



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(51) МПК  
**G21F 9/34** (2006.01)  
**B64G 1/66** (2006.01)  
**B64G 1/40** (2006.01)

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

(21)(22) Заявка: **2012121400/11**, **24.05.2012**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
**24.05.2012**

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **24.05.2012**

(45) Опубликовано: **10.09.2013** Бюл. № 25

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **ОНУФРИЕВ А.В., ОНУФРИЕВ В.В. и др. Об особенностях транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения с помощью электроракетных двигательных установок. Известия РАН. Энергетика, 2011, №3, с.129-138. ОНУФРИЕВ А.В., ОНУФРИЕВ В.В. и др. Проектный облик комического аппарата с энергодвигательной установкой для транспортировки (см. прод.)**

Адрес для переписки:

**105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, стр.1,  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, ЦЗИС, С.Н.  
Дмитриеву, каф. СМ-2**

(72) Автор(ы):

**Дмитриев Сергей Николаевич (RU),  
Онуфриев Валерий Валентинович (RU),  
Онуфриев Александр Валерьевич (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана" (МГТУ им. Н.Э. Баумана) (RU)**

**(54) СПОСОБ КОСМИЧЕСКОГО ЗАХОРОНЕНИЯ РАДИОАКТИВНЫХ ОТХОДОВ В ДАЛЬНЕМ КОСМОСЕ И КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ ДЛЯ ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ**

(57) Реферат:

Изобретения относятся к способам внеземного захоронения радиоактивных отходов и к космическим аппаратам (КА) с электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) для транспортировки этих отходов к областям захоронения. Способ включает помещение ампул с указанными отходами в теплопроводящие матрицы внутри контейнера. Выделяемое в них тепло отводят теплоносителем первого замкнутого контура к теплому аккумулятору и далее - к горячему спаю термоэлектрического генератора. Холодный спай охлаждают теплоносителем второго замкнутого контура, отводя тепло к излучающей радиаторной поверхности. Полученную в генераторе электроэнергию

подают к ЭРДУ. Теплоноситель первого контура (например, литий, калий, цезий, ртуть, висмут, либо газы) частично используют в качестве рабочего тела ЭРДУ. Расход последнего увеличивают по экспоненциальному закону, выбирая избыток теплоносителя сверх потребного для отвода текущей тепловой мощности. Эта мощность падает вследствие радиоактивного распада транспортируемых отходов. Первый контур теплоносителя снабжен термодросселем и электроклапаном и имеет разветвление на выходе из контейнера. Первый выход разветвления соединен со входом теплового аккумулятора, а выход первого контура соединен с входом электроклапана. Выход электроклапана соединен с входом

термодросселя, выход которого соединен с выходом емкости рабочего тела ЭРДУ. Техническим результатом изобретений является увеличение массы транспортируемых

радиоактивных отходов путем увеличения тяги ЭРДУ и снижения массы ее рабочего тела. 2 н.п. ф-лы, 2 ил.

(56) (продолжение):

радиоактивных отходов в дальний космос. Вестник МГТУ. Машиностроение. Спец. выпуск «Ионно-плазменные технологии», 2011, с.64-69. SU 1764524 A3, 23.09.1992. SU 1836725 A3, 23.08.1993. RU 2022380 C1, 30.10.1994. RU 2041140 C1, 09.08.1995. DE 102009005787 A1, 16.09.2010. GB 2427306 A, 20.12.2006. US 6495846 B1, 17.12.2002.

R U 2 4 9 2 5 3 7 C 1

R U 2 4 9 2 5 3 7 C 1



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.  
*G21F 9/34* (2006.01)  
*B64G 1/66* (2006.01)  
*B64G 1/40* (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: 2012121400/11, 24.05.2012

(24) Effective date for property rights:  
24.05.2012

Priority:

(22) Date of filing: 24.05.2012

(45) Date of publication: 10.09.2013 Bull. 25

Mail address:

105005, Moskva, ul. 2-ja Baumanskaja, 5, str.1,  
MGТУ im. N.Eh. Baumana, TsZIS, S.N.  
Dmitrievu, kaf. SM-2

