

Аннотация

Как правило, источником питания космических аппаратов (КА), обращающихся в зоне Солнечной системы являются Солнечные панели photovoltaic.

В статье описывается другая, более эффективная система жизнеобеспечения КА. Система основана на использовании средств прямого монотемпераурного преобразователя теплоты в электрический постоянный ток микросхемами, которые называются «Хладёры».

Ключевые слова: энергообеспечение КА; термостабилизация отсеков КА; рекуперация энергии внутри КА.

Энергообеспечение и термостабилизация КА.

Энергия, полученная от солнечных панелей закачивается внутрь КА и почти вся преобразуется в теплоту. Теплоту (даже если КА не пилотируемый – не обитаемый) приходится отводить из КА и рассеивать в космосе.

Как правило, единственный способ передачи теплоты в космос является излучательный метод. Теплота из КА передаётся излучающему радиатору, а чтобы радиатор не нагревался прямыми Солнечными лучами его приходится размещать с обратной стороны Солнечной панели. При этом температура радиатора должна быть выше температуры окружающего пространства.

Сопутствует Солнечным панелям и проблема парусности панелей, а радиаторы охлаждения КА нужно уберегать от прямого освещения Солнечными лучами.

Предлагается вместо солнечных панелей photovoltaic применить панели heatvoltaic. Удельная выходная мощность панелей heatvoltaic в 4 (четыре) раза выше, чем панелей photovoltaic, соответственно парусность панелей heatvoltaic в 4 (четыре) раза ниже, чем у панелей photovoltaic равной мощности.

*** Панели heatvoltaic представляют собой пластину, поглощающую теплоту из окружающей среды, как от излучения Солнца так и теплоту отражённых лучей от Земли, а на пластине размещены микросхемы ХЛАДЁРЫ, преобразующие теплоту в электрический ток.

Кроме того, микросхемы типа Хладёр следует размещать на тепловыделяющих элементах агрегатов, работающих внутри КА. Хладёры внутри аппарата преобразуют с КПД =100% в электрическую энергию бросовую теплоту агрегатов, теплоту не нужно будет отводить из КА наружу, а выходную электрическую энергию хладёров следует использовать для питания агрегатов КА.

При рекуперации электроэнергии Хладёрами внутри КА необходимость в солнечных панелях падает во много раз, ибо энергия требуется только та, что излучается радиопередатчиками в процессе жизнедеятельности КА.

*** Если для питания КА применяется ядерная энергия, то вся тепловая мощность ядерного реактора, преобразуется в электрическую энергию, и нет

необходимости выводить бросовую теплоту от турбин или элементов Пельтье в забортные теплообменники.

В результате применения Хладёров:

- снижается масса спутника, что снижает стоимость его вывода на орбиту;
- снижается парусность спутника как минимум в 4 раза, что уменьшает расход рабочего тела реактивного двигателя при подъёме спутника на нужную орбиту, а это увеличивает срок службы запаса рабочего тела для корректирующих орбиту реактивных двигателей и время жизни спутника на орбите.

Удельные затраты на содержание группировки спутников уменьшаются.

Хладёры в космосе

В основе предложения лежит доказанная экспериментом возможность преобразования теплоты окружающей среды в электроэнергию с коэффициентом 100%.

Преобразователь теплоты набирается из микросхем «Хладёр», каждая из которых представляет собой матрицу электрических шумящих проводников и каждый источник теплового случайного электрического тока Найквиста с нулевым средним значением снабжён выпрямителем.

Выпрямленные токи шумового напряжения складываются последовательно для получения нужного выходного напряжения, а последовательно соединённые цепи соединяются параллельно, для получения нужного выходного тока.

Матрица может иметь любую площадь подложки на любую выходную мощность.

Когда к выводам матрицы не подключен нагрузочный резистор, то матрица находится при температуре окружающей среды. Когда к выводам микросхемы подключают нагрузку, микросхема преобразует в электрический ток внутреннюю тепловую энергию кристалла, а сам кристалл микросхемы охлаждается. Из окружающей среды в микросхему (как в более холодный объект) поступает теплота по широко распространённому принципу – от тёплого к холодному.

Поступившая в микросхему из окружающей среды теплота преобразуется в выходной электрический ток.

Действующий макет преобразователя создан, но малой мощности.

*** Известны четыре группы научных сотрудников в Японии и США, которые находятся на расстоянии одного-двух шагов до результатов, полученных в России.

Известно, что даже на высоте геостационарных спутников присутствуют остатки атмосферы. Плотность атмосферы на этой высоте мала но, тем не менее, парусность спутника вызывает сопротивление движению спутника в этой атмосфере и периодически высоту орбиты спутника нужно поднимать.

Для обеспечения работы двигателя, корректирующего орбиту, на борту геостационарных спутников приходится хранить рабочее тело для работы

реактивного двигателя. Время жизни спутника на орбите чаще всего зависит от запаса рабочего тела на его борту.

Парусность спутников и орбитальной станции в основном зависит от площади солнечных панелей, которые обеспечивают работоспособность механизмов спутника и орбитальной станции.

КПД кремниевых солнечных панелей не выше 25%.

Можно вместо традиционных солнечных панелей применить фольгированный пластик и на нем кое-где разместить хладёры и электрические дорожки проводников, соединяющих хладёры и если пластик выполнить по светопоглощающей технологии (чёрный из углеволокна), то КПД такой солнечной панели будет до 4 раза выше, чем панели photovoltaic.

При заданной выходной мощности источника питания, парусность солнечной панели нового типа будет в 4 раза меньше, потребуется в четыре раза реже поднимать космический аппарат для восстановления орбиты.

Предпосылки для обсуждения проекта.

1. Вся энергия, полученная от солнечных панелей и других источников энергии на борту Космического Аппарата (КА), кроме энергии, излучённой передатчиком радиосвязи, превращается в теплоту внутри аппарата и выводится в космос тепловым насосом.

*** Если КА обитаем, то следует добавить в баланс теплоты тепловыделение человека, а тепловыделение не менее 250 Вт в среднем по времени суток на каждого члена экипажа.

3

2. Тепловую энергию приходится выводить из отсеков КА в космос, используя процедуры теплопередачи в остатки атмосферы вокруг КА или методом излучения. При этом приходится конструировать радиаторы за пределами КА и придавать им температуру выше температуры окружающей среды. *** **Конкретно для Международной космической станции характерен диапазон температур за бортом от -157°C до 121°C .**

3. Предлагается тепловую энергию, которую нужно выводить в космос, преобразовать в электрическую энергию внутри КА хладёрами, размещёнными на тепловыделяющих объектах внутри КА (так можно сократить массу станции за счёт исключения радиаторов внутри и снаружи КА).

Поддержание орбиты фотонным реактивным двигателем

Исходные данные для оценки предложения получены из препринта авторов Баранов А.А., Баранов Ант. Анд., Разумный В.Ю. «**Формирование и поддержание орбит КА с помощью двигателей малой тяги**», труды Ордена Ленина ИНСТИТУТА ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ имени М.В. Келдыша Российской Академии наук, статья в Интернете https://keldysh.ru/papers/2010/prep52/prep2010_52.pdf

В статье обсуждается ситуация для КА, когда высота номинальной рабочей солнечно-синхронной орбиты МКА $h=500$ км, масса МКА $m=200$ кг.

Суммарная характеристическая скорость 80 маневров составила 61,42 м/с. Общее изменение массы МКА – 3,5 кг. Как видно из таблицы 9.2, эти затраты распределены по годам полета существенно неравномерно, что связано с разным уровнем солнечной активности.

