

**Ишков С.А.**

## **СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК С ЖРД И ЭРД НА ТРАНСПОРТНЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОПЕРАЦИЯХ**

В работе рассматривается задача анализа эффективности применения электрореактивных двигателей (ЭРД) для выполнения транспортных операций в околоземном пространстве на примере доставки полезного груза с низкой орбиты на высокую орбиту с изменением радиуса орбиты и наклона.

Анализ эффективности строится путем сравнения массовой отдачи транспортного космического аппарата (ТКА) с ЭРД и ТКА с жидкостно- реактивным двигателем (ЖРД) на единичной операции доставки без возвращения ТКА на исходную орбиту. Будем полагать, что ТКА с ЖРД совершает импульсный перелет, а ТКА с ЭРД перелет с постоянной тягой без выключения.

Запишем массовое уравнение для ТКА с ЖРД (индекс 1) и ТКА с ЭРД ( индекс 2)

$$M_{01} = M_{\text{пг}} + M_{\text{к1}} + M_{\text{б1}} + M_{\text{т}}$$

$$M_{02} = M_{\text{пг}} + M_{\text{к2}} + M_{\text{б2}} + M_{\text{рт}} + M_{\text{эу}}$$

$$M_{\text{к1}} = \mu_{\text{к1}} M_{01} \quad M_{\text{к2}} = \mu_{\text{к2}} M_{02} \quad M_{\text{б1}} = \kappa_{\text{б1}} M_{\text{т}} \quad M_{\text{б2}} = \kappa_{\text{б2}} M_{\text{рт}} \quad (1)$$

$$M_{\text{т}} = \left(1 - \exp\left(-\frac{Vx_1}{P_{\text{уд}}}\right)\right) M_{01}$$

$$M_{\text{рт}} = \left(1 - \exp\left(-\frac{Vx_2}{C}\right)\right) M_{02}$$

$$M_{\text{эу}} = \frac{a_{02} \gamma_{\text{эу}} C}{2n_{\text{т}}} M_{02}$$

$$T_2 = \frac{C}{a_{02}} \left(1 - \exp\left(-\frac{Vx_2}{C}\right)\right), \quad (2)$$

где:  $M_{01}$ ,  $M_{02}$  – начальная масса ТКА с ЖРД и ЭРД;  $M_{\text{пг}}$  – масса полезного груза;  $M_{\text{б1}}$ ,  $M_{\text{б2}}$  – массы баков;  $M_{\text{к1}}$ ,  $M_{\text{к2}}$  – массы конструкций;  $M_{\text{т}}$  – масса топлива ЖРД;  $M_{\text{рт}}$  – масса рабочего тела ЭРД;  $M_{\text{эу}}$  – масса энергоустановки ТКА с ЭРД;  $V_x$  – затраты характеристической скорости на перелет;  $T_2$  – затраты времени на перелет;  $P_{\text{уд}}$  – удельная тяга ЖРД;  $C$  – скорость истечения струи ЭРД;  $a_0$  – начальное ускорение тяги;  $\gamma_{\text{эу}}$  – удельная масса энергоустановки;  $n_{\text{т}}$  – тяговый КПД.

Запишем уравнения для относительной массы полезного груза ТКА с ЖРД и ТКА с ЭРД:

$$\mu_1 = 1 - \left(1 - \exp\left(-\frac{Vx_1}{P_{\text{уд}}}\right)\right) (1 + \kappa_{\text{б1}}) - \mu_{\text{к1}};$$

$$\mu_2 = 1 - (1 - \exp\left(-\frac{Vx_2}{C}\right))\left((1+k_{62}) + \frac{\gamma_{\text{ЭД}}c^2}{2T_2n_T}\right) - \mu_{k2}. \quad (3)$$

Анализ эффективности будем проводить для приближенно- оптимальных значений скорости истечения реактивной струи ТКА с ЭРД получаемые при допущении:

$$\exp\left(-\frac{Vx_2}{C}\right) \approx \left(1 - \frac{Vx_2}{C}\right) \quad (4)$$

Определим максимум  $\mu_2$  по  $C$  с учетом допущения (4), получим

$$C_{opt} = \sqrt{\frac{2T_2n_T(1+k_{62})}{\gamma_{\text{ЭД}}}} \quad (5)$$

В этом случае функция  $\mu_2$  примет вид

$$\mu_2 = 1 - 2\left(1 - \exp\left(-\frac{Vx_2}{C}\right)\right)(1+k_{62}) - \mu_{k2}$$

