

УДК 621.431.37:621.59

Об особенностях использования электроракетных двигательных установок для транспортировки радионуклидов в дальний космос

С.Н. Дмитриев, И.Н. Алиев, А.В. Онуфриев

Транспортировка в космосе возможна с помощью химических двигателей (ЖРД, РДТТ) и электроракетных двигательных установок (ЭРДУ). Однако использование ЭРДУ предопределяет наличие источника электрической энергии на борту, что ведет к снижению доли полезной нагрузки. Таким образом, использование ЭРДУ в качестве двигательной установки космического аппарата делает задачу транспортировки оптимизационной, целью которой является достижение максимальной массы полезной нагрузки при заданных параметрах баллистической задачи и удельного импульса ЭРДУ.

Ключевые слова: космический аппарат, электроракетная двигательная установка, энергоустановка, холодильник-излучатель, электроракетный двигатель, радиоактивные отходы, термоэлектрический генератор, характеристическая скорость, удельный импульс, время транспортировки, удельная масса, электрическая мощность, удельное тепловыделение, масса стартовая, масса полезной нагрузки, доля полезной нагрузки, рабочее тело.

Transportation in space is possible by means of chemical engines (liquid rocket engines, solid-propellant rocket engine) and electro rocket impellent installations (ERII). However use ERII predetermines presence of a source of electric energy onboard that in turn conducts to decrease in a share of useful loading. Thus, use ERII as impellent installation of the space vehicle does a transportation problem by the optimizing, which purpose achievement of the maximum weight of useful loading is at the set parameters of a ballistic problem and specific impulse ERII.

Keywords: spacecraft, electrical rocket thruster, power plant, heat radiator, radioactive isotope, thermoelectric generator, characteristic velocity, specific impulse, the time of orbital flight, specific mass, electrical power, specific thermal power, initial mass, payload, the share of payload, propellant.

Массоэнергетическая модель космического аппарата для транспортировки веществ

Космический аппарат транспортировки радионуклидов, например, радиоактивных отходов (РАО) на орбиты захоронения может быть представлен в виде совокупности следующих частей: полезной нагрузки, топлива с топливным отсеком, силовой конструкции и электроракетной двигательной установки [1–3]. В этом случае масса космического аппарата может быть выражена следующим соотношением:



Дмитриев Сергей Николаевич
кандидат технических наук, доцент кафедры «Аэрокосмические системы» (МГТУ им. Н.Э. Баумана)



Алиев Исмаил Наврузович
доктор физико-математических наук, профессор кафедры «Техническая физика» (МГТУ им. Н.Э. Баумана)



Онуфриев Александр Валерьевич
аспирант кафедры «Аэрокосмические системы» (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

$$M_{КА} = M_{П} + M_{Т} + M_{КОНСТР} + M_{ЭРДУ}, \quad (1)$$

где $M_{КА}$ — начальная масса космического аппарата; $M_{Т}$ — масса топлива с топливным отсеком; $M_{КОНСТР}$ — масса силовой конструкции; $M_{ЭРДУ}$ — масса ЭРДУ (в которую входит масса источника электрической энергии, преобразователя тока, собственно ЭРД). Величина полезной массы складывается из массы транспортируемых РАО $M_{РАО}$, массы контейнера $M_{КОНТ}$, массы радиационной защиты $M_{РЗ}$:

$$M_{П} = M_{РАО} + M_{КОНТ} + M_{РЗ}. \quad (2)$$

Массы контейнера и радиационной защиты находятся в прямой зависимости от массы веществ, поэтому представим их следующими выражениями:

$$M_{КОНТ} = M_{РАО} K_1^\alpha \text{ и } M_{РЗ} = M_{РАО} K_2^\beta,$$

где K_1, K_2, α, β — коэффициенты, которые зависят от величины массы РАО.

