

К вопросу о разработке и эксплуатации перспективных средств выведения на основе межорбитальной транспортной системы в задачах развертывания и восполнения орбитальных систем космических аппаратов

Введение

Необходимость разработки принципиально новых средств межорбитальной транспортировки (СМТ) связана со следующими причинами:

- размещением значительной части КА (связи, навигации, метеорологических, системы предупреждения о ракетном нападении и др.) на высоких орбитах;
- развертыванием и длительной эксплуатацией многоспутниковых орбитальных группировок (ОГ), в состав которых входят десятки КА, как на низких, так и высоких орбитах.

Существующие средства доставки (РН и разгонные блоки (РБ) на базе жидкостных ракетных двигателей (ЖРД)) отличаются сравнительно высокой удельной стоимостью транспортировки полезных грузов (ПГ) на высокие орбиты, а также малой массой ПГ в одном пуске. Так, среди высоких орбит необходимо выделить геостационарную орбиту (ГСО), на которую в настоящий момент ежегодно (во всем мире) выводится до 25 – 30 КА массой от 1,5 до 4 тонн, что соответствует грузопотоку порядка 100 т/год на геопереходную орбиту (ГПО) и около 60 т/год непосредственно на ГСО. Удельная стоимость транспортировки ПГ на ГСО составляет порядка 30 – 40 тыс.\$/кг, что связано с малой относительной массой ПГ для указанной орбиты при использовании традиционных средств доставки [1].

Создание космических многоразовых буксиров (МБ) предусмотрено в пункте «Развитие средств выведения, космодромов, наземного комплекса управления космическими аппаратами» проекта «Стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу». Потенциальные преимущества МБ с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ) перед традиционными средствами выведения показаны в большом количестве работ [1-5]. В том числе рассматривались СМТ на основе МБ с ЯЭРДУ, в которых электроснабжение ЭРДУ осуществляется от космической ядерной энергетической установки (КЯЭУ) [1-3,6].

В настоящий момент в России разрабатывается транспортно-энергетический модуль (ТЭМ) на базе газотурбинной КЯЭУ мегаваттного класса мощности [6]. Имеется также большой опыт разработки, создания и

эксплуатации КА с термоэлектрическими («Бук») и термоэмиссионными («Топаз») КЯЭУ относительно малой (несколько киловатт) мощности, а также проектно-конструкторских работ по высокотемпературным термоэмиссионным КЯЭУ электрической мощностью 150 – 600 кВт и более для МБ «Геркулес» [7].

Потенциальные преимущества межорбитальных транспортных систем на основе МБ с ЯЭРДУ продемонстрированы в работах [1,2] и состоят как в увеличении массы полезного груза (ПГ), доставляемого на ГСО (и другие высокие орбиты), так и снижении удельной стоимости транспортировки. Ниже представлены некоторые сравнительные данные по МБ с ЯЭРДУ с традиционными РБ с ЖРД при совместной эксплуатации с рядом существующих и перспективных отечественных РН. Часть данных заимствовано из работ [1,2], однако приведены также результаты расчетов для РН «Ангара -5А» при ее запусках с космодромов «Восточный» и «Плесецк».

Указанные результаты (см. табл.1) подтверждают высокую потенциальную эффективность МБ с ЯЭРДУ. Однако должно быть уделено внимание двум обстоятельствам:

1. На ранних этапах проектирования перспективных СМТ необходимо учитывать неопределенность исходной информации – как внешней (по условиям применения и функционирования СМТ), так и внутренней – по характеристикам перспективной элементной базы. Без учета данного обстоятельства на этапах аванпроектирования МБ с ЯЭРДУ (выбор проектных параметров) могут быть допущены грубые ошибки, ведущие к значительному снижению эффективности системы.

2. При принятии решения о разработке МБ с ЯЭРДУ должны быть учтены затраты на создание соответствующей наземной инфраструктуры, а также эксплуатационные затраты, включая затраты на создание и эксплуатацию технического и стартового комплекса на космодроме, обеспечивающих должный уровень радиационной и ядерной безопасности. Должна быть подготовлена соответствующая нормативная база

Таблица 1.

Сравнение характеристик средств доставки на ГСО и перспективных СМТ на основе МБ с ЯЭРДУ

	Удельная стоимость доставки ПГ на ГСО, тыс.\$/кг	Масса ПГ, доставляемого на ГСО за один рейс, тонн	Время доставки ПГ на ГСО, сут	Масса ПГ, доставляемая системой на ГСО за 5 лет, тонн
Транспортные системы на базе существующих РН и одноразовых разгонных блоков с ЖРД				
РН «Протон-М» + РБ «ДМ» (Байконур)	29	2,9-3,3	-	-
РН «Зенит -3SL» + РБ «ДМ» («Наземный старт»)	41	1,6	-	-
РН «Союз-СТ» + РБ «Фрегат» (экваториальный космодром Куру)	43	1,39	-	-
Транспортные системы на основе многоразовых межорбитальных буксиров с ЯЭРДУ				
РН для выведения ГК на НОО	Электрическая мощность КЯЭУ - 600 кВт; ресурс КЯЭУ - 5 лет, в системе один МБ			
«Зенит» («Байконур»)	13,3	7,0	126	63
«Протон-М» («Байконур»)	8,7	13,4	167	107
«Ангара-5А» («Восточный»)	7,4	16,3	189	114
«Ангара-5А» («Плесецк»)	9,6	12,2	166	100

Средства межорбитальной транспортировки на основе МБ с ЯЭРДУ и эффективность их применения в сравнении с существующими средствами доставки КА на высокие орбиты

Здесь рассматривается межорбитальная транспортная система по своему построению аналогичная той, что исследована в работах [1, 2], однако дополнительно приводятся расчеты для случая совместной эксплуатации МБ с РН «Ангара-5А». Ниже дано краткое описание состава, порядка

развертывания и функционирования транспортной системы на базе МБ с ЯЭРДУ. Исходные данные для расчетов, включая основные технические и стоимостные характеристики элементной базы (КЯЭУ, ЭРДУ и др.), заимствованы из [1]. Предполагалось, что в составе МБ использована термоэмиссионная КЯЭУ большой мощности [7], но при аналогичных характеристиках массового совершенства и стоимости результаты могут быть отнесены и к другим типам космических ядерных энергоустановок.

Расчетные значения удельной стоимости транспортировки ПГ на ГСО (см. [1]) помимо стоимости МБ с ЯЭРДУ, учитывают стоимости РН и РБ, а также эксплуатационные расходы. Стоимость запуска РН «Ангара-5А» принималась приблизительно равной стоимости запуска РН «Протон-М».

Поскольку пуск ядерного реактора в составе КЯЭУ в соответствии с международными соглашениями [8] допустим на высотах не менее 800 км, то многоразовый МБ с ЯЭРДУ совершает челночные рейсы между так называемой радиационно-безопасной орбитой (РБО) и целевыми орбитами (например, ГСО), на которые доставляются полезные грузы (целевые КА). Соответственно, вне зависимости от выбора параметров радиационно-безопасной орбиты и мощности ЯЭРДУ межорбитальная транспортная система включает в свой состав два элемента – собственно МБ, базирующийся на монтажной РБО, и средства доставки ПГ буксира с низкой околоземной орбиты (НОО) на РБО [1]. Полезный груз и рабочее тело ЭРДУ на перелеты буксира доставляются с НОО на РБО перед каждым рейсом МБ с помощью РБ. Указанная схема детально описана и проиллюстрирована в [1,2]. В рамках данной работы рассмотрена система, в которой для доставки контейнера ПГ с низкой опорной орбиты на РБО используется одноразовый РБ типа «Фрегат».

Развертывание транспортной системы начинается с выведения МБ на РБО высотой около 1000 км. Предполагалось, что подготовка и запуск МБ будут осуществляться с территории России – перспективного космодрома «Восточный». В этом случае минимальное наклонение НОО, на которую может быть выведена связка МБ + РБ типа «Фрегат», как и наклонение начальной (стартовой) РБО, составит $51,8^{\circ}$. Однако грузовые контейнеры (ГК) с полезным грузом и рабочим телом для ЭРДУ могут запускаться и с других, в том числе зарубежных космодромов посредством различных РН. Соответственно, МБ может быть переведен со стартовой РБО на рабочую РБО, наклонение которой соответствует широтам космодромов запуска ГК, с помощью собственной ЭРДУ.

