

**Фадеев П.В.**

**БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ВЫВЕДЕНИЯ  
НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА  
НА БАЗЕ ПЛАТФОРМ «ЭКСПРЕСС»  
С ПРИМЕНЕНИЕМ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ-2»**

Традиционная схема выведения космических аппаратов (КА) на геостационарную орбиту (ГСО) предполагает использование ракеты-носителя (РН) тяжелого класса (например, «Протон»), разгонный блок («Бриз» или «ДМ») которого формирует геопереходную орбиту, достаточно близкую к ГСО. Выведение в заданную точку стояния осуществляется двигательной установкой КА, платформа «Экспресс-2000» имеет в своем составе так называемую, апогейную двигательную установку с четырьмя электроракетными двигателями (ЭРД) СПД-100. В данной работе приводятся баллистические расчеты выведения на ГСО КА на базе модифицированной платформы «Экспресс-2000» с применением РН «Союз – 2.1б».

Предлагается следующая баллистическая схема перелёта:

1. РН выводит на опорную орбиту КА и разгонный блок (РБ) с ЖРД.
2. Разгонный блок переводит КА на промежуточную максимально вытянутую эллиптическую орбиту и отