

Транспортное и энергетическое машиностроение

УДК 621.421.37

О техническом облике космического аппарата для транспортировки радиоактивных отходов

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

МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.

Technical aspects of designing a spacecraft for transporting radioactive waste

A.V. Onufriev, S.N. Dmitriev, V.V. Onufriev

Bauman Moscow State Technical University, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation.



e-mail: alexandr7@yandex.ru, dmitrievsn@mail.ru, onufryev@bmsu.ru

i Актуальность темы исследования обусловлена отсутствием на сегодняшний день глубоких проектных проработок перспективных космических аппаратов (КА), результатов проектных работ по техническому облику КА, транспортирующего радиоактивные отходы (РАО) в режиме «самодоставка», когда РАО являются первичным источником энергии. В статье рассмотрены проблемы, связанные с космическим способом захоронения РАО. Для поиска оптимального решения указанной задачи целесообразно оценить возможность технической реализации этого способа транспортировки. Предложенный авторами подход к проектированию таких КА предопределяет разработку новой системы многоуровневого проектирования КА для космического захоронения РАО: внешнее проектирование; формирование проектного облика КА; внутреннее проектирование; формирование технических решений КА. В результате проведенного исследования впервые была разработана система многоуровневого проектирования, позволяющая исследовать технический облик КА (для транспортировки РАО в режиме «самодоставка») и его отдельных агрегатов с учетом многофакторности (режимов работы, нагрузок, используемых материалов и т. д.). Разработана единая электронная модель для системы многоуровневого проектирования, связывающая внешнее и внутреннее проектирование КА с учетом параметров рабочего процесса его агрегатов. Это позволит составить требования к энергодвигательной установке КА, его конструктивно-компоновочной схеме, массогабаритным характеристикам, теплофизическому состоянию его узлов и агрегатов, так как именно эти параметры КА определяют его прочностные и динамические характеристики и позволяют сформировать проектный облик, конструктивно-компоновочную схему и создать конструктивно-силовую схему всего КА.

Ключевые слова: космический аппарат, радиоактивные отходы, технический облик, энергобаллистическое проектирование, массоэнергетическое проектирование, конструктивно-компоновочная схема, конструктивно-силовая схема, режим «самодоставка».



The topic of research is relevant due to the lack of intensive design studies of advanced spacecrafts using nuclear waste as the primary source of energy when delivering radioactive waste into space. This paper examines the problem of nuclear waste disposal in outer space.

To find an optimal solution to this problem, it is necessary to discuss engineering aspects of implementing this form of transportation. An approach proposed in this paper implies the development of a new system of multi-level design of a spacecraft for transporting nuclear waste. This approach comprises external design, developing spacecraft configuration, interior design, and solving technical problems. An original multi-level design system has been developed to analyze the configuration of the spacecraft powered by nuclear waste and its individual units taking into account operational modes, acting loads, materials used, etc. This system is supplemented by a united electronic model that combines the internal and external design of the spacecraft with due regard for the operational modes of its units. This approach will make it possible to formulate requirements imposed on the spacecraft structure, mass, size, electric propulsion system, and thermal states of its components and devices. This is very important because such parameters determine the spacecraft strength and dynamic characteristics that influence its configuration, arrangement of structural elements, and load bearing capacity. The results of research will be useful to designers of future spacecrafts with powerful nuclear propulsion systems and apparatuses for transporting nuclear waste into deep space.

Keywords: spacecraft, nuclear waste, configuration, ballistic design, mass analysis, design arrangement, load bearing structure, finite element model, self-delivery.

В работе [1] показано, что проектный облик космического аппарата (КА) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) для транспортировки радиоактивных отходов (РАО) в режиме «самодоставка» на орбиты захоронения формируется на уровне внешнего проектирования. Энергомассовый анализ, выполненный в работе [2], свидетельствует, что при использовании РАО в качестве источника тепловой энергии (режим «самодоставка») доля РАО может достигать $\alpha_{РАО} = 0,23-0,25$ при построении энергодвигательной установки КА на «легких» элементах с удельными массами: электроракетного двигателя (ЭРД) — $\gamma_{ЭРД} = 1$ кг/кВт, холодильника-излучателя (ХИ) — $\gamma_{ХИ} = 3$ кг/кВт, термоэлектрического генератора (ТЭГ) — $\gamma_{ТЭГ} = 10$ кг/кВт. В пересчете на массу объем транспортируемых РАО составит 4...5,4 т при стартовой массе КА 20 т (ракета-носитель (РН) «Протон») и 1,3...1,7 т при стартовой массе КА ~ 6,8 т (РН «Зенит»). Для существующих технологий ТЭГ, ХИ, ЭРД с использованием базовой схемы [2] массовая доля РАО $\alpha_{РАО}$ составляет 0,05–0,07, т. е. можно разработать технический облик КА с учетом существующих конструкторских проектных решений отдельных узлов, а также сформировать облик КА на перспективных агрегатах.

На основании результатов энергомассового анализа [2] был сформирован проектный облик КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка» (рис. 1) [1, 3].

