

### ОПТИМИЗАЦИЯ СХЕМ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ХИМИЧЕСКИМ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ И ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Комбинированная схема сочетает в себе достоинства как импульсной схемы (малое время выведения и, как следствие, малое время пребывания в радиационных поясах Земли), так и схемы перелёта с малой тягой (большая масса полезной нагрузки). В этом случае появляется возможность варьирования соотношения времени перелёта и массы полезной нагрузки, т. е. решения двухкритериальной задачи оптимизации.

Рассматриваемая комбинированная схема выведения включает в себя следующие этапы (рис. 1):

- выведение космического аппарата (КА) на базовую круговую орбиту с помощью ракеты-носителя (РН) «Союз-2»;
- двухимпульсный манёвр перехода КА на промежуточную эллиптическую орбиту за счёт работы химического разгонного блока (ХРБ) (в данном случае маршевой двигательной установки (МДУ) разгонного блока (РБ) «Фрегат»). После этого происходит отделение МДУ РБ «Фрегат» и раскрытие панелей солнечных батарей [2];
- перелёт КА с промежуточной орбиты на ГСО за счёт работы электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) на основе стационарных плазменных двигателей СПД-140.

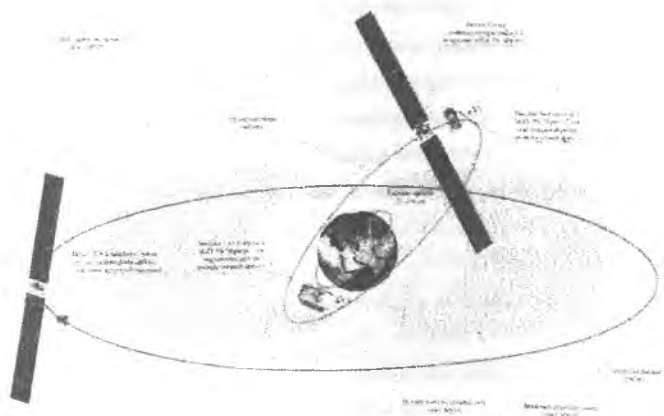


Рис. 1. Комбинированная схема выведения КА на геостационарную орбиту (ГСО)

На всём интервале движения КА с ЭРДУ ведётся управление большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты по углам ориентации вектора тяги в плоскости орбиты и в плоскости местного горизонта.

Законы управления вектором тяги КА с ЭРДУ реализуются посредством изменения углов ориентации вектора тяги (рис. 2) как в плоскости орбиты (угол  $\lambda$ ), так и в плоскости местного горизонта (угол  $\psi$ ).

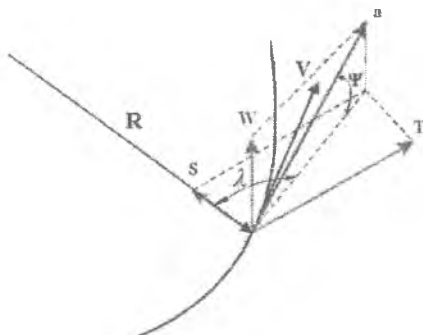


Рис. 2. К определению углов ориентации вектора тяги КА с ЭРДУ

Известны различные законы управления вектором тяги КА с ЭРДУ. Главным образом, это законы, обеспечивающие изменение определённого элемента орбиты (большой полуоси, эксцентриситета, наклона) при постоянстве одного или двух других [3].

Можно рассматривать законы последовательного доведения элементов орбиты до заданных поочерёдно. Хотя такие законы нерациональны с точки зрения обеспечения максимума массы полезной нагрузки (ПН) на ГСО за минимальное время выведения, но они более предпочтительны в отношении их технической реализации, т.к. позволяют разделить каналы управления вектором тяги КА с ЭРДУ.

Предложена схема совместного изменения элементов орбиты. Для получения аналитических выражений для углов ориентации вектора тяги решена оптимизационная задача, критерием которой является функционал, обеспечивающий максимальную скорость изменения большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты.

Задача отыскания вариантов, обеспечивающих максимум массы ПН на целевой орбите за минимальное время выведения, является многокритериальной.

Векторный критерий этой задачи имеет вид:

$$W = \{T_{\Sigma}, \mu\}.$$

Здесь  $T_r$  – критерий, определяющий полное время перелёта:  $T_r \rightarrow \min$ ;

$\mu = \frac{m_{пн}}{m_{ка}}$  – критерий, определяющий массу полезной нагрузки, отнесённую к массе КА на промежуточной орбите:  $\mu \rightarrow \max$ .

Серия проведённых расчётов позволила выбрать Парето-оптимальные варианты баллистических схем и сделать следующие выводы: схема совместного управления большой полуосью, эксцентриситетом и наклоном орбиты является более рациональной по сравнению со схемой последовательного управления как по массовому, так и по временному критериям (относительная масса полезной нагрузки порядка 0,28 при времени перелёта в 85 суток).

На рисунке 3 представлены «эффективные» решения для совместной схемы управления при различных значениях радиуса перигея промежуточной орбиты.

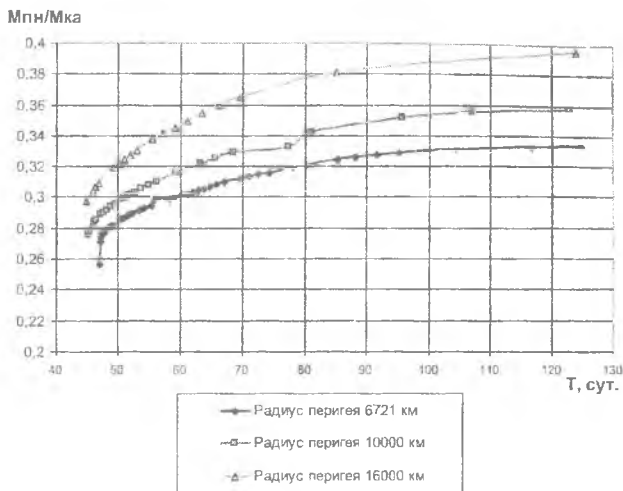


Рис. 3. Сравнительный анализ локально-оптимальных схем совместного управления элементами орбиты с различными значениями радиуса перигея

Серия расчётов перелётов в окрестность геостационарной орбиты, выполненных для различных значений долготы восходящего узла и дат старта, позволяет построить области равных времён пребывания космического аппарата в тени Земли (рис. 4) и выбрать оптимальные даты старта и положение восходящего узла орбиты [1].

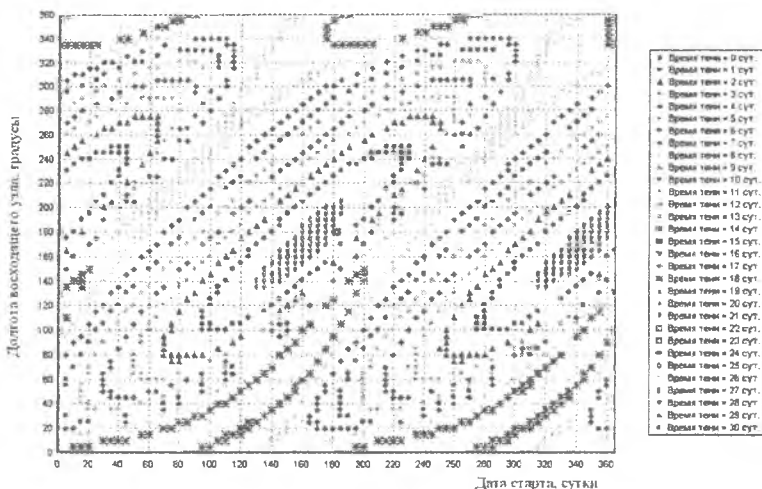


Рис. 4. Области равной продолжительности пребывания КА с ЭРДУ в тени Земли

Оптимальные и неоптимальные даты старта повторяются с периодичностью в шесть месяцев. При фиксированной дате старта можно добиться уменьшения времени пребывания КА в тени за счёт соответствующего выбора начальной ориентации плоскости орбиты.

#### Библиографический список

1. Салмин, В.В. Оптимизация космических перелётов с малой тягой: Проблемы совместного управления траекторным и угловым движением [Текст] / В.В. Салмин. – М. Машиностроение, 1987. – 208 с.
2. Гришин, С.Д. Электроракетные двигатели космических аппаратов [Текст] / С.Д. Гришин, Л.В. Лесков. – М.: Машиностроение, 1989. – 216 с.
3. Лебедев, В.Н. Расчёт движения космического аппарата с малой тягой [Текст] / В.Н. Лебедев. – М.: ВЦ АН СССР, 1968. – 108 с.