

УДК 519.242

## О ВЛИЯНИИ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ НА ОСНОВЕ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ ЯДЕРНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

© 2022 г. В. В. Онуфриев<sup>1</sup>, \*, Е. В. Онуфриева<sup>1</sup>, В. В. Сиявский<sup>1</sup><sup>1</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

\*e-mail: onufryev@bmstu.ru

Поступила в редакцию 24.06.2021 г.

После доработки 02.08.2021 г.

Принята к публикации 06.08.2021 г.

Использование ЯЭУ в составе ТЭМ в современных условиях рассматривается как одна из первоочередных задач транспортировки и электропитания функциональной аппаратуры КА. Уровень электрической мощности транспортного и энергетического режимов ЯЭУ ТЭМ обычно различаются в 2–3 раза, поэтому мероприятия, направленные на снижение мощности транспортного режима при сохранении требований пониженной мощности и заданного ресурса энергетического режима, могут привести к снижению массы и стоимости ЯЭУ. В настоящей работе выполнены исследования по влиянию типа и характеристик электроракетных двигателей (ЭРД) и ЭРДУ в целом на требуемую мощность транспортного режима и возможности за счет их целесообразного выбора понизить максимальный уровень мощности двухрежимной ЯЭУ.

*Ключевые слова:* транспортно-энергетический модуль, ядерная энергетическая установка, термоэмиссионный реактор-преобразователь, электроракетный двигатель, стационарный плазменный двигатель, электроракетный двигатель с дополнительным подводом тепла

DOI: 10.31857/S0002331021040099

### ВВЕДЕНИЕ

Использование в космосе ядерно-энергетических установок (ЯЭУ) как источников электроэнергии возможно по трем направлениям:

- в качестве бортового источника электроэнергии функциональной аппаратуры энергоемких космических аппаратов (КА);
- для электропитания электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) космических транспортных аппаратов, называемых также межорбитальными буксирами (МБ);
- для обеспечения решения обеих перечисленных выше задач – транспортировки КА на энергоемкие рабочие орбиты и последующее длительное электропитание аппаратуры КА. Такие установки на основе двухрежимной ЯЭУ и ЭРДУ принято называть транспортно-энергетическими модулями (ТЭМ).

Применительно к использованию по первому направлению в нашей стране были разработаны космические ЯЭУ первого поколения: длительно и успешно эксплуатировавшаяся в космосе в составе разведывательных КА УС-А [1, 2] термоэлектрическая ЯЭУ “Бук” электрической мощностью 2.3 кВт [3], испытанная в космосе в составе КА “Плазма-А” [4] термоэмиссионная ЯЭУ “Топаз” полезной электрической мощностью 6 кВт [5], предназначенная для электропитания геостационарного КА непосред-

ственного телевидения, и прошедшая наземные испытания термоэмиссионная ЯЭУ “Енисей” (“Топаз-2”) [6]. Для применения по первому направлению могут быть использованы и разрабатываемые по технологии “Топаз” ЯЭУ второго поколения с термоэмиссионным реактором-преобразователем (ТРП) электрической мощностью в несколько десятков киловатт [7]. К этому направлению могут быть отнесены и проекты лунных [8] и напланетных атомных электростанций мощностью в десятки и сотни киловатт [9].

Применительно ко второму направлению использования ЯЭУ рассматривается применение ядерных электроракетных транспортных аппаратов (ЭРТА) в качестве межорбитальных околоземных и многоразовых лунных буксиров [10–12]. Показана высокая эффективность ЭРТА на основе ЯЭУ с ТРП электрической мощностью в сотни и тысячи киловатт относительно традиционных средств космической транспортировки (разгонных блоков на основе жидкостных ракетных двигателей) [13].

Использование ЯЭУ в составе ТЭМ в современных условиях рассматривается как одна из первоочередных задач [14, 15]. Применительно к решению этой задачи в работах [10, 15] приведены характеристики разработанных проектов двухрежимных ЯЭУ на основе ТРП по технологии “Топаз” электрической мощностью до 50 кВт в режиме длительного до 6 лет электропитания функциональной аппаратуры КА с возможностью в течение до года работать в форсированном по электрической мощности примерно в 2 раза режиме для питания ЭРДУ. Предложены и другие варианты создания двухрежимных ЯЭУ на основе ТРП [16, 17].

Уровень электрической мощности транспортного и энергетического режимов ЯЭУ ТЭМ обычно различаются в 2–3 раза [18], в результате чего применительно к задаче питания аппаратуры КА масса ЯЭУ является переразмеренной. Поэтому мероприятия, направленные на снижение мощности транспортного режима при сохранении требований пониженной мощности и заданного ресурса энергетического режима, могут привести к снижению массы и стоимости ЯЭУ.

В настоящей работе выполнены исследования по влиянию типа и характеристик электроракетных двигателей (ЭРД) и ЭРДУ в целом на требуемую мощность транспортного режима и возможности за счет их целесообразного выбора понизить максимальный уровень мощности двухрежимной ЯЭУ.