Проектный облик конструкции КА [4] включает в себя следующие агрегаты и узлы: контейнер 1 с ампулами, заполненными РАО; многослойную радиационную защиту 2, которая состоит из нейтронной защиты и защиты от гамма-излучения,

огораживающую ампулы с РАО от остальной части аппарата. Ампулы расположены в теплопроводящих матрицах и охлаждаются теплоносителем 1-го контура 5, поступающего по трубопроводу из коллектора контейнера в тепловой аккумулятор 4. При этом часть теплоносителя 1-го контура передается в систему хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) 7 ЭРД 8 через электроклапан 11 и термодроссель 10 в качестве рабочего тела (РТ). Нагретый теплоноситель из контейнера течет через тепловой аккумулятор 4, который аккумулирует тепло РАО на участке выведения КА с помощью РН. Далее теплоноситель поступает на горячие спаи термоэлектрического генератора 6, преобразующего тепловую энергию в электрическую. Система хранения и подачи РТ служит для питания ЭРД 8 РТ. Холодный спай ТЭГ охлаждается теплоносителем 2-го контура 12, отводимое тепло передается теплоносителем в ХИ, подкрепленный силовой ферменной конструкцией КА. Клапан 3 служит для соединения 1-го контура теплоносителя с внешним теплообменником в период предстартовой подготовки. В полете клапан 3 перекрывает

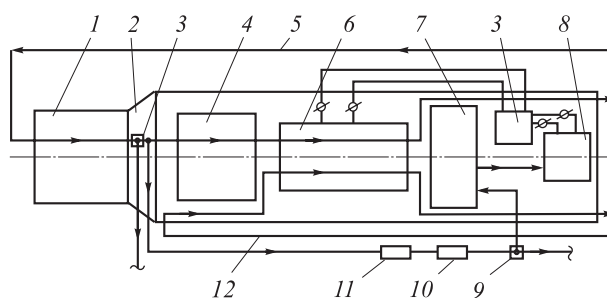


Рис. 1. Проектный облик конструкции КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка»

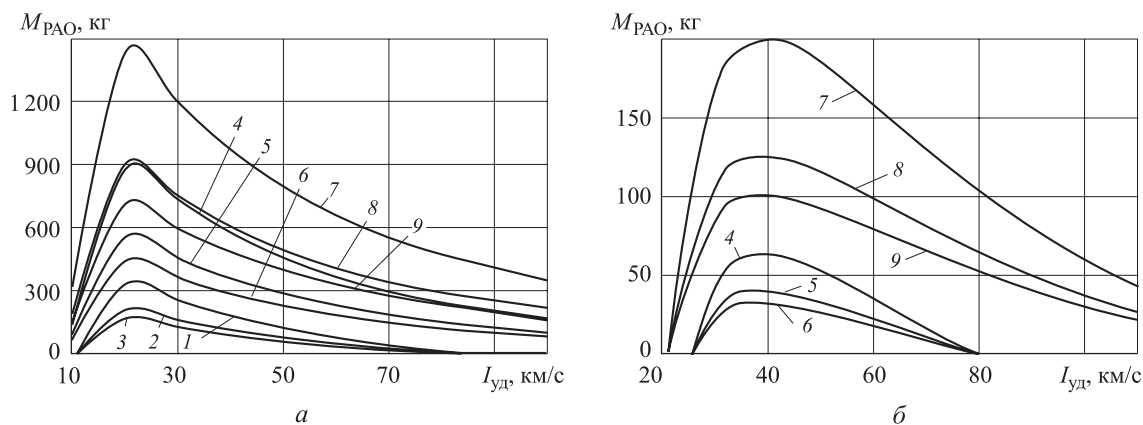


Рис. 2. Масса РАО с учетом их удельного тепловыделения при $\eta_{ТЭГ} = 0,1$; $\eta_{ЭРД} = 0,6$; $\gamma_{ЭРД} = 0,001$ кг/Вт; $\gamma_{ХИ} = 0,003$ кг/Вт; $\gamma_{ТЭГ} = 0,01$ кг/Вт; $\varphi_K = 0,5$:
 а — $\Delta V_{КА} = 10$ км/с; б — $\Delta V_{КА} = 20$ км/с; 1, 2, 3 — $t_p = 1$ г; 4, 5, 6 — $t_p = 2$ г; 7, 8, 9 — $t_p = 3$ г.

контур внешнего теплообменника и открывает контур контейнер 1 — тепловой аккумулятор 4 — ТЭГ 6.

На стартовой позиции к КА (контейнеру с РАО) через клапан 3 подводится контур циркуляции теплоносителя с внешним теплообменником и ХИ для отвода тепла, выделяемого загруженными в контейнер РАО. ТЭГ находится в нерабочем состоянии (транспортное положение — теплоноситель не циркулирует в 1-м контуре 5 КА). Это обеспечивает термостабилизацию контейнера с РАО в предстартовый период.

На участке выведения КА с помощью РН доставляется на опорную орбиту (высотой 800 км). Тепловой аккумулятор 4 выполняет функции накопителя тепла, выделяемого РАО (происходит расплавление рабочего материала теплового аккумулятора и запасание энергии фазового перехода в рабочем материале теплового аккумулятора). По завершение участка выведения при расплавлении большей части рабочего материала тепло посредством теплоносителя передается к горячему спяку ТЭГ 6 и начинает вырабатываться электрическая энергия. Вторичный источник питания 13 необходим для согласования электрических характеристик ТЭГ 6 и ЭРД 8 (см. рис. 1).

На участке автономного полета в условиях снижающейся тепловой мощности РАО можно регулировать (уменьшать) расход теплоносителя 1-го теплового контура 5 за счет отбора теплоносителя через электроклапан 11. Эта часть теплоносителя может быть направлена в СХПРТ или в космическое пространство через клапан 9, что позволяет снижать массу аппарата и увеличивать ускорение, а, следовательно, и характеристическую скорость перелета.

Рассмотрим массогабаритные и массо-центро-

вочные характеристики КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка». Исходя из результатов исследования потребной тепловой мощности (75...100 кВт) для перелета и значения удельного тепловыделения РАО [5], определим массу РАО (как многопараметрическую функцию), необходимую для совершения транспортной операции.

Зависимости массы транспортируемых РАО от удельного тепловыделения в режиме «самодоставка» (тепловая мощность составляет 100 кВт) представлены на рис. 2. На рисунке видно, что для $\Delta V_{КА} = 10$ км/с в диапазоне удельных импульсов 10...20 км/с масса РАО составляет до 1480 кг. Для $\Delta V_{КА} = 20$ км/с в диапазоне удельных импульсов 30...40 км/с транспортировка может быть реализована при меньшей массе транспортируемых РАО.

Определив поля проектных решений значения массы транспортируемых РАО с учетом их удельного тепловыделения, потребные для совершения транспортной операции, проведем исследование массогабаритных характеристик контейнера.

По зависимостям массы РАО с массой контейнера, принятой в модели [2], можно определить массовые и геометрические характеристики контейнера с учетом удельного тепловыделения РАО. В качестве геометрической характеристики контейнера примем его объем.

Зависимости объема контейнера с РАО (тепловая мощность 100 кВт) в режиме «самодоставка» от удельного импульса приведены на рис. 3. На рисунке видно, что для $\Delta V_{КА} = 10$ км/с в диапазоне удельных импульсов 10...20 км/с объем контейнера составляет до 1,4 м³, а для $\Delta V_{КА} = 20$ км/с в диапазоне удельных импульсов 30...40 км/с — до 0,2 м³.

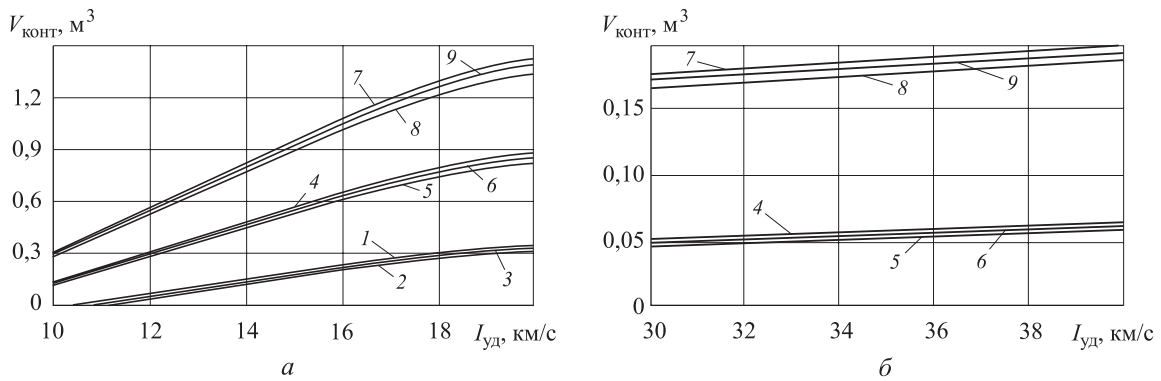


Рис. 3. Объем контейнера с РАО при $\eta_{ТЭГ} = 0,1$; $\eta_{ЭРД} = 0,6$; $\gamma_{ЭРД} = 0,001$ кг/Вт; $\gamma_{ХИ} = 0,003$ кг/Вт; $\gamma_{ТЭГ} = 0,01$ кг/Вт; $\phi_k = 0,5$:
 а — $\Delta V_{КА} = 10$ км/с; б — $\Delta V_{КА} = 20$ км/с; 1, 2, 3 — $t_p = 1$ г; 4, 5, 6 — $t_p = 2$ г; 7, 8, 9 — $t_p = 3$ г.

Схема расчета геометрических характеристик радиационной защиты (РЗ) представлена на рис. 4.

Исследование массогабаритных характеристик РЗ контейнера с РАО проводилось по методике, представленной в работе [6]. Результаты исследования показали, что при тепловой мощности контейнера с РАО до 100 кВт, масса РЗ составляет ~1 050 кг, а площадь поверхности РЗ ~4 м².

Подробное описание исследования массогабаритных характеристик теплового аккумулятора КА приведено в работе [7]. В результате исследования установлено, что при тепловой мощности контейнера с РАО 100 кВт размеры теплового аккумулятора (ТА) составят: длина 450 мм, масса рабочего материала 70 кг, общая масса ТА 110 кг (рабочий материал — силицид никеля, температура 500...900 К).

На основе проектных разработок ТЭГ [5, 7, 8] в качестве первого приближения были исполь-

зованы значения удельных масс ТЭГ (10... 20 кг/кВт) при существующих КПД и рабочих температурах 500...1 000 К для определения массогабаритных характеристик преобразователя тепловой энергии в электрическую.

В рассматриваемом варианте (тепловая мощность 100 кВт, электрическая мощность $N_{эл} = 5...10$ кВт, материал термостолбиков кремний-германий, висмут-сурьма и др.) масса ТЭГ составила 210...250 кг с учетом узлов крепления. Рассчитанные геометрические характеристики ТЭГ следующие: длина $L_{ТЭГ} = 1,55$ м, диаметр модуля ТЭГ $D_{ТЭГ} = 0,615$ м. В процессе исследования было определено суммарное количество термоэлементов ТЭГ, однако для более точного расчета массогабаритных характеристик необходимо использовать дифференциальные методики расчета на этапе внутреннего проектирования.

Исследование геометрических характеристик для изотермического ХИ заключалось в определении его длины и диаметра. Вид зависимостей (рис. 5) длины ХИ от температуры демонстрирует, что приемлемые геометрические характеристики его конструкции реализуются в диапазоне температур 450...800 К. При температуре ХИ ниже 450 К длина ХИ составляет от 11,5 м и более, что не позволяет выработать проектно-конструкторские решения с «жесткой» схемой, обеспечивающие реализацию ХИ в составе КА под обтекателем (необходим раздвижной ХИ). Более детальное исследование геометрических характеристик требует учета неизотермичности, переоблучения элементов и спектральной зависимости степени черноты.

