

3. Грязнов Г.М., Ельцов А.И., Кузнецов В.А. и др. Создание и энергетические испытания термоэмиссионного реактора-преобразователя «Топаз». Материалы IV Межд. конф. по мирному использованию атомной энергии, Женева, 1971.
4. Грязнов Г.М., Жаботинский Е.Е., Никонов А.М. и др. Применение термоэмиссионных ЯЭУ с реактором-преобразователем на тепловых нейтронах для межорбитальных перелетов космических аппаратов. — Атомная энергия, 1991, т. 70, вып. 4, с. 221—247.
5. Грязнов Г.М. Космические ядерные энергетические установки. — В кн.: Труды юбилейной конференции Министерства Российской Федерации по атомной энергии «Ядерной науке и технике России — 50 лет». М., 1996, с. 174—183.

УДК 629.19:621.039.578

СОЛНЕЧНАЯ БИМОДАЛЬНАЯ ТЕРМОЭМИССИОННАЯ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

*Пономарев-Степной Н.Н., Усов В.А. (РНЦ «Курчатовский ин-т»),
Коротеев А.С., Акимов В.Н., Архангельский Н.И. (ИЦ им. М.В. Келдыша),
Николаев Ю.В., Гонтарь А.С., Марагинский Р.Н. (НИИ НПО «Луч»),
Соколов Е.Н., Климов А.В. (ЦКБМ), Авдошин Е.Д. (ЗАО «НП Энерготех»)*

Расширение научных, коммерческих и оборонных задач, решаемых космическими средствами, в значительной мере сдерживается высокой стоимостью их выведения на рабочую орбиту. В связи с этим крайне важным является повышение энергетической и экономической эффективности средств межорбитальной транспортировки, особенно на высокую орбиту.

Современные средства выведения характеризуются относительно высокой тяговооруженностью, малым временем выведения космического аппарата на геостационарную орбиту (часы-сутки) и ограниченными возможностями повышения их эффективности, которые близки к предельно возможным. Из сказанного понятен тот значительный интерес, который проявляется в последнее время к поиску эффективных путей применения в составе средств межорбитальной транспортировки нетрадиционных двигательных установок с солнечными и ядерными источниками энергии.

Перспективной в этом плане является реализация концепции самовыводящегося космического аппарата с использованием в его составе многофункциональной солнечной энергодвигательной установки. Такая установка при работе в двигательном режиме переводит космический аппарат с низкой опорной орбиты искусственного спутника земли на высокоэнергетическую целевую орбиту при высоком уровне удельного импульса тяги, в энергетическом режиме обеспечивает электроснабжение бортовой аппаратуры.

В 1997—1999 гг. был разработан концептуальный проект солнечной бимодальной (энергодвигательной) термоэмиссионной установки в привязке к ракете-носителю «Русь», стартующей с космодрома в Плесецке, с анализом всех основных ее компонентов и оценкой стоимости создания, рациональных режимов и циклограмм работы двигательной установки при доставке космического аппарата с опорной орбиты 200 км на геостационарную за 30—60 сут. Установка концентрирует солнечное излучение параболическими зеркалами на тепловой аккумулятор, который конструктивно объединен с тепловым двигателем и термоэмиссионным преобразователем, и по сравнению с установкой на базе солнечных батарей с фотоэлектронными преобразователями и электроракетным двигателем обеспечивает возможность использования энергетически более выгодных многоимпульсных схем межорбитальных перелетов и относительно малую продолжительность выведения космического аппарата на целевую орбиту при значительно более высоком по сравнению с жидкореактивным двигателем удельном импульсе тяги и, следовательно, более высокой баллистической эффективности. Это позволяет получить установку минимальной суммарной массы и, следовательно, добиться при прочих равных условиях максимальной массы целевого модуля космического аппарата на рабочей орбите.

Первоначально были проработаны основные требования к такой установке:

Полезная электрическая мощность на целевой орбите, кВт . . .	Не менее 6
Электрическая мощность на собственные нужды, в двигательном режиме, кВт . . .	Не менее 1
К.п.д. термоэмиссионного преобразования, % . . .	Не менее 20
Масса (без баков), кг . . .	Не более 850
Суммарное время выведения космического аппарата на геостационарную орбиту, сут . . .	30—60
Выводимая полезная нагрузка, кг . . .	Не менее 1500
Площадь концентраторов, м ² . . .	До 60
Максимальная температура нагрева водорода в двигательном режиме, К . . .	2100
Полезная энергоемкость теплового аккумулятора, срабатываемая в импульсе тяги, МДж . . .	≥ 250

Основными составляющими элементами солнечной бимодальной установки являются солнечный термоэмиссионный генератор, производящий электричество; система концентрации солнечного излучения; водородная система для хранения, подачи, разогрева рабочего тела; система автоматического управления и телеметрии. В состав установки входят термоэмиссионный преобразователь, солнечный концентратор, состоящий из секций, штанга с платформой поворота солнечного концентратора вокруг оси фокона, привод вращения солнечного концентратора вокруг оси фокона, привод разворота штанги, баки водорода, кислорода и космического аппарата.

Солнечный концентратор, предназначенный для сбора тепловой солнечной энергии в термоэмиссионный преобразователь, — двухступенчатый: параболические зеркала, состоящие из двух симметрично расположенных относительно продольной оси установки групп секций по четыре зеркала и фокон. Каждое зеркало круглое диаметром 3,4 м, вырезано из параболоида вращения, крепится к штанге и не является силовым элементом, что позволяет уменьшить массу секций до минимума. В стартовом положении зеркала располагаются поперек продольной оси установки, что позволяет более плотно их разместить под обтекателем. После вывода на орбиту, сбрасывания обтекателя и переходного отсека происходит выдвижение и раскрытие двух групп панелей солнечного концентратора в рабочее положение с помощью двух штанг. Механизмы раскрытия секций располагаются в шарнирах соединений элементов фермы.

Штанги используются в рабочем положении для ориентации солнечного концентратора на Солнце, при этом оси вращения платформ совпадают с осями фокон. Ориентация концентратора на Солнце проводится его вращением с помощью привода вокруг оси фокона и продольной оси установки.

Параметры концентратора оптимизированы с использованием статистического моделирования по методу Монте-Карло с возможностью учета локальных угловых ошибок поверхности зеркала и фокона, неточности изготовления и наведения зеркала.

Материал конструкций концентратора — композиционно-волокнуистый типа углепластика, обладающий малой удельной массой и высокой точностью рабочей поверхности.

Термоэмиссионный преобразователь преобразует тепловую энергию Солнца в электрическую и имеет межэлектродный зазор ~20 мкм, работая в кнудсеновском режиме при температуре эмиттера 1900 К. Пары цезия при давлении 133—266 Па снижают работу выхода электродов и обеспечивают генерацию положительных ионов на эмиттере для компенсации пространственного заряда электронов. При этом средняя длина свободного пробега электронов больше межэлектродного зазора, за счет чего резко повышается эффективность преобразования.

Эмиттер термоэмиссионного преобразователя предполагается изготавливать из упрочненного легирующими добавками монокристаллического сплава вольфрама, име-

ющего вакуумную работу выхода $\sim 4,9$ эВ и сочетающего высокие адсорбционные свойства в парах цезия с высокой жаростойкостью. Материал коллектора — монокристаллический сплав молибдена, обеспечивающий при ~ 900 К работу выхода $1,6$ эВ в парах цезия.

Расчеты ожидаемых энергетических параметров показывают, что 128 термоэмиссионных преобразователей общей рабочей поверхностью 628 см^2 способны выработать ~ 7 кВт при напряжении 35 В и к.п.д. 21,6%. В этих параметрах учтены потери на эмиттерном токовыводе, сопротивление которого оптимизировалось на максимум к.п.д.

Конструктивно тепловой аккумулятор выполняет две функции, а именно обеспечивает требуемые параметры в двигательном и энергетическом рабочих режимах и не допускает при выведении ракетой-носителем каких-либо конструктивных нарушений в любом элементе или соединении элементов рабочей схемы.

Разработана оригинальная конструкция тепловых аккумуляторов, удовлетворяющая необходимым требованиям. Силовая схема негерметична и нигде жестко не соединена с водородным контуром или блоками преобразователя. Она состоит из двух частей: внутренней, обеспечивающей работоспособность водородного контура и блоков преобразователя, и внешней, которая включает набор стержней, составляющих внешнюю силовую раму для крепления к концентраторам и другим элементам солнечной бимодальной термоэмиссионной установки, а также ракете-носителю.

Аккумулятор разбит на два основных функциональных узла. Первый узел — водородный герметичный контур. Холодный водород из баков поступает в центральную трубу теплового аккумулятора, расположенную в поперечной плоскости и разделяющую его по длине на две симметричные части. Раздваиваясь в тройнике, он поступает в приемные коллекторы по краям теплового аккумулятора под фоконями, откуда, равномерно распределяясь, в 32 сквозных пилона с толщиной боковых стенок по $0,5$ мм. За счет давления 2 МПа водород прижимает эти стенки к смежным поверхностям графитовых блоков-вкладышей, разогретых до расчетной температуры. Водород, проходя по узкой в 1 мм щели внутри пилона вдоль всей его длины, разогревается до требуемой температуры и истекает из 32 пилонов в центральный сборный коллектор, откуда поступает в сопловый блок установки. Исключение избыточной потери тепла обеспечивают периферийные и торцевые блоки экранно-вакуумной тепловой изоляции.

Второй узел — термоэмиссионные преобразователи с системой подачи паров цезия и коллекторами сброса непреобразованного тепла. В энергетическом режиме работы накопленное в теплоаккумулирующем материале тепло используется в комплексе преобразователя, сгруппированном на одной стороне теплового аккумулятора относительно его центральной оси с тем, чтобы меньше тепла переизлучалось на криогенные баки. Комплект преобразователя разбит пополам и расположен по 64 шт. симметрично относительно поперечной плоскости.

Термоэмиссионные преобразователи сгруппированы в блоки и электрически скоммутированы между собой в единую электрическую цепь: каждые четыре преобразователя, расположенные в одном ряду, сварены между собой теплоприемными «башмаками» и для увеличения жесткости соединения и облегчения токосъема соединены анодными и катодными пластинами. Блоки включаются следующим образом: по команде телескопический привод, вытягиваясь под давлением газа, сдвигает в сторону торца теплового аккумулятора комплект подвижного блока экранно-вакуумной тепловой изоляции, освобождая тем самым радиальный зазор для передачи тепла излучением от корпуса с нагретым теплоаккумулирующим материалом к тепловоспринимающим башмакам.

Был проведен тепловой расчет теплового аккумулятора с учетом потерь через блоки экранно-вакуумной изоляции из молибденовой фольги и силовые элементы, которые составили около 11 кВт, и была доказана возможность нагрева водорода в двигательном режиме до заданной температуры, в энергетическом режиме — возможность получения электричества более 6 кВт.

Для двигательного режима был выполнен расчет теплогидравлических характеристик теплового аккумулятора при полезной теплоемкости 250 МДж, средней температуре водорода при подаче в двигатель 2000 К и расходе 13 г/с. При этом давление в камере двигателя принималось равным 1,5 МПа, в тепловом аккумуляторе — 2 МПа.

Как показал анализ результатов расчетов, для получения 250 МДж полезной теплоемкости при использовании графита его масса составит 95 кг, оксида бериллия — 88 кг.

При выбранной конструкции теплового аккумулятора и начальной средней температуре 2100 К при пропускании водорода в течение 10 мин средняя температура водорода на выходе из пилонов составит 2100 К, при 15 мин пропускания — 2000 К. Число двигательных импульсов 150—250 при длительности от 3 мин на низкой до 15 мин на высокой орбите.

При анализе двигательной установки были просчитаны как схемы выведения космического аппарата с низкой опорной орбиты на геостационарную, так и три режима работы. Первый — как обычный кислородно-водородный жидкореактивный двигатель с холодными компонентами для перевода аппарата с 200-км на 400-км круговую орбиту, где происходит раскрытие концентраторов. Схема дальнейшего перехода на геостационарную орбиту — многоимпульсная. На световом участке энергия накапливается в тепловом аккумуляторе, на теневом работает двигатель вначале на подогревом водорода с частичным кислородным дожиганием (2-й режим), затем, когда кислород закончится, только на горячем водороде (3-й режим).

Система хранения криогенных компонентов топлива в составе солнечной бимодальной термоэмиссионной установки рассчитана на 60 сут — от старта ракеты-носителя до момента вывода космического аппарата на рабочую орбиту. В предлагаемой концепции двигательной установки применяются пассивные средства термостатирования водорода и кислорода на основе эффективной многослойной экранно-вакуумной изоляции без использования в ее составе компрессоров. Ограничение давления в баке водорода осуществляется за счет периодического сброса дренируемых паров через тепловой аккумулятор и маршевый двигатель (так называемый режим малой тяги), что дает значительный прирост в среднем удельном импульсе тяги установки.

Терморегулирование бака кислорода и поддержание в нем давления может осуществляться за счет перепуска части отбираемого водородного пара через теплообменник, установленный на внешней поверхности кислородного бака.

Масса баков для материала из стали для водорода составит 635 кг, кислорода — 67 кг. При замещении стали на композит масса баков уменьшается почти вдвое.

Интегральные параметры и характеристики отдельных составляющих солнечной бимодальной термоэмиссионной установки таковы: масса без системы хранения и подачи криогенных компонентов ~750 кг, из них 200 кг — солнечные концентраторы, 496 кг — тепловой аккумулятор, 50 кг — система автоматического управления, 5 кг — двигатель. Система хранения и подачи криокомпонентов весит около 550 кг. Потребное количество топлива 4654/4481 кг для 30/60 сут перелета, из них водорода 1217/1704 кг соответственно.

Сравнение проводили по стоимости вывода 1,5 т полезной нагрузки на геостационарную орбиту: использование ракеты-носителя «Протон» с доразгонным модулем обходится примерно в 70 млн дол., для предлагаемой установки — 25 млн дол. на один пуск. Стоимость создания опытного образца солнечной бимодальной термоэмиссионной установки в течение 5 лет оценивается в 40—45 млн дол.

В заключение важно отметить, что проработка установки проводилась с максимальным использованием задела по термоэмиссионным системам, разрабатывавшимся для космических ядерных энергетических установок, технологии ядерного ракетного двигателя, которая создавалась в организациях Минатома и РНЦ «Курчатовский ин-т», а также ракетно-космической технологии РКК «Энергия» им. С.П. Королева.