

УДК 629.78.03 : 621.4

С.Л. ФИНОГЕНОВ, О.И. КУДРИН, А.И. КОЛОМЕНЦЕВ

*Московский авиационный институт (государственный технический университет),
Москва, Россия*

О НЕКОТОРЫХ СРЕДСТВАХ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЗАДАЧАХ МЕЖОРБИТАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКИ

Рассматриваются вопросы повышения энергомассовой эффективности и упрощения условий функционирования солнечного теплового ракетного двигателя (СТРкД) с высокотемпературным источником тепла, включающим жесткий или формируемый в полете зеркальный концентратор и приемник солнечного излучения неравнотемпературного типа. Определены целесообразные параметры системы концентратор-приемник и предложены некоторые средства упрощения задачи ее ориентации на Солнце. Приводятся предварительные результаты сравнительного анализа эффективности использования СТРкД и традиционных тепловых ракетных двигателей как средства межорбитальной транспортировки.

солнечный тепловой ракетный двигатель, система концентратор-приемник, неравнотемпературный приемник, ступенчатый нагрев водорода, полетная эффективность, слежение за Солнцем

Введение

Создание солнечного теплового ракетного двигателя (СТРкД) с прямым нагревом водорода в системе концентратор-приемник (КП) зависит от решения ряда научно-технических проблем, главными из которых являются создание эффективного солнечного высокотемпературного источника тепла и обеспечение достаточно точной и продолжительной ориентации системы КП на Солнце на активных участках многовитковой траектории в условиях возмущений от работающего двигателя в сочетании с одновременной пространственной ориентацией вектора тяги. Эти и другие проблемы необходимо рассматривать с учетом задач полета, факторов внешней среды и высокого уровня интеграции СТРкД с космическим аппаратом (КА).

Среди путей решения рассматриваемых проблем можно выделить, в частности, такие, как использование приемника неравнотемпературного типа, снижение требуемых размеров системы КП при дожигании нагретого водорода, тепловое аккумуля-

рование солнечной энергии на пассивных участках траектории, а также использование приемника со свойствами спектрально-селективного лучепоглощения (например, [1 – 4, 8]). Некоторые из них требуют дополнительного изучения. Так, использование селективного приемника требует решения специальных вопросов, связанных с созданием спектрально-селективных лучепоглощающих покрытий, способных длительное время сохранять свои свойства при высоких рабочих температурах. Поэтому представление результатов, касающихся повышения полетной эффективности СТРкД с таким приемником, пока еще преждевременно.

СТРкД с неравнотемпературной системой концентратор-приемник

Перспективным путем повышения эффективности СТРкД является использование приемника неравнотемпературного типа с энергетически выгодной схемой организации нагрева теплоносителя, когда текущая температура нагрева газа соответст-

вует экспоненциальному закону распределения плотности падающего излучения по поверхности приемника. Потери на собственное тепловое излучение такого приемника уменьшаются по сравнению с обыкновенно рассматриваемым равнотемпературным приемником, в том числе приемником полостного типа в виде абсолютно черного тела. Нагрев газа до более высоких температур в равнотемпературном приемнике позволяет обеспечить увеличенные значения удельного импульса СТРкД. Повышенная энергетическая эффективность неравнотемпературной системы КП позволяет снизить требуемую точность солнечного концентратора как одного из наиболее критичных элементов СТРкД. При этом, как показано ниже, снижается его удельная масса и облегчаются условия ориентации системы КП на Солнце.

Распределение интенсивности концентрированного солнечного излучения вдоль относительного радиуса приемника в зависимости от точности параболического концентратора представлено на рис. 1.