### УКРУПНЕННАЯ ЭНЕРГОМАССОВАЯ МОДЕЛЬ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ

Примем следующую массовую модель ТЭМ КА, транспортирующего полезную нагрузку. В состав ТЭМ входит ЯЭУ на основе ТРП, система преобразования тока (СПТ), конструкция (связывает все агрегаты), бортовая кабельная сеть (БКС) и ЭРДУ, которая включает блок ЭРД и систему хранения и подачи рабочего тела (СХПТР), заправленную рабочим телом.

В этом случае массовое уравнение ТЭМ КА запишется в виде

$$M_{\text{ТЭМ}} = M_{\text{ЯЭУ}} + M_{\text{СПТ}} + M_{\text{ЭРД}} + M_{\text{БКС}} + M_{\text{СХПТР}} + M_{\text{рт}} + M_{\text{кон.}} \quad (1)$$

В (1) введены следующие модельные зависимости составляющих масс ТЭМ КА. ЯЭУ на основе ТРП

$$M_{\text{ЯЭУ}} = \gamma_{\text{ЯЭУ}} N_{\text{ЯЭУ}}, \quad (2)$$

где  $\gamma_{\text{ЯЭУ}}$  – удельная масса ЯЭУ, [кг/кВт];  $N_{\text{ЯЭУ}}$  – ее электрическая мощность.

Системы преобразования тока – СПТ

$$M_{\text{СПТ}} = \gamma_{\text{СПТ}} N_{\text{СПТ}}, \quad (3)$$

где  $\gamma_{\text{СПТ}}$  – удельная масса СПТ;  $N_{\text{СПТ}}$  – электрическая мощность СПТ, связанная с электрической мощностью ЯЭУ соотношением

$$N_{\text{СПТ}} = \eta_{\text{БКС}} N_{\text{ЯЭУ}}, \quad (4)$$

где  $\eta_{\text{СПТ}}$  – КПД БКС на участках ТРП – СПТ и СПТ – ЭРДУ.

Блока ЭРД (включая блок питания и управления):

$$M_{\text{ЭРД}} = \gamma_{\text{ЭРД}} N_{\text{ЭРД}}, \quad (5)$$

где  $\gamma_{\text{ЭРД}}$  – удельная масса блока ЭРД;  $N_{\text{ЭРД}}$  – электрическая мощность блока ЭРД, определяемая как

$$N_{\text{ЭРД}} = \eta_{\text{БКС}} N_{\text{СПТ}} = \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} N_{\text{ЯЭУ}}. \quad (6)$$

Бортовой кабельной сети

$$M_{\text{БКС}} = \gamma_{\text{БКС}} N_{\text{БКС}} \approx \gamma_{\text{БКС}} N_{\text{ЯЭУ}}, \quad (7)$$

где  $\gamma_{\text{БКС}}$  – удельная масса кабельной сети.

СХПРТ как доли  $\phi$  ( $\phi = 0.1-0.3$  [19, 20]) от массы рабочего тела  $M_{\text{РТ}}$

$$M_{\text{СХПРТ}} = \phi_{\text{СХПРТ}} M_{\text{РТ}}. \quad (8)$$

Конструкции КА

$$M_{\text{кон.}} = \alpha_{\text{кон.}} M_{\text{ЯЭУ}} + \alpha_{\text{кон.1}} M_{\text{РТ}}, \quad (9)$$

где  $\alpha_{\text{кон.}}$  – массовая доля конструкции, связанная с ЯЭУ и блоком ЭРД;  $\alpha_{\text{кон.1}}$  – массовая доля конструкции, связанная с массой и объемом РТ в СХПРТ.

В результате получим следующее массовое уравнение КА

$$M_{\text{КА}} = \gamma_{\text{ЯЭУ}} N_{\text{ЯЭУ}} + \gamma_{\text{СПТ}} \eta_{\text{БКС}} N_{\text{ЯЭУ}} + \gamma_{\text{ЭРД}} \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} N_{\text{ЯЭУ}} + \gamma_{\text{БКС}} N_{\text{ЯЭУ}} + \alpha_{\text{кон.}} M_{\text{ЯЭУ}} + \alpha_{\text{кон.1}} M_{\text{РТ}}. \quad (10)$$

Массу рабочего тела можно определить по формуле Мещерского [19, 20]

$$M_{\text{РТ}} = M_{\text{КА}} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{I_{\text{уд}}}\right) \right], \quad (11)$$

где  $\Delta V_{\text{КА}}$  – характеристическая скорость перелета;  $I_{\text{уд}}$  – скорость истечения рабочего тела из ЭРД.

Вместе с тем масса рабочего тела, электрическая мощность ЭРД и скорость истечения связаны соотношением

$$N_{\text{ЭРД}} = \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} N_{\text{ЭУ}} = \frac{m I_{\text{уд}}^2}{\eta_{\text{ЭРД}}} = \frac{M_{\text{РТ}} I_{\text{уд}}^2}{t_{\text{р}} \eta_{\text{ЭРД}}} = \frac{M_{\text{КА}} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{\text{КА}}}{I_{\text{уд}}}\right) \right] I_{\text{уд}}^2}{t_{\text{р}} \eta_{\text{ЭРД}}}, \quad (12)$$

где  $t_{\text{р}}$  – время работы ЭРДУ;  $m$  – расход рабочего тела.