В рамках формирования технического облика КА выполнено исследование массогабаритных характеристик СХПРТ [8, 9]. В качестве РТ ЭРД рассматривались аргон, ксенон, висмут, ртуть и

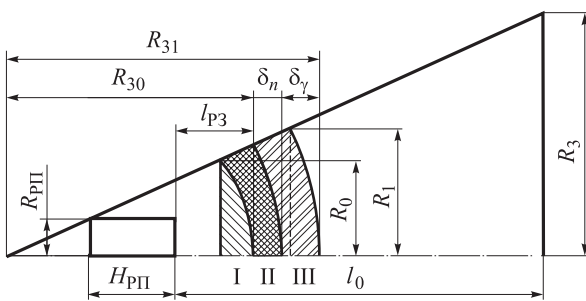


Рис. 4. Схема расчета геометрических характеристик РЗ:

I–III — зоны γ -защиты;
 $R_{конт}$, $H_{конт}$ — параметры контейнера с РАО;
 $l_{ПЗ}$ — расстояние от контейнера с РАО до аппаратного отсека; δ_γ — толщина слоя РЗ от гамма-излучения;
 δ_n — толщина слоя РЗ от нейтронного потока

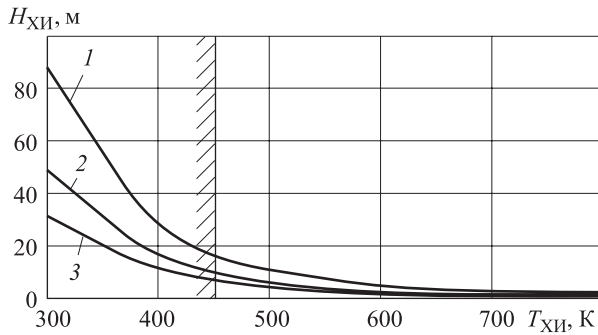


Рис. 5. Зависимость размеров ХИ от температуры:
1 — $R_{\text{ХИ}} = 0,44$ м; 2 — $R_{\text{ХИ}} = 0,8$ м; 3 — $R_{\text{ХИ}} = 1,2$ м

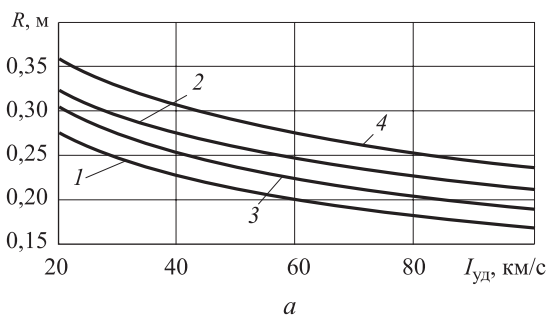
йод. Зависимости геометрических характеристик СХПРТ от удельного импульса ЭРДУ представлены на рис. 6.

Результаты исследования показали: оптимальным РТ для ЭРД КА являются ртуть и висмут (рис. 6, а), имеющие большую плотность ($\rho_{\text{Hg}} = 13\,530$ кг/м³ и $\rho_{\text{Bi}} = 9\,800$ кг/м³). СХПРТ для более выгодной компоновочной схемы разбивается на четыре сферических бака, радиус каждого бака составляет:

- ртуть — 0,275 м для $\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с и 0,322 м для $\Delta V_{\text{КА}} = 20$ км/с;
- висмут — 0,306 м для $\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с и 0,36 м для $\Delta V_{\text{КА}} = 20$ км/с.

В качестве РТ могут использоваться аргон и ксенон (рис. 6, б), характеризующиеся довольно небольшой плотностью в сжиженном состоянии при повышенном давлении 10 МПа [10, 11]. В этом случае СХПРТ при удельном импульсе ЭРДУ $I_{\text{уд}} = 20$ км/с выполняется в виде цилиндра со следующими геометрическими характеристиками:

- аргон — радиус цилиндра $R_{\text{цил}} = 1$ м, длина цилиндра $H = 16$ м для $\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с, длина цилиндра $H = 25,65$ м для $\Delta V_{\text{КА}} = 20$ км/с;
- ксенон — радиус цилиндра $R_{\text{цил}} = 1$ м, длина цилиндра $H = 4,4$ м для $\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с, длина цилиндра $H = 7$ м для $\Delta V_{\text{КА}} = 20$ км/с.



При использовании в качестве РТ йода (перспективные КА) СХПРТ имеет форму параллелепипеда со следующими характеристиками:

- при $\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с $I_{\text{уд}} = 20$ км/с, высота $H = 2,7$ м, длина $L = 0,6$ м, ширина $B = 0,6$ м;
- при $\Delta V_{\text{КА}} = 20$ км/с $I_{\text{уд}} = 20$ км/с, высота $H = 4,3$ м, длина $L = 0,6$ м, ширина $B = 0,6$ м.

Результаты исследования показали, что оптимальными из рассматриваемых РТ ЭРД являются ртуть, висмут и йод. Следует отметить, что йод на участке выведения находится в твердом состоянии, что очень удобно для хранения.

В качестве материалов для СХПРТ может применяться сталь X18H10T и хромоникелевые сплавы.

Использование аргона проблематично, так как размеры СХПРТ превышают рабочее пространство под обтекателем современных РН. Следует отметить также, что в настоящее время не существует технологической базы для создания СХПРТ (длина 16 и 25,65 м соответственно) на основе композитных материалов. СХПРТ, изготовленные из стали X18H10T, имеют массу в 4 раза больше, чем СХПРТ, выполненные из композитных материалов. При этом увеличение массы КА обуславливает снижение массы транспортируемых РАО.

При использовании ксенона в качестве РТ система хранения и подачи РТ обеспечивает приемлемые массогабаритные характеристики (длина 4,4 и 7 м, масса может достигать 2 970 кг), что позволяет выработать конструкторские решения для создания КА такого класса. Однако ксенон достаточно дорого стоит и экономически не выгоден.

