Кроме того, графики зависимостей (4) и (10) (см. рис 1 и рис. 2) позволяют наглядно определить влияние ресурса двигателей ЭДУ на стартовую массу МБ.

Определение массовых характеристик. С учетом выражения (3) масса топлива, необходимая для перелета равна:

$$M_{T\Sigma} = M_{T1} + M_{T2} = M_{01} \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right)\right) + M_{02} \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{x2}}{I}\right)\right).$$
(11)

После подстановки выражения (9) в (11) и упрощении получается:

$$M_{T\Sigma} = M_{01} \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{x1} - v_{x2}}{I}\right) \right).$$
(12)

Массу МБ на опорной орбите может быть представлена как:

$$M_{01} = M_{\Pi H} + M_{\Im J J Y} + M_{T \Sigma} + M_{T O} + M_{K}, \qquad (13)$$

где $M_{\Pi H}$ — масса полезной нагрузки МБ; $M_{\Im JJV}$ — масса энергодвигательной установки; M_{TO} — масса топливного отсека; M_K — масса конструкции МБ.

Масса топливного отсека пропорциональна массе рабочего тела, и, используя (12), ее можно записать через $M_{T\Sigma}$ через коэффициент топливного отсека таким образом:

$$M_{TO} = M_{T\Sigma} \cdot \gamma_{TO} = M_{01} \cdot \gamma_{TO} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-v_{x1} - v_{x2}}{I}\right)\right).$$
(14)

Масса конструкций МБ пропорциональна стартовой массе, и она записывается аналогично, через коэффициент конструкции:

$$M_{K} = M_{0} \cdot \gamma_{K}. \tag{15}$$

Подставив (12), (14), (15) в (13), выразив $M_{\Pi H}$ и упростив, можно получить выражение для массы полезной нагрузки:

$$M_{\Pi H} = M_{01} - \gamma_{\Im \Xi Y} \cdot N_{\Im \Xi Y} - M_{01} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-v_{x1} - v_{x2}}{I}\right)\right) \cdot \left(1 + \gamma_{TO}\right) - M_{01} \cdot \gamma_{K}.$$
 (16)

Анализ массовых характеристик. Из баллистики космических аппаратов с двигателями малой тяги известен другой вид формулы для массы полезной нагрузки:

$$M_{\Pi H} = M_{02} - \frac{M_{02} \cdot \gamma_{\Im \Im Y} \cdot I^2}{2t_{\Sigma} \cdot \eta_{\Im \Im Y}} \cdot \left(1 - \exp\left(-\frac{v_{x2}}{I}\right)\right) - M_{02} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-v_{x2}}{I}\right)\right) \cdot (1 + \gamma_{TO}) - M_{02} \cdot \gamma_{K}.$$

После подстановки в нее выражения (9) и упрощения она приобретает вид:

$$\alpha_{\Pi H} = \exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right) - \frac{\gamma_{\Im \Im Y} \cdot I^{2}}{2t_{\Sigma} \cdot \eta_{\Im \Im Y}} \cdot \left(\exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right) - \exp\left(\frac{-v_{x1} - v_{x2}}{I}\right)\right) - (1 + \gamma_{TO}) \cdot \left(\exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right) - \exp\left(\frac{-v_{x1} - v_{x2}}{I}\right)\right) - \exp\left(-\frac{v_{x1}}{I}\right) \cdot \gamma_{K},$$
(17)

где $\alpha_{\Pi H} = M_{\Pi H} / M_{01}$ — так называемый, параметр нагрузки космического аппарата.

Параметр нагрузки очень удобен для анализа эффективности транспортной операции с точки зрения доставляемого груза и оценки эффективности удельного импульса двигательной установки для транспортной задачи.

Чтобы было проще определить оптимальный удельный импульс ЭДУ, строится график зависимости (17).



Рис. 3. Зависимость параметра нагрузки КА от удельного импульса ЭДУ: *v_{x1}*=2924 м/с — соответствует *H*₀=800 км; *v_{x2}*=1629 м/с — соответствует *H_{K2}*=100 км; *I*=35000 м/с; η_{ЭДУ}=0,7; γ_{TO}=0,1; γ_K=0,1

Из графика на рис. З видно, что для заданной транспортной операции стоит рассматривать ЭДУ с удельным импульсом примерно от 20000 м/с до 30000 м/с. Поскольку при меньших значениях резко падает параметр загрузки и полет становится неэкономичным — большая часть стартовой массы придется на топливо. А большие значения удельного импульса усложняют проектирование двигателей для ЭДУ.

Для анализа влияния характеристик энергодвигательной установки на время транспортной операции строится график функции (10) в зависимости от импульса (рис. 4).



Рис. 4. Зависимость времени транспортной операции от удельного импульса: v_{x1} =2924 м/с — соответствует H_0 =800 км; v_{x2} =1629 м/с — соответствует H_{K2} =100 км; M_0 =150000 кг; m_f =5,7×10⁻⁶ кг/с; n=20 шт

Список литературы

- 1. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги/С.Д. Гришин [и др.]. М.: Машиностроение, 1990, 224 с.
- 2. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов/Л.А. Квасников [и др.]. М.: Машиностроение, 2001, 480 с.
- 3. Прогнозирование межпланетных полетов/Ц.В. Соловьев [и др.]. М.: Машиностроение, 1973, 400 с.
- 4. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)/В.П. Мишин [и др.]. М.: Машиностроение, 1985, 360 с.
- Основы теории электрореактивных двигательных установок/О.Н. Фаворский [и др.].
 М.: Высшая школа, 1978, 325с.
- 6. Плазменные ускорители/С.Д. Гришин [и др.]. М.: Машиностроение, 1983, 114с.
- Электрические ракетные двигатели для космических аппаратов/С.Д. Гришин [и др.].
 М.: Машиностроение, 1983, 148с.
- Электрические ракетные двигатели/С.Д. Гришин [и др.]. М.: Машиностроение, 1975, 165с.
- Механика космического полета. Проблемы оптимизации/ Г.Л. Гродзовский [и др.].
 М.: Наука, 1975. 702 с.
- 10. В.И. Левантовский. Механика космического полета. М.: Наука, 1980. 511 с.