Определим степень массовой эффективности единичной транспортной операции при допущении, что  $\mu_{k1} = \mu_{k2}$  следующим образом:

$$\Delta\mu = \mu_2 - \mu_1 = \left(1 - \exp\left(-\frac{Vx_1}{P_{\text{уд}}}\right)\right)(1+k_{61}) - 2\left(1 - \exp\left(-\frac{Vx_2}{C}\right)\right)(1+k_{62}) \quad (6)$$

Отсюда можно определить нижнюю оценку скорости истечения  $C^*$ , обеспечивающий нулевой выигрыш в массе, соответствующий  $\Delta\mu = 0$

$$C^* = -\frac{Vx_2}{\ln\left[1 + \exp\left(-\frac{Vx_1}{P_{\text{уд}}}\right)\right] - \ln 2} \quad (7)$$

Если увеличивать время перелета оптимальная скорость истечения будет расти и эффективность применения ЭРД будет возрастать, и в предельном случае при  $C^* \rightarrow \infty$

$$\Delta\mu \rightarrow \left[1 - \exp\left(-\frac{Vx_1}{P_{\text{уд}}}\right)\right](1+k_6) \quad (8)$$

Определим функции затрат характеристической скорости на межорбитальный перелет между круговыми некомпланарными орбитами с учетом гравитационных потерь. Перелет ТКА с ЖРД будем рассматривать по двух импульсной схеме по эллипсу Гомана с поворотом плоскости орбиты при втором импульсе /1/.

$$V_{x1} = \left( \sqrt{\frac{2\rho}{\rho+1}} - 1 + \frac{1}{\sqrt{\rho}} \sqrt{\frac{3+\rho}{1+\rho} - 2 \cos \Delta i} \sqrt{\frac{2}{1+\rho}} \right) V_{кр0} \quad (9)$$

где  $V_{кр0}$  – скорость на начальной круговой орбите,  $\rho = \frac{r_k}{r_0}$ ,  $r_0, r_k$  – радиусы начальной и конечной орбит,  $\Delta i = i_k - i_0$  – угол поворота плоскости орбиты.

Будем считать, что перелет ТКА с ЭРД осуществляется с постоянной тягой с ориентацией в плоскости местного горизонта и программой управления углом рыскания в соответствии с оптимальным законом [2].

$$V_{x2} = V_{кр0} \sqrt{1 - \frac{2 \cos \frac{\pi \Delta i}{2}}{\sqrt{\rho}} + \frac{1}{\rho}} \quad (10)$$

Введем функцию гравитационных потерь

$$\delta = \frac{V_{x2}}{V_{x1}} \quad (11)$$

Она будет характеризовать степень увеличения затрат характеристической скорости за счет гравитационных потерь при перелетах с малой тягой. Отобразим функцию гравитационных потерь  $\delta$  в зависимости от  $\rho$  и  $\Delta i$ , а также  $T_2^*$  от  $C^*$  для ряда значений  $\gamma_{\text{эу}}^*$  и  $k_{62} = 0.07$

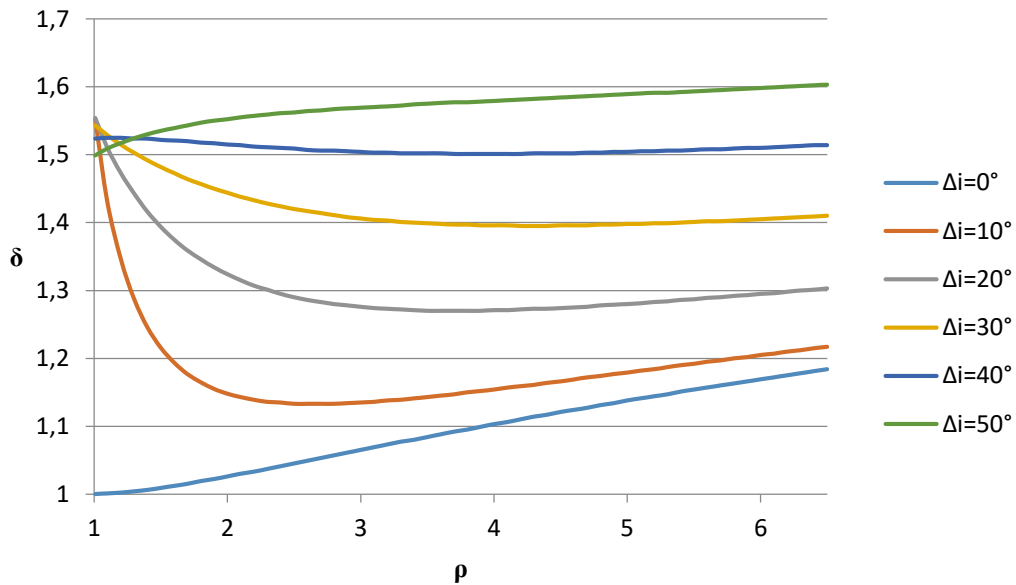


Рис.1. Функция гравитационных потерь при некомпланарных перелетах с малой тягой

Определим нижнюю оценку скорости истечения  $C^*$ , при превышении которой КА с ЭРД будет обеспечивать безусловный выигрыш в массе для практически важного диапазона граничных условий некомпланарного перелета в соответствии с (7), с учетом (9), (10), (11).