Результаты внешнего проектирования КА для транспортировки РАО показали, что в диапазоне $I_{\text{уд}} = 15 \dots 30$ км/с можно использовать ЭРД типа СПД-290, СПД-200, СПД-140, СПД-100 [12], а в диапазоне $I_{\text{уд}} = 12 \dots 15$ км/с — ЭРД типа ЭДД (рабочее тело гидразин или аммиак) [12]. В диа-

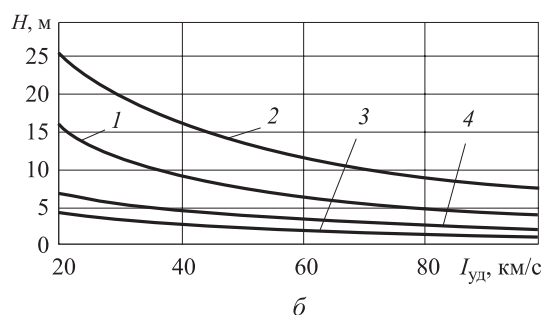


Рис. 6. Геометрические характеристики СХПРТ:

а — в виде сферы (1, 2 — ртуть; 3, 4 — висмут); б — в виде цилиндра; (1, 2 — аргон, 3, 4 — ксенон);
1, 3 — $\Delta V_{\text{КА}} = 10$ км/с; 2, 4 — $\Delta V_{\text{КА}} = 20$ км/с

пазоне $I_{уд} = 40...50$ км/с следует применять ЭРД типа двухступенчатые ДАС.

Для проектирования силовой ферменной конструкции исследованы зависимости массовых характеристик от параметров ЭДУ и СХПРТ. Результаты представлены ниже:

СХПРТ	Масса ферменной конструкции (материал X18H10T), кг
Аргон	10 550
Ксенон	4 350
Ртуть	312,5
Висмут	317
Йод	325

В конструкции КА одним из главных элементов является контейнер с РАО, состоящий из ампул. Для определения геометрических характеристик контейнера исследована геометрия ампулы при различных тепловых состояниях: $T = 400...900$ К. Методика расчета геометрических характеристик ампулы с РАО основана на использовании дифференциальных моделей, решение получено численным методом [13].

Зависимость геометрических характеристик

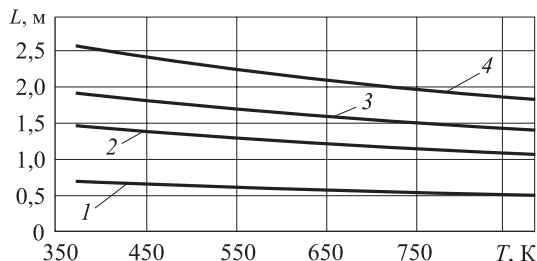


Рис. 7. Зависимость геометрических характеристик ампулы из стали X18H10T (толщина стенки 2 мм, тепловая мощность 2 кВт) от ее теплового состояния:

1 — $r_1 = 0,01$ м, $r_2 = 0,0125$ м; 2 — $r_1 = 0,0225$ м, $r_2 = 0,025$ м; 3 — $r_1 = 0,03$ м, $r_2 = 0,0325$ м; 4 — $r_1 = 0,04$ м, $r_2 = 0,0425$ м

ампулы из стали X18H10T от ее теплового состояния представлена на рис. 7.

Следует отметить, что исходя из условия обеспечения требуемой электрической мощности (энергобаллистическое проектирование), для реализации требуемого КПД ТЭГ область рабочих температур ампулы (контейнера) может находиться в диапазоне $500...900$ К и превышать температуру ХИ не менее, чем на $100...150$ К.

В результате исследования были определены геометрические характеристики ампулы (см. рис. 7): при $r_1 = 0,01...0,04$ м и $r_2 = 0,0125...0,0425$ м длина ампулы $L = 0,5...2,57$ м. Поскольку тепловая мощность одной ампулы составляет 2 кВт, контейнер должен содержать около 50 ампул.

Таким образом, на этапе внешнего уровня проектирования формируются массогабаритные характеристики КА при различных температурных режимах агрегатов и тепловой мощности транспортируемых РАО, которые являются основной конструктивно-компоновочной схемой.

Зависимости массовых характеристик КА (РТ йод) от мощности ЭДУ, теплового состояния контейнера, ХИ и КА в целом приведены на рис. 8.

На основании исследования внешнего уровня проектирования формируются конструкторские решения, на базе которых строится трехмерная твердотельная модель конструктивно-компоновочной схемы КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка» в пакете Solid works. Разработанная на основе проектирования технического облика КА модель конструктивно-компоновочной схемы включает в себя следующие агрегаты и узлы: контейнер с РАО 1, подкрепленный силовой ферменной конструкцией 2; многослойную РЗ 3, включающую в себя нейтронную и гамма-защиту, огораживающую ампулы с РАО от остальной части аппарата; тепловой аккумулятор 4; силовую ферменную конструкцию 5, подкрепляющую ХИ 7; ТЭГ 6; СХПРТ 8; ЭРД 9 (рис. 9).

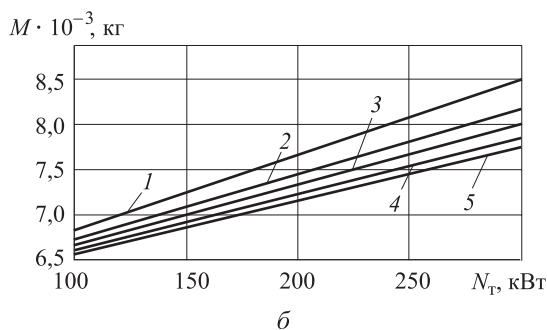
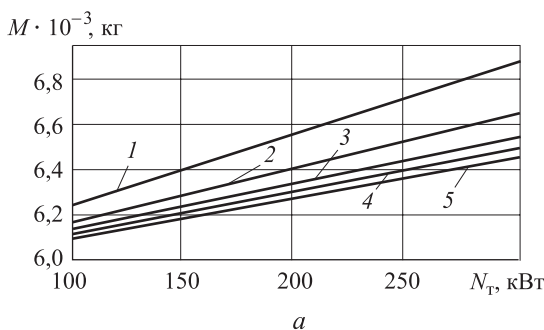


Рис. 8. Зависимость массовых характеристик КА (РТ — йод) от тепловой мощности контейнера:

а — $r_1 = 0,01$ м, $r_2 = 0,0125$ м; б — $r_1 = 0,0225$ м, $r_2 = 0,025$ м;
1 — $T_{конт} = 473$ К; 2 — $T_{конт} = 573$ К; 3 — $T_{конт} = 673$ К; 4 — $T_{конт} = 773$ К; 5 — $T_{конт} = 873$ К

В рамках представленного исследования были разработаны четыре различные конструктивно-компоновочные схемы КА, спроектированные для различных РТ ЭРД. Результаты проектного облика КА получены при следующих параметрах баллистической задачи: характеристическая скорость перелета $\Delta V_{КА}=10$ км/с, удельный импульс $I_{уд} = 20$ км/с, температура контейнера с РАО $T_{конт} = 600$ К, температура ХИ $T_{ХИ}=500$ К.