(72) Inventor(s):

**Dmitriev Sergej Nikolaevich (RU),  
Onufriev Valerij Valentinovich (RU),  
Onufriev Aleksandr Valer'evich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federal'noe gosudarstvennoe bjudzhetnoe  
obrazovatel'noe uchrezhdenie vysshego  
professional'nogo obrazovanija "Moskovskij  
gosudarstvennyj tekhnicheskij universitet imeni  
N.Eh. Baumana" (MGТУ im. N.Eh. Baumana)  
(RU)**

(54) **METHOD FOR SPACE BURIAL OF RADIOACTIVE WASTES IN FAR SPACE AND SPACECRAFT FOR ITS REALISATION**

(57) Abstract:

FIELD: power engineering.

SUBSTANCE: inventions are related to methods of extraterrestrial burial of radioactive wastes and to spacecrafts (SC) with an electrojet propulsion system (EPS) for transportation of these wastes to areas of burial. The method includes placement of ampoules with specified wastes into heat-conductive matrices inside a container. Heat released in them is removed by coolant of the first closed circuit to a heat accumulator and further to a hot junction of a thermal electric generator. The cold junction is cooled with coolant of the second closed circuit, removing heat to the emitting radiator surface. Electric energy produced in the generator is supplied to the EPS. The coolant of the first circuit (for instance, lithium, potassium, caesium, mercury, bismuth, or gases) is partially used as a working body of the EPS. The flow of the latter is increased

in accordance with the exponential law, selecting excessive coolant above the necessary one for removal of the current thermal power. This power drops as a result of radioactive decomposition of transported wastes. The first circuit of the coolant is equipped with a thermal throttle and an electric valve and has a branch at the outlet from the container. The first outlet of the branch is connected to the inlet of the thermal accumulator, and the outlet of the first circuit is connected with the inlet of the electric valve. The outlet of the electric valve is connected with the inlet of the thermal throttle, the outlet of which is connected with the outlet of the EPS working body reservoir.

EFFECT: increased mass of transported radioactive wastes by increasing thrust of EPS and reduction of its working body mass.

2 cl, 2 dwg

Изобретение относится к области космической техники, а более конкретно к способам космического захоронения радиоактивных отходов и космическим аппаратам (КА) с электроракетной двигательной установкой для транспортировки на орбиты захоронения в дальний космос радиоактивных отходов (РАО).

Известен способ захоронения радиоактивных отходов в космосе, заключающийся в измельчении отходов, их спекании с другими частицами диаметром до 10 мкм, обладающими высокотемпературным сверхпроводящим свойством с диамагнитной восприимчивостью 0,1...0,2, доведении веса частиц до 0,1...0,3 мг, помещении в контейнер, доставлении в подсолнечную зону магнитопаузы на расстоянии 0,6...10 радиусов Земли и осуществлении их выброса в поле левитирующей силы в направлении от Земли [1].

Данный способ осуществляется с помощью КА, содержащего контейнеры для транспортировки РАО, который с помощью двигательной установки, в том числе и электроракетной двигательной установки (ЭРД) транспортирует радиоактивные отходы на орбиту в дальнем космосе.

Недостатком указанного способа транспортировки радиоактивных отходов в дальний космос на орбиты захоронения и устройства для его осуществления является малая масса транспортируемых радиоактивных отходов и создание в космическом пространстве облаков из радиоактивных частиц (вследствие распыления их из контейнеров), которые способны изменять направление движения при дополнительном внешнем воздействии (появление градиентов полей и возмущений, приводящих к отклонению в поперечном направлении к первоначальному движению), что может привести к образованию радиоактивных областей солнечной системы на траектории движения Земли.