Перед каждым рейсом МБ на ГСО осуществляется запуск одной РН с РБ типа «Фрегат», посредством которых на РБО выводится грузовой контейнер (ГК), который включает: систему хранения и подачи (СХП) рабочего тела для ЭРДУ буксира, системы, обеспечивающие стыковку ГК с МБ и, собственно, полезный груз МБ, масса которого (как и масса рабочего тела ЭРДУ) зависит от выбранного значения удельного импульса ЭРДУ (и, соответственно, времени перелета). Масса ГК определяется типом используемой РН и расположением космодрома. Количество рейсов буксира

определяется временами перелетов буксира с РБО на ГСО и обратно. Последний рейс осуществляется только в одну сторону, на ГСО, после чего МБ должен быть уведен на орбиту захоронения.

В таблице 1 содержатся результаты расчетов характеристик МБ с ЯЭРДУ электрической мощностью 600 кВт и ресурсом 5 лет при совместной эксплуатации с различными РН (с разных космодромов, соответствующих разным наклонениям монтажной РБО). Видно, что использование МБ с ЯЭРДУ может увеличить массу ПГ выводимую на ГСО в одном запуске в 3 – 5 раз, по сравнению с традиционными средствами доставки, а удельную стоимость транспортировки снизить в 3 - 4 раза.

Постановка задачи параметрического синтеза энергодвигательного комплекса СМТ на основе МБ с ЯЭРДУ в условиях неопределенности исходной информации

Приведенные выше оценки были получены при решении задачи оптимизации величины удельного импульса ЭРДУ буксира по критерию минимума удельной стоимости транспортировки полезного груза на ГСО. При этом считались заданными не только значения других проектных параметров МБ, но также известными и детерминированными являлись характеристики конструктивного совершенства элементной базы буксира и характеристики условий применения (параметры целевой орбиты и РБО, характеристики грузопотока и др.). Между тем, на ранних этапах проектирования, помимо выбора структуры МБ, подлежат оптимизации все основные его проектные параметры, включая мощность и требуемый ресурс КЯЭУ, величину удельного импульса ЭРДУ и мощность ее отдельного тягового модуля, степень резервирования тяговых модулей, емкость СХП и т.д.

Важно учитывать, что МБ создается и функционирует в условиях неопределенности. Так, возможность использования МБ для доставки грузов на разные целевые орбиты и отсутствие точных сведений о количестве и массах КА, которые подлежат доставке на эти орбиты, за несколько лет до реального применения МБ приводят к неопределенности условий применения. Использование в составе МБ перспективной элементной базы (только разрабатываемых мощных КЯЭУ и ЭРДУ) создает неопределенность в знании характеристик конструктивного совершенства.

Кроме того, оптимизация СМТ только по одному критерию, например, по критерию минимума удельной стоимости доставки ПГ, не является достаточно корректным подходом при формировании их облика. Необходимо также учитывать и другие требования, в частности, оперативности доставки и надежности.

Удовлетворить указанным требованиям позволяет использование методологии комплексного обоснования облика энергодвигательных систем (ЭДС) КА, изложенной в работах [9-11]. Под ЭДС КА понимается совокупность взаимосвязанных подсистем, осуществляющих целенаправленное получение, преобразование и распределение энерго-

массовых потоков на борту КА на всех режимах его активного функционирования. В состав ЭДС МБ, в частности, входят КЯЭУ, ЭРДУ, СХП, система обеспечения теплового режима (СОТР) приборно-агрегатного отсека (ПАО), исполнительные органы системы ориентации и стабилизации и ряд других элементов.

Такие КА как МБ, фактически, являются ЭДС, облеченными в конструкцию [9]. В этой связи, при декомпозиции задачи формирования облика МБ на ряд подзадач, основной является задача синтеза его ЭДС. В тоже время, в силу наличия функциональных связей, целесообразно рассматривать в качестве оптимизируемой системы не ЭДС отдельного МБ, а энергодвигательные комплексы (ЭДК) транспортной системы – совокупность ЭДС всех МБ в ее составе. Это связано, например, с тем, что количество буксиров в системе (являясь оптимизируемым параметром) оказывает воздействие на выбор проектных параметров элементов отдельных МБ, например, мощность КЯЭУ.

Поэтому далее речь идет о задаче параметрической оптимизации ЭДК средств межорбитальной транспортировки.

В соответствии с указанной методологией показателем эффективности ЭДС КА является вероятность выполнения им своей задачи (ВВЗ) - вероятность выполнения всех требований, предъявляемых к ЭДС. Оптимизация проектных параметров ЭДС КА по критерию максимума ВВЗ позволяет не только учесть стохастический характер исходной информации, но и в равной мере учесть такие составляющие понятия эффективности технической системы как результативность, оперативность, ресурсоемкость и надежность [9].

Сформулируем содержательную постановку задачи параметрического синтеза ЭДК СМТ.

Заданы:

1. Структура ЭДК средств межорбитальной транспортировки.
2. Сценарий создания и применения ЭДК СМТ.
3. Режимы функционирования ЭДК.
4. Условия функционирования ЭДК, в частности:
 - параметры земного эллипсоида;
 - условия освещенности и т.п.
5. Схема перелета МБ.
6. Законы и параметры распределения случайных величин, а также детерминированные величины, характеризующие условия применения ЭДК:
 - высоты и наклона рабочих орбит, на которые должны доставляться ПГ (h_{p0} , i_{p0});
 - закон и параметры распределения массы ПГ буксира - $\hat{M}_{пг}^{тр}$;

- законы и параметры распределения количеств $\hat{n}_{\phi}^{МБ}$ и углов Δu_{po} фазирований в различных вылетах на заданные рабочие орбиты, если используется групповой способ доставки КА;
- интенсивности (λ_m) потоков заявок (или другие, эквивалентные характеристики, задающие количество транспортируемых КА) для различных орбит;
- параметры опорной (радиационно-безопасной) орбиты МБ – $h_{РБО}$, $i_{РБО}$;
- параметры орбиты захоронения МБ, отработавших свой ресурс;
- требуемая продолжительность функционирования СМТ ($\tau_{\phi}^{СМТ}$);
- характеристики режима ориентации перед стыковкой с ГК: закон и параметры распределения требуемого угла разворота МБ $\hat{\gamma}_{ст}^T$ при построении ориентации; предельно допустимое время построения ориентации $\tau_{ор}^{доп}$;
- законы распределения (или значения) предельно допустимых времен выведения ПГ различных типов на рабочие орбиты $\hat{\tau}_p^{доп}$;
- предельно допустимое время ожидания ПГ в очереди на запуск $T_{ож}^{доп}$;
- предельно допустимое время разработки ЭДК и развертывания СМТ $T_{СМТ}^{доп}$;
- предельно допустимые значения средней удельной стоимости доставки ПГ на различные орбиты $C_{удм}^{доп}$, а также полных затрат на создание, развертывание и эксплуатацию ЭДК и СМТ $C_{\Sigma}^{доп}$;
- законы и параметры распределения предельно допустимых значений активных материальных ресурсов $m_{ms}^{доп}$;
- масса, габариты, стоимость, электропотребление и тепловыделение информационно-управляющих систем МБ;
- энергопотребление и тепловыделение ПГ (при необходимости термостатирования ПГ и обеспечения ее электропитания от ЭДС МБ);
- характеристики силовых элементов конструкции МБ: массовые коэффициенты, стоимость, габариты;
- параметры транспортной системы Земля – РБО: характеристики (грузоподъемность, габариты зон полезных нагрузок, удельные стоимости доставки грузов на низкую орбиту и РБО, параметры надежности) существующих и перспективных РН и РБ, рассматриваемых на предмет возможности выведения МБ и ГК на РБО, а также предельно допустимая текущая длина очереди в МТС $N_{ож}^{доп}$ – количество ПГ, которые могут одновременно находиться на технической позиции космодрома в режиме ожидания;

- эксплуатационные затраты на подготовку на технической позиции космодрома, запуск и управление полетом МБ и ГК.

7. Законы и параметры распределения случайных и значения детерминированных физико-технических и технико-экономических характеристик элементной базы ЭДК:

- удельных масс элементов;
- удельных габаритов элементов (длин и объемов);
- КПД таких элементов как ЭРДУ, СОТР и др.;
- удельных емкостей и предельно допустимых глубин разряда АБ и СХП;
- коэффициента конструкции СХП;
- удельных стоимостей разработки и изготовления элементов;
- удельных электропотреблений и тепловыделений ряда элементов ЭДК.

Некоторые характеристики могут являться функциями проектных параметров элементов, в том числе случайными (для случайных функций необходимо знать параметры сечений).

8. Характеристики надежности элементной базы: законы и параметры распределения времен безотказной работы элементов ЭДК \hat{t}_{el}^{TP} .

Требуется определить: проектные параметры ЭДК СМТ, соответствующие максимуму принятого показателя качества (вероятности выполнения задачи) – $P_{ВВЗ}$ при соблюдении ограничений на затраты активных и пассивных материальных ресурсов, выделяемых на выполнение задачи по доставке полезных грузов СМТ на рабочие орбиты, а также ограничений на значения проектных параметров.

Общая математическая формулировка задачи выглядит следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} X_{**}^{\Pi} &= \arg_{X^{\Pi} \in X_{д}^{\Pi}} \max P_{ВВЗ}(X^{\Pi}); \\ X_{д}^{\Pi} &= \{X^{\Pi} : u(X^{\Pi})\}; \\ u(X^{\Pi}) &= [C_{\Sigma}^{\Pi}] \leq C_{\Sigma}^{\text{доп}}. \end{aligned} \right\}$$

Здесь X^{Π} , C_{Σ}^{Π} , $C_{\Sigma}^{\text{доп}}$ - вектор проектных параметров ЭДК, фактические и предельно допустимые суммарные материальные затраты.

Проблемные вопросы создания и эксплуатации МБ с ЯЭРДУ с учетом обеспечения радиационной и ядерной безопасности на наземном комплексе

Одним из важнейших вопросов при эксплуатации КА с КЯЭУ является обеспечение радиационной и ядерной безопасности [8,12]. Эта проблема

должна быть решена как на этапе летной, так и наземной эксплуатации. Цель достигается за счет использования радиационно-безопасных орбит и орбит захоронения КЯЭУ, рационального выбора конструкции реактора и построения системы автоматического управления ядерной энергоустановки, использования комплекса организационных мероприятий и технических средств, исключающих возможность возникновения и развития ядерно-опасных ситуаций во время транспортировки КЯЭУ, на технической и стартовой позиции, а также во время выведения и функционирования на рабочей орбите. Указанный комплекс вопросов был решен в Советском Союзе для КА с КЯЭУ «Бук» и «Топаз» [8,12], в том числе были выпущены соответствующие нормативные и руководящие документы. Однако для КЯЭУ нового поколения, отличающихся существенно большей мощностью, типом реактора, используемых теплоносителей и конструкционных материалов, эти задачи должны быть решены на качественно новом уровне.

В том числе, должны быть рассмотрены следующие основные этапы наземной эксплуатации КЯЭУ:

- транспортировка с завода-изготовителя на технический комплекс (ТК);

- входной контроль;
- автономные испытания КЯЭУ;
- снаряжение КЯЭУ;
- физический пуск ядерного реактора;
- комплексные испытания КЯЭУ в составе КА (в частности, МБ);
- стыковка МБ с ЯЭРДУ с ракетой-носителем и запуск на орбиту.

Основные организационные мероприятия, обеспечивающие ядерную безопасность, связаны с качественной организацией испытаний КЯЭУ.

Основные технические мероприятия по обеспечению ядерной безопасности предполагают:

- постоянный контроль нейтронной мощности ядерного реактора;
- обеспечение надежной работы аварийной защиты;
- обеспечение допустимой скорости введения реактивности;
- обеспечение конструкционных мер, исключающих критические условия возникновения цепной реакции деления в активной зоне ядерного реактора при полностью задействованных органах регулирования в гипотетически возможных (предельно мыслимых) аварийных ситуациях при транспортировке и хранении.

Основные организационные мероприятия, обеспечивающие радиационную безопасность, связаны также с качественной организацией испытаний КЯЭУ при обеспечении ядерной безопасности. При испытаниях на ТК к основным организационным мероприятиям относятся:

- высокая профессиональная готовность номеров расчета по испытаниям ЯЭУ;
- индивидуальный дозиметрический контроль уровней мощности ионизирующих излучений;

- проведение физического пуска ядерного реактора на минимально контролируемом уровне нейтронной мощности.

Следует особо подчеркнуть, что учет материальных затрат на обеспечение всех указанных технических и организационных мероприятий совершенно необходим при принятии решения о развертывании работ над любыми КА с КЯЭУ, включая описанные выше МБ с ЯЭРДУ.

Выводы:

1. Одним из наиболее перспективных путей снижения затрат на развертывание высокоорбитальных группировок КА является создание средств межорбитальной транспортировки на основе МБ с ЯЭРДУ, которые позволят, в частности, уменьшить удельную стоимость доставки ПГ на ГСО в несколько раз, по сравнению с РБ с ЖРД.

2. При обосновании облика МБ с ЯЭРДУ необходимо учитывать стохастический характер исходной информации. Целесообразно решить задачу комплексной параметрической оптимизации ЭДК перспективных СМТ в условиях неопределенности, содержательная постановка которой дана в статье.

3. Принятие решения относительно создания перспективных СМТ на базе буксиров с ЯЭРДУ должно осуществляться с учетом затрат на создание и эксплуатацию технической позиции и стартового комплекса, обеспечивающих радиационную и ядерную безопасность.

Список использованной литературы:

1. Грибков А.С., Лопота В.А., Легостаев В.П. и др. Электроракетный транспортный аппарат для обеспечения больших грузопотоков в космосе // Изв. РАН. Энергетика. 2009. №2. С.101–111.

2. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Тугаенко В.Ю. Повышение эффективности многоразового межорбитального электроракетного буксира при запуске полезных грузов с приэкваториальных космодромов// Изв. РАН. Энергетика. 2011. N 3. С.65-74.

3. Захаров Ю. А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 176 с.

4. Гришин С. Д. и др. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги/ С. Д. Гришин, Ю. А. Захаров, В. К. Оделевский. М.: Машиностроение, 1990. 223 с.

5. Семенов Ю. П., Соколов Б. А., Баканов Ю. А. и др. Ядерный энергодвигательный блок мегаваттной мощности для различных схем обеспечения пилотируемой экспедиции на Марс // Пятая межд. конф. «Ядерная энергетика в космосе». Сб. докл. / Под ред. проф. И. И. Федика. Ч.1. Подольск, 1999. С.142–153.

6. Коротеев А.С. Ядерный космос России // Новости Космонавтики. 2010. № 2 (325). С.44-47.

7. Синявский В. В. Методы и средства экспериментальных исследований и реакторных испытаний термоэмиссионных сборок. М.: Энергоатомиздат, 2000. 375 с.

8. Овчаренко М.К., Синявский В.В., Шестеркин А.Г., Юдицкий В.Д. Обеспечение ядерной и радиационной безопасности при использовании ядерной энергетической установки с термоэмиссионным реактором-преобразователем в составе космического аппарата // Изв. РАН. Энергетика. 2003. №4. С.3–18.

9. Чилин Ю.Н. Моделирование и оптимизация в энергетических системах КА. СПб: ВИККА им. А. Ф. Можайского, 1995. 277с.

10. Чилин Ю.Н. Основы комплексной оптимизации космических энергодвигательных систем. СПб: ВИККА им. А. Ф. Можайского, 1998. 255с.

11. Чилин Ю. Н., Евдокимов Р. А. Комплексное обоснование структуры и параметров энергодвигательной системы КА// Космические исследования. 2001. Т. 39 (вып.5). С. 537 – 549.

12. Аскеров Ф.А., Атамасов В.Д., Полетаев Б.И. Космонавтика XXI века и ядерные термоэмиссионные энергетические установки/ Под редакцией Ковалева А.П., Фатеева В.Ф. СПб: «Агенство «РДК-принт», 2002. – 384