

Оптимизация траектории выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с целью снижения радиационной нагрузки на солнечные батареи

А.Е. Старченко

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С. П. Королёва
Московский физико-технический институт (государственный университет)

При комбинированном выведении космических аппаратов на геостационарную орбиту с использованием химического разгонного блока и электроракетной двигательной установки выбор малой высоты перигея промежуточной орбиты приводит к проблеме деградации солнечных батарей (СБ) за счёт воздействия космической радиации. Деградация солнечных батарей приводит к снижению генерируемой электрической мощности на борту космического аппарата (КА) и необходимости закладывания избыточной мощности солнечных батарей на момент старта. Избыточная мощность СБ приводит в конечном счёте к снижению эффективной полезной массы КА на целевой орбите.

В работе предложен способ снижения уровня радиационной деградации мощности солнечных батарей за счёт изменения формы траектории выведения. Формально идея этого способа в данной работе формулируется как добавление в задачу оптимального по быстродействию перелёта между орбитами [1] дополнительного уравнения для эквивалентного флюенса [2] и краевого условия на эквивалентный флюенс на правом конце:

$$\frac{d\Phi}{dt} = U(r(t), i(t))$$

$$\Phi(T) = \Phi_f < \Phi_{\min T}$$

где $\Phi(t)$ — осреднённый за виток эквивалентный флюенс нормально падающих на СБ электронов энергией 1 МэВ с начала перелёта $t_0 = 0$ и до момента времени t , $U(r(t), i(t))$ — осреднённый за виток эквивалентный поток нормально падающих на СБ электронов энергией 1 МэВ, рассчитанный из спектров протонов и электронов радиационных поясов Земли на орбите радиусом $r = r(t)$ и наклоном $i = i(t)$, T — время выведения, Φ_f — некоторое заданное значение эквивалентного флюенса на конец выведения, $\Phi_{\min T}$ — эквивалентный флюенс на траектории оптимального по быстродействию выведения. Для решения краевой задачи, получающейся в результате применения принципа максимума Понтрягина к вышеуказанной задаче оптимального управления, в данной работе применяется метод продолжения по параметру [1].

В качестве примера рассматривалось выведение космического аппарата с помощью ракеты-носителя типа «Союз» и химического разгонного блока (ХРБ) типа «Фрегат» на геостационарную орбиту. Считалось, что на борту КА установлена электроракетная двигательная установка (ЭРДУ), состоящая из двух двигателей типа СПД-140Д. Для промежуточных орбит с различными наклонами были получены траектории выведения, продемонстрировавшие снижение падения мощности солнечных батарей до 5% (см. рис.1) от мощности на промежуточной орбите к концу выведения и до 2% к концу 15-летнего срока активного существования (САС). Для сравнения типичное снижение мощности СБ на конец 15-летнего САС составляет порядка 15-20%. Кроме того, в работе рассчитывались эффективные массы КА на целевой орбите, равные массе КА на промежуточной орбите минус масса СБ и масса заправленной ЭРДУ. Удалось получить небольшое увеличение эффективной массы (см. рис.2) при применении предложенного метода снижения радиационной нагрузки на СБ. Также расчёт стоимости СБ и заправленной ЭРДУ в составе КА показал значительное снижение стоимости за счёт уменьшения массы СБ, приходящейся на компенсацию деградации мощности СБ к концу срока активного существования.

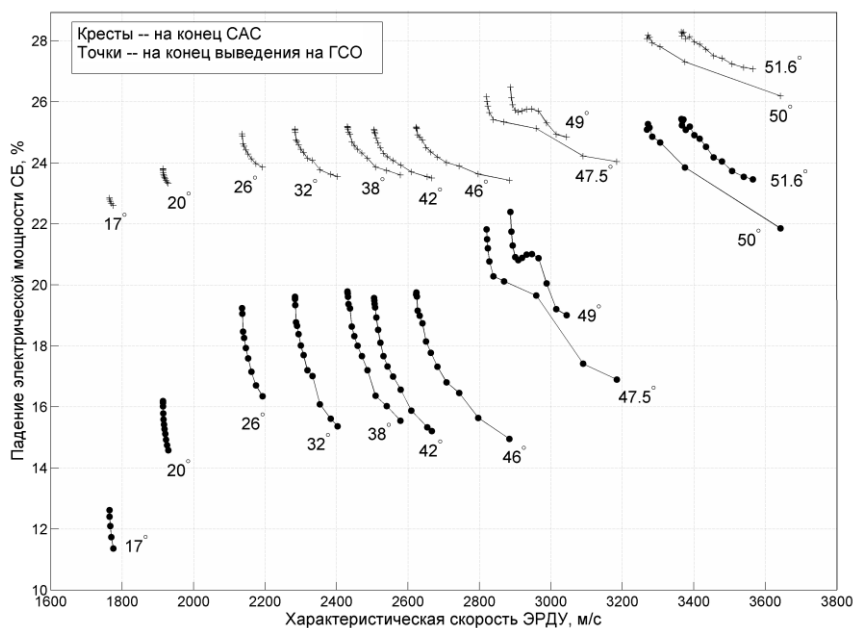


Рис. 1. Зависимость относительного падения максимальной электрической мощности СБ от затрат характеристической скорости на полученных в результате решения краевых задач траекториях

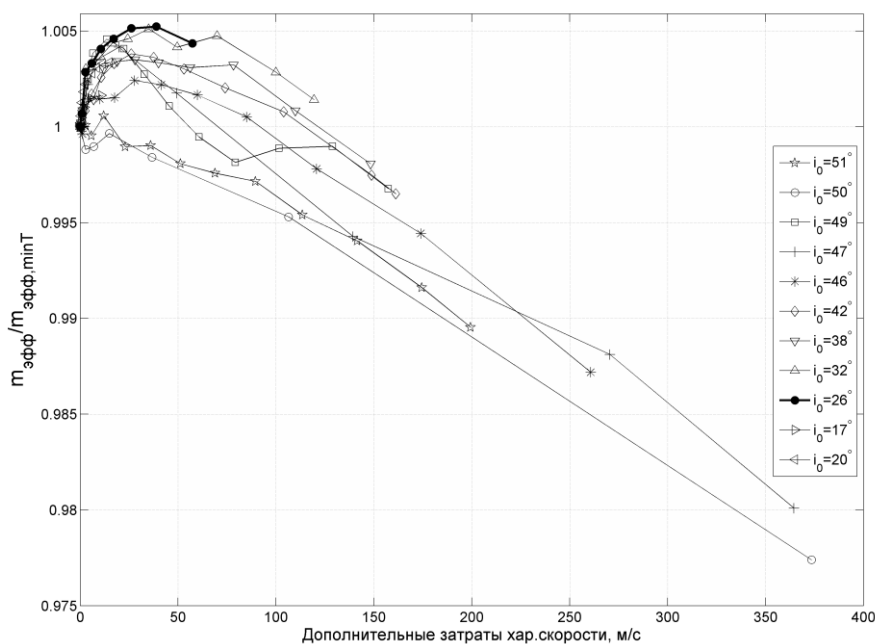


Рис. 2. Зависимость отношения эффективной массы на траектории с заданным эквивалентным флюенсом к эффективной массе на траектории с оптимальным быстродействием от дополнительных затрат характеристической скорости

Литература

1. Петухов, В. Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами — Космические исследования — 2004 — том 42, № 3 — с. 1-20.
2. Tada H. Y., Carter J. R., Anspaugh B. E., Downing R. G. Solar Cell Radiation Handbook, Third Edition, JPL Publication 82-69, 1982