Наиболее близким к заявляемому способу космического захоронения радиоактивных отходов является способ, заключающийся в том, что радиоактивные отходы располагают в контейнере и помещают в ампулы, расположенные в теплопроводящих матрицах, при этом выделяемое тепло отводят теплоносителем, циркулирующим в первом замкнутом контуре, причем это тепло подводят к тепловому аккумулятору, а далее подводят к горячему спая термоэлектрического генератора, при этом холодный спай охлаждают теплоносителем, циркулирующим во втором замкнутом контуре, причем тепло отводят на поверхности, которые излучают отведенное тепло в космическое пространство; получают электрическую энергию в термоэлектрическом генераторе и подводят электрическую энергию к электроракетной двигательной установке, создают реактивную тягу, за счет которой транспортируют радиоактивные отходы в дальний космос на орбиты захоронения [2].

Указанный способ реализуется с помощью устройства - космического аппарата (КА) для захоронения радиоактивных отходов в дальнем космосе, содержащем контейнер с радиоактивными отходами в ампулах, расположенными в теплопроводящих матрицах, помещенных в каналы, омываемыми теплоносителем, циркулирующим в первом замкнутом контуре, тепловой аккумулятор, термоэлектрический генератор, вторичный источник питания, электроракетную двигательную установку, емкость для хранения рабочего тела электроракетной двигательной установки, второй контур с теплоносителем и холодильник-излучатель, причем выход контейнера по теплоносителю первого контура соединен с входом теплового аккумулятора, выход теплового аккумулятора соединен с входом горячего спая термоэлектрического генератора, выход горячего спая соединен с входом теплоносителя контейнера, при этом выход холодного спая термоэлектрического

генератора соединен с входом холодильника-излучателя трубопроводом с теплоносителем второго контура, а его вход с выходом холодильника-излучателя, электрические выходы термоэлектрического генератора соединены с входом вторичного источника питания, выходы вторичного источника питания соединены с электрическими входами электроракетной двигательной установки, выход емкости рабочего тела соединен с входом электроракетной двигательной установки [3].

Недостатком указанного способа транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения в дальний космос и устройства для его осуществления является небольшая масса транспортируемых радиоактивных отходов из-за невысокой величины их тепловой мощности, и как следствие невысокой тяги электроракетной двигательной установки, большой массы рабочего тела, расходуемого на транспортировку.

Задачей изобретения является существенное увеличение массы транспортируемых радиоактивных отходов за счет увеличения тяги электроракетной двигательной установки и снижения массы ее рабочего тела.

Технический результат достигается тем, что в известном способе космического захоронения радиоактивных отходов, заключающемся в том, что радиоактивные отходы располагают в контейнере и помещают в ампулы, расположенные в теплопроводящих матрицах, при этом выделяемое тепло отводят теплоносителем, циркулирующим в первом замкнутом контуре, причем это тепло подводят к теплому аккумулятору, а далее подводят к горячему спаю термоэлектрического генератора, при этом холодный спай охлаждают теплоносителем, циркулирующим во втором замкнутом контуре, причем тепло отводят на поверхности, которые излучают отведенное тепло в космическое пространство; получают электрическую энергию в термоэлектрическом генераторе и подводят электрическую энергию к электроракетной двигательной установке, создают реактивную тягу, за счет которой транспортируют радиоактивные отходы в дальний космос на орбиты захоронения, теплоноситель первого контура и рабочее тело электроракетной двигательной установки берут одинаковыми, при этом для увеличения реактивной тяги электроракетного двигателя используют часть теплоносителя первого контура в качестве рабочего тела, причем его расход определяется соотношением:

$$m_{\text{мн}}^{\text{ЭРД}} = \alpha Q_0^{\text{РАО}} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{0,69t}{T_{1/2}}\right) \right],$$

где  $\alpha$  - коэффициент, зависящий от теплоемкости теплоносителя, условий теплосъема (режима течения, коэффициента теплоотдачи),  $Q_0^{\text{РАО}}$  - начальное тепло радиоактивных отходов,  $t$  - время работы электроракетной двигательной установки,  $T_{1/2}$  - период полураспада изотопов радиоактивных отходов.