Таким образом, можно связать электрическую мощность ЯЭУ с массой рабочего тела на перелет

$$M_{\text{РТ}} = \frac{\eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} N_{\text{ЭУ}} t_{\text{р}} \eta_{\text{ЭРД}}}{I_{\text{уд}}^2}. \quad (13)$$

В результате масса ТЭМ КА запишется в виде

$$M_{\text{ТЭМ}} = N_{\text{ЯЭУ}} \left[ \gamma_{\text{ЯЭУ}} + \gamma_{\text{СПТ}} \eta_{\text{БКС}} + \gamma_{\text{ЭРД}} \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} + \gamma_{\text{БКС}} + (1 + \phi_{\text{СХПРТ}}) \times \right. \\ \left. \times \frac{\eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} 2 t_{\text{р}} \eta_{\text{ЭРД}}}{I_{\text{уд}}^2} + \alpha_{\text{кон.}} \gamma_{\text{ЯЭУ}} + \alpha_{\text{кон.1}} \frac{\eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} t_{\text{р}} \eta_{\text{ЭРД}}}{I_{\text{уд}}^2} \right]$$

или:

$$M_{ТЭМ} = N_{ЯЭУ} \left[ (1 + \alpha_{кон.}) \gamma_{ЯЭУ} + \gamma_{СПТ} \eta_{БКС} + \gamma_{ЭРД} \eta_{БКС}^2 \eta_{СПТ} + \gamma_{БКС} + \right. \\ \left. + (1 + \Phi_{СХПРТ} + \alpha_{кон.1}) \frac{\eta_{БКС}^2 \eta_{СПТ} t_p \eta_{ЭРД}}{I_{уд}^2} \right]. \quad (14)$$

В свою очередь удельная масса ЯЭУ по данным [13] зависит от ее электрической мощности  $N_{ЯЭУ}$  по формуле

$$\gamma_{ЯЭУ} = \frac{51.43}{0.00001 N_{ЯЭУ} + 0.35} + 4.85. \quad (15)$$

Причем в вышеприведенной формуле электрическую мощность  $N_{ЯЭУ}$  подставляем в (Вт).

Таким образом, выражение (14) примет вид

$$M_{ТЭМ} = N_{ЯЭУ} \left[ (1 + \alpha_{кон.}) \left( \frac{51.43}{0.00001 N_{ЯЭУ} + 0.35} + 4.85 \right) / 1000 + \gamma_{СПТ} \eta_{БКС} + \right. \\ \left. + \gamma_{ЭРД} \eta_{БКС}^2 \eta_{СПТ} + \gamma_{БКС} + (1 + \Phi_{СХПРТ} + \alpha_{кон.1}) \frac{\eta_{БКС}^2 \eta_{СПТ} 2 t_p \eta_{ЭРД}}{I_{уд}^2} \right]. \quad (16)$$

Следовательно, сравнение вариантов можно провести по функционалу (16), используя величины  $N_{ЯЭУ}$  и  $I_{уд}$ . Первый параметр функционала влияет на массу энергоисточника и преобразователя энергии, а второй – на массу запасенного рабочего тела. Величина скорости истечения из ЭРДУ и требуемая электрическая мощность рассчитывались для каждого из вариантов. Используя эти условия, оценим величину электрической и тепловой мощности ЯЭУ, необходимую для совершения транспортной операции КА.

Сравнение вариантов ТЭМ по массе проведем при следующих условиях:

- одинаковая сила тяги ЭРД  $P_T$ ;
- одинаковые характеристики агрегатов ТЭМ в обоих вариантах – удельная бортовой кабельной сети ( $\gamma_{БКС}$ ) и системы преобразования тока ( $\gamma_{СПТ}$ );
- одинаковые массовые доли конструкции КА для его ТЭМ ( $\alpha_{кон.}$ ,  $\alpha_{кон.1}$ );
- одинаковые КПД агрегатов ТЭМ –  $\eta_{СПТ}$ ,  $\eta_{БКС}$ ;
- одинаковое время перелета –  $t_p$ .

С целью поиска минимума массы  $M_{ТЭМ}$  проведено исследование выражения (16) для вариантов:

- ТЭМ с ТРП и блок ЭРД на базе электростатических стационарных плазменных двигателей (СПД);
- ТЭМ с ТРП и ЭДПТ (ЭРД с дополнительным подводом тепла [22]).

Величина КПД современных ЭРДУ с электростатическими двигателями [23–25] составляет  $\eta_{ЭРД} = 0.5–0.6$ , массовый коэффициент СХПРТ для ксенона  $\Phi_{СХПРТ.Xe} = 0.3$ . Воспользуемся наиболее передовыми результатами разработки электростатических двигателей в РФ [25]. Авторы приводят линейку разработанных моделей двигателей СПД и ионных двигателей (ИД). В ИЦ им. М.В. Келдыша разработан эскизный проект двигателя ИД-МВ, который планируется использовать в качестве основы при создании ЭРДУ мегаваттного класса. Двигатель будет иметь номинальную мощность 32 кВт при тяге 725 мН и скорости истечения до 70 км/с [25].

