

## ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ СОЛНЕЧНОГО ТЕПЛООВОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ОГРАНИЧЕНИИ НА ВРЕМЯ ПОЛЕТА

Финогенов С.Л.\* , Коломенцев А.И.\*\*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

\* e-mail: sfmai2015@mail.ru

\*\* e-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru

Приведены результаты проектно-баллистического исследования характеристик солнечного теплового ракетного двигателя (СТРКД) с различными типами системы «концентратор—приемник» (КП) в задаче выведения полезных грузов на геостационарную орбиту при ограничении на время полета. Определена баллистическая эффективность использования СТРКД в составе разгонного блока при различной продолжительности выведения, выявлен целесообразный временной интервал межорбитального маневра. Показано, что меньшему времени выведения соответствуют менее жесткие требования к системе КП и условиям ориентации на Солнце. Определены оптимальные по критерию максимума массы полезной нагрузки значения определяющих параметров СТРКД при ограничении на время полета от 20 до 60 суток, приведены рекомендации по их выбору с учетом технологических ограничений.

*Ключевые слова:* солнечный тепловой ракетный двигатель, время полета КА, геостационарная орбита, баллистическая эффективность.

### Введение

Рост мирового дохода от спутниковой отрасли за последние годы устойчиво находится на уровне 10%. Объем мирового космического рынка превышает 250 млрд долл. США, в том числе сегмент спутниковых услуг составляет более 110 млрд долл. [1]. Значительная часть (более 35%) коммуникационных спутников связи расположена на геостационарной орбите (ГСО). При этом доля российских стационарных спутников не превышает 5%. В то же время наблюдается тенденция увеличения массы космических аппаратов (КА) на ГСО и их энерговооруженности. Это требует создания новых высокоэффективных средств межорбитальной транспортировки (СМТ).

Поскольку возможности традиционных жидкостных средств выведения близки к предельным, требуются прорывные технологии для повышения энергомассовой эффективности СМТ. К таким технологиям можно отнести, в частности, использование солнечной энергии для повышения энтальпии рабочего тела (водорода) в солнечных тепловых ракетных двигателях, относящихся к классу двигателей ограниченной тяги (от нескольких десятков до сотен ньютонов) и занимающих проме-

жуточное положение между жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) и электроракетными двигателями (ЭРД). Удельный импульс СТРКД может более чем вдвое превышать таковой для ЖРД (7000...9000 м/с).

Рассматриваемые в настоящее время схемы СТРКД включают высокотемпературную систему «зеркальный концентратор — приемник солнечного излучения» в качестве источника мощности для прямого нагрева требуемого расхода водорода [2—4]. Концепция использования собственной штатной энергетики (солнечных батарей) выводимой на ГСО космической платформы для электрического разогрева теплового аккумулятора и водорода с возможностью его дожигания разработана в ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» совместно с НПО «Энергомаш» имени академика В.П.Глушко» и РКК «Энергия» имени академика С.П.Королева» для перспективного разгонного блока ракетного комплекса «Ямал» [5]. За рубежом проводятся научные изыскания и экспериментальные исследования по отработке элементов системы КП (NASA Marshall Space Flight Center, NASA Glenn Research Center, AFRL и их подрядчики — Boeing, Thiokol, SRS Technologies и др. [6, 7]). Отмеченные концепции характеризуются определенными преимуществами и недостатками.

Одной из главных проблем в создании СТРкД является разработка системы КП как наиболее критичной подсистемы двигателя. Обеспечение достаточно жестких требований к точности отражающей поверхности крупногабаритного солнечного концентратора и прецизионной ориентации системы КП на Солнце представляет собой достаточно сложную техническую задачу. Требуют изучения вопросы обеспечения необходимого рабочего ресурса системы КП при экстремально высоких температурах нагрева светоприемника-теплообменника. Задача длительного хранения жидкого водорода на борту также требует выработки новых технических решений.

Характерной особенностью СТРкД как двигателя ограниченной тяги является продолжительное (30...60 суток) время многовиткового выведения КА на ГСО с периодическими включениями двигателя на апсидальных участках траектории. Здесь конкурирующими могут стать схемы комбинированного выведения с помощью ЖРД и мощных апогейных ЭРД в течение 60...180 суток, обеспечивающие высокую энергомассовую эффективность по сравнению с прямым выведением с помощью жидкостных СМТ. В настоящее время в России такие исследования проводятся в ФГУП «ГКНЦ имени М.В.Хруничева», ФГУП «ЦНИИМаш» и НИИ ПМЭ МАИ [8,9]. Поэтому представляется целесообразным рассмотреть энергетические возможности разгонных блоков (РБ) с СТРкД при ограничении на время выведения.

### Постановка задачи

Будем рассматривать задачу выведения КА на ГСО с помощью «солнечной» верхней ступени ракеты-носителя (РН) среднего класса «Союз-2.1.б» при запуске с космодрома «Байконур». СТРкД представлен в трех вариантах выполнения системы КП: а) простейшей с равнотемпературным приемником (РП), выполненным в виде абсолютно черного тела (например полостного типа), максимально излучающим тепло по всему диаметру апертуры [2—4]; б) с двухступенчатым приемником (ДП), обладающим минимальными свойствами неравнотемпературности и повышенным КПД по сравнению с РП [2, 10]; в) с предельно-неравнотемпературным (многоступенчатым) приемником (НП) при организации неоднородного нагрева газа, когда изменение температуры нагреваемого водорода соответствует эпюре распределения поверхностной плотности лучистого потока в фокальном световом пятне, и максимально в центре приемника, например, радиального типа [2, 11, 12]. При этом при-

нято допущение об осесимметричном распределении облученности приемника, что подтверждается экспериментальными исследованиями и аберрограммами реальных фокусирующих зеркал [3, 11].

Солнечный концентратор псевдопараболоидной формы выбирается как надувной тонкопленочный с отверждением поверхности после формирования на стартовой орбите, с меньшей удельной массой и большей компактностью при размещении в объеме головного обтекателя РН по сравнению с зеркалом жесткого зонтичного типа (металлического или углепластикового). Экспериментальная отработка надувных концентраторов для СТРкД с достаточным для высокотемпературного нагрева уровнем концентрации солнечного излучения (свыше 3000:1) успешно проводилась в США (SRS Technologies, NASA Glenn, AFRL) в 1990—2000-х годах [7].

Для определения эффективности использования СТРкД в составе РБ необходимо выделить определяющие (релевантные) параметры системы КП, существенно влияющие на полетную задачу. К таким параметрам можно отнести точность зеркального концентратора  $\Delta\alpha$  (как учетверенную среднюю угловую ошибку отклонения реальной поверхности зеркала от идеального парабооида [2]) и максимальную температуру нагрева водорода в приемнике солнечного излучения. Параметр  $\Delta\alpha$  определяет уровень концентрации солнечного излучения и возможность нагрева приемника до требуемой температуры, а также влияет на размеры концентратора и его удельную и полную массу. Температура нагрева водорода определяет удельный импульс двигателя и затраты рабочего топлива для выполнения полетной задачи. Угол раскрытия парабооида принят равным  $60^\circ$  как рациональный [2, 3] и подлежит уточнению на следующих иерархических уровнях точности математической модели.

Эффективность использования СТРкД в составе РБ будем оценивать по критерию максимума целевой функции — выводимой на ГСО массе полезной нагрузки (ПН) КА, включающего модуль полезной нагрузки и космическую платформу для функционирования на орбите, при ограничениях на время перелета. Для этого составлена математическая модель транспортной операции РБ с СТРкД и алгоритм оптимизации параметров СТРкД (рис. 1). Оптимизация производится методом покоординатного спуска (методом Гаусса—Зейделя) [13]. Задача состоит в поиске глобального максимума целевой функции в координатах параметров наибольшего влияния при наличии ограничений. В используе-

### Выбор параметров СТРКД

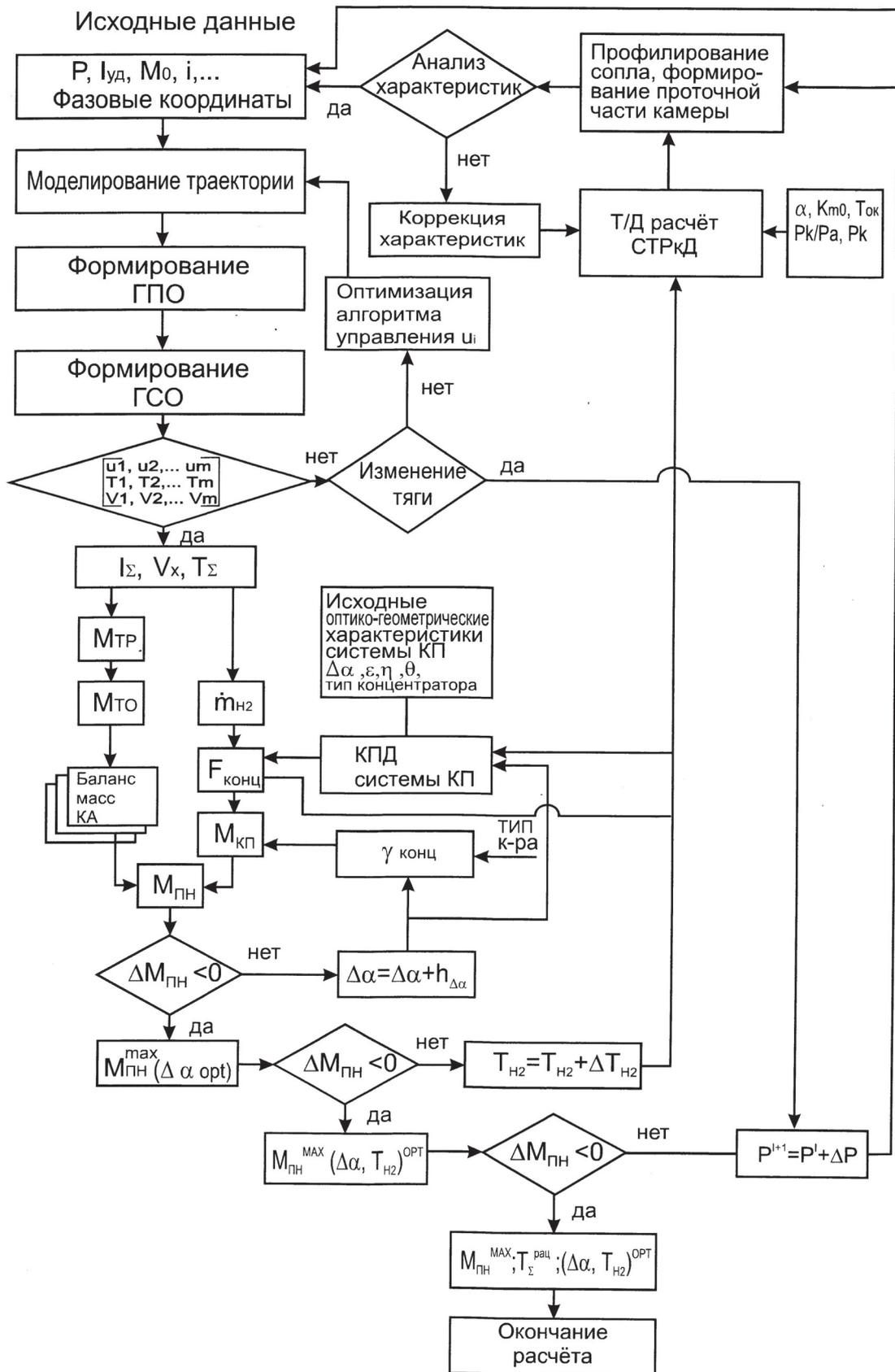


Рис. 1. Блок-схема расчета и оптимизации параметров СТРКД в составе разгонного блока

мой математической модели масса КА рассчитывается как конечная масса РБ с полезным грузом за вычетом массы водородного бака, массы СТРКД с системой КП и прочих систем (включая системы управления, коррекции и ориентации) и определяется с точностью, достаточной для принятия решения по выбору рациональных альтернатив и их последующей детальной проработки на следующих иерархических уровнях математической модели [12].

Отметим, что если для традиционных верхних ступеней в первом приближении возможно независимое рассмотрение задачи выбора их основных проектных параметров и траектории полета, то в случае РБ с СТРКД разделить эти задачи не удается и приходится решать задачу комплексной оптимизации параметров двигателя, аппарата и траектории. Моделирование многовитковой траектории проводится с учетом увеличения времени работы двигателя (суммарного импульса тяги) при каждом апсидальном включении как функции роста большой полуоси переходных эллиптических траекторий до уровня геопереходной орбиты (ГПО). Изменение наклона орбиты и ее скругление до уровня ГСО производится при апогейных включениях СТРКД после формирования ГПО в целях снижения характеристической скорости перелета [5, 12]. Варьирование начальной тяговооруженности РБ с СТРКД с заданным шагом вызывает соответствующее изменение полного времени полета, для каждого значения которого оптимизируются параметры системы КП и определяются массогабаритные и оптико-энергетические характеристики двигателя. Тяга СТРКД не является оптимизируемым параметром, поскольку рост тяги вызывает

увеличение массы системы КП в большей мере, чем снижение гравитационных потерь скорости.

Принятый алгоритм управления движением РБ, состоящий в изменении истинной аномалии активных участков траектории по заданному закону (постоянному или линейному), допускает его совершенствование, поскольку существует возможность выбора рациональных переходных орбит с параметрами, отличными от ГПО, а также изменения наклона переходных орбит при высоком апогее еще до достижения высоты ГСО. Оптимизация алгоритма управления показывает дополнительные возможности повышения баллистической эффективности «солнечного» разгонного блока.

На рис. 2 дается пример зависимости массы КА на ГСО от определяющих параметров применительно к СТРКД с двухступенчатой системой КП при времени базового выведения 60 суток. Глобальному максимуму целевой функции 2180 кг здесь соответствуют оптимальные значения параметра  $\Delta\alpha = 0,77^\circ$  и температуры нагрева водорода 3000 К. Меньшим температурам соответствуют большие целесообразные значения параметра  $\Delta\alpha$ . Достаточно пологие зависимости массы КА при уменьшении температуры нагрева ниже оптимальной позволяют назначить их меньшие рациональные значения без заметного снижения энергомассовой эффективности. Так, при выборе температуры приемника 2600 К вместо оптимальных 3000 К масса КА уменьшается на 5%, еще оставаясь вдвое большей по сравнению со случаем жидкостного РБ. Требуемая точность зеркала при этом существенно снижается. Возрастает допустимый угол разориентации оптической оси системы КП от прицельного на-

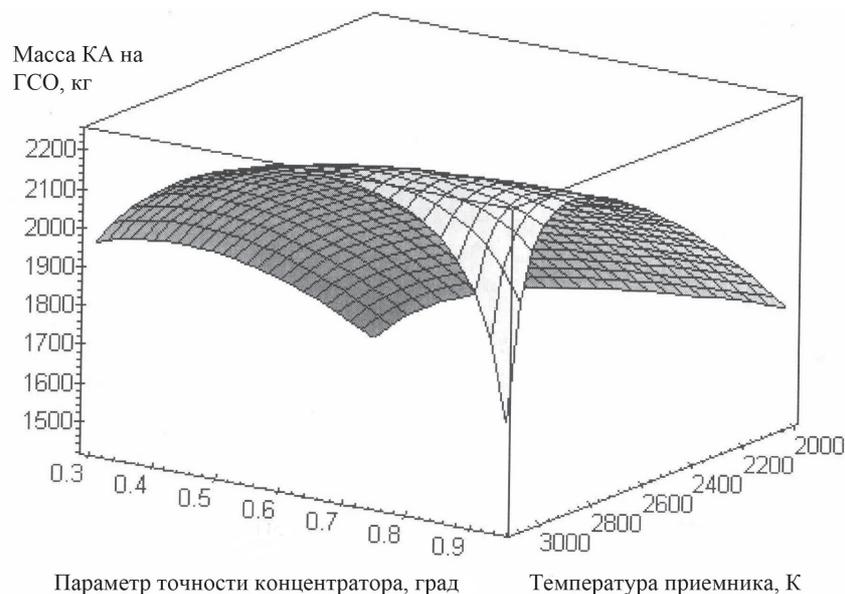


Рис. 2. Зависимость массы КА на ГСО от параметра точности  $\Delta\alpha$  и температуры двухступенчатого приемника

правления на Солнце  $\beta$  (при динамическом режиме слежения угол  $\beta$  может быть увеличен с 1,4 до 1,8°).

Динамический режим ориентации системы КП на Солнце важен с позиций упрощения системы наведения и отслеживания положения солнечного диска при работе двигателя и вполне может быть обеспечен современными техническими средствами при использовании современных солнечных датчиков и электромеханических исполнительных устройств — сервоприводов [3] (грубое слежение за Солнцем), а также приемника со свойствами «автоподслеживания» (точное отслеживание фокального светового пятна) [2]. В работах [3, 14] теоретически обоснована и экспериментально подтверждена корректность используемых расчетных методик определения эффективности улавливания светового пятна в фокусе парабооида при динамическом режиме слежения.

### Характеристики РБ с СТРКД при различном времени полета

Рассмотрим эффективность использования СТРКД с рассматриваемыми системами КП для различного времени выведения. Зависимости продолжительности многоимпульсного перелета на ГСО от начальной тяговооруженности для разных температур нагрева водорода представлены на рис. 3. Более пологий характер этих зависимостей при росте начальной тяговооруженности свидетельствует о необходимости использования двигателя все возрастающей размерности для сравнительно небольшого сокращения времени выведения. Рост тяги двигателя, существенно ускоряющийся при уменьшении времени полета, требует увеличения размеров солнечного концентратора и полной массы двигательной установки, что приводит к снижению массы выводимого КА, ухудшению инерционных характеристик и управляемости РБ в целом.

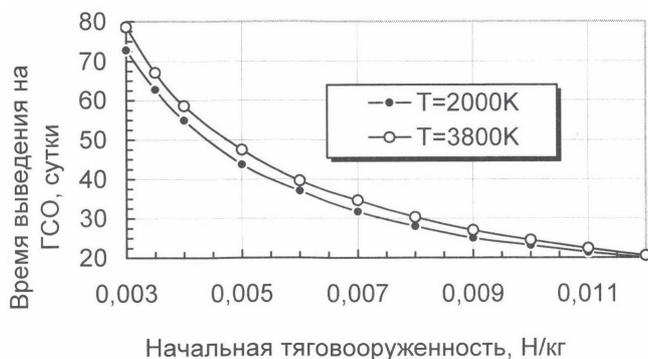


Рис. 3. Зависимость времени выведения на ГСО от начальной тяговооруженности РБ с СТРКД

Зависимости массы КА на ГСО от времени выведения применительно к различным типам системы КП представлены на рис. 4, откуда следует, что целесообразный диапазон продолжительности выполнения рассматриваемой задачи для систем КП с неоднородным нагревом составляет 20...60

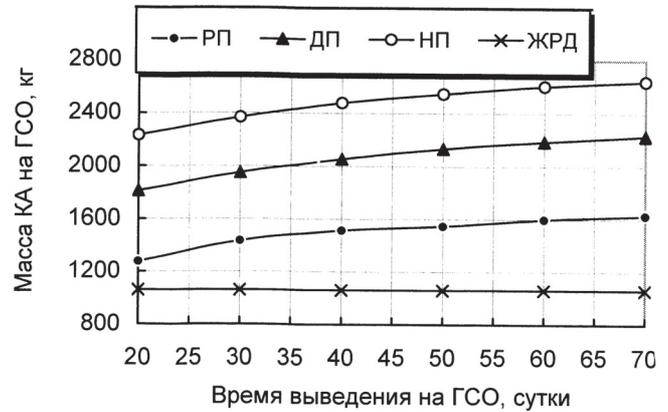


Рис. 4. Зависимость массы ПН от времени выведения на ГСО для различных систем КП

суток. При времени выведения 60 суток энергомасовая эффективность РН среднего класса «Союз-2.1.б» с «солнечной» верхней ступенью, оснащенной неравнотемпературной системой КП, может приближаться к тяжелой РН «Протон-М» с разгонным блоком «ДМ». Стоимость выведения при этом значительно снижается.

Сокращение времени полета приводит к снижению выводимой полезной массы за счет роста массы СТРКД (системы КП как ее основной части), несмотря на увеличение тяги и уменьшение гравитационных потерь скорости. В случае равнотемпературного приемника снижение времени выведения менее 40 суток нецелесообразно вследствие заметного падения выигрыша в массе КА по сравнению с базовым ЖРД при использовании, например, РБ «Фрегат». Ступенчатые системы КП допускают значительное (в два—три раза) уменьшение времени выведения при достаточно высокой еще полетной эффективности по сравнению с ЖРД.

Габариты солнечного концентратора в зависимости от времени полета представлены на рис. 5 в виде условного диаметра зеркала, характеризующего требуемую площадь захвата солнечной энергии, и могут быть пересчитаны для любой геометрии выбранной конструктивной схемы системы КП (например внеосевого типа [6]) с поправкой на коэффициент концентрации. Сокращение времени полета вызывает нелинейный рост габаритов солнечного концентратора и его массы для всех типов системы КП, что приводит к снижению выводимой массы КА. Поэтому выбор целесообразного време-

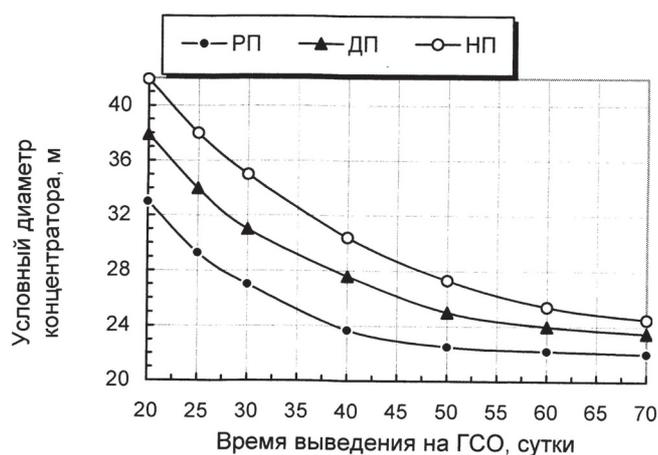


Рис. 5. Зависимость условного диаметра солнечного концентратора от времени выведения на ГСО для различных типов системы КП

ни полета следует производить, исходя из компромисса между изменением массы КА и размеров концентратора.

На этапе предварительного проектирования РБ с СТРКД необходимо учитывать возможности обеспечения достаточно продолжительного хранения криогенного водорода на борту, требующего создания эффективной охлаждающей системы. Здесь можно указать на возможность использования холодильных газопоршневых машин, работающих по циклу Вюлемьера—Такониса со сравнительно небольшими величинами удельной массы (0,2—0,3 кг/Вт) [2]. Возможно использование холодильных установок, питаемых энергией штатных солнечных батарей КА, а также схемы с термодинамическим соплом охлаждения. Здесь необходимо уточнение массы КА с учетом доли холодильной установки с радиатором в общем балансе масс РБ.

Следует учитывать высокую чувствительность значений определяющих параметров рассматриваемых систем КП от выбранного времени перелета. В табл. 1—3 приведены характеристики РБ с СТРКД для рассматриваемых систем КП при разном времени выведения. Видно, что требования к точности концентратора и режима слежения за Солнцем в случае сокращения времени перелета значительно упрощаются, а оптимальная температура приемника уменьшается при одновременном некотором снижении массы КА и росте размеров концентратора. Таким образом, выбор меньшего времени выведения при допустимом снижении баллистической эффективности КА с СТРКД может оказаться целесообразным с позиций упрощения системы КП. Этот эффект особенно характерен для высокой степени неоднородности процесса нагрева водорода в приемнике. Так, в случае предельно-неравномер-

ратурного приемника при сокращении времени полета в три раза (с 60 до 20 суток) масса ПН снижается на 15%, оставаясь еще более чем вдвое более высокой по сравнению с использованием ЖРД, при заметном снижении требований к точности зеркала (параметр  $\Delta\alpha$  может быть выбран равным  $1,4^\circ$ ) и упрощении условий его ориентации на Солнце: допустимый угол разориентации  $\beta$  при динамическом слежении за солнечным диском увеличивается более чем на 30% и может достигать  $2^\circ$ , (табл. 3). Оптимальная температура приемника снижается на 600 К. При этом, однако, заметно (более чем на 60%) увеличиваются размеры концентратора. Тем не менее, так как вопросы обеспечения высокой точности поверхности зеркала и его ориентации являются технически более сложными по сравнению с формированием на орбите надувных крупногабаритных конструкций, целесообразно учитывать возможности упрощения системы КП, связанные с выбором рационального времени полета. Значения тепловой мощности приемника, увеличивающиеся с ростом тяги двигателя (сопровождаясь увеличением размеров концентратора) при сокращении времени выведения, показывают возможность создания на базе системы КП достаточно мощного дополнительного источника энергии для КА на орбите назначения.

Анализ характеристик СТРКД с неоднородным нагревом водорода в системе КП подтверждает возможность выбора заведомо неоптимальной меньшей рабочей температуры приемника при некотором допустимом уменьшении выводимой полезной нагрузки. Так, для времени перелета 20 суток, целесообразно снижение температуры с оптимального (теоретически возможного) значения 3200 до 2800 К. При этом масса КА, выводимого на ГСО, уменьшается на 5%, достигая величины 2100 кг, что вдвое превышает возможности химических РБ. Выбор температуры 2800 К как рабочей упрощает технологию изготовления светоприемника-теплообменника, повышает его ресурс и расширяет номенклатуру используемых конструкционных материалов. Возможность достижения таких температур при достаточно высоком еще КПД приемника путем организации неоднородного нагрева газа экспериментально подтверждена в работах [2, 11]. Выбранный для этой температуры параметр точности составляет  $\Delta\alpha = 1,8^\circ$  как оптимальный по критерию максимума массы КА на ГСО и практически реализуемый в реальных надувных крупногабаритных конструкциях [7], при заметном увеличении допустимого угла разориентации  $\beta$  в динамическом режиме слежения за Солнцем, что упрощает функци-

Таблица 1

## Характеристики РБ с СТКД для равнотемпературной системы КП

Время выведения, сутки	20	40	60
Температура приемника, К	1900	2100	2200
Параметр точности $\Delta\alpha$ , град	1.0	0.7	0.64
Условный диаметр зеркала	33.0	23.7	20.8
Тепловая мощность приемника, кВт	405	213	146
Допустимый угол $\beta$ , град	1.6	1.3	1.25
Масса системы КП, кг	460	380	340
Сухая масса двигательной установки, кг	1330	1230	1170
Заправленная масса топлива, кг	5060	4890	4820
Масса КА на ГСО, кг	1270	1510	1640

Таблица 2

## Характеристики РБ с СТКД для двухступенчатой системы КП

Время выведения, сутки	20	40	60
Температура приемника, К	2600	2800	3000
Параметр точности $\Delta\alpha$ , град	1.1	0.9	0.77
Условный диаметр зеркала	37.9	27.6	24.0
Тепловая мощность приемника, кВт	475	246	170
Допустимый угол $\beta$ , град	1.74	1.53	1.39
Масса системы КП, кг	410	290	280
Сухая масса двигательной установки, кг	1210	1070	1050
Заправленная масса топлива, кг	4550	4435	4330
Масса КА на ГСО, кг	1810	2050	2180

Таблица 3

## Характеристики РБ с СТКД для предельно-неравнотемпературной

Время выведения, сутки	20	40	60
Температура приемника, К	3200	3600	3800
Параметр точности $\Delta\alpha$ , град	1.4	1.0	0.86
Условный диаметр зеркала	41.9	30.4	25.4
Тепловая мощность приемника, кВт	530	280	190
Допустимый угол $\beta$ , град	2.0	1.64	1.48
Масса системы КП, кг	350	300	260
Сухая масса двигательной установки, кг	1110	1030	980
Заправленная масса топлива, кг	4230	4050	3970
Масса КА на ГСО, кг	2230	2480	2600

онирование двигателя с выбранными параметрами на орбите.

Время полета с СТКД следует выбирать с учетом конкурирующих СМТ при рассмотрении раз-

ной продолжительности выведения, в частности с использованием мощных ЭРД (включая апогейные электроракетные двигательные установки), а также двухступенчатых схем СМТ, использующих

комбинацию двигателей большой и малой тяги (схема «ЖРД+ЭРД»), например, включающих базовый химический разгонный блок «Фрегат» и связку нескольких ЭРД типа СПД-140Д или Д-90 [8, 9]. Использование комбинированных схем СМТ значительно сокращает время выведения по сравнению с чисто электроракетным полетом, требующим значительной энергетики космической платформы (в настоящее время ограниченной уровнем 12...20 кВт).

Для оценки конкурентоспособного времени полета РБ с СТРкД сравним полученные результаты (табл. 1–3) со случаями прямого выведения с ЖРД (РН «Союз-2.1.б»+РБ «Фрегат») и комбинированной схемы перелета с использованием двигателей большой и малой тяги (РН «Союз-2.1.б» + РБ «Фрегат» + ЭРД) [9] применительно к рассматриваемым условиям запуска. Результаты представлены в табл. 4, из которой следует, что целесообразный интервал времени полета с СТРкД существенно зависит от типа системы КП и ее выбранных определяющих параметров. При 20 сутках полета «солнечного» разгонного блока увеличение массы КА на ГСО по отношению к базовому РБ «Фрегат» составляет от 1,2 до 2 раз в зависимости от типа системы КП. Сравнивая с комбинированной схемой СМТ «ЖРД+ЭРД», можно видеть, что при времени 60 суток временные границы их возможного использования могут пересекаться, причем комбинированная схема при этом приблизительно соответствует по энергомассовой эффективности СТРкД с равнотемпературной системой КП. При сокращении продолжительности полета СТРкД со ступенчатыми системами КП сохраняет достаточный выигрыш в выводимом полезном грузе. Так, двигатель с двухступенчатым приемником выгоднее комбинированной схемы «ЖРД+ЭРД» в интер-

вале 40...60 суток при трехкратном различии во времени выведения. При использовании предельно-неравнотемпературного приемника энергомассовая эффективность РБ с СТРкД оказывается более высокой в диапазоне от 20 до 60 суток.

При выборе целесообразных параметров СТРкД с учетом ограничений по времени выведения можно прийти к задаче формирования векторного критерия эффективности, включающего такие компоненты, как масса КА, диаметр концентратора, параметр его точности  $\Delta\alpha$ , температура нагрева водорода, угол разориентации  $\beta$  и время полета. Выбор их рациональных величин может быть осуществлен путем перевода ряда компонентов вектора в разряд ограничений типа равенств и/или неравенств (например ограничения на время полета, на допустимую точность слежения за Солнцем и температуру приемника) и скаляризации остальных компонентов путем свертывания в обобщенный критерий, требующий поиска экстремума. Здесь следует учитывать степень важности каждого компонента, в частности приоритетность показателей точности системы КП и ее ориентации на Солнце над размерами концентратора, что регулируется введением в скаляризуемый критерий соответствующих весовых коэффициентов. В рассматриваемой задаче возможно определение оптимального сочетания компонентов вектора и без его скаляризации, например, методом уступок. Эти обстоятельства должны быть комплексно учтены при последующем формировании облика СТРкД в составе РБ на этапе технического предложения при окончательном выборе параметров двигателя.

Следует отметить, что рассмотрение других полетных задач, таких, как межорбитальные маневры с различной величиной орбитальной энергии,

Таблица 4

Сравнение различных схем выведения на ГСО

Время выведения, сутки	0	20	40	60	90	120
Масса КА на ГСО, кг. РБ «Фрегат» [5]	1060	-	-	-	-	-
Масса КА на ГСО, кг. РБ «Фрегат» + ЭРД [9]	-	-	-	1680	1870	2100
Увеличение массы КА на ГСО, %	-	-	-	58	75	98
Масса КА на ГСО, кг. РБ с СТРкД (РП)	-	1270	1510	1640	-	-
Увеличение массы КА на ГСО, %	-	20	42	55	-	-
Масса КА на ГСО, кг. РБ с СТРкД (ДП)	-	1810	2050	2180	-	-
Увеличение массы КА на ГСО, %	-	70	93	105	-	-
Масса КА на ГСО, кг. РБ с СТРкД (НП)	-	2230	2480	2600	-	-
Увеличение массы КА на ГСО, %	-	110	133	145	-	-

выведение на межпланетные траектории, поддержание постоянной орбиты, а также использование РБ с различными массовыми и конструктивными характеристиками (включая многоступенчатые разгонные блоки или схемы со сбросом топливных баков) при различных временах полета приводит к необходимости выбора каждый раз новых типоразмерных величин и проектных параметров СТРКД, поскольку они зависят как от режима и времени полета, так и от структурного состояния и массовых показателей РБ. В связи с этим возникает задача оптимизации параметрического ряда основных типоразмеров для «солнечных» средств выведения. Эта задача является более сложной по сравнению со случаем традиционных ракетных двигателей, так как в случае СТРКД его типоразмеры не сводятся, например, только к тяге, давлению в камере и степени расширения сопла. К важным выбираемым типоразмерным величинам СТРКД следует отнести и оптико-геометрические характеристики системы КП, в том числе площадь, форму и оптическую точность солнечного концентратора, угол его раскрытия и т.д. Для оптимизации параметрического ряда необходим учет дополнительных факторов, в частности алгоритма управления работой двигателя при движении по орбите. Поскольку основные типоразмеры СТРКД и РБ тесно связаны между собой, а также с траекторными параметрами, зависящими от времени полета, и условиями внешней среды, возникает задача оптимизации многомерного параметрического ряда, позволяющего выбрать целесообразные параметры СТРКД с учетом рассмотренных факторов. Для таких задач потребуется разработка эффективных математических методов решения.

## Выводы

При использовании СТРКД базовое время полета соответствует 60 суткам как целесообразное, при увеличении которого рост массы выводимого полезного груза приближается к асимптотическому. Однако конкуренция со стороны мощных ЭРД при наличии значительной энергетики или транспортных систем, использующих комбинацию двигателей большой и малой тяги, требует оценки баллистической эффективности использования СТРКД при меньшей продолжительности полета. При сокращении времени выведения на ГСО до 40 и 20 суток масса выводимого на ГСО КА снижается на 5...8% и 15...30% соответственно в зависимости от типа системы КП (ступенчатым приемникам соответствует меньшее снижение массы КА), оставаясь заметной большей по сравнению с жидкостными СМТ. Оптимальные параметры двигателя при этом

смещаются в сторону упрощения системы КП, а именно снижается требуемая точность зеркала и температура нагрева водорода в светоприемнике-теплообменнике (при одновременном, однако, росте габаритов солнечного концентратора). Упрощаются также требования к ориентации системы КП на Солнце, которые вполне могут быть обеспечены современными техническими средствами.

Выбор параметров СТРКД как рациональных (часто отличных от оптимальных в сторону упрощения системы КП как наиболее критичного элемента двигателя) окончательно осуществляется с учетом технологических ограничений и может быть произведен с учетом допустимого снижения массы КА. Последнее обстоятельство достаточно характерно для неравнотемпературных ступенчатых систем КП, допускающих сокращение времени перелета до 20...30 суток при сохранении значительного еще преимущества над жидкостными разгонными блоками (масса выводимого КА больше на 70...100%).

По сравнению с комбинированными схемами СМТ типа «ЖРД+ЭРД» время выведения оказывается в два—три раза меньшим при сравнимой массе КА на ГСО в случае, например, двухступенчатой системы КП. Двигатель с предельно-неравнотемпературным приемником при рассмотренных выбранных параметрах системы КП обладает заметными преимуществами перед рассмотренными СМТ во всем диапазоне времени выведения и позволяет сократить продолжительность полета «солнечного» разгонного блока до 20 суток при сохранении его достаточно высокой баллистической эффективности.

## Библиографический список

1. Галькевич И.А. Разработка инструментария определения технико-экономических параметров космических телекоммуникационных проектов: Дис. ... канд. эконом. наук. — М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2015. — 282 с.
2. Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. — М.: Машиностроение, 1987. — 247 с.
3. Грилихес В.А., Матвеев В.М., Полуэктов В.П. Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975. — 248 с.
4. Космические двигатели: состояние и перспективы; Пер. с англ. / Под ред. Л.Кейвни. — М.: Мир, 1988. — 454 с.
5. Коротеев А.С. Концепция солнечной энергодвигательной установки с электронагревным тепловым аккумулятором и дожиганием рабочего тела // Вестник Московского авиационного института. 2000. Т. 7. № 1. С. 60-67.

6. Frye P.E., Kennedy F.G. Reusable Orbital Transfer Vehicles (ROTV) Applications of an Integrated Solar Upper Stage (ISUS). — AIAA Paper 1997. № 97-2981.
7. Grossman G., Williams G. Inflatable Concentrators for Solar Propulsion and Dynamic Space Power // Journal of Solar Energy Engineering, November 1990. Vol. 112, pp. 229-236.
8. Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С., Ким В.П., Мартынов М.Б., Мурашко В.М., Нестерин И.М., Пильников А.В., Попов Г.А. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10...30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С.48-59.
9. Белик А.А., Егоров Ю.Г., Кульков В.М., Обухов В.А. Анализ проектно-баллистических характеристик комбинированной схемы выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей среднего класса // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 4(81). С. 17-21.
10. Кудрин О.И., Финогенов С.Л. Солнечный ракетный двигатель со ступенчатой системой приемник — тепловой аккумулятор // Полет. 2000. № 6. С. 37-41.
11. Квасников А.В., Кудрин О.И., Мельников М.В. Лаборатория лучистой и солнечной энергии для исследования процессов в высокотемпературных установках // Доклады Всесоюзной конференции по использованию солнечной энергии. — М.: Изд. ВНИИТ, 1969. С. 297-343.
12. Финогенов С.Л., Кудрин О.И. Принципы системности в проектировании солнечного теплового ракетного двигателя // Системный анализ в технике. Тематический сборник научных трудов. Вып. 8. — М.: Вузовская книга, 2005. С. 36—80.
13. Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М. Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. — М.: Машиностроение, 1980. — 240 с.
14. Рубанович И.М. О влиянии точности слежения за Солнцем на эффективность гелиоустановок // Гелиотехника. 1966. №4. С. 44-49.

## PARAMETERS SELECTION OF SOLAR THERMAL ROCKET ENGINE UNDER FLIGHT TIME LIMITATION

Finogenov S.L.\* , Kolomentsev A.I.\*\*

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

\* e-mail: sfmai2015@mail.ru

\*\* e-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru

### Abstract

Solar thermal propulsion (STP) is considered as means of inter-orbital transportation from low Earth orbit into geostationary orbit. The payload insertion time for conventional STP usually equals approximately 60 days. STP contains high-temperature concentrator-absorber system (CAS) as a power source, with possibility of using multi-staged absorber of non-isothermal type with higher optical-power efficiency. Ballistic efficiency of the upper stage with STP grows with the increase of extent of CAS not-isothermal properties and can exceed 1.5-2 times the efficiency of liquid propellant rocket engines (LRE).

Ballistic efficiency of upper stage with the STP is determined by relevant parameters of the CAS, to which we can assign concentrator accuracy parameter and hydrogen heating temperature in CAS, as well as permissive conditions of CAS's sun orientation. Selection of CAS expedient parameters can be realized, in some cases, different from those optimal with allowance for technological limitations under permissible

reduction of ballistic efficiency of solar upper stage compared to LRE implementation case.

Considering that transportation system, employing combination of high and low thrust engines with adequate insertion time of 60-120 days may compete with STP as inter-orbital transportation system, it is expedient to estimate the ballistic efficiency of solar upper stage at lower flight time. The problem simulation demonstrates the capability of reducing the payload injection time to 20...40 days at high ballistic efficiency of solar upper stage (in case of extreme non-isothermal multi-staged CAS, the payload mass is twice higher compared to LRE). STP optimal relevant parameters herewith change towards CAS simplification. The CAS Sun tracking conditions also become simpler.

STP optimal parameter values for various time intervals of inter-orbital transfer are presented. The possibility of providing high ballistic efficiency at the flight time of 20-40 days with STP implementation with non-isothermal multi-staged CAS, compared to the

transportation system employing combination of engines of large and low thrust, is shown.

**Keywords:** solar thermal propulsion, flight time, geostationary orbit, ballistic efficiency.

## References

1. Gal'kevich I.A. *Razrabotka instrumentariya opredeleniya tekhniko-ekonomicheskikh parametrov kosmicheskikh telekommunikatsionnykh proektov* (Development of instrumentation for technical-economical space telecommunication projects definition). Doctor's thesis, Moscow, MGTU named after N.E. Bauman, 2015, 282 p.
2. Kudrin O.I. *Solnechnye vysokotemperaturnye kosmicheskie energodvigatel'nye ustanovki* (High-temperature space solar power plants), Moscow, Mashinostroenie, 1987, 247 p.
3. Griliches V.A., Matveev V.M., Poluektov V.P. *Solnechnye vysokotemperaturnye istochniki tepla dlya kosmicheskikh apparatov* (High-temperature solar heat sources for space vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 248 p.
4. Orbit-raising and maneuvering propulsion: research status and needs. Edited by Leonard H. Caveny. *Progress in Astronautics and Aeronautics*. Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, 1988, vol. 89, 454 p.
5. Koroteev A.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2000, vol. 7, no.1, pp. 60-67.
6. Frye P.E., Kennedy F.G. Reusable Orbital Transfer Vehicles (ROTV) Applications of an Integrated Solar Upper Stage (ISUS). American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA/ASME/SAE/ASEE, *33rd Joint Propulsion Conference, Seattle, WA, July 6-9, 1997*, no. 97-2981.
7. Grossman G., Williams G. Inflatable Concentrators for Solar Propulsion and Dynamic Space Power. *Journal of Solar Energy Engineering*, November 1990, vol. 112, pp. 229-236.
8. Boikachev V.N., Gusev Yu.G., Zhasan V.S., Kim V.P., Martynov M.B., Murashko V.M., Nesterin I.M., Pil'nikov A.V., Popov G.A. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no.1(4), pp. 48-59.
9. Belik A.A., Egorov Yu.G., Kul'kov V.M., Obukhov V.A. *Aviatsionnaya tekhnika i tekhnologiya*, 2011, no. 4(81), pp. 17-21.
10. Kudrin O.I., Finogenov S.L. *Polet*, 2000, no. 6, pp. 37-41.
11. Kvasnikov A.V., Kudrin O.I., Mel'nikov M.V. *Doklady Vsesoyuznoj konferentsii po ispol'zovaniyu solnechnoj energii*, Moscow, VNIIT, 1969, pp. 297-343.
12. Finogenov S.L., Kudrin O.I. *Sistemnyi analiz v tekhnike. Tematicheskii sbornik nauchnykh trudov*, 2005, issue 8, Moscow, Vuzovskaya kniga, pp. 36-80.
13. Safranovich V.F., Emdin L.M. *Marshevye dvigateli kosmicheskikh apparatov. Vychor tipa i parametrov* (Sustainer engines for space vehicles. Choice of type and parameters), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 240 p.
14. Rubanovich I.M. *Geliotekhnika*, 1966, no. 4, pp. 44-49.