При этом в известном устройстве для реализации предлагаемого способа космического захоронения радиоактивных отходов - КА для захоронения радиоактивных отходов в дальнем космосе, содержащем контейнер с радиоактивными отходами в ампулах, расположенных в теплопроводящих матрицах, помещенных в каналы и омываемых теплоносителем, циркулирующим в первом замкнутом контуре, тепловой аккумулятор, термоэлектрический генератор, вторичный источник питания, электроракетную двигательную установку, емкость для хранения рабочего тела электроракетной двигательной установки, второй контур с теплоносителем и холодильник-излучатель, причем выход контейнера по теплоносителю первого контура соединен с входом теплового аккумулятора, выход теплового аккумулятора

соединен с входом горячего спая термоэлектрического генератора, выход горячего спая соединен с входом теплоносителя контейнера, при этом выход холодного спая термоэлектрического генератора соединен с входом холодильника-излучателя трубопроводом с теплоносителем второго контура, а его вход с выходом  
5 холодильника-излучателя, электрические выходы термоэлектрического генератора соединены с входом вторичного источника питания, выходы вторичного источника питания соединены с электрическими входами электроракетной двигательной  
10 двигательной установки, первый контур теплоносителя снабжен термодросселем и электроклапаном и имеет разветвление на выходе из контейнера, причем первый выход разветвления соединен со входом теплового аккумулятора, при этом выход первого контура соединен с входом электроклапана, выход электроклапана соединен с входом термодросселя, выход термодросселя соединен с выходом емкости рабочего  
15 тела электроракетной двигательной установки.

На фиг.1 приведена схема космического аппарата (КА).

На фиг.2 - схема расположения ампулы в составе контейнера КА.

КА для транспортировки РАО на орбиты захоронения (фиг.1) содержит: отсек  
20 полезной нагрузки, включающий контейнер с ампулами, заполненными РАО - 1, нейтронную защиту и защиту от гамма-излучения - 2, огораживающие ампулы с радиоактивными отходами от остальной части аппарата, причем ампулы расположены в теплопроводящих матрицах (показаны на фиг.2), которые охлаждаются теплоносителем первого контура - 8, который по трубопроводу из  
25 коллектора контейнера - 1 поступает в тепловой аккумулятор - 3, а также часть теплоносителя первого контура - 8 через электроклапан - 10 и термодроссель - 11 поступает в электроракетный двигатель - 6 в качестве рабочего тела. После теплового аккумулятора - 3 теплоноситель поступает на горячие спаи термоэлектрического  
30 преобразователя - 4, преобразовывающего тепловую энергию в электрическую. Выработанная электрическая энергия поступает на вторичный источник питания - 13, который необходим для согласования параметров ТЭГ - 4 и ЭРД - 6. Емкость с рабочим телом - 5 служит для питания электроракетного двигателя - 6. Холодный спай термоэлектрического преобразователя - 4 охлаждается теплоносителем второго  
35 контура - 9 и поступает в холодильник-излучатель - 7, подкрепленный силовой фермой КА. Клапан - 12 служит соединением первого контура теплоносителя - 8 с внешним теплообменником в период предстартовой подготовки. После старта клапан - 12 перекрывает цепь внешнего теплообменника и открывает цепь: контейнер - 1 -  
40 тепловой аккумулятор - 3 - термоэлектрический преобразователь - 4.

Ампулы - 14 (фиг.2) располагают в теплопроводящих матрицах - 16 (фиг.2) контейнера - 15 (фиг.2), охлаждаемых теплоносителем (при этом контур охлаждения ампул - 1 и отвода тепла радиоактивных отходов функционирует уже на  
45 предстартовом этапе через клапан - 12 (фиг.1). Предстартовая подготовка заключается в следующем. На стартовой позиции к КА (к контейнеру - 1 с РАО) подводится через клапан - 12 дополнительный внешний контур циркуляции теплоносителя с внешним теплообменником и холодильником для отвода тепла, выделяемого загруженными в контейнер - 1 РАО. Термоэлектрический  
50 преобразователь - 4 (ТЭГ) находится в нерабочем состоянии («транспортное положение» - теплоноситель не циркулирует в первом контуре - 8 космического аппарата). Это обеспечивает термостабилизацию контейнера - 1 с РАО в предстартовый период.

Реализация способа космического захоронения радиоактивных отходов осуществляется следующим образом.

На активном участке вывода КА с помощью ракеты-носителя на опорную орбиту (высотой 800 км) тепловой аккумулятор - 3 выполняет функции накопителя тепла, выделяемого радиоактивными отходами (происходит расплавление рабочего материала теплового аккумулятора (ТА) - 3 и запасание энергии фазового перехода в его рабочем веществе). Тепловой контур - 8 не передает тепло к горячему спаю термоэлектрического преобразователя - 4. По завершении активного участка выведения при расплавлении большей части рабочего вещества ТА тепло передается далее к горячему спаю термоэлектрического преобразователя - 4, таким образом, вырабатывается электрическая энергия, поступающая через вторичный источник питания - 13 на электроракетный двигатель - 6, который создает тягу для полета КА на орбиту захоронения транспортируемых РАО в режиме «самодоставки».

Чтобы поддерживать электрическую мощность ТЭГ неизменной, необходимо поддерживать температуру его спаев постоянной. В условиях снижающейся тепловой мощности транспортируемых РАО (по закону радиоактивного распада) регулируют (уменьшают) расход теплоносителя первого теплового контура - 8 по экспоненциальному закону, таким образом, появляется избыток теплоносителя первого контура, который отводится через электроклапан - 10 с помощью термодросселя - 11 в электроракетный двигатель - 6 (ЭРД может использовать в качестве рабочего тела жидкие металлы: литий, калий, цезий, ртуть, висмут, либо газы). Рабочее тело ЭРД - 6 и теплоноситель первого теплового контура - 8 выбираются одинаковыми. Таким образом, увеличивается тяга электроракетного двигателя - 6, обеспечивается дополнительное снижение массы КА (вследствие отбора массы теплоносителя теплового контура - 8 для создания тяги), что позволяет увеличить ускорение КА и достичь большей характеристической скорости (характеризующей параметры орбиты захоронения: радиус и угол наклона к плоскости эклиптики) за неизменное время работы ЭРД, либо при заданной величине характеристической скорости за счет меньшего времени работы ЭРД - 6 использовать меньший запас рабочего тела в емкости - 5 для перелета и таким образом при неизменной начальной массе КА вывести большую массу РАО на орбиту захоронения.

В процессе перелета КА с опорной орбиты на орбиту захоронения с помощью электроракетного двигателя первичным источником энергии выступают сами транспортируемые РАО, выделяемое тепло которых изменяется по закону радиоактивного распада (постоянная  $0,69=\ln 2$ ):

$$Q_{pm}(t) = Q_0^{PAO} \left[ \exp\left(-\frac{0,69t}{T_{1/2}}\right) \right]. \quad (1)$$

Теплоноситель горячего контура - 8, охлаждающий РАО и нагревающий этим теплом горячий спай ТЭГ - 4, для обеспечения постоянной температуры горячего спае необходимо регулировать по расходу, пропорционально изменяющемуся теплу, выделяемого РАО -  $Q_{pm}(t)$ :

$$m_{mn}^*(t) = m_0^{*mn} \left[ \exp\left(-\frac{0,69t}{T_{1/2}}\right) \right] = a Q_{pm}(t) = a Q_0^{PAO} \left[ \exp\left(-\frac{0,69t}{T_{1/2}}\right) \right], \quad (2)$$

где  $m_0^{*TH}$  - начальный расход теплоносителя контура - 8 при старте с опорной орбиты (в момент времени  $t=0$ ) на орбиту захоронения,  $a$  - коэффициент, зависящий от теплоемкости теплоносителя, условий теплосъема (режима течения, коэффициента

теплоотдачи и т.д.). Таким образом, образуется избыток расхода теплоносителя горячего контура - 8, который можно перенаправить в ЭРД - 6:

$$m_{\text{мн}}^{\text{ЭРД}}(t) = m_0^{\text{мн}} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{0,69t}{T_{1/2}}\right) \right]. \quad (3)$$

Или с учетом (2) выражение (3) примет вид:

$$m_{\text{мн}}^{\text{ЭРД}} = \alpha Q_0^{\text{РАО}} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{0,69t}{T_{1/2}}\right) \right]. \quad (3^*)$$

Если в качестве теплоносителя использовать жидкий металл (калий, натрий, ртуть, висмут, литий или газообразный, по такой, какой использует в качестве рабочего тела электроракетный двигатель - 6), то этот избыток можно направить в электроракетный двигатель для создания дополнительной тяги и увеличения ускорения КА.

Конечная масса КА на орбите захоронения  $M_{\text{КА}}^{\text{кон}}$  определяется в соответствии с формулой Мещерского-Циолковского:

$$M_{\text{КА}}^{\text{кон}} = M_{\text{КА}}^0 \left[ \exp\left(-\frac{V_{\text{КА}}}{I_{\text{уд}}}\right) \right], \quad (4)$$

где  $M_{\text{КА}}^0$  - начальная масса КА на опорной орбите,  $V_{\text{КА}}$  - характеристическая скорость,  $I_{\text{уд}}$  - удельный импульс ЭРД.

Так как тяга ЭРД и ускорение КА возросли, то время набора соответствующей характеристической скорости  $V_{\text{КА}}$  уменьшается, поэтому запас рабочего тела в емкости - 5 может быть снижен. В этом случае при неизменной начальной массе КА  $M_{\text{КА}}^0$  можно увеличить транспортируемую массу РАО, исходя из соотношения, что масса КА может быть выражена как:

$$M_{\text{КА}}^0 = M_{\text{П}} + M_{\text{Т}} + M_{\text{КОНСТР}} + M_{\text{ЭРДУ}}, \quad (5)$$

где  $M_{\text{Т}}$  - масса рабочего тела ЭРД на перелет,  $M_{\text{КОНСТР}}$  - масса силовой конструкции и баков,  $M_{\text{ЭРДУ}}$  - масса ЭРДУ (в которую входит масса системы преобразования первичной энергии в электрическую и собственно ЭРД),  $M_{\text{П}}$  - масса контейнера с РАО.

Часть массы рабочего тела для ЭРД (теплоноситель горячего контура) в выражении (5) входит в  $M_{\text{ЭРДУ}}$ , поэтому величина  $M_{\text{Т}}$  может быть снижена по сравнению с известным техническим решением, представленным выше в тексте. Таким образом, при заданной характеристической скорости КА  $V_{\text{КА}}$  (или орбите захоронения РАО), для неизменных составляющих массы КА:  $M_{\text{КОНСТР}}$ ,  $M_{\text{ЭРДУ}}$ , масса рабочего тела ЭРД -  $M_{\text{Т}}$  уменьшается в заявляемом техническом решении, вследствие чего увеличивается масса РАО -  $M_{\text{П}}$ .

Пример

Пусть электрическая мощность электроракетного двигателя порядка 10 кВт, время транспортировки (работы электроракетного двигателя) 3 года. Положим период полураспада транспортируемых РАО (усредненный) 30 лет.

За время перелета КА на орбиту захоронения РАО ( $t=9,4608 \cdot 10^7$  с=3 года) мощность их тепловыделения уменьшится на 7%, то есть ежесекундно мощность снижается на  $0,74 \cdot 10^{-7}\%$ . Таким образом, снижение расхода теплоносителя горячего контура - 8 ежесекундно будет равно этой же величине по отношению к первоначальному расходу  $m_0^{\text{мн}}$ . В этом случае дополнительный расход

теплоносителя горячего контура - 8, направленный в ЭРД - 6 для увеличения тяги, составит:

$$m_{\text{тн}}^{\text{ЭРД}} = m_0^* \left[ 1 - \exp(-0,07) \right]; \quad 0,07 m_0^* \quad (6)$$

5 Если для охлаждения контейнера с РАО тепловой мощностью 100 кВт (КПД ТЭГ составляет 10%) необходим расход  $m_0^*$  порядка 1...3 кг/с, то величина дополнительного ежесекундного расхода теплоносителя (отбираемая из контура - 8 через клапан - 10 и термодроссель - 11) для увеличения тяги ЭРД составит

$$10 \quad m_{\text{ЭРД}}^{\text{тн}} = 0,02 \dots 0,2 \text{ МГ/с.}$$

Это количество дополнительного расхода теплоносителя вместе с основным расходом рабочего тела электроракетного двигателя будет создавать большую величину тяги, что позволит выводить при заданной характеристической скорости

15 КА (параметров орбиты захоронения) большую массу РАО.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Патент РФ №2022380. Способ захоронения радиоактивных отходов в космосе. МПК G21F 9/34. Опубликовано: 30.10.1994.

20 2. Онуфриев А.В., Онуфриев В.В., Дмитриев С.Н. Об особенностях транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения с помощью электроракетных двигательных установок // Известия РАН. Энергетика. - 2011, №3. - С.129-138.

25 3. Онуфриев А.В., Онуфриев В.В., Ивашкин А.Б. Проектный облик комического аппарата с энергодвигательной установкой для транспортировки радиоактивных отходов в дальний космос // Вестник МГТУ. Машиностроение. Спец. Вып. «Ионно-плазменные технологии». - 2011. - С.64-69.

#### Формула изобретения

30 1. Способ космического захоронения радиоактивных отходов в дальнем космосе, заключающийся в том, что радиоактивные отходы располагают в контейнере и помещают в ампулы, расположенные в теплопроводящих матрицах, при этом выделяемое тепло отводят теплоносителем, циркулирующим в первом замкнутом

35 контуре, причем это тепло подводят к теплому аккумулятору, а далее подводят к горячему спаю термоэлектрического генератора, при этом холодный спай охлаждают теплоносителем, циркулирующим во втором замкнутом контуре, причем тепло отводят на поверхности, которые излучают отведенное тепло в космическое

40 пространство, получают электрическую энергию в термоэлектрическом генераторе и подводят электрическую энергию к электроракетной двигательной установке, создают реактивную тягу, за счет которой транспортируют радиоактивные отходы в дальний космос на орбиты захоронения, отличающийся тем, что теплоноситель первого

45 контура и рабочее тело электроракетной двигательной установки берут одинаковыми, при этом для увеличения реактивной тяги электроракетного двигателя используют часть теплоносителя первого контура в качестве рабочего тела, причем его расход определяется соотношением:

$$50 \quad m_{\text{тн}}^{\text{ЭРД}} = a Q_0^{\text{РАО}} \left[ 1 - \exp\left(-\frac{0,69t}{T_{1/2}}\right) \right],$$

где а - коэффициент, зависящий от теплоемкости теплоносителя, условий теплосъема (режима течения, коэффициента теплоотдачи),

$Q_0^{\text{РАО}}$  - начальное тепло радиоактивных отходов,

$t$  - время работы электроракетной двигательной установки,

$T_{1/2}$  - период полураспада изотопов радиоактивных отходов.

5 2. Космический аппарат для осуществления способа по п.1, содержащий контейнер  
с радиоактивными отходами в ампулах, расположенных в теплопроводящих  
матрицах, помещенных в каналы и омываемых теплоносителем, циркулирующим в  
первом замкнутом контуре, тепловой аккумулятор, термоэлектрический генератор,  
10 вторичный источник питания, электроракетную двигательную установку, емкость для  
хранения рабочего тела электроракетной двигательной установки, второй контур с  
теплоносителем и холодильник-излучатель, причем выход контейнера по  
теплоносителю первого контура соединен со входом теплового аккумулятора, выход  
теплового аккумулятора соединен с входом горячего спая термоэлектрического  
15 генератора, выход горячего спая соединен с входом теплоносителя контейнера, при  
этом выход холодного спая термоэлектрического генератора соединен с входом  
холодильника-излучателя трубопроводом с теплоносителем второго контура, а его  
вход с выходом холодильника-излучателя, электрические выходы  
термоэлектрического генератора соединены с входом вторичного источника питания,  
20 выходы вторичного источника питания соединены с электрическими входами  
электроракетной двигательной установки, выход емкости рабочего тела соединен с  
входом электроракетной двигательной установки, отличающийся тем, что первый  
контур теплоносителя снабжен термодросселем и электроклапаном и имеет  
25 разветвление на выходе из контейнера, причем первый выход разветвления соединен  
со входом теплового аккумулятора, а выход первого контура соединен с входом  
электроклапана, выход электроклапана соединен с входом термодросселя, выход  
термодросселя соединен с выходом емкости рабочего тела электроракетной  
двигательной установки.