Мощность струи  $N_{струи}$  рабочего тела из ЭРД связана с его электрической мощностью соотношением

$$N_{\text{ЭРД}} = \frac{N_{\text{струи}}}{\eta_{\text{ЭРД}}} = \frac{P_{\text{T}} I_{\text{уд}}}{\eta_{\text{ЭРД}}}. \quad (17)$$

Выходная электрическая мощность ТРП (необходимая для перелета) определится с учетом КПД передающих агрегатов как

$$N_{\text{ЯЭУ}} = \frac{N_{\text{ЭРДУ}}}{\eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}}} = \frac{P_{\text{T}} I_{\text{уд}}}{\eta_{\text{ЭРД}}^2 \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}}}. \quad (18)$$

КПД БКС в квадрате, так как два участка шин в ТЭМ: ТРП – СПТ и СПТ – ЭРДУ.

Таким образом, массовое уравнение ТЭМ запишется как

$$M_{\text{ТЭМ}} = \frac{P_{\text{T}} I_{\text{уд}}}{\eta_{\text{ЭРД}}^2 \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}}} \left[ \frac{(1 + \alpha_{\text{кон.}}) \left( \frac{51.43}{0.00001 N_{\text{ЯЭУ}} + 0.35} + 4.85 \right)}{1000} + \gamma_{\text{СПТ}} \eta_{\text{БКС}} + \right. \\ \left. + \gamma_{\text{ЭРД}} \eta_{\text{БКС}}^2 \eta_{\text{СПТ}} + \gamma_{\text{БКС}} \right] + (1 + \Phi_{\text{СХПРТ. Xe}} + \alpha_{\text{кон.1}}) \frac{P_{\text{T}}}{I_{\text{уд}}} t_{\text{p}}. \quad (19)$$

Для расчетного сравнения введем общие одинаковые данные для обоих вариантов построения ТЭМ:  $P_{\text{T}} = 1$  Н;  $\eta_{\text{СПТ}} = 0.95$ ;  $\eta_{\text{БКС}} = 0.98$ ;  $t_{\text{p}} = 180$  сут;  $\alpha_{\text{кон.}} = 0.1$ ;  $\alpha_{\text{кон.1}} = 0.1$ ;  $\gamma_{\text{БКС}} = 0.001$  кг/кВт;  $\gamma_{\text{ЭРД}} = 0.001$  кг/кВт;  $\gamma_{\text{СПТ}} = 0.002$  кг/кВт.

Величина скорости истечения из ЭРД электростатического типа лежит в диапазоне 15–40 км/с, что характерно для современных серийных двигателей типа СПД или ионных двигателей [23].

## РЕЗУЛЬТАТЫ МАССОВОГО АНАЛИЗА ВАРИАНТОВ ТЭМ (ЯЭУ С ЭРД ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ТИПА НА КСЕНОНЕ И ЯЭУ С ЭДПТ НА АММИАКЕ)

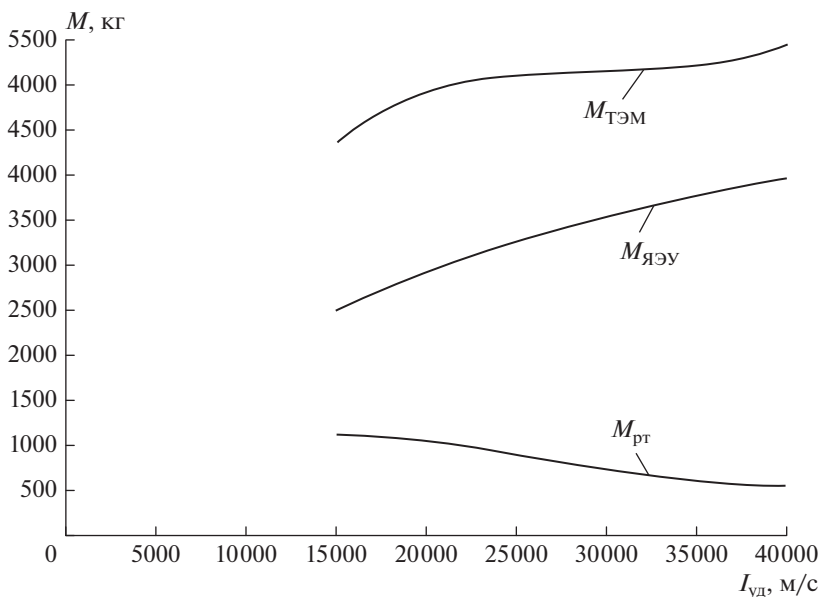
### 1. ТЭМ на основе ЯЭУ (ТРП), ЭРД на электростатических двигателях и СХПРТ на ксеноне

Результаты расчетов массы ТЭМ с ТРП и ЭРД электростатического типа приведены в табл. 1. Оптимальное значение скорости истечения из ЭРД электростатического типа в зависимости от мощности, как показали данные [23, 24], составляет 15–40 км/с. При проведении сравнения вариантов ТЭМ использовался именно этот диапазон скоростей истечения рабочего тела ксенона. Для расчетов задана величина КПД ЭРД электростатического типа порядка  $\eta_{\text{ЭРД}} = 0.55$  [23, 24], что соответствует реальным конструкциям СПД, использующихся в составе КА [24].

Расчет показал, масса ТЭМ меняется в пределах 4300–5500 кг, а электрическая мощность от 40 до 80 кВт, то есть транспортировка может быть осуществлена ЯЭУ на основе ТРП второго поколения с ТРП на быстрых нейтронах и раскладываемым холодильником-излучателем.

