

УДК 629.78.03: 621.4

С.Л. ФИНОГЕНОВ¹, О.И. КУДРИН¹, А.И. КОЛОМЕНЦЕВ¹, А.Б. ПАНОВ¹,
SEO KYOUN SU²

¹Московский авиационный институт (государственный технический университет)
«МАИ», Россия

²Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ФАЗОПЕРЕХОДНЫХ ТЕПЛОАККУМУЛИРУЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ В СОЛНЕЧНОМ ТЕПЛОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Рассматриваются вопросы повышения полетной эффективности и упрощения условий функционирования солнечного теплового ракетного двигателя (СТРкД) с высокотемпературным источником мощности, содержащим фазопереходный тепловой аккумулятор. Предложена номенклатура теплоаккумулирующих веществ, целесообразных для использования в СТРкД при решении ряда полетных задач. Оценивается энергомассовая эффективность СТРкД с ТА как средства межорбитальной транспортировки применительно к рассмотренным фазопереходным материалам.

солнечный тепловой ракетный двигатель, система концентратор-приемник, нагрев водорода, тепловой аккумулятор, фазопереходные материалы, полетная эффективность

1. Проблема экономии энергоресурсов в космическом полете имеет принципиальное значение. Важным элементом в составе энергетических двигательных установок различного назначения являются энергоаккумулирующие устройства. В последние годы повышенный интерес отмечается к тепловым аккумуляторам (ТА), в частности, с накоплением тепла за счет теплоты фазового перехода. Их очевидным преимуществом является высокая энергоемкость и возможность работы при постоянной температуре, а к недостаткам можно отнести низкий коэффициент теплопроводности, высокую коррозионную активность по отношению к конструкционным материалам, а также значительное – до 30 % и более – изменение объема при фазовых переходах «плавление-затвердевание».

В космической технике широкое применение находят высокотемпературные энергосиловые системы, поэтому большой интерес представляют энергоемкие эвтектические соединения и сплавы легких металлов и их оксидов, обладающих высокой температурой плавления и скрытой теплотой плавления, применение которых может обеспечить хорошие массо-габаритные и стоимостные показатели энергосиловых систем.

При сравнении эффективности различных конструктивных схем ТА необходимо решить задачу выбора теплоаккумулирующего материала (ТАМ) с оценкой положительных и отрицательных качеств конкретного вещества при требуемом тепловом режиме и времени работы, уровне экологического загрязнения и необходимых мер защиты при хранении и эксплуатации и стоимостных показателей.

Включение теплового аккумулятора в состав солнечного термического ракетного двигателя (СТРкД) с высокотемпературной системой концентратор-приемник (КП) позволяет повысить эффективность решения ряда задач межорбитальной транспортировки за счет возможности включения двигателя на затененных участках, а также снижение энергетических потерь в процессе ориентации системы КП на Солнце. СТРкД с тепловым аккумулятором позволяет осуществить энергетически выгодный многовитковый межорбитальный переход с включением двигателя в соответствующих задаче полета апсидальных областях при условии полного расплавления ТАМ за время перелета между активными участками. При этом существенно упрощается поиск целесообразной траектории перелета – если в случае обычного СТРкД требуется выбор освещен-

ных активных участков орбиты, то при применении ТА возможно активное движение аппарата в теневых зонах. В ряде задач тепловое аккумулярование позволяет увеличение массы полезной нагрузки (ПН), доставляемой на высокие орбиты.

2. Обыкновенно рассматривается две принципиальные схемы фазопереходных ТА [3]. В первом случае ТАМ размещается в ампулах, а теплоноситель (в случае СТРКД – газообразный водород), последовательно проходя секции аккумулятора, омывает ампулы, в которых могут находиться фазопереходные вещества с различными в общем случае температурами плавления. Следует отметить, что при конструктивном объединении ТА с приемником солнечного излучения в единый узел распределение номенклатуры ТАМ в фокальной плоскости по температуре плавления должно соответствовать закону распределения плотности сконцентрированной лучистой энергии в фокальном световом пятне. В этом случае энергетическая эффективность системы КП заметно повысится из-за снижения потерь на обратное собственное излучение приемника. Данный способ построения ТА обеспечивает высокую надежность конструкции и позволяет создать развитую поверхность теплообмена. Однако вследствие низкой теплопроводности ТАМ количество ампул должно быть значительным. Во втором случае ТАМ размещается в секциях, а теплоноситель проходит через ТА по специальным профилированным каналам. При этом также возможно заполнение ТА веществами с различными температурами плавления; для этого в конструкции между секциями должны быть предусмотрены перегородки, исключающие взаимопроникновение соседних ТАМ [2, 4]. Для заполнения такого аккумулятора нужно предусмотреть для каждого вещества отдельный патрубок, а в конструкции ТА для увеличения теплопередачи должны быть предусмотрены внутренние металлические ребра. Недостатком подобного ТА является относительно невысокая надежность.

Выбор схемы ТА определяется свойствами фазопереходного материала, конструктивными особенностями солнечного высокотемпературного источника тепла и задачами полета.

