

## **ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ МЕЖОРБИТАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ АППАРАТОВ С ЯДЕРНЫМИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМИ УСТАНОВКАМИ**

Перспективные космические средства с ядерными энергоустановками можно разделить на следующие три основные группы.

1. Космические средства в интересах безопасности:

- системы глобального непрерывного радиолокационного наблюдения;
- средства предупреждения и борьбы с опасными в случае столкновения с Землёй природными космическими объектами (астероиды и кометы).

2. Космические средства научного и социально-экономического назначения:

- платформы с различными полезными нагрузками, имеющими повышенное энергопотребление;
- средства транспортно-энергетического обеспечения для межпланетных перелётов;
- межорбитальные буксиры.

3. Средства энергообеспечения:

- напланетные атомные электростанции;
- средства энергоснабжения установок для промышленного производства материалов в космическом пространстве.

Ядерная энергетика обеспечит эффективное решение целого ряда перспективных задач в околоземном космосе.

Создание ядерной энергоустановки второго поколения позволит сделать принципиально новый и практически важный шаг в развитии космической техники – реализовать концепцию транспортно-энергетических модулей.

Многоцелевое использование ядерной энергоустановки в составе транспортно-энергетического модуля совместно с ЭРДУ обеспечивает существенное (в 3-5 раз) увеличение массы космических аппаратов, выводимых на рабочую орбиту, и уровня энергоснабжения целевой аппаратуры [1].

Лунная программа, ориентирована на создание долговременных обитаемых лунных баз.

Программа освоения Луны предусматривает проведение работ в следующих основных направлениях:

- исследования и эксперименты в интересах фундаментальной науки;
- разработка технологии построения долговременных лунных баз;

- разработка лунной орбитальной станции и многоразовой лунной транспортной системы для обеспечения грузопотока по маршруту Земля – Луна (ракеты-носители, межорбитальные буксиры, многоразовые взлётно-посадочные комплексы);

- освоение Луны как источника материальных ресурсов и использование этих ресурсов в практической деятельности (постепенное освоение технологических процессов по производству компонентов ракетных топлив, отдельных видов материалов и изделий из них);

Для осуществления указанной программы необходимо создать:

- новое поколение ракет-носителей тяжёлого и сверхтяжёлого классов;
- эффективные многоразовые межорбитальные транспортные системы с существенно уменьшенной стоимостью доставки полезного груза;
- эффективные системы энергоснабжения;
- солнечные электростанции на первом этапе (мощность 10-30 кВт);
- ядерные электростанции на втором этапе (мощность 50 кВт и более);
- энергостанции добывающих и производственных комплексов ещё большей мощности на третьем этапе.

Анализ эффективности использования в будущем многоразовых межорбитальных буксиров на основе ЯЭУ и ЭРДУ в транспортных операциях Земля – Луна – Земля для снабжения лунных баз показал, что:

- их стартовая масса на орбите искусственного спутника Земли и соответственно необходимый грузопоток на неё могут быть уменьшены в 2 раза по сравнению с вариантом использования кислородно-водородных разгонных блоков;
- при массе полезного груза, доставляемого на орбиту искусственного спутника Луны, равной 30 т, потребная мощность ЯЭУ должна составлять 4-4,5 МВт;
- при продолжительности транспортной операции 100-150 суток потребный уровень энергомассового совершенства ЯЭУ должен быть в пределах 3,5-5,0 кг/кВт;
- технология лунных межорбитальных буксиров на базе ЯЭУ и ЭРДУ будет использоваться для создания МЭК.

Задача освоения ресурсов Луны и небесных тел Солнечной системы требует для своего решения развёртывания работ по новому направлению космической ядерной энергетики – напланетным атомным электростанциям. Начальный уровень электрической мощности таких станций в настоящее время оценивается в 50 кВт с дальнейшим ростом до сотен киловатт и даже нескольких мегаватт по мере расширения масштабов проводимых работ.

Как показал анализ, при мощности более 40-50 кВт атомные энергостанции имеют преимущество по сравнению с солнечными не только по массе, но и по

интегральному стоимостному критерию – суммарной стоимости изготовления и доставки на Луну [1].

В будущем ожидается выход человека за пределы околоземного космического пространства. Первой остановкой на данном пути должен стать Марс.

