

АНАЛИЗ НЕКОТОРЫХ СХЕМ ПЕРЕЛЕТА «ЗЕМЛЯ-МАРС» МЕЖПЛАНЕТНОГО АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЯМИ МАЛОЙ ТЯГИ

Для перспективных проектов межпланетных перелетов необходима комплексная проектно-баллистическая оптимизация, то есть выбор таких проектных параметров космического аппарата (КА), траекторий движения и законов управления, которые обеспечивали бы минимальную стартовую массу аппарата, а следовательно, и наименьшие затраты на осуществление проектов.

Использование в перспективных космических программах электрореактивных двигателей (ЭРД) малой тяги, обладающих высокой скоростью истечения и малым расходом рабочего тела, позволяет значительно снизить стартовую массу космического комплекса на околоземной орбите.

Цель работы – оптимизация межпланетных перелетов, осуществляемых автоматическим космическим аппаратом (АКА) с двигателями малой тяги. Выбор баллистических схем полета, законов управления траекторией и ориентацией КА (по отношению к Солнцу), чтобы обеспечить максимум критерия эффективности проекта.

Работа состоит в разработке методики решения и анализе полученных результатов для следующих задач:

- а) перелеты "Земля-Мартс" с помощью электроракетной и комбинированной двигательной установки (КДУ);
- б) перелеты "Земля-Мартс" с использованием гравитационного маневра около Луны.

Задача рассматривается на примере вывода КА с помощью ракеты-носителя "Союз". Сравняются различные схемы перелетов и оценивается эффективность проекта по двум критериям: быстродействие и масса доставляемой полезной нагрузки (ПН) на ареоцентрическую орбиту.

Основной приближенного расчета оптимальных траекторий межпланетных перелетов является теория сфер действия. В соответствии с этой теорией траектория межпланетного перелета разбивается на участки движения в сферах действия различных притягивающих центров: разгон с начальной орбиты в сфере действия планеты старта, гелиоцентрический перелет до целевой планеты, торможение в сфере действия планеты назначения. При этом считается, что участок движения в сфере действия планеты простирается от начальной орбиты до точки, где достигается параболическая скорость, а

участок гелиоцентрического перелета начинается в фиксированной точке орбиты планеты старта и заканчивается в фиксированной точке орбиты планеты назначения.

Большой вклад в энергетiku перелета имеет участок разгона, поэтому выбор схемы перелета заключается в выборе его оптимальной схемы.

Были рассмотрены следующие схемы разгона:

- использование химического разгонного блока (ХРБ) для достижения ГИС;
- использование ХРБ для формирования промежуточной сильно вытянутой эллиптической орбиты, затем разгон до ГИС с помощью малой тяги;
- разгон до ГИС с помощью малой тяги с использованием гравитационного маневра (гравманевра) у Луны;
- раскрутка до ГИС с помощью малой тяги.

С использованием метода малого параметра, классической теории усреднения и принципа максимума Понтрягина получены аналитические решения ряда задач механики полета с нерегулируемым двигателем малой тяги, в том числе задач набора параболической скорости и торможения КА в центральном поле одного притягивающего центра. Доказано, что трансверсальная тяга при разгоне КА является самым простым и эффективным управлением и проигрыш по длительности маневра не превышает 3% от оптимального решения.

В результате проведенной работы были получены результаты, которые отражены на рис. 1. Из рисунка видно, что используя схему перелета 2 и 4, можно достичь максимальной относительной эффективности проекта (без учета массы энергодвигательного модуля). Однако осуществление гравманевра накладывает дополнительные ограничения на окно старта. Схемы 1, 3 просты в реализации и незначительно отличаются по энергетике от схем с гравманевром (в массовом эквиваленте примерно на 72 кг). Недостатком схем 3, 4 является большая длительность разгона и, соответственно, длительное пребывание в радиационных поясах Земли. В этом случае необходимо учитывать деградацию элементов солнечных батарей. Заметные преимущества ЭРД перед КДУ появляются вследствие наличия у КДУ дополнительных сбрасываемых элементов в виде конструкции ХРБ.

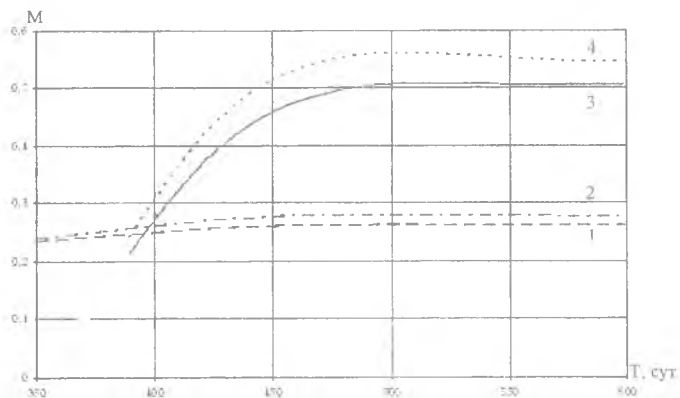


Рис. 1. Зависимость удельной массы ПН от схемы и длительности перелета "Земля-Мартс".

1. КДУ = ХРБ + ЭРД; 2. КДУ + гравманевр; 3. ЭРД; 4. ЭРД + гравманевр

Окончательный выбор схемы перелета должен сделать разработчик проекта, исходя из конкретной постановки задачи.