3. При анализе эффективности СТРКД с ТА решалась обратная проектно-баллистическая задача выведения космического аппарата на ГСО с максимизацией массы ПН. Стартовая масса транспортного космического аппарата с СТРКД на низкой орбите составляет 8000 кг, что соответствует РН серии «Союз-2» при старте с космодрома Байконур. В качестве определяемых параметров СТРКД с ТА приняты параметр точности и диаметр концентратора, а также масса теплового аккумулятора. Определялось оптимальное соотношение масс в системе концентратор – ТА для ряда фазопереходных веществ в задаче выведения ПН на геостационарную орбиту (ГСО) в течение 40 суток. На рис. 1 представлена зависимость массы ПН от соотношения масс концентратора и ТА на примере эвтектики оксидов легких металлов $3\text{BeO} \cdot 2\text{MgO}$.

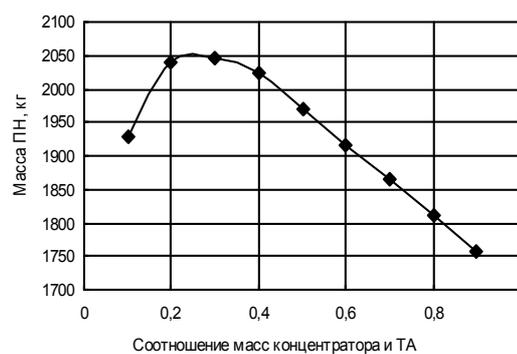


Рис. 1. Зависимость массы ПН от соотношения масс концентратора и ТА для эвтектики $3\text{BeO} \cdot 2\text{MgO}$

Являясь двигателем ограниченной тяги, СТРКД занимает промежуточное положение между химическими и электрическими ракетными двигателями, в том числе и по величине удельного импульса. В работе [5] показано, что для выведения ПН на высокоэнергетические орбиты типа ГСО целесообразным является интервал от 20 до 60 суток. Анализ полученных результатов показывает, что при небольшом располагаемом времени выведения ПН целесообразно использование ТА с высокотемпературными теплоаккумулирующими веществами типа BeO и $3\text{BeO} \cdot 2\text{MgO}$. С увеличением времени выведения в ряде случаев может оказаться целесообразным использование гидрида лития LiH с относительно невысокой температурой плавления.



Рис. 2. Зависимость параметра точности от массы ПН

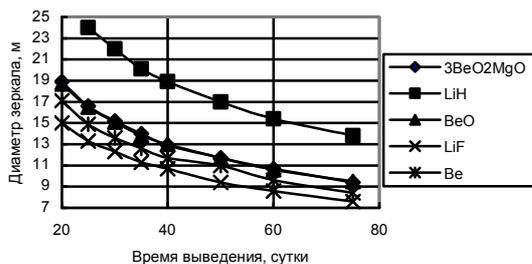


Рис. 3. Зависимость диаметра концентратора от времени выведения

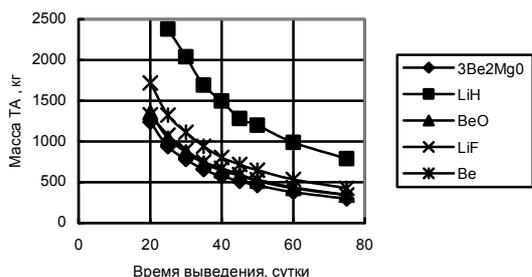


Рис. 4. Зависимость массы ТА от времени выведения

Важным показателем является размер солнечного зеркального концентратора как наиболее крупногабаритного элемента СТРКД. На рис. 3 показано изменение диаметра концентратора по времени выведения. Можно отметить, что, как правило, использование того или иного ТАМ не вносит заметных изменений на параметры системы КП. Все значения лежат в одной области значений; из всех веществ исключением можно назвать только рассматриваемый некоторыми авторами гидрид лития LiH, использование которого приведет к увеличению диаметра концентратора примерно в 1,5 раза. На рис. 4 представлена зависимость массы теплового аккумулятора от времени перелета, показывающая целесо-

образность использования ТАМ типа Be, BeO и $3\text{BeO} \cdot 2\text{MgO}$ по сравнению с другими веществами из рассматриваемой номенклатуры. Можно отметить, что применение веществ типа LiH приводит к значительному росту требуемой массы ТА.

Сравнивая массогабаритные характеристики СТРКД с различными ТАМ, нужно учитывать такие качества фазопереходных веществ как термомеханическую и коррозионную совместимость с конструкционными материалами, стабильность химического состава при изменении температуры, доступность и экономичность используемых материалов. Многообразие решаемых задач накладывает отпечаток на выбор теплоаккумулирующих веществ и конструктивных схем ТА. Применение различных ТАМ потребует для каждого случая разработки ряда конструктивных решений, направленных на максимально полное использование свойств этих материалов.

Литература

1. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. – М.: Машиностроение, 1987. – 247 с.
2. Кудрин О.И., Финогенов С.Л. Солнечный ракетный двигатель со ступенчатой системой приемник – тепловой аккумулятор // Полет. – 2000. – № 6. – С. 37-41.
3. Левенберг В.Д., Ткач М.П., Гольстрем В.А. Аккумулирование тепла. – К.: Тэхніка, 1991. – 112 с.
4. Kudrin O.I., Finogenov S.L. Solar Thermal Propulsion with Thermal Storage. IAF Paper № 93-R.3.442. 44th IAF Congress. October 16-22, 1993. Graz, Austria. – 5 p.
5. Финогенов С.Л., Кудрин О.И. Принципы системности в проектировании солнечного теплового ракетного двигателя // Системный анализ в технике. Тем. сб. научн. тр. – М.: Вузовская книга. – 2005. – Вып. 8. – С. 36-80.

Поступила в редакцию 3.06. 2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Д.А. Ягодников, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия.