

УДК 629.78.086 : 517.977.5 : 550.388.2

Траектории довыведения космического аппарата с заданной
поглощенной дозой радиации

А.Е. Старченко

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

С ростом масс космических аппаратов, довыводимых на целевую орбиту с помощью двигателей малой тяги, растёт доза космической радиации, поглощенная бортовой электроникой из радиационных поясов Земли, что приводит к необходимости использования всё более дорогой радиационно-стойкой элементной базы. Либо данный аспект приводит к необходимости утолщать радиационную защиту аппарата и снижать массу полезной нагрузки. Таким образом, для повышения эффективности довыведения новых космических аппаратов необходимы новые методы снижения радиационной нагрузки на космический аппарат.

Одним из возможных методов снижения поглощённой дозы радиации является способ снижения дозы радиации путём выбора специальной траектории довыведения [1]. Формально идея этого метода в данной работе формулируется как введение в классическую задачу быстрогодействия [2] дополнительного уравнения для дозы радиации и краевого условия на дозу на правом конце:

$$\frac{dD}{dt} = N_D(r(t), i(t)),$$

$$D(t_f) = D_f < D_{\min \text{ time}},$$

где $D(t)$ — поглощенная космическим аппаратом доза радиации с начала перелёта $t_0 = 0$ и до момента времени t , $N_D(r(t), i(t))$ — мощность дозы потоков электронов и протонов радиационных поясов Земли на орбите радиусом $r = r(t)$ и наклоном $i = i(t)$, $D_{\min \text{ time}}$ — доза радиации, полученная данным космическим аппаратом на траектории наибо́льшего довыведения.

Для решения краевой задачи, получающейся в результате применения принципа максимума Понтрягина к вышеуказанной задаче оптимального управления, в данной работе применяется метод продолжения по параметру [2]. На примере довыведения космического аппарата массой 660 кг с геопереходной орбиты ($h_a=250$ км, $h_p=35000$ км) орбиты на геостационарную было получено снижение поглощенной дозы радиации на 8.5% при увеличении времени перелёта всего на 0.14%. Повышение точности применяемых

численных методов, возможно, позволит снизить дозу на ещё большую величину при таком же относительно малом увеличении времени перелёта.

Литература

1. *Dutta Atri, Libraro Paola et al.* Minimum-Fuel Electric Orbit-Raising of Telecommunication Satellites Subject to Time and Radiation Damage Constraints // 2014 American Control Conference (ACC) — June 4-6, 2014 — Portland, Oregon, USA
2. *Петухов, В. Г.* Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами — Космические исследования — 2004 — том 42, № 3 — с. 1-20.