Вариант № 1. Рабочее тело аргон, длина СХПРТ 18,6 м, радиус 1,2 м, масса 2,26 т. Все агрегаты КА (ЭРД, СХПРТ, ТЭГ, ТА, РЗ, контейнер) расположены по тандемной схеме, подкреплены с помощью силовой ферменной конструкции КА и отличаются большими массогабаритными характеристиками вследствие большой массы и габаритов СХПРТ. Это усложняет выбор проектных параметров, обеспечивающих размещение под обтекателем РН указанного КА.

Вариант № 2. Рабочее тело ксенон. Внешний вид КА аналогичен варианту № 1, однако имеет меньший по объему бак с рабочим телом ЭРД, что позволяет расположить данную компоновку под обтекателем РН «Протон-М». Этот вариант отличается высокой стоимостью, что обусловлено большими финансовыми затратами на РТ и СХПРТ.

Вариант № 3. Рабочее тело йод, длина 7,2 м, радиус 0,8 м и масса 6,27 т. СХПРТ выполнена в виде параллелепипеда [14]. Расположение агрегатов и узлов КА, а также геометрическое исполнение ХИ аналогично конструктивно-компоновочной схеме, по которой выполняются КА с ЯЭУ. КА, в которых в качестве РТ используется йод являются перспективными. Однако на данный момент не существует серийных ЭРД на йоде и технологической базы для их отработки и исследования.

Вариант № 4. Рабочее тело ртуть, длина 5,65 м, радиус 0,6 м и масса 6,1 т. СХПРТ выполнена в виде четырех сферических баков. Все агрегаты КА (ЭРД, СХПРТ, ТЭГ, ТА, РЗ, контейнер) расположены по тандемной схеме и подкреплены с помощью силовой ферменной конструкции. ХИ выполнен по «жесткой» схеме в виде цилиндра и развязан с ферменной конструкцией в продольном и поперечном направлениях, т. е. не является несущим элементом конструкции.

Для вывода на орбиту КА могут быть использованы РН «Союз», «Протон», «Протон-М» и «Зенит».

Разработанный подход проектирования позволил непосредственно в конце этапа внешнего проектирования построить трехмерную твердотельную модель конструктивно-компоновочной схемы

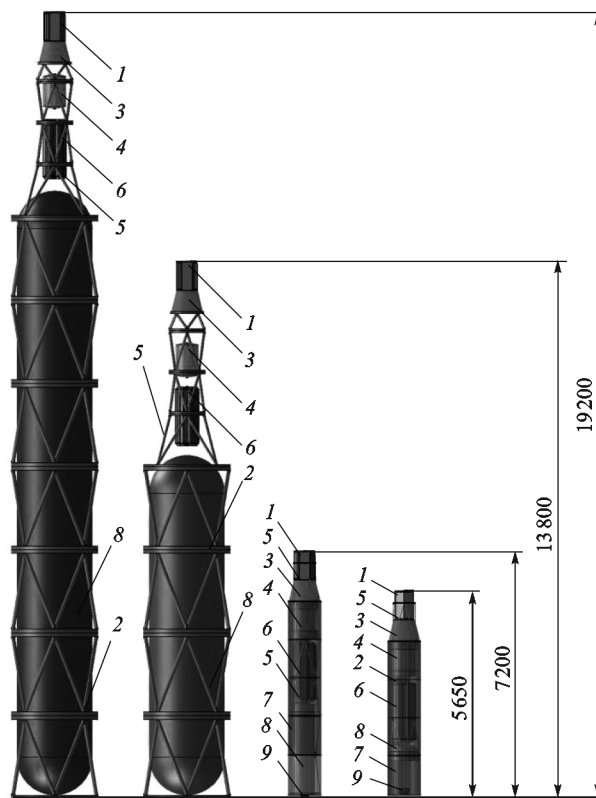


Рис. 9. Схемы трехмерной твердотельной модели конструктивно-компоновочной КА

КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка» с учетом рабочего процесса его агрегатов и их теплового состояния. Это позволяет на этапе внутреннего проектирования перейти к исследованию механических и упруго-динамических характеристик агрегатов и КА в целом в рамках реализованной электронной модели с учетом теплового состояния и режимов работы, что существенно повысит качество проектирования.

Выводы

1. Сформирован технический облик КА с ЭРДУ для транспортировки РАО в режиме «самодоставка» и его отдельных агрегатов с учетом многофакторности (режимов работы, нагрузок и т. д.).
2. В рамках единой электронной модели на уровне внешнего проектирования КА построена конструктивно-компоновочная схема его узлов и агрегатов и получены их массогабаритные характеристики, исходя из теплового состояния и рабочего процесса.
3. Получены диаграммы распределения масс агрегатов КА с учетом энергетических свойств РАО, теплового режима контейнера с РАО, характеристик преобразователя тепловой энергии в электрическую и типа РТ ЭРД.