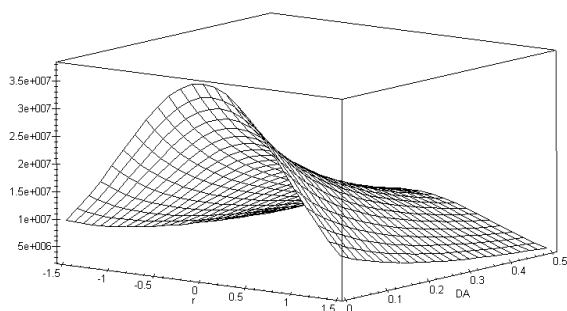


Рис. 1. Распределение плотности лучистого потока в фокальном световом пятне

Точность выполнения зеркальной поверхности концентратора здесь определяется параметром $\Delta\alpha$ [1, 2]. Диаметр приемника может быть принят равным размеру светового пятна в фокальной плоскости. Реальные размеры фокального светового пятна достаточно обеспечивают конструктивную реализацию подобного приемника. Наиболее простой приемник неравнотемпературного типа может иметь

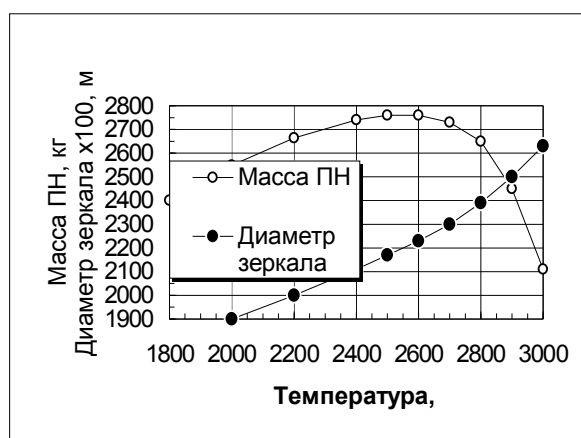
две ступени нагрева, размеры и соотношение температур которых определяются балансом энергии для каждой ступени.

СТРкД как средство межорбитальной транспортировки

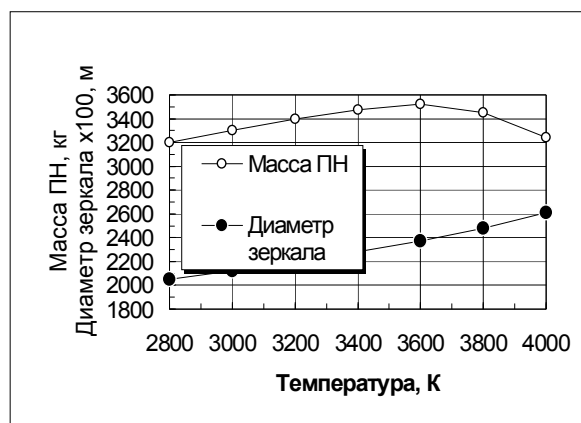
Будем рассматривать задачу выведения полезной нагрузки (ПН) на геостационарную орбиту (ГСО) при помощи разгонного блока с СТРкД. Время межорбитального перелета примем равным 60 суткам. Стартовую массу космической ступени на исходной низкой экваториальной орбите примем равной 8500 кг, что соответствует использованию РН "Союз-2" при запуске с космодрома Куру. Зависимости массы ПН от температуры нагрева газа в приемнике равнотемпературного и неравнотемпературного (ступенчатого) типа при использовании формируемого на орбите пленочного зеркала представлены на рис. 2, а, б. Видно, что слева от экстремума масса ПН меняется слабо, в отличие от диаметра концентратора, зависимость которого от рабочей температуры приемника в данной области близка к линейной с большим коэффициентом наклона. Поэтому может оказаться целесообразным некоторое отклонение рабочей температуры приемника от оптимальной в сторону ее понижения для того, чтобы за счет допустимого снижения массы ПН уменьшить требуемый размер зеркала. Следует отметить, что справа от экстремума масса ПН быстро уменьшается, а требуемый размер и масса зеркала нелинейно растут вследствие падения КПД системы КП. Для неравнотемпературного приемника это различие в изменении массы ПН и размера зеркала при отклонении температуры нагрева от оптимальной проявляется в меньшей степени и при более высоких температурах.

Высокая рабочая температура приемника неравнотемпературного типа не должна смущать разработчиков по следующим причинам. Во-первых, температуру такого порядка вполне выдерживают

специальные материалы, в частности, на основе графита и карбидов некоторых металлов [9]. Во-вторых, поскольку зависимости массы ПН от температуры являются достаточно пологими слева от максимума, то в ряде случаев целесообразно снижение рабочей температуры, продиктованное материаловедческими и/или технологическими требованиями, не приводящее еще к существенному уменьшению массы ПН. Это позволяет дополнительно снизить требуемую точность концентратора и упростить условия его ориентации на Солнце.