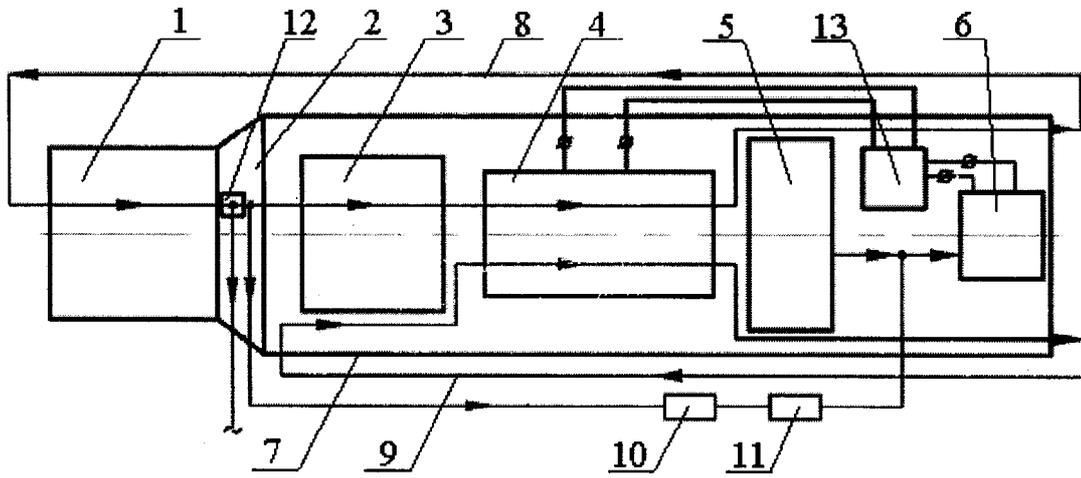
30

35

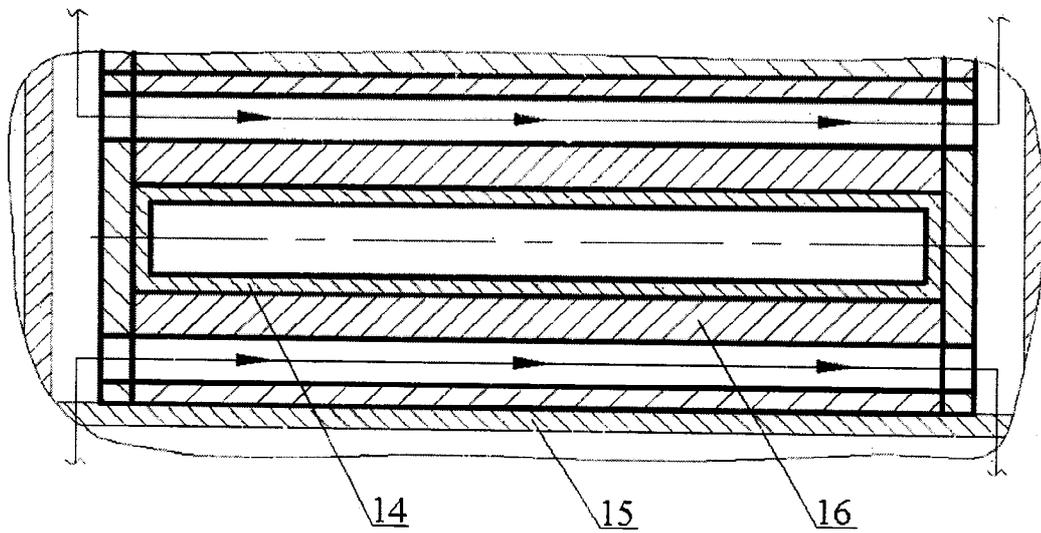
40

45

50



Фиг. 1



Фиг. 2