Расчеты (результаты расчета энергомассовых характеристик ТЭМ с СПД приведены на рис. 1) показали, что потребная электрическая мощность энергоустановки (ТРП) составляет 40–80 кВт для варианта ТЭМ с электростатическим ЭРД.

Отметим, что массовая доля ЯЭУ в составе ТЭМ достигает 58–73%. Масса запаса рабочего тела в СХПРТ для режима тяги в 1 Н составляет от 550 до 1050 кг. Отметим, что СХПРТ на ксеноне работает при давлениях 10–15 МПа, что требует применения баков из композитных материалов, усиленных титановыми сплавами. При этом плотность ксенона в заправленной СХПРТ составляет  $10^3$  кг/м<sup>3</sup>, т.е. объем СХПРТ будет от 0.5 до 1 м<sup>3</sup>, что создаст дополнительные сложности при ее проектировании и создании. Ксенон, который используется в СПД, имеет значительную стоимость по сравнению с рабочими телами, используемыми ЭРД с тепловым ускорением потока.



**Рис. 1.** Зависимость массы ТЭМ, ЯЭУ и рабочего тела для варианта построения энергодвигательной установки с электростатическим двигателем.

## 2. ТЭМ с ТРП и ЭРДУ на ЭДПТ (электроракетный двигатель с дополнительным подводом тепла) и СХПРТ на аммиаке

В данном типе двигателя мощность на создание тяги будет меньше в силу специфики рабочего процесса (нагрев и тепловое ускорение потока), однако и величина скорости истечения также будет меньше. В данном варианте запас рабочего тела будет больше, однако аммиак может храниться в СХПРТ в сжиженном виде, что снижает ее массу за счет использования тонкостенных баков. Для электротермического двигателя с дополнительным подводом энергии к потоку при расчете скорости истечения и тяги использовалось соотношение [22]

$$I_{уд.ЭДПТ} = \sqrt{\left[ \frac{2k}{k-1} \frac{RT_1}{\mu_{РТ}} + \frac{N_{ЯЭУ} \eta_{СПТ} \eta_{ЭДПТ}}{m} \right] \left( 1 - \pi^{\frac{k-1}{k}} \right)}, \quad (20)$$

где  $k$  – показатель адиабаты ( $k = 1.2$  [22]);  $R$  – универсальная газовая постоянная;  $T_1$  – температура рабочего тела в камере ЭДПТ;  $\mu_{РТ}$  – молярная масса рабочего тела (в качестве рабочего тела используем аммиак);  $\pi$  – степень расширения в сопле ЭДПТ (для расчетов принято значение степени расширения сопла  $\pi = 500$ );  $m$  – расход рабочего тела.

**Таблица 1.** Характеристики ТЭМ с ЭРД электростатического типа

$I_{уд}, \text{ м/с}$	15000	20000	30000	40000
$N_{ЯЭУ}, \text{ кВт}$	29.9	39.9	59.8	79.7
$M_{ЯЭУ}, \text{ кг}$	2514	2932	3534	3961
$M_{РТ}, \text{ кг}$	1050	1103	735	551
$M_{РТ} + M_{СХПРТ}, \text{ кг}$	1470	1543	1029	772
$M_{ТЭМ}, \text{ кг}$	4351	4922	5148	5437

**Таблица 2.** Величина требуемой электрической мощности ЯЭУ и расхода через электроракетный двигатель с дополнительным подводом тепла при его тяге  $P_T = 1$  Н

$I_{уд}$ , м/с	$m$ , мг/с	$N_{ЯЭУ}$ , кВт		
		$\eta_{ЭДПТ} = 0.6$	$\eta_{ЭДПТ} = 0.7$	$\eta_{ЭДПТ} = 0.8$
6000	167	13.7	11.7	10.3
8000	125	19.8	16.9	14.4
10000	100	25.2	21.9	19.2
12000	83	31.3	26.9	23.5
15000	67	39.8	34.1	29.8

Результаты расчета соответствующих величин скорости истечения, требуемой мощности ЯЭУ и расхода рабочего тела через ЭДПТ при тяге 1 Н из формулы (20) приведены в табл. 2.

Результаты расчетов, приведенные в табл. 2, показывают, что для обеспечения тяги в 1 Н скорость истечения ЭДПТ составляет 6–15 км/с. При этом режим теплового ускорения требует практически в два раза меньшей мощности ЯЭУ, что существенно снизит массу энергоустановки и собственно всего ТЭМ. Результаты расчетов показывают, что можно снизить массу ЯЭУ (почти в два раза для КПД ЭДПТ  $\eta_{ЭДПТ} = 0.8$ , такое значение КПД достижимо в современных электродуговых плазматронах [25, 26]).

Величина требуемой энергии ЯЭУ рассчитывалась с учетом зависимости (20), учитывались КПД ЭДПТ и других систем ТЭМ. Электрическая мощность, приведенная выше в табл. 2, использовалась для расчета массы ЯЭУ и собственно ТЭМ по следующей зависимости аналогично (19)

$$M_{ТЭМ} = N_{ЯЭУ} \left[ (1 + \alpha_{кон.}) \left( \frac{51.43}{0.00001N_{ЯЭУ} + 0.35} + 4.85 \right) / 1000 + \gamma_{СПТ} \eta_{БКС} + \gamma_{ЭРД} \eta_{БКС}^2 \eta_{СПТ} + \gamma_{БКС} \right] + (1 + \Phi_{СХПРТ.NH_3} + \alpha_{кон.1}) m t_p. \quad (21)$$

В расчетах принята величина КПД ЭДПТ  $\eta_{ЭДПТ} = 0.6-0.8$ .

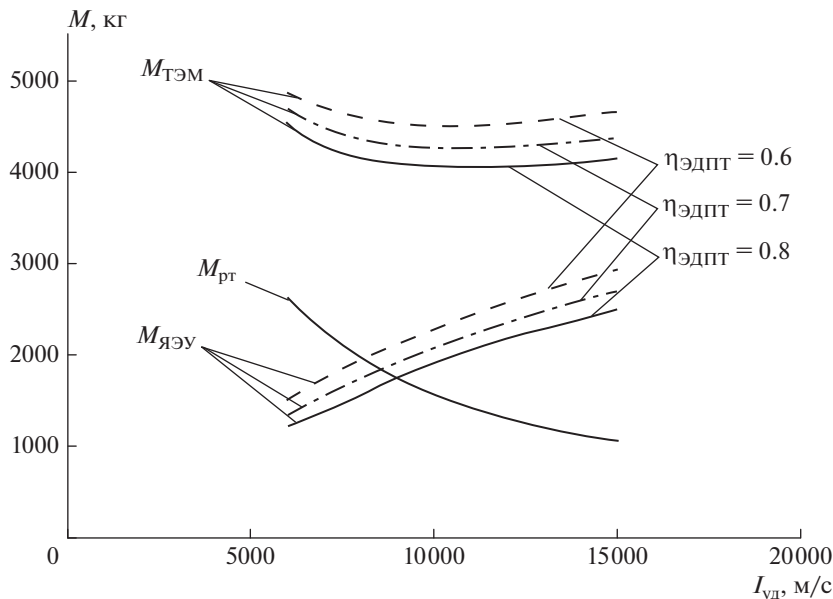
Наиболее тяжелый по массе вариант построения такого варианта ТЭМ с ЭРДУ на основе ЭДПТ соответствует случаю с наименьшим КПД ЭДПТ ( $\eta_{ЭДПТ} = 0.6$ ). Результаты расчета потребной электрической мощности ЯЭУ, массы ЯЭУ, рабочего тела и СХПРТ, а также массы ТЭМ (с учетом бортовой кабельной сети и системы преобразования тока и напряжения) приведены в табл. 3.

Мощность электрическая ЯЭУ, позволяющая совершить транспортную операцию, составляет 10–40 кВт. Масса ТЭМ лежит в пределах 4000–4900 кг, что делает такой вариант привлекательным с точки зрения использования ракеты-носителя (РН) “Союз-2” как средства выведения на опорную орбиту. Масса энергоустановки составляет от 27 до 63% от массы ТЭМ. Следует отметить, что варианты с электрической мощностью до 15–20 кВт могут использовать технологии ЯЭУ первого поколения “Топаз” с более совершенным рабочим процессом (требуемый КПД ЯЭУ 10–12%). При этом ЯЭУ может быть исполнена с жестким холодильником-излучателем и иметь размеры аналогичные ЯЭУ “Топаз”.

Результаты расчета варианта построения транспортно-энергетического модуля с ядерной установкой на основе ТРП и электроракетного двигателя типа ЭДПТ (с дополнительным подводом тепла и тепловым ускорением) приведены на рис. 2.

Следует отметить, что вариант ТЭМ с ЭДПТ со скоростью истечения 10–12 км/с является оптимальным – минимальное значение массы энергодвигательной системы (ТЭМ) в зависимости от КПД ЭДПТ составляет 4100–4500 кг.

Вариант построения ТЭМ с ТРП и ЭДПТ при скоростях истечения из сопла ЭДПТ 6–15 км/с не проигрывает по массе с вариантом ТЭМ, использующим ЭРД электростатического типа, причем именно за счет снижения мощности и массы ЯЭУ на основе ТРП. Масса СХПРТ и РТ в этом варианте построения ТЭМ существенно больше,



**Рис. 2.** Зависимость массы ТЭМ, ЯЭУ и рабочего тела (аммиака) для варианта энергодвигательной установки с ЭДПТ.

чем в варианте ТЭМ с СПД (ДАС, ИД), однако это дешевое рабочее тело, не требующее толстостенных баков.

Приведенные величины скорости истечения в тепловом режиме ускорения потока могут быть обеспечены электродуговыми двигателями и ЭДПТ с индукционным нагревом рабочего тела.

Если же перейти к случаю, когда скорость истечения 6 км/с (что достигается в современных ЭДД [22]), то масса энергоисточника снижается в два – два с половиной раза относительно массы ЯЭУ в ТЭМ с СПД, что облегчает разработку его конструкции, так как мощность ЯЭУ близка к мощности ТРП первого поколения [10].

Расчеты показали, что создание КА с ТЭМ электрической мощностью до 20 кВт и ЭДПТ со скоростью истечения 6–10 км/с позволит реализовать условия для транспортировки полезных нагрузок с радиационно-безопасных орбит на более высокие рабочие околоземные орбиты с последующим длительным энергопитанием энергоемкой аппаратуры КА без существенного изменения мощности ЯЭУ. Таким образом, реализация конструкции ЭДПТ с ресурсом 5000 часов позволит создавать ТЭМ с ТРП электрической мощностью 20–25 кВт для транспортировки КА и функционирования на околоземные орбиты.

**Таблица 3.** Массовые характеристики ТЭМ с ЭДПТ

$I_{уд}$ , м/с	$M_{рт}$ , кг	$M_{рт} + M_{СХПРТ}$ , кг	$\eta_{ЭДПТ} = 0.6$		$\eta_{ЭДПТ} = 0.7$		$\eta_{ЭДПТ} = 0.8$	
			$M_{яэу}$ , кг	$M_{ТЭМ}$ , кг	$M_{яэу}$ , кг	$M_{ТЭМ}$ , кг	$M_{яэу}$ , кг	$M_{ТЭМ}$ , кг
6000	2630	3156	1513	4873	1345	4680	1219	4537
8000	1969	2363	1954	4589	1757	4361	1564	4139
10000	1575	1890	2280	4495	2086	4272	1915	4071
12000	1307	1569	2580	4528	2365	4275	2180	4058
15000	1055	1266	2930	4643	2703	4371	2510	4142



Отметим, что при относительно небольших мощностях ЯЭУ ТЭМ (до 20–25 кВт) и ограниченных массах, выводимых РН среднего класса (например, “Союз-2”), предпочтительным становится вариант ТЭМ с ТРП и ЭДПТ на аммиаке. В данном варианте построения ТЭМ с ЯЭУ на основе ТРП и ЭДПТ массовая доля источника энергии в среднем составляет не более 45–50%, а остальное связано с массой СХПРТ и запасом рабочего тела – аммиака.

Величина суммарного импульса силы тяги ЭРД в данной схеме транспортировки составляет  $1.085 \times 10^7$  Нс. При массе КА 6000–7000 кг приращение характеристической скорости маневра составит порядка 1808 м/с. Это позволит выводить КА в одной плоскости с геопереходных орбит на высокопотенциальные, включая геостационарную.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработана укрупненная массовая модель КА для транспортировки полезных грузов на орбиты для ТЭМ на основе термоэмиссионной ТРП ЯЭУ и ЭРД (в двух вариантах построения – на электростатических двигателях типа СПД, работающих на ксеноне, и на электротермических двигателях с дополнительным подводом тепла – ЭДПТ, работающих на аммиаке).

2. Проведено сравнение массовых характеристик двух вариантов использования ЭРД в ТЭМ для задачи межорбитальной транспортировки при равных: тяге ЭРД и времени перелета (тяга задана 1 Н).

3. Показано, что вариант использования ЭРД на основе ЭДПТ с аммиаком в качестве рабочего тела позволяет использовать в ТЭМ ЯЭУ меньшей мощности, что улучшает массогабаритные характеристики КА.

4. Анализ полученных результатов показывает, что целесообразно в комплексе оптимизировать массу всех агрегатов ТЭМ с учетом типа ЭРД и рабочего тела.

5. Вариант КА с ТЭМ (ЯЭУ на основе ТРП первого–второго поколения по технологии “Топаз” электрической мощностью 15–20 кВт и ЭДПТ на аммиаке) по массогабаритным характеристикам может выводиться с помощью РН среднего класса типа “Союз-2” на опорные радиационно-безопасные орбиты, с которых будет осуществляться транспортировка с помощью ТЭМ на более высокие рабочие орбиты.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Землянов А.Б., Косов Г.Л., Траубэ В.А. Система морской космической разведки и целеуказания (История создания). СПб.: Изд. “Галей Принт”, 2002.
2. 60 лет самоотверженного труда во имя мира. 1944–2004 (ФГУП “НПОмаш”). М.: ИД “Оружие и технологии”, 2004.
3. Грязнов Г.М. Космическая атомная энергетика и новые технологии (Записки директора). М.: ФГУП “ЦНИИАтоминформ”, 2007. 136 с.
4. Полетаев Б.И., Лянной Е.Г., Романов А.В., Павлов А.Ю. Работы КБ “Арсенал” по созданию космических аппаратов с ядерными энергетическими установками // Материалы конф. “Ядерная энергетика в космосе”. В 3 т. Т. 1. М.: НИКИЭТ, 2005. С. 247–249.
5. Грязнов Г.М., Пулко В.Я. “ТОПАЗ-1”. Советская космическая ядерно-энергетическая установка // Природа, 1991. Вып. 10. С. 29–36.
6. Кухаркин Н.Е., Пономарев-Степной Н.Н., Усов В.А. Космическая ядерная энергетика (ядерные реакторы с термоэлектрическим и термоэмиссионным преобразованием – “Ромашка” и “Енисей”) / Под ред. акад. РАН Пономарева-Степного Н.Н. М.: ИздАТ, 2008. 146 с.
7. Андреев П.В., Васильковский В.С., Зарицкий Г.А., Галкин А.Я. Космическая ядерная энергетика: перспективы и направления развития // Полет. 2006. № 4. С. 19–25.
8. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК “Энергия”, 2011. 584 с.
9. Синяевский В.В., Юдицкий В.Д. Планетная АЭС на основе термоэмиссионного реактора-преобразователя // Атомная энергия. 2000. Т. 89. № 1. С. 20–22.
10. Андреев П.В., Жаботинский Е.Е., Никонов А.М. Перспективы использования термоэмиссионных ЯЭУ для межорбитальных перелетов космических аппаратов в околоземном пространстве // Атомная энергия. 1992. Т. 73. № 5. С. 346–350.
11. Островский В.Г., Синяевский В.В., Сухов Ю.И. Межорбитальный электроракетный буксир “Геркулес” на основе термоэмиссионной ядерно-энергетической установки // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 2(87). С. 68–74.

12. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 4–16.
13. Косенко А.Б., Синявский В.В. Технико-экономическая эффективность использования многогоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки для обеспечения больших грузопотоков при освоении Луны // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 72–84.
14. Кузин А.И., Павлов К.А., Зубрев В.Н., Зацерковный С.П., Чупахин В.П., Шевцов Г.А. Солнечные и ядерные транспортно-энергетические модули в составе космических аппаратов разного назначения // Атомная энергия. 2000. Т. 89. № 1. С. 15–20.
15. Васильковский В.С., Андреев П.В., Зарицкий Г.А. и др. Проблемы космической энергетики и роль ядерных энергетических установок в их решении // Ядерная энергетика в космосе. Сб. докл. в 3-х томах. Т. 1. М.: Изд. НИКИЭТ, 2005. С. 20–21.
16. Юдицкий В.Д. Двухрежимная ЯЭУ на основе гетерозонного термоэмиссионного реактора-преобразователя // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3. С. 82–89.
17. Патент RU 2238598. Российская Федерация. Космическая двухрежимная ядерно-энергетическая установка транспортно-энергетического модуля. Синявский В.В., Юдицкий В.Д.: заявитель и патентообладатель – ОАО РКК “Энергия”; заявка 2002135334/06; приоритет от 27.12.2002 // Изобретения. 2004. № 29.
18. Юдицкий В.Д., Синявский В.В. О рациональных уровнях электрической мощности ЯЭУ в режимах электроракетной доставки спутника на орбиту и энергопитания его аппаратуры // Известия РАН. Энергетика. 2003. № 3. С. 70–75.
19. Hiller A.C., Branam R.D., Huffman R.E., Szabo J., Paintal S. High thrust density propellants in Hall thrusters // AIAA. 2011. № 524. P. 9–10.
20. Морозов А.И., Шубин А.П. Космические электрореактивные двигатели: Новое в жизни, науке, технике. Сер. Космонавтика, астрономия. № 7 // М.: Знание, 1975. 64 с.
21. Онуфриева Е.В., Алиев И.Н., Онуфриев В.В., Синявский В.В. Энергетические характеристики высокотемпературных плазменных вентилях систем преобразования тока космических энергодвигательных установок // Известия РАН. Энергетика. 2016. № 3. С. 127–140.
22. Онуфриев В.В., Сидняев Н.И., Говор С.А., Синявский В.В., Геча В.Я., Макриденко Л.А., Ягодников Д.А. Об энергетической эффективности электротермического двигателя с дополнительным подводом тепла для малого космического аппарата // Известия РАН. Энергетика. 2018. № 5. С. 92–100.
23. Морозов А.И., Бугрова А.И., Десятков А.В. и др. Стационарный плазменный ускоритель – двигатель АТОН // Физика плазмы. № 7. Т. 23. 1997. С. 635–645.
24. Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов // Под ред. акад. РАН Коротеева А.С. М.: Машиностроение, 2008. 280 с.
25. Коротеев А.С., Миронов В.М., Свирчук Ю.С. Плазмотроны. Конструкции, характеристики, расчет. М.: “Машиностроение”, 1993. 295 с.
26. Генераторы плазменных струй и сильноточные дуги / Под ред. Рутберга Ф.Г. Л.: “Наука”, 1973. 152 с.

### **On the Influence of an Electric Rocket Propulsion System on the Characteristics of a Transport and Energy Module Based on a Thermionic Nuclear Power Plant**

V. V. Onufriev<sup>a,\*</sup>, E. V. Onufrieva<sup>a</sup>, and V. V. Sinyavsky<sup>a</sup>

<sup>a</sup>*Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia*

<sup>\*</sup>*e-mail: onufryev@bmstu.ru*

The use of nuclear power plants as part of TEM in modern conditions is considered as one of the primary tasks of transportation and power supply of the functional equipment of the spacecraft. The level of electric power of the transport and energy modes of the TEM nuclear power plant usually differ by 2–3 times, therefore, measures aimed at reducing the power of the transport mode while maintaining the requirements of reduced power and a given resource of the energy regime can lead to a decrease in the mass and cost of the nuclear power plant. In this paper, studies have been carried out on the influence of the type and characteristics of electric rocket thruster (ERT) and electric rocket propulsion system (ERPS) as a whole on the required power of the transport mode and the possibility of lowering the maximum power level of a dual-mode nuclear power plant due to their appropriate choice.

*Keywords:* transport and energy module, nuclear power plant, thermal emission reactor-converter, electric rocket engine, stationary plasma engine, electric rocket thruster with additional heat supply