

УДК 629.78

ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СХЕМ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Кветкин А. А., Петрухина К. В.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Комбинированная схема межорбитального перелёта предполагает использование на первом этапе химического разгонного блока (ХРБ) для формирования промежуточной эллиптической орбиты, а на втором – солнечной электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) для доведения орбиты до целевой (рис. 1).

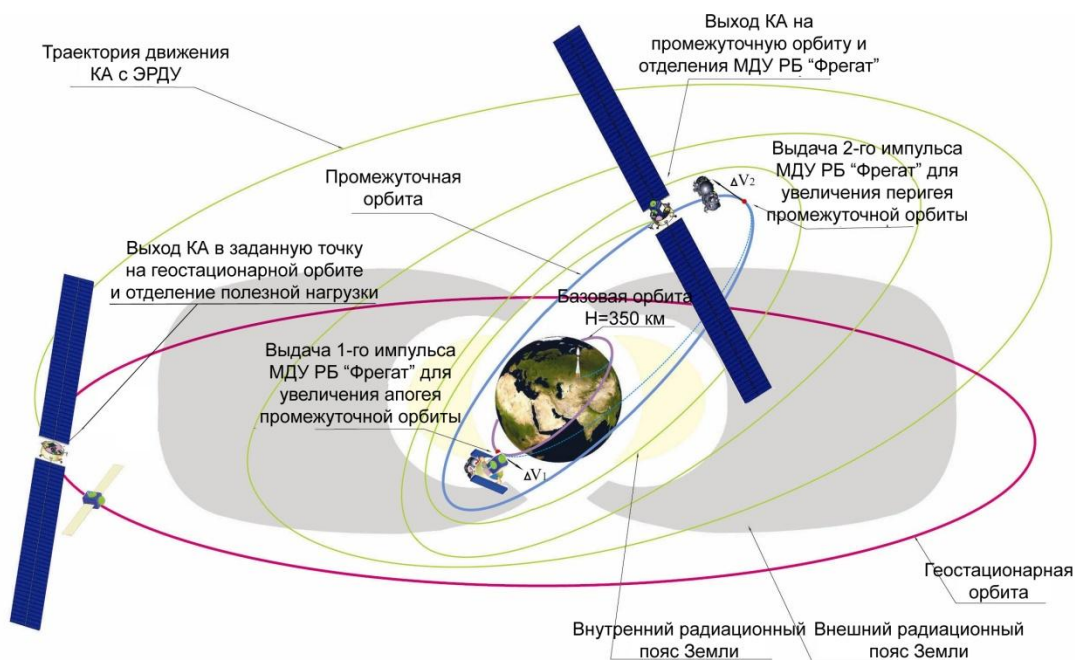


Рис. 1. Комбинированная схема выведения

Такая схема является компромиссной и сочетает в себе достоинства как импульсных маневров (малое время перелёта), так и маневров с малой тягой (большая масса полезной нагрузки).

Оптимизация подобных комбинированных схем перелётов заключается в выборе параметров баллистической схемы, управлений вектором тяги, траекторий динамического маневра и проектных параметров межорбитального транспортного аппарата p , удовлетворяющих условию экстремума выбранного главного критерия (обычно в качестве такого выбирается масса полезной нагрузки) при выполнении определённых требований (в том числе и экстремальных) к совокупности других критериев, дающих комплексную оценку эффективности перелёта [1].

В качестве главного критерия оптимальности выбирается относительная масса полезной нагрузки.

Метод решения динамической части задачи состоит в использовании принципа расширения допустимых состояний и управлений при переходе от задачи оптимизации в строгой постановке к задаче локальной оптимизации.

Для решения задачи вводится терминальный критерий в виде квадратичного функционала, представляющий собой сумму квадратов невязок по большой полуоси A ,

эксцентриситету e и наклонению орбиты i , умноженные на соответствующие им весовые (неопределённые) коэффициенты:

$$I = \Delta x_k^T \alpha \Delta x_k \rightarrow \min.$$

Решение вариационной задачи проводится в соответствии с принципом максимума Л. С. Понтрягина [2].

В результате моделирования масса полезной нагрузки для случая основных энергетических затрат ХРБ составила 1300 кг (стартовая масса \approx 7000 кг) при продолжительности полета 50-60 суток, а для случая более длительной работы ЭРДУ (60-80 сут.) масса полезной нагрузки (ПН) увеличивается примерно до 1550 кг.

При выводе полезной нагрузки на РН СОЮЗ-2.16 с использованием ЭРД СПД-140Д существует возможность доставки 2425 кг на ГСО (табл. 1), что примерно на 35% больше, чем при доставке полезной нагрузки традиционным химическим разгонным блоком. Выводимая масса соответствует двум спутникам связи на платформе «Экспресс 1000К» (по 1200 кг) или одного «Экспресс 1000SH» (2200 кг).

Таблица 1. Результаты моделирования [3]

Исходные данные		Большая полуось промежуточной орбиты, км		12000	
Двигатель	СПД-140 СПД-140Д	Эксцентриситет промежуточной орбиты		0.3	
Начальная масса КА, кг	8250	Баллистические параметры перелета			
Масса рабочего запаса топлива ХРБ, кг	3164	Время перелета, сут.		108,7	186,1
Конечная (сухая) масса ХРБ, кг	980	Моторное время, сут.		108,7	186,1
Тяга двигателя ХРБ, Н	20000	Количество витков		267	445
Удельная тяга двигателя ХРБ, с	328	Характеристическая скорость, км/с		6,152	6,153
Тяга одного ЭРД, мН	290 180	Проектные параметры перелета			
Удельный импульс ЭРД, с	1770 2750	Масса КА на промежуточной орбите, кг		4207	
Потребляемая мощность одного ЭРД, кВт	4,5 4,8	Масса энергоустановки, кг		360	384
Масса одного ЭРД, кг	8,5 8,5	Масса ЭРДУ, кг		102	102
Количество рабочих ЭРД	8	Масса СПХ, кг		25,1	17,2
Коэффициент резервирования ЭРД	1,5	Масса рабочего тела ЭРДУ, кг		1255	858
Удельная масса энергоустановки, кг/кВт	10	Масса конструкции, кг		421	
Удельная масса системы подачи и хранения рабочего тела	0.02	Масса полезной нагрузки, кг		2044	2425
Относительная масса конструкции КА (после отделения ХРБ)	0.1	Полная тяга, мН		2320	1440
Высота начальной орбиты, км	200	Начальное ускорение, мм/с ²		0,551	0,342
Наклонение начальной орбиты, град.	51.5	Площадь солнечных батарей, м ²		130	139

Библиографический список

1. Салмин, В.В. Методы оптимизации проектно-баллистических характеристик околоземных и межпланетных ка с электрореактивными двигателями малой тяги [Текст]/ В.В.Салмин, С.А.Ишков, О.Л. Старинова, В.В.Волоцув, М.Ю.Гоголев, Г.А.Коровкин, К.В.Петрухина, И.С.Ткаченко, А.С. Четвериков //Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2010. – №2. – С. 1–25.

2. Понтрягин, Л. С. Математическая теория оптимальных процессов [Текст]/ Л. С. Понтрягин, А. Г. Болтянский [и др.]; под ред. Л.С. Понтрягина. – М.: Наука, 1976. – 392 с.

3. Петрухина, К. В. Оптимизация баллистических схем перелетов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги [Текст]/К. В. Петрухина, В. В. Салмин //Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2010. – №3. – С. 26–49.