$$C^* = \frac{V_{x1} \cdot \delta_{max}}{\ln \left[ 1 + \exp \left( \frac{v_{x1}}{P_{уд}} \right) \right] - \ln 2} \quad (12)$$

Нижнюю границу времени перелета  $T_2^*$  можно определить из (3) с учетом условия  $\Delta \mu = 0$ . Найдем приближенное выражение для приближенно оптимальной скорости истечения реактивной струи (5)

$$T_2^* = \frac{C^{*2} \gamma_{\text{эу}}^*}{2(1+k_{62})} \quad (14)$$

где  $\gamma_{\text{эу}}^* = \frac{\gamma_{\text{эу}}}{n_T}$ .

Отобразим функцию  $T_2^*$  от  $C^*$  для ряда значений  $\gamma_{\text{эу}}^*$  и  $k_{62} = 0.07$

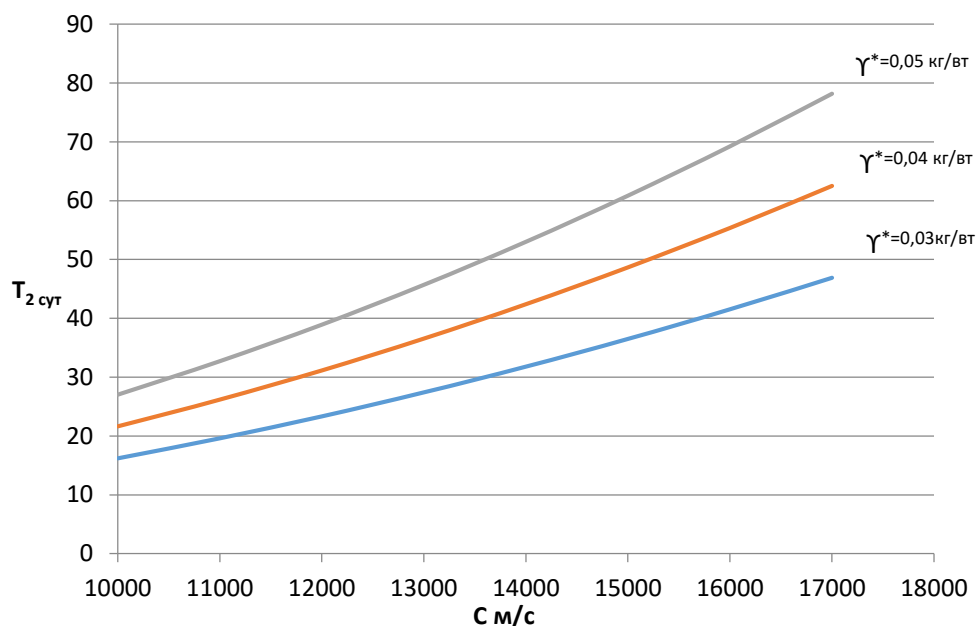


Рис. 2. Нижняя граница эффективности применения КА с ЭРД .

Полученные графики позволяют определить области преимущественного использования ЖРД и ЭРД на транспортных операциях при некомпланарных перелетах в околоземном пространстве.

Определим граничное значение  $C^*$  для  $P_{уд} = 3500 \frac{М}{с}$  и  $\delta_1 = 1.6$  в соответствии с граничными значениями функции гравитационных потерь (рис. 1). Получим:  $C_1^* = 16450$  м /с. Определим значения  $T_2^*$  для граничных значений  $C^*$  и значения  $\gamma_{з\gamma}^* = 0.05$ . Получим:  $T_2^* = 73.17$  сут.

Таким образом по полученным данным можно сделать следующие вывод, что если задаваемое время перелета больше чем  $T_2^*$  то для принятых параметров преимуществом будут обладать КА с ЭРД независимо от граничных условий перелета.

#### Библиографический список

1. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета. [Текст] Учебное пособие- М.: Наука, 1990.-448с.
2. Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. -М.: ВЦ АН СССР, 1968,-.106 с.