а



б

Рис. 2. Зависимость массы ПН и диаметра концентратора от температуры нагрева водорода в: а — обычном (равнотемпературном) приемнике; б — двухступенчатом приемнике

Аналогично могут быть представлены и зависимости массы ПН от оптических характеристик концентратора. Для сокращения размерности оператора модели целесообразно использование концентрации солнечного излучения как комплексного

показателя, объединяющего оптические характеристики зеркала и видимый угловой размер солнечного диска (это справедливо только для маневров с незначительным изменением расстояния до Солнца). Для оценки оптимальной концентрации, соответствующей наибольшей массе ПН в рассматриваемой полетной задаче, в зависимости от температуры приемника, можно воспользоваться графиками на рис. 3, из которых следует, что наибольшая концентрация требуется для СТКД с равнотемпературным приемником и жестким (в частности, металлическим) зеркалом. При использовании же пленочного зеркала требуемая концентрация несколько снижается. Наименьшая требуемая концентрация соответствует СТКД с пленочным зеркалом и ступенчатым приемником. Такие значения концентрации могут быть достигнуты при выполнении зеркала, например, псевдо-сферической поверхности, легко формируемой в космосе. В этом случае необходимо учитывать особенности облученности приемника в фокальной области зеркала непараболической формы, что отражается на конструктивных решениях лучепоглощающих поверхностей.

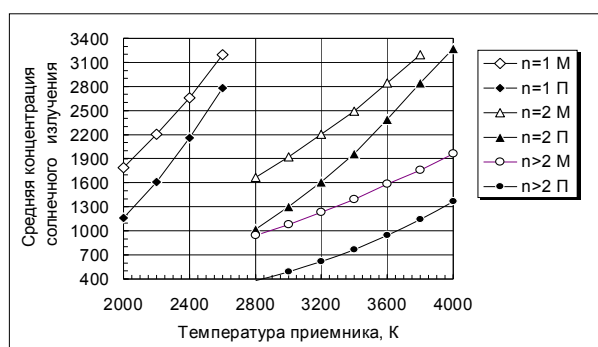


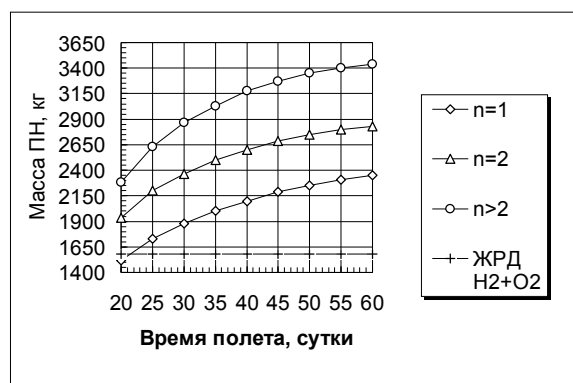
Рис. 3. Концентрация солнечного излучения как функция температуры одноступенчатого ($n = 1$), двухступенчатого ($n = 2$) и предельно-неравнотемпературного ($n > 2$) приемника для металлического (М) и пленочного (П) концентратора

Выбор показателей СТКД

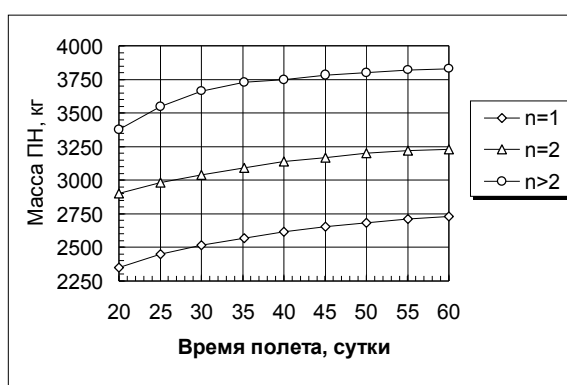
Целесообразная продолжительность выведения по многорычковой траектории с пассивными участками, реализуемой СТКД как двигателем ограниченной тяги, составляет от 30 до 60 суток. Это спра-

ведливо и в случае СТРкД с неравнотемпературной системой КП. Меньшее время приводит к существенному снижению массы полезной нагрузки, поскольку сопровождается опережающим ростом влияния размера концентратора на массу системы КП по сравнению со снижением требуемой точности и удельной массы зеркала. Увеличение же времени выведения свыше двух месяцев сопровождается заметным снижением темпов роста массы ПН.