Таблица 9.2 (источник https://keldysh.ru/papers/2010/prep52/prep2010_52.pdf)

Год полёта	1	2	3	4	5	6	7	Σ
ΔV	9.24	10.80	13.90	10.77	9.11	4.55	3.02	61.42

За семь лет спутник потерял в скорости 61,42 М/сек.

Значит остатки атмосферы обеспечили замедление с отрицательным ускорением величиной (м/сек²):

$$> 61.42 / (365 \cdot 7 \cdot 24 \cdot 3600);$$

$$2.782307748 \cdot 10^{-7}$$

Усилие торможения КА массой 200 кг составило (в ньютонах):

$$> 200 \cdot 2.782307748 \cdot 10^{(-7)};$$

$$0.00005564615496$$

Известно, что на орбите Земли давление света от Солнца составляет величину $F_{\text{Солнца}} = \text{около } 9 \cdot 10^{-6} \text{ Н/м}^2$, а мощность потока энергии в солнечном излучении от $Q_{\text{Солнца}} = 1350 \text{ до } 1440 \text{ Вт/м}^2$, в связи с эллиптичностью Земной орбиты (в среднем 1395 Вт/м^2).

В пересчёте на киловатт падающей (излучённой) мощности светового потока удельное усилие давления света на 1,0 (один метр квадратный) составит, около $(F_{\text{удельн}} = F_{\text{Солнца}} / Q_{\text{Солнца}})$ в Ньютон / Киловатт: $\frac{\quad}{4}$

$$> (9 \cdot 10^{(-6)}) / 1.395;$$

$$0.000006451612903$$

Для создания тяги, компенсирующей сопротивление движению КА в остатках атмосферы, а именно, величиной 0.00005564615496 Ньютона нужно в фотонный двигатель отдать энергию у количестве не менее (кВт):

$$> 0.00005564615496 / (9 \cdot 10^{(-6)});$$

$$6.182906107$$

Шесть киловатт Солнечной энергии можно получить от солнечной панели площадью 4,5 квадратных метров, но если панель будут не photovoltaic, а heatvoltaic.

Панель с хладёрами, освещаемая Солнцем будет получать теплоту от Солнца (в среднем 1395 Вт/м^2), преобразовывать её в электрическую энергию. Хладёры, установленные на панели, могут поддерживать температуру панели любую, в интервале температур от минус 100°C до плюс 100°C .

Масса спутника дополнительно сокращается за счёт исключения необходимости вывода излишков теплоты из обитаемого отсека.

P.S.

Оценка сделана для спутника на низкой орбите, где сопротивление движению остатками атмосферы велико, по отношению к геостационарным спутникам.

Для геостационарных спутников сопротивление движению спутников меньше на порядки величин, но масса спутников много больше той массы в 200 кг, что легла в основу оценки необходимой тяги фотонного двигателя на низкой орбите.

*** Но, если сила сопротивления движению КА уменьшилась в 1000 раз, то масса возросла меньше – всего в 10 – 50 раз, то значит, величина тяги фотонного двигателя при сложившемся тепловыделении внутри геостационарного КА будет достаточна для его стабилизации на орбите без использования реактивных двигателей с молекулярным рабочим телом. Тем более, что геостационарный спутник будет нести солнечных панелей в 4 (четыре) раза меньше и не будет нести радиаторы, которые выводят теплоту из аппаратного отсека с передатчиками.

Но, если Россия так богата, что снижение стоимости обслуживания группировки спутников не является проблемой, то можно радоваться за всех нас.

Приложение

Благое ли дело с космическим буксиром «Зевс»?



5

Рис. 1. Проект макета «Зевса». Вся средняя часть конструкции – это радиаторы для вывода в космос бросовой теплоты атомной энергетической установки.

Атомная энергетика в космосе.

Известны попытки применить атомные энергетические установки на КА, например, установка БЭС-5.

В установку входили реактор на быстрых нейтронах БР-5А с тепловой мощностью 100 кВт. Электрическая мощность установки составляла 3 кВт, масса всей установки — около 900 кг.

В столь низком КПД =3%, виноват Сади Карно и его формула:

$$\text{КПД} = (T_{\text{подвода}} - T_{\text{отвода}}) / T_{\text{подвода}}$$

При этом, температура подвода теплоты, $T_{\text{подвода}}$, не может быть высокой из соображений сохранения прочности атомного реактора, а температура отвода

теплоты, $T_{\text{отвода}}$, не может быть малой, ибо бросовая теплота перестанет излучаться в космос.

В плане КПД не лучше и силовой агрегат для буксира «Зевс». При тепловой мощности атомного реактора один МВт, полезная электрическая мощность силовой установки ожидается величиной 30 киловатт.

*** 970 киловатт нужно сбросить в космос через теплообменники. Стоит ли удивляться, см. рис. 1, что масса КА планируется не менее 20 тонн.

Однако

Атомный реактор ПИК 2 имеет мощность 100 МВт и если применить хладёры для преобразования теплоты атомного реактора в электрический постоянный ток, то радиаторы на буксире не нужны – масса буксира снизится в 10 раз, а полезная выходная мощность увеличится (по отношению к 30 кВт) в 333 раза.

*** Объём активной зоны реактора ПИК-2 50 литров. Хладёры можно засунуть между ТВЭЛ-лами внутрь реактора и выводить из реактора сразу электрическую энергию. Хладёры изготавливаются из висмута. Висмут радиационно стойкий металл – его применяют в качестве теплоносителя в реакторах на быстрых нейтронах. Подробнее о Хладёрах на висмуте по ссылке https://disk.yandex.ru/i/jWkfDe0AJUoI_w, Раздел 6.4.

Масса движительной установки упадёт в разы, ускорение увеличится, а дополнительная энергия для питания ионного двигателя, величиной 99,7 МВт будет больше, чем запанированная для Зевса полезная мощность 30 кВт в 3333 раз!

Куда её деть – пусть думают те, кто разрабатывает ионные двигатели.

Применение хладёров показывает, что буксир может нести источник электрической энергии мощностью 100 МВт, а не 0,03 МВт.

Ионный двигатель

Для модуля в ГНЦ ФГУП «[Центр Келдыша](#)» был разработан новый [ионный двигатель](#) повышенной мощности [ИД-500](#).

Его огневые испытания проходили в 2014 году. Его параметры: мощность **32-35 кВт**, [тяга](#) 375—750 мН, [удельный импульс](#) 70 000 м/с (7140 с), [коэффициент полезного действия](#) 0,75, масса: 34.8 кг, проектный ресурс: больше 20 000 часов. По состоянию на 2019 год двигатель прошёл полный цикл наземной отработки, в том числе ресурсные испытания продолжительностью 2000 часов с металлическими электродами ионно-оптической системы.

Литература

Ю.Е.Виноградов «К У Р С Л Е К Ц И Й «ОСНОВЫ УПРАВЛЕНИЯ ГЛОБАЛЬНЫМ КЛИМАТОМ И РЕГИОНАЛЬНОЙ ПОГОДОЙ». **ВТОРОЕ НАЗВАНИЕ КНИГИ:** «Наставление ДЕЙСТВУЮЩИМ И будущим министрам, руководителям отраслей ЭКОНОМИКИ», интернет ресурс

https://disk.yandex.ru/i/jWkfDe0AJUoI_w

Сведения об авторе.

Виноградов Юрий Евгеньевич, ФГБНУ ФНАЦ ВИМ (ИНН 7721022959), руководитель неформальной научной группы с тематикой глобального климата и монотемпературного преобразования теплоты в электрическую энергию (orcid.org/0000-0001-9313-5577). Окончил аспирантуру Физического Факультета МГУ им. М.В.Ломоносова, Москва.

Vinogradov.ge@mail.ru

Адрес: 129085 Москва, пр. Мира 91 корп. 3, кв. 433. Тел 8-495-687-1056