Свяжем массу топлива и начальную массу космического аппарата формулой Мещерского [2]:

$$M_{Т} = M_{КА} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{КА}}{J_{УД}}\right) \right], \quad (3)$$

где $\Delta V_{КА}$ — характеристическая скорость аппарата (определяемая из условий баллистической задачи транспортировки); $J_{УД}$ — удельный импульс ЭРДУ. Массу силовой конструкции космического аппарата определим через массу топлива и конструкционный коэффициент ϕ_K :

$$M_{КОНСТР} = M_{Т} \phi_K = M_{КА} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{КА}}{J_{УД}}\right) \right] \phi_K. \quad (4)$$

Массу электроракетной двигательной установки выразим через ее электрическую мощность $N_{ЭРДУ}$ и удельную массу $\gamma_{ЭРДУ}$:

$$M_{ЭРДУ} = \gamma_{ЭРДУ} N_{ЭРДУ}. \quad (5)$$

Таким образом, массовое уравнение космического аппарата (1) примет следующий вид:

$$M_{КА} = M_{РАО} (1 + K_1^\alpha + K_2^\beta) + M_{КА} (1 + \phi_K) \times \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{КА}}{J_{УД}}\right) \right] + \gamma_{ЭРДУ} N_{ЭРДУ}. \quad (6)$$

Электрическая мощность ЭРДУ зависит от ее удельного импульса и расхода топлива m и описывается зависимостью

$$N_{ЭРДУ} = \frac{m J_{УД}^2}{2}. \quad (7)$$

Расход топлива (рабочего тела ЭРДУ) зависит от времени работы электроракетной двигательной установки в процессе выполнения транспортной операции:

$$m = \frac{M_{Т}}{t_p}. \quad (8)$$

В результате с учетом соотношений (3), (7), (8) получим выражение для массы электроракетной двигательной установки в виде

$$M_{ЭРДУ} = \gamma_{ЭРДУ} \frac{M_{КА} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{КА}}{J_{УД}}\right) \right] J_{УД}^2}{2t_p}. \quad (9)$$

С учетом выражения (9) массовое уравнение космического аппарата примет следующий вид:

$$M_{КА} = M_{РАО} (1 + K_1^\alpha + K_2^\beta) + M_{КА} (1 + \phi_K) \times \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{КА}}{J_{УД}}\right) \right] + \gamma_{ЭРДУ} \frac{M_{КА} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{КА}}{J_{УД}}\right) \right] J_{УД}^2}{2t_p}. \quad (10)$$

Выражение (10) можно привести к безразмерному виду, разделив каждое слагаемое на величину $M_{КА}$:

$$1 = \alpha_{РАО} (1 + K_1^\alpha + K_2^\beta) + (1 + \phi_K) \times \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{КА}}{J_{УД}}\right) \right] + \gamma_{ЭРДУ} \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{КА}}{J_{УД}}\right) \right] J_{УД}^2}{2t_p}, \quad (11)$$

в котором величина $\alpha_{РАО}$ характеризует полезную нагрузку космического аппарата через от-

носительную массу транспортируемых веществ (параметр загрузки космического аппарата). Величина полезной нагрузки, таким образом, будет определяться из соотношения

$$\alpha_{\text{РАО}} = \frac{1}{(1 + K_1^\alpha + K_2^\beta)} \times \left(1 - (1 + \varphi_K) \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] + \gamma_{\text{ЭРДУ}} \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] J_{\text{УД}}^2}{2t_p} \right) \quad (12)$$

ИЛИ

$$\alpha_{\text{РАО}} = \frac{1}{(1 + K_1^\alpha + K_2^\beta)} \times \left(1 - \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] \times \left[(1 + \varphi_K) + \gamma_{\text{ЭРДУ}} \frac{J_{\text{УД}}^2}{2t_p} \right] \right) \quad (12^*)$$

Следовательно, зная параметры баллистической задачи транспортировки, удельную массу ЭРДУ, ее удельный импульс, время работы ЭРДУ и коэффициенты уравнения (12*), можно определить диапазоны изменения величины относительной массы транспортируемых веществ на орбиту захоронения.