Литература

- [1] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Онуфриев В.В. Об особенностях проектирования технического облика космического аппарата для транспортировки радиоактивных отходов. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2014, № 5, с. 62–71.
- [2] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Онуфриев В.В. Об особенностях транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения с помощью электроракетных двигательных установок. *Известия РАН. Энергетика*, 2011, № 3, с. 129–138.
- [3] Онуфриев А.В., Онуфриев В.В., Ивашкин А.Б. Проектный облик космического аппарата с энергодвигательной установкой для транспортировки радиоактивных отходов в дальний космос. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. Спец. вып. Ионно-плазменные технологии*, 2011, с. 64–69.
- [4] Дмитриев С.Н., Онуфриев В.В., Онуфриев А.В. *Способ космического захоронения радиоактивных отходов в дальнем космосе и космический аппарат для его осуществления*. Пат. 2492537 РФ. МПК G21F 9/34, B64G 1/66, 2013.
- [5] Охотин А.С., Ефремов А.А., Охотин В.С., Пушкарский А.С. *Термоэлектрические генераторы*. Москва, Атомиздат, 1976. 320 с.
- [6] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Алиев И.Н., Онуфриев В.В. О выборе радиационной защиты космического аппарата при транспортировке радиоактивных отходов на орбиты захоронения с помощью электроракетных двигательных установок. *Тез. докл. 21-й Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. Электромеханические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий*. 12–14 мая 2009 г. Казань, «Отечество», ч. 2, 2009, с. 175–177.
- [7] Алиев И.Н., Дмитриев С.Н., Онуфриев А.В., Онуфриев В.В. Проектный облик КА для транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения в режиме самодоставки. *Тез. докл. XXXV академ. чт. по космонавтике. Актуальные проблемы Российской космонавтики*. Москва, 2011, с. 103–105.
- [8] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Онуфриев В.В. Анализ выбора рабочего тела КА для транспортировки РАО. *Тез. докл. 23-й Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. Электро-механические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий*. Казань, 2011, с. 70–71.
- [9] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Онуфриев В.В. Анализ перемещений и напряжений тепловыводящего отсека космического аппарата с радиоактивными отходами. *Тез. докл. 23-й Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. Электро-механические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий*. Казань, 2011, с. 81–82.
- [10] Варгафтик Н.Б. *Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей*. Москва, Наука, 1972. 543 с.
- [11] Зубарев В.Н., Козлов А.Д., Кузнецов В.М., Сергеева Л.В., Спиридонов В.А. *Теплофизические свойства технически важных газов при высоких температурах и давлениях*. Москва, Энергоатомиздат, 1989. 232 с.
- [12] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Алиев И.Н., Онуфриев В.В. О преимуществах транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения с помощью электроракетных двигательных установок. *Тез. докл. 21-й Всерос. межвуз. науч.-техн. конф. Электромеханические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий*. 12–14 мая 2009 г. Казань, «Отечество», 2009, ч. 2, 2009, с. 177–178.
- [13] Онуфриев А.В., Онуфриев В.В., Дмитриев С.Н. *Анализ поля температур ампулы контейнера с радиоактивными отходами. XXXIV академ. чт. по космонавтике. Актуальные проблемы Российской космонавтики*. Москва, 2012, с. 66–67.
- [14] Островский В.Г., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Черашев Д.В. *Электроракетная двигательная установка на основе двигателей с замкнутым дрейфом электронов на йоде. Космическая техника и технология*, 2013, № 2, с. 42–52.

References

- [1] Onufriev A.V., Dmitriev S.N., Onufriev V.V. Ob osobennostiakh proektirovaniia tekhnicheskogo oblika kosmicheskogo apparata dlia transportirovki radioaktivnykh otkhodov [Technical