При выборе продолжительности перелета следует учитывать большой объем научно-исследовательских и проектно-конструкторских работ, необходимых для создания разгонного блока с длительным хранением криогенных компонентов. Примеры зависимости полезной массы от продолжительности выполнения рассматриваемой полетной задачи показаны на рис. 4, а, б.



а



б

Рис. 4. Зависимость массы ПН от времени выведения при использовании СТРкД с:
а – металлическим концентратором;
б – концентратором пленочного типа

Основные показатели использования СТРкД в случае двухступенчатого приемника и жесткого

концентратора и допустимые условия его динамической ориентации на Солнце применительно к рассматриваемой задаче с различной продолжительностью выведения представлены в табл. 1, из которой следует, что при уменьшении времени выведения не только снижается масса ПН и увеличивается размер концентратора, но и несколько упрощаются условия ориентации системы КП на Солнце из-за уменьшения требуемой точности зеркала.

При общей оценке показателей качества СТРкД с неравнотемпературной системой КП наряду с ее потенциально высокой энергомассовой эффективностью следует учитывать, что условия ее ориентации на Солнце гораздо более критичны по сравнению, например, с солнечными батареями, могущими служить источником мощности солнечной энергодвигательной установки [5, 6]. Это обстоятельство должно быть учтено при оценке полетной эффективности и формировании критерия предпочтения для выбора целесообразной альтернативы выполнения полетной задачи.

Допустимый угол отклонения системы КП от прицельного направления на Солнце определяется из условия, что снижение поступления концентрированной солнечной энергии в приемник еще не приводит к существенному падению его энергетической эффективности. Так, точность слежения системы КП за Солнцем в динамическом режиме $\beta = 1 - 1,5^\circ$ вполне может быть достигнута современными техническими средствами. Условия ориентации могут быть дополнительно упрощены путем целенаправленного снижения точности зеркала за счет некоторого уменьшения массы ПН, которое может оказаться вполне допустимым в случае неравнотемпературного приемника. Некоторые особенности и условия ориентации СТРкД в полете рассмотрены в работах [2 – 4]. Следует отметить, что угловая разориентация неравнотемпературной системы КП снижает ее КПД в меньшей мере по сравнению с равнотемпературной за счет того, что при

смещении фокального пятна с лучевоспринимающей поверхности “уходит” периферийная часть распределения солнечной энергии, вклад которой в энергетическую эффективность приемника сравнительно невелик. Условия слежения за Солнцем в динамическом режиме могут упрощаться в том числе и за счет организации “автоподслеживания” приемника за перемещением фокального светового пятна.

В табл. 2. представлены результаты оптимизации по критерию максимума полезного груза основных показателей системы КП применительно к рассмотренной задаче выведения на ГСО с помощью СТРкД с различными типами системы КП. Требования к высокотемпературной системе КП для СТРкД оказываются достаточно жесткими. Важным является снижение требуемой точности концентратора (увеличение параметра $\Delta\alpha$) при увеличении числа ступеней нагрева рабочего тела в приемнике, особенно в случае пленочного зеркала. При этом снижается удельная масса концентратора, которая может составить 1 – 1,2 кг/м² (без учета массы систем развертывания и ориентации) и менее в случае пленочного зеркала и неравнотемпературного приемника. Разрабатываемые же в настоящее время жесткие концентраторы, выполненные, в частности, из алюминиевых сотовых панелей, имеют удельную массу 2 – 2,5 кг/м²; отмечается возможность использования разворачиваемых зонтичных конструкций с удельной массой до 1 кг/м² [7]. Использование легких пленочных зеркал позволит дополнительно повысить энергомассовое совершенство СТРкД.