Результаты расчетов $\alpha_{\text{РАО}}$, выполненные по зависимости (12*), приведены на рис. 1 и рис. 2. Отметим, что при захоронении веществ в поясе астероидов и далее ($\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с; 20 км/с) величина их относительной массы может достигать 10...20 %, что при стартовой массе КА — $M_{\text{КА}} = 20\,000$ кг составит 2000...4000 кг за одну транспортную операцию.

Увеличение времени перелета (работы ЭРДУ) в два раза позволяет поднять величину транспортируемой массы РАО до 5000 кг. Таким образом, указанный способ захоронения РАО позволит за пять-шесть пусков в год удалять радиоактивные отходы массой 20...25 т за пределы Земли.

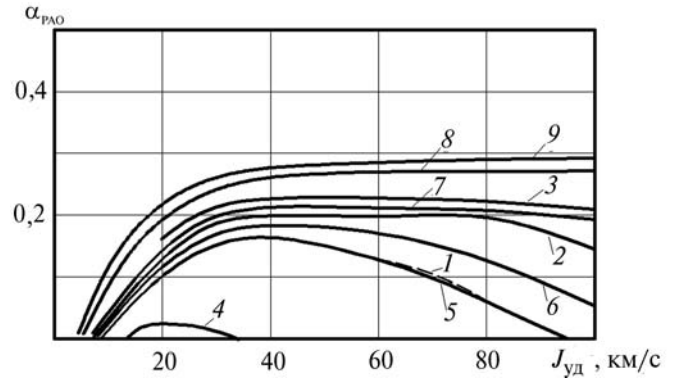


Рис. 1. Величина относительной массы транспортируемых РАО для $\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с с учетом характеристик энергодвигательной установки: 1 — $t_p = 1$ год; 2 — $t_p = 2$ года; 3 — $t_p = 3$ года; $\gamma_{\text{ЭРДУ}} = 0,05$ кг/Вт; 4 — $t_p = 1$ год; 5 — $t_p = 2$ года; 6 — $t_p = 3$ года; $\gamma_{\text{ЭРДУ}} = 0,1$ кг/Вт; 7 — $t_p = 1$ год; 8 — $t_p = 2$ года; 9 — $t_p = 3$ года; $\gamma_{\text{ЭРДУ}} = 0,02$ кг/Вт; $\varphi_K = 0,5$; $K_1^\alpha = 1$; $K_2^\beta = 0,5$

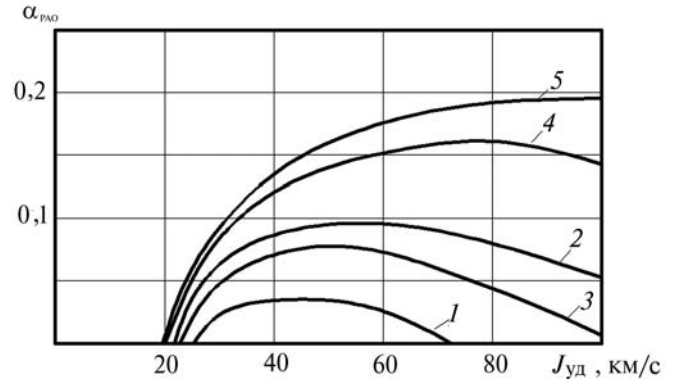


Рис. 2. Величина относительной массы транспортируемых РАО для $\Delta V_{\text{КА}} = 20$ км/с с учетом характеристик энергодвигательной установки: 1 — $t_p = 2$ года; 2 — $t_p = 3$ года; $\gamma_{\text{ЭРДУ}} = 0,05$ кг/Вт; 3 — $t_p = 1$ год; 4 — $t_p = 2$ года; 5 — $t_p = 3$ года; $\gamma_{\text{ЭРДУ}} = 0,02$ кг/Вт; $\varphi_K = 0,5$; $K_1^\alpha = 1$; $K_2^\beta = 0,5$

Как показали проведенные расчеты, параметр $\gamma_{\text{ЭРДУ}}$ уравнения (12*) существенно влияет на величину полезной массы КА. Снижение удельной массы ЭРДУ с 50 кг/кВт до 20 кг/кВт позволяет увеличить массовую долю РАО на 5...10% по отношению к первоначальной. Величина электрической мощности ЭРДУ, необходимая для совершения транспортной операции, как показали расчеты, лежит в диапазоне 6...40 кВт для оптимальной величины относительной полезной массы транспортируемых веществ (рис. 3, а, б).