- aspects of designing a spacecraft for transporting radioactive waste]. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii. Mashinostroenie* [Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building]. 2014, no. 5, pp. 62–71.
- [2] Onufriev A.V., Dmitriev S.N., Onufriev V.V. Ob osobennostiakh transportirovki radioaktivnykh otkhodov na orbity zakhoroneniia s pomoshch'iu elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok [On the issues relating to the transportation of radioactive wastes to their disposal orbit using electrical propulsion systems]. *Izvestiia RAN. Energetika* [Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Energy]. 2011, no. 3, pp. 129–138.
- [3] Onufriev A.V., Onufriev V.V., Ivashkin A.B. Proektnyi oblik kosmicheskogo apparata s energodvigatel'noi ustanovkoi dlia transportirovki radioaktivnykh otkhodov v dal'nii kosmos [Project appearance spacecraft power propulsion systems for the transport of radioactive waste in deep space]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Mechanical Engineering]. 2011, special issue «Ionno-plazmennye tekhnologii», pp. 64–69.
- [4] Dmitriev S.N., Onufriev V.V., Onufriev A.V. Sposob kosmicheskogo zakhoroneniia radioaktivnykh otkhodov v dal'nem kosmose i kosmicheskii apparat dlia ego osushchestvleniia [The method of space disposal of radioactive waste in deep space and spacecraft for its implementation]. Patent RF no. 2492537, BI no. 20, MPK G21F 9/34, B64G 1/66, 2013.
- [5] Okhotin A.S., Efremov A.A., Okhotin V.S., Pushkarskii A.S. *Termoelektricheskie generatory* [Thermoelectric Generators]. Moscow, Atomizdat publ., 1976. 320 p.
- [6] Onufriev A.V., Dmitriev S.N., Aliev I.N., Onufriev V.V. O vybore radiatsionnoi zashchity kosmicheskogo apparata pri transportirovke radioaktivnykh otkhodov na orbity zakhoroneniia s pomoshch'iu elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok [On the choice of radiation protection of the spacecraft during the transportation of radioactive waste disposal orbit using electric propulsion systems]. 21-ia Vserossiiskaia mezhvuzovskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferentsiia «Elektromekhanicheskie i vnutrikamernye protsessy v energeticheskikh ustanovkakh, struinaia akustika i diagnostika, pribory i metody kontrolya prirodnoi sredy, veshchestv, materialov i izdelii» [21th National Interuniversity Scientific Conference «Electromechanical and intrachamber processes in power plants, jet and acoustic diagnostics, devices and methods of control environment, substances, materials and products»]. Kazan', 2009, 12–14 May, Otechestvo publ., pt. 2, pp. 175–177.
- [7] Aliev I.N., Dmitriev S.N., Onufriev A.V., Onufriev V.V. Proektnyi oblik KA dlia transportirovki radioaktivnykh otkhodov na orbity zakhoroneniia v rezhime samodostavki [Project SC appearance for the transport of radioactive waste disposal orbits mode samodostavki]. *Aktual'nye problemy Rossiiskoi kosmonavtiki: Tezisy doklada. 35 akademicheskie chteniia po kosmonavtike* [Actual problems of Russian Space: Abstracts. 35 academic readings on space]. Moscow, 2011, pp. 103–105.
- [8] Onufriev A.V., Dmitriev S.N., Onufriev V.V. Analiz vybora rabocheho tela KA dlia transportirovki RAO [Analysis of the choice of the working body of spacecraft to transport RAO]. 23-ia Vserossiiskaia mezhvuzovskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferentsiia «Elektro-mekhanicheskie i vnutrikamernye protsessy v energeticheskikh ustanovkakh, struinaia akustika i diagnostika, pribory i metody kontrolya prirodnoi sredy, veshchestv, materialov i izdelii» [23rd National Interuniversity Scientific Conference «Electromechanical and intrachamber processes in power plants, jet and acoustic diagnostics, devices and methods of control environment, substances, materials and products»]. Kazan', 2011, pp. 70–71.
- [9] Onufriev A.V., Dmitriev S.N., Onufriev V.V. Analiz peremeshchenii i napriazhenii toplivnogo oteka kosmicheskogo apparata s radioaktivnymi otkhodami [Analysis of displacements and stresses fuel compartment spacecraft radioactive waste]. 23-ia Vserossiiskaia mezhvuzovskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferentsiia «Elektro-mekhanicheskie i vnutrikamernye protsessy v energeticheskikh ustanovkakh, struinaia akustika i diagnostika, pribory i metody kontrolya prirodnoi sredy, veshchestv, materialov i izdelii» [23rd National Interuniversity Scientific Conference «Electromechanical and intrachamber processes in power plants, jet and acoustic diagnostics, devices and methods of control environment, substances, materials and products»]. Kazan', 2011, pp. 81–82.
- [10] Vargaftik N.B. *Spravochnik po teplofizicheskim svoistvam gazov i zhidkosti* [Handbook of thermophysical properties of gases and liquids]. Moscow, Nauka publ., 1972. 543 p.
- [11] Zubarev V.N., Kozlov A.D., Kuznetsov V.M., Sergeeva L.V., Spiridonov V.A. *Teplofizicheskie svoistva tekhnicheskii vazhnykh gazov pri vysokikh temperaturakh i davleniiax* [Thermophysical

- properties of technically important gases at high temperatures and pressures]. Moscow, Energoatomizdat publ., 1989. 232 p.
- [12] Onufriev A.V., Dmitriev S.N., Aliev I.N., Onufriev V.V. *O preimushchestvakh transportirovki radioaktivnykh otkhodov na orbity zakhoroneniia s pomoshch'iu elektroraketnykh dvigatel'nykh ustanovok* [On the advantages of the transport of radioactive waste disposal orbit using electric propulsion systems]. *21-ia Vserossiiskaia mezhvuzovskaia nauchno-tekhnicheskaiia konferentsiia «Elektromekhanicheskie i vnutrikamernye protsessy v energeticheskikh ustanovkakh, struinaia akustika i diagnostika, pribory i metody kontroliia prirodnoi sredy, veshchestv, materialov i izdelii»* [21th National Interuniversity Scientific Conference «Electromechanical and intrachamber processes in power plants, jet and acoustic diagnostics, devices and methods of control environment, substances, materials and products»]. Kazan', 2009, 12-14 May, Otechestvo publ., pt. 2, 2009, pp. 177–178.
- [13] Onufriev A.V., Onufriev V.V., Dmitriev S.N. *Analiz polia temperatur ampuly konteynera s radioaktivnymi otkhodami* [Analysis of temperature field ampoule container of radioactive waste]. *34 akademicheskie chteniia po kosmonavtike «Aktual'nye problemy Rossiiskoi kosmonavtiki»* [34th academic readings on space «Actual problems of the Russian Space»]. Moscow, 2012, pp. 66–67.
- [14] Ostrovskii V.G., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Cherashev D.V. *Elektroraketnaia dvigatel'naia ustanovka na osnove dvigatelei s zamknutym dreifom elektronov na iode* [Electric propulsion system based on engines with closed electron drift on iodine]. *Kosmicheskaiia tekhnika i tekhnologiia* [Space Engineering and Technology]. 2013, no. 2, pp. 42–52.

Статья поступила в редакцию 14.03.2014

Информация об авторах

ОНУФРИЕВ Александр Валерьевич (Москва) — аспирант кафедры «Аэрокосмические системы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: alexandr7@yandex.ru).

ДМИТРИЕВ Сергей Николаевич (Москва) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Аэрокосмические системы». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: dmitrievsn@mail.ru).

ОНУФРИЕВ Валерий Валентинович (Москва) — доктор технических наук, профессор кафедры «Плазменные энергетические установки». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: onufryev@bmstu.ru).

Information about the authors

ONUFRIEV Aleksandr Valer'evich (Moscow) — Post-Graduate of «Aerospace Systems» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: alexandr7@yandex.ru).

DMITRIEV Sergey Nikolaevich (Moscow) — Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor of «Aerospace Systems» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: dmitrievsn@mail.ru).

ONUFRIEV Valeriy Valentinovich (Moscow) — Dr. Sc. (Eng.), Professor of «Plasma Power Plants» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: onufryev@bmstu.ru).