Основными недостатками схемы марсианского экспедиционного комплекса на базе жидкостных ракетных двигателей являются большая стартовая масса, высокая скорость входа корабля в атмосферу при возвращении на Землю (12-25 км/с), а также необходимость длительного хранения больших масс водорода при сборке и во время полёта.

На этом фоне привлекательными выглядят главные достоинства схемы на базе ЯЭУ и ЭРДУ. Это возвращение экспедиционного комплекса на орбиту искусственного спутника Земли, возможность многократного использования элементов МЭК, отработанная схема спуска экипажа с орбиты на Землю (скорость входа в атмосферу Земли около 7,8 км/с) и возможность обеспечения регулярных полётов к Марсу с периодом обращения примерно 2,1 года.

Анализ показал:

- применение ядерного ракетного двигателя позволяет снизить массу МЭК более чем в 2 раза по сравнению с вариантом на базе жидкостных ракетных двигателей при обеспечении практически одинаковой в обоих случаях наименьшей продолжительности экспедиции около 1,7 года;

- применение энергодвигательного комплекса на базе ЯЭУ+ЭРДУ по сравнению с вариантом на базе ЯРД позволяет снизить массу МЭК ещё в 1,6-1,9 раза при росте продолжительности экспедиции примерно до 2,0-2,4 года в зависимости от мощности энергетической установки;

- для варианта на базе СЭУ+ЭРДУ при некотором уменьшении массы МЭК по сравнению с вариантом с ЯЭУ+ЭРДУ продолжительность экспедиции возрастает до трёх лет, что может оказаться неприемлемым для безопасности космонавтов (увеличение длительности полёта на один год увеличивает радиационную нагрузку на экипаж на 40-50 бэр).

Применение ядерных транспортно-энергетических модулей позволит создать новые поколения космических аппаратов различного назначения, от информационных космических аппаратов, в том числе аппаратов радиолокационного наблюдения с геостационарной орбиты до аппаратов научного и социально-экономического назначения. Недостатком является то, что продолжительное турбомашинное преобразование энергии является проблематичным в условиях космического пространства.

### **Библиографический список**

1. Коротеев, А. С. Ядерная энергетика в космонавтике XXI века / А. С. Коротеев // Бюллетень по атомной энергии. – 2008. – №12. – С. 4-11.

2. Лопота, В. А. Космическая миссия поколений XXI века / В. А. Лопота // Полет. – 2010. – №7. – С. 3-12.

3. Коротеев, А. С. Ядерный космос России / А. С. Коротеев // Новости космонавтики. – 2010. – Том 20. – №2(235). – С. 4

УДК 521.13

**Жалдыбина О.Д., Яковлева Е.А.**

## РАСЧЁТ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЁТА К ДАЛЬНИМ ПЛАНЕТАМ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Межпланетный космический полёт – перемещение космического аппарата (КА) между планетами Солнечной системы. Дистанционно управляемые космические зонды пролетали вблизи всех планет Солнечной системы от Меркурия до Нептуна. Расчёт траектории полёта КА – это крайне важная часть всей миссии. Верно рассчитанные манёвры позволяют доставлять большую полезную нагрузку при минимальных энергетических затратах.

В данной работе рассматриваются несколько основных этапов: вывод КА за пределы влияния Земли и расчёт манёвра на переход на гелиоцентрическую орбиту, близкую по характеристикам к орбите Юпитера, а также к его спутникам.

Сначала определяются компоненты радиус-вектора и вектора скорости КА в инерциальной гелиоцентрической системе координат по известным элементам орбиты. Переведем исходные данные в декартовую инерциальную гелиоцентрическую систему координат:

$$\begin{cases} x = r(\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i); \\ y = r(\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i); \\ z = r \sin u \sin i, \end{cases}$$

где  $u = \vartheta + \omega$ ;  $r = \frac{p}{1 + e \cos \vartheta}$ .

Записываем проекции скоростей.

$$\begin{cases} V_x = \dot{x} = \frac{dr}{dt} (\cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u) + r \frac{d\vartheta}{dt} (-\cos \Omega \sin u - \sin \Omega \cos u \cos i); \\ V_y = \dot{y} = \frac{dr}{dt} (\sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i) + \\ + r \frac{d\vartheta}{dt} (-\sin \Omega \sin u + \cos \Omega \cos u \cos i); \\ V_z = \dot{z} = \frac{dr}{dt} \sin u \sin i + r \frac{d\vartheta}{dt} \cos u \sin i, \end{cases}$$