В этой связи можно снизить удельную массу ЭРДУ, отказавшись от первичного источника

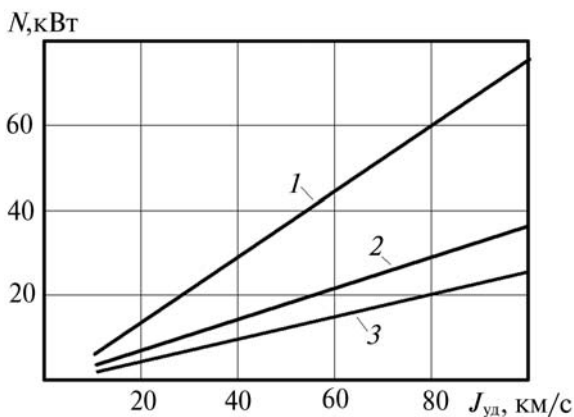


Рис. 3, а. Зависимость электрической мощности ЭРДУ для транспортировки РАО от ее удельного импульса: 1 — $t_p = 1$ год; 2 — $t_p = 2$ года; 3 — $t_p = 3$ года; $\gamma_{\text{ЭРДУ}} = 0,02$ кг/Вт; $\phi_k = 0,5$; $\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с

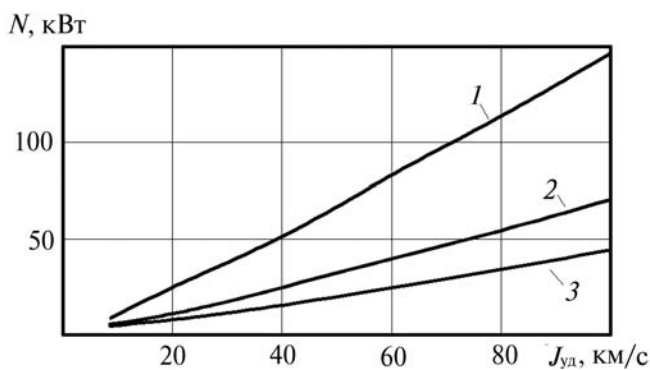


Рис. 3, б. Зависимость электрической мощности ЭРДУ для транспортировки РАО от ее удельного импульса: 1 — $t_p = 1$ год; 2 — $t_p = 2$ года; 3 — $t_p = 3$ года; $\gamma_{\text{ЭРДУ}} = 0,02$ кг/Вт; $\phi_k = 0,5$; $\Delta V_{\text{КА}} = 20$ км/с

энергии и заменив его транспортируемыми РАО. Радиоактивные вещества обладают тепловыделением вследствие протекающих ядерных реакций деления. Это тепло можно предложить в качестве источника первичной энергии для преобразователя (например, термоэлектрического генератора ТЭГ [4]), который будет обеспечивать электрической энергией ЭРДУ.

Массоэнергетическая модель КА для режима «самодоставки» веществ в дальний космос

Проведем оценки массоэнергетических характеристик энергодвигательной установки с источником первичной энергии — транспортируемыми РАО. Введем величину удельной тепловой мощности РАО вследствие реакций деления — q_T [Вт/кг] и величину КПД процесса

преобразования тепловой энергии в электрическую (например, с помощью термоэлектрических преобразователей — генераторов ТЭГ) — $\eta_{\text{ТЭГ}}$. В этом случае величина электрической мощности энергодвигательной установки может быть представлена как

$$N_{\text{эл}} = \eta_{\text{ТЭГ}} q_T M_{\text{РАО}} \tag{13}$$

Воспользуемся соотношениями для массы веществ (10) и массы ЭРДУ (9), в результате чего получим соотношение

$$\frac{M_{\text{КА}} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] J_{\text{уд}}^2}{2t_p} = \eta_{\text{ТЭГ}} q_T M_{\text{РАО}} \tag{14}$$

Из соотношения (14) можно получить величину необходимого значения удельного тепловыделения транспортируемых РАО с учетом баллистического обеспечения задачи по параметрам характеристической скорости КА, удельного импульса ЭРДУ и времени работы энергодвигательной установки:

$$q_T \geq \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] J_{\text{уд}}^2}{2t_p \eta_{\text{ТЭГ}} \alpha_{\text{РАО}}} \tag{15}$$

В этом случае масса энергодвигательной установки складывается из массы термоэлектрического генератора — ТЭГ ($M_{\text{ТЭГ}}$), массы холодильника-излучателя непреобразованного тепла — ХИ ($M_{\text{ХИ}}$) и собственно массы блока электроракетных двигателей с вторичным источником питания ($M_{\text{ЭРД}}$). При этом указанные составляющие массы ТЭГ, ХИ и ЭРД можно выразить через мощность, поступающую на них, соответственно:

$$M_{\text{ТЭГ}} = \gamma_{\text{ТЭГ}} \frac{M_{\text{КА}} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] J_{\text{уд}}^2}{2t_p} \tag{16}$$

$$M_{\text{ХИ}} = \gamma_{\text{ХИ}} \left(\frac{1 - \eta_{\text{ТЭГ}}}{\eta_{\text{ТЭГ}}} \right) \times \frac{M_{\text{КА}} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{уд}}}\right) \right] J_{\text{уд}}^2}{2t_p} \tag{16*}$$

$$M_{\text{ЭРД}} = \gamma_{\text{ЭРД}} \frac{M_{\text{КА}} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] J_{\text{УД}}^2}{2t_p}, \quad (16^{**})$$

где $\gamma_{\text{ТЭГ}}$, $\gamma_{\text{ХИ}}$, $\gamma_{\text{ЭРД}}$ — удельные массы ТЭГ, ХИ и ЭРД соответственно.

В результате получим массовое уравнение КА с источником тепловой энергии из транспортируемых РАО в виде

$$M_{\text{КА}} = M_{\text{П}} + M_{\text{Т}} + M_{\text{КОНСТР}} + M_{\text{ЭРД}} + M_{\text{ХИ}} + M_{\text{ТЭГ}}, \quad (17)$$

которое с учетом (2) — (4) и (14), (16) — (16**) трансформируется к виду

$$M_{\text{КА}} = M_{\text{РАО}}(1 + K_1^\alpha + K_2^\beta) + M_{\text{КА}}(1 + \varphi_{\text{К}}) \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] + \frac{M_{\text{КА}} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] J_{\text{УД}}^2}{2t_p} \times \left[\gamma_{\text{ТЭГ}} + \gamma_{\text{ЭРД}} + \gamma_{\text{ХИ}} \left(\frac{1 - \eta_{\text{ТЭГ}}}{\eta_{\text{ТЭГ}}} \right) \right]. \quad (18)$$

Используя связь между массой РАО и космического аппарата из (14), получим выражение для массы космического аппарата с учетом вышеизложенного в виде

$$M_{\text{КА}} = \frac{M_{\text{КА}} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] J_{\text{УД}}^2}{2t_p \eta_{\text{ТЭГ}} q_{\text{T}}} \times (1 + K_1^\alpha + K_2^\beta) + M_{\text{КА}}(1 + \varphi_{\text{К}}) \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] + \frac{M_{\text{КА}} \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] J_{\text{УД}}^2}{2t_p} \times \left[\gamma_{\text{ТЭГ}} + \gamma_{\text{ЭРД}} + \gamma_{\text{ХИ}} \left(\frac{1 - \eta_{\text{ТЭГ}}}{\eta_{\text{ТЭГ}}} \right) \right]. \quad (19)$$

Выражение (19) сводится к уравнению относительно параметра тепловыделения q_{T} (требуемого с учетом баллистического обеспечения задачи транспортировки) как функции удельного импульса ЭРДУ:

$$q_{\text{T}} = \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] J_{\text{УД}}^2 (1 + K_1^\alpha + K_2^\beta) / \left\{ 2t_p \eta_{\text{ТЭГ}} \left[1 - (1 + \varphi_{\text{К}}) \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] - \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] J_{\text{УД}}^2}{2t_p} \times \left[\gamma_{\text{ТЭГ}} + \gamma_{\text{ЭРД}} + \gamma_{\text{ХИ}} \left(\frac{1 - \eta_{\text{ТЭГ}}}{\eta_{\text{ТЭГ}}} \right) \right] \right\}. \quad (20)$$

С учетом выражения (14) относительная доля массы транспортируемых РАО для данного случая получится в виде следующего соотношения:

$$\alpha_{\text{РАО}} = \left\{ 1 - (1 + \varphi_{\text{К}}) \left[1 - \exp\left(\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] - \frac{\left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{J_{\text{УД}}}\right) \right] J_{\text{УД}}^2}{2t_p} \times \left[\gamma_{\text{ТЭГ}} + \gamma_{\text{ЭРД}} + \gamma_{\text{ХИ}} \left(\frac{1 - \eta_{\text{ТЭГ}}}{\eta_{\text{ТЭГ}}} \right) \right] \right\} / (1 + K_1^\alpha + K_2^\beta) \quad (21)$$

Таким образом, дополнительный прирост транспортируемой массы веществ возможен в случае, когда масса энергодвигательной установки больше суммы масс ТЭГ, ХИ, ЭРД при одинаковой электрической мощности.

Если принять КПД преобразования для термоэлектрического генератора $\eta_{\text{ТЭГ}} = 0,1$, а КПД ЭРДУ $\eta_{\text{ЭРДУ}} = 0,8$, то величина потребной минимальной тепловой мощности (выделяемой радиоактивными веществами) составит 75 кВт, что в пересчете на единицу массы транспортируемых РАО (массы определены ранее по (12*))

дает значение удельной мощности тепловыделения $q_T = 20...40$ Вт/кг ($0,02...0,04$ Вт/г). Эта величина может быть реализована, так как значительное число веществ обладает существенно большим удельным энерговыделением ($q_T = 0,1...3$ Вт/г [4]).

Таким образом, вместо полностью скомпонованной энергодвигательной установки с первичным источником энергии в случае задачи транспортировки веществ в качестве источника первичной энергии могут выступать собственно РАО массой, необходимой для обеспечения требуемой тепловой мощности (с учетом «выгорания» за время транспортировки) и традиционные элементы ЭРДУ — преобразователь тока, холодильник-излучатель и электроракетные двигатели. Отличие предлагаемого варианта от традиционного варианта ЭРДУ в том, что исключается собственно энергоустановка — наиболее «тяжелый» элемент (заменяется транспортируемыми РАО в контейнере), а также в изменении массо-геометрических параметров холодильника-излучателя непреобразованного тепла, выделенного радиоактивными отходами. Опираясь на результаты проведенных расчетов, отметим, что при величине электрической мощности ЭРДУ $6...40$ кВт масса энергетической установки, которая «экономится» в данной задаче, составит $600...4000$ кг, а масса холодильника-излучателя увеличится по сравнению с традиционным вариантом ЭДУ на $300...500$ кг. Таким образом, расчеты показывают, что можно обеспечить экономию массы порядка 3000 кг (рис. 4, а, б) либо дополнительно увеличить массу транспортируемых РАО.

Предлагаемый вариант построения энергодвигательной установки с ЭРДУ, использующий тепловыделение отходов, на наш взгляд, становится весьма эффективным при величинах требуемой электрической мощности ЭРДУ $20...30$ кВт.

Список литературы

1. Семенов Ю.П., Филин В.М., Соколов Б.А. и др. О космическом захоронении особо опасных радиоактивных отходов атомной энергетики // Изв. РАН. Сер. «Энергетика». 2003. № 3. С. 6—14.

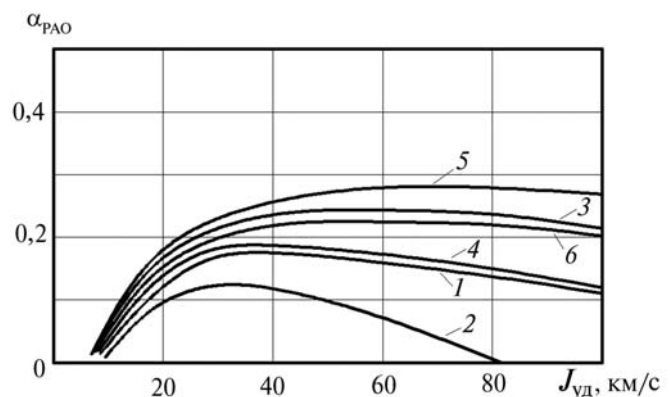


Рис. 4, а. Зависимость величины относительной массы транспортируемых РАО в режиме самодоставки: $\varphi_K = 0,5$; $K_1^\alpha = 1$; $K_2^\beta = 0,5$; $\Delta V_{ка} = 10$ км/с; $\gamma_{ТЭГ} = 0,01$ кг/Вт; $\gamma_{ЭРД} = 0,001$ кг/Вт; $\gamma_{ХИ} = 0,003$ кг/Вт; 1, 3, 5 — $\eta_{ТЭГ} = 0,1$; 2, 4, 6 — $\eta_{ТЭГ} = 0,05$; 1, 2 — $t_p = 1$ год; 3, 4 — $t_p = 2$ года; 5, 6 — $t_p = 3$ года

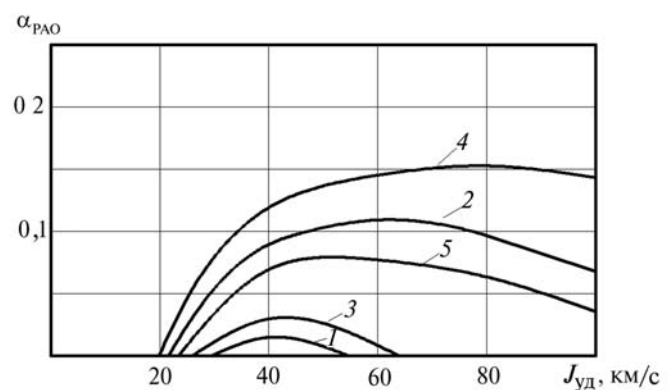


Рис. 4, б. Зависимость величины относительной массы транспортируемых РАО в режиме самодоставки: $\varphi_K = 0,5$; $K_1^\alpha = 1$; $K_2^\beta = 0,5$; $\Delta V_{ка} = 20$ км/с; $\gamma_{ТЭГ} = 0,01$ кг/Вт; $\gamma_{ЭРД} = 0,001$ кг/Вт; $\gamma_{ХИ} = 0,003$ кг/Вт; 3, 5 — $\eta_{ТЭГ} = 0,05$; 1, 2, 4 — $\eta_{ТЭГ} = 0,1$; 1 — 1 год; 2, 3 — $t_p = 2$ года; 4, 5 — $t_p = 3$ года

2. Баканов Ю.А., Синяевский В.В., Юдицкий В.Д. О возможных областях применения космических термоэмиссионных ЯЭУ большой мощности // Научн.-техн. сб. РКТ. Сер. 12. Вып. 3—4. Ч. 1. Калининград, Моск. обл.: Изд. РКК «Энергия», 1995. С. 31—48.

3. Фаворский О.Н., Фишгойт А.Я., Янтовский Е.И. Основы теории электрореактивных двигательных установок. М.: Высшая школа, 1978. 488 с.

4. Термоэлектрические генераторы / Под ред. А.Р. Регеля. М.: Атомиздат, 1976. 320 с.

Статья поступила в редакцию 28.12.2010 г.