В случае пленочного зеркала оптимальная температура нагрева газа в приемнике оказывается более высокой. При этом несколько возрастают оптимальные значения параметра точности и связанные с ним допустимые углы отклонения системы КП от прицельного направления на Солнце. С увеличением степени неравнотемпературности приемника масса ПН возрастет в основном вследствие повышения удельного импульса, и в меньшей

мере из-за уменьшения массы системы КП. С увеличением числа ступеней нагрева в приемнике различие в оптимальной точности пленочного и жесткого зеркала возрастает; более целесообразным, в том числе с позиций упрощения системы КП и системы ее ориентации, является использование менее точного пленочного концентратора. Кроме упрощения системы КП и снижения требований к условиям ее ориентации, отмеченная особенность имеет практическое значение также и в связи с тем, что точность реальных зеркал, особенно неметаллических, с течением времени может ухудшаться, особенно при длительном функционировании солнечной энергодвигательной системы на орбите назначения (в частности, при энергоснабжении бортовых систем КА или в режиме ожидания активных маневров), а также при многократном использовании, например, в составе многоразового межорбитального буксира. В случае неравнотемпературного приемника эта потеря точности не приведет к существенному падению энергетической эффективности системы КП.

Сравнительная эффективность СТРкД

В табл. 3 приведены результаты предварительной оценки энергомассовой эффективности верхних ступеней некоторых типов ракет-носителей при использовании СТРкД с двухступенчатой и предельно-неравнотемпературной (с большим числом ступеней нагрева газа) системой КП по сравнению с современными жидкостными средствами межорбитальной транспортировки. Продолжительность выведения на ГСО с использованием СТРкД составляет 60 суток. Рассматривается использование двигателя с концентратором жесткого типа, а использование пленочных зеркал является одним из резервов повышения его эффективности. Как следует из таблицы, СТРкД способен существенно повысить эффективность существующих средств выведения. Так, использование солнечного ракет-

ного двигателя с неравнотемпературным приемником в составе космической ступени РН “Союз-2” при запуске с космодрома Байконур позволяет осуществить выведение объектов на ГСО, причем уровень полезной массы соответствует использованию тяжелого носителя серии “Протон” с верхней ступенью типа “ДМ”. Солнечный ракетный двигатель с двухступенчатой системой КП в составе космической ступени РН “Зенит” обеспечивает

доставку на ГСО изделий, масса которых может соответствовать использованию РН “Протон-М” с разгонным блоком “Бриз-М”. В случае же приемника с предельной неравнотемпературностью РН “Зенит” с “солнечной” космической ступенью оказывается подобной по грузоподъемности РН “Протон-М” с кислородно-водородным разгонным блоком “КВРБ”.

Таблица 1

Показатели СТРкД со ступенчатой системой КП

Время выведения, сутки	Масса выводимой ПН, кг	Температура приемника, К	Диаметр зеркала, м	Параметр точности $\Delta\alpha$, град.	Допустимый угол β , град.
60	2800	3200	18,5	0,47°	1,10°
40	2590	2600	20,1	0,72°	1,34°
20	1930	2400	27,5	0,83°	1,45°

Таблица 2

Показатели СТРкД в задаче выведения на ГСО в течение 60 суток

Концентратор	Показатели системы КП	Приемник		
		Р	Д	Н
1	2			
Жесткий	Параметр точности $\Delta\alpha$, град.	0,47°	0,47°	0,59°
	Концентрация солнечного излучения [-]	2200	2200	1760
	Статическая точность слежения, град.	0,27°	0,27°	0,3°
	Динамическая точность слежения, град.	1,1°	1,1°	1,2°
	Температура приемника, К	2200	3200	3800
	Удельная масса концентратора, кг/м ²	2,7	2,7	2,4
	Диаметр зеркала, м	18,7	18,5	18,3
	Масса зеркала, кг	740	725	630
Пленочный	Масса ПН на ГСО, кг	2350	2800	3400
	Параметр точности $\Delta\alpha$, град.	0,48°	0,53°	0,86°
	Концентрация солнечного излучения [-]	2160	1920	1140
	Статическая точность слежения, град.	0,27°	0,28°	0,37°
	Динамическая точность слежения, град.	1,1°	1,1°	1,5°
	Температура приемника, К	2400	3400	3800
	Удельная масса концентратора, кг/м ²	1,2	1,1	0,5
	Диаметр зеркала, м	22,3	22,0	21,7
Масса зеркала, кг	470	420	185	
Масса ПН на ГСО, кг	2760	3050	3800	

Обозначения: Р, Д, Н – равнотемпературный, двухступенчатый, предельно-неравнотемпературный приемник.

Таблица 3

Сравнительная эффективность использования СТРкД

Средство выведения	Место запуска	Масса ПН на ГСО при использовании ЖРД, кг [6]	Масса ПН на ГСО при использовании СТРкД, кг	Относительное увеличение выводимой массы
Союз-2	Куру	1580	2800 (3400) ¹	1,77 (2,15)
Союз-2	Байконур	1060	2070 (2700)	1,95 (2,5)
Зенит-2	Байконур	.	3300 (4200)	. (.)
Зенит-3SL	Экватор	2910	5300 (6400)	1,82 (2,2)

¹ В скобках приведены перспективные данные для случая СТРкД с приемником предельно-неравнотемпературного типа.

Заключение

СТРкД с неравнотемпературной системой КП позволяет заметно повысить энергомассовую эффективность полета по сравнению с традиционными химическими двигательными установками, что при прежней массе ПН позволяет использование РН более легкого класса с меньшей стоимостью выведения на высокие орбиты. Условия динамической ориентации системы КП на Солнце в случае предельно-неравнотемпературного приемника заметно упрощаются по сравнению с обыкновенно рассматриваемыми СТРкД и вполне достижимы современными техническими средствами. Особенно выгодно использование неравнотемпературной системы КП в случае легких пленочных концентраторов, формируемых на орбите и предназначенных, кроме задачи выведения, для продолжительного энергоснабжения бортовых систем КА на орбите назначения.

Работы по настоящей тематике проводятся на кафедре ракетных двигателей МАИ при финансовой поддержке Министерства образования Российской Федерации (грант по фундаментальным исследованиям в области технических наук ТО2-14.0-2418, раздел 14 “Космические исследования”).

Литература

1. Кудрин О.И. Космические двигатели, использующие солнечную энергию. – М.: Изд. МАИ, 1967. – 270 с.
2. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. – М.: Машиностроение, 1987. – 247 с.
3. Финогенов С.Л., Кудрин О.И. К задаче выбора теплоаккумулирующего вещества для солнечного

теплового ракетного двигателя // Труды МАИ. – 2000. – Вып. 2. – [Электр. ресурс]. – Режим доступа: <http://www.mai.ru>.

4. Финогенов С.Л., Кудрин О.И. Солнечная энергодвигательная установка с неравнотемпературной системой концентратор-приемник // XXVII Гагаринские чтения. Москва, 2–7 апреля 2001. Тезисы докладов. – М.: Изд-во МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского. – 2001. – Т. 6. – С. 25 – 26.

5. Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П. Солнечная энергодвигательная установка с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела // Полет. – 1999. – № 2. – С. 20 – 28.

6. Коротеев А.С. Концепция солнечной энергодвигательной установки с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела // Вестник МАИ. – 2000. – Т. 7, № 1. – С. 60 – 67.

7. Frye P.E., Kennedy F.G. Reusable Orbital Transfer Vehicles (ROTV) Applications of an Integrated Solar Upper Stage (ISUS). – AIAA Paper 1997, № 97-2981.

8. Finogenov S.L., Kudrin O.I., Nickolenko V.V. Solar Thermal Rocket Engine with Post-Burning: the Possibility of Its Usage in Space. //Space Technology. – 1996, Vol. 16, № 1. – P. 15 – 19.

9. McClanahan J.A., Frye P.E. Solar Thermal Propulsion Transfer Stage Design for Near-Term Science Mission Applications. – AIAA Paper 1994, № 94-2999.

Поступила в редакцию 1.06.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Д.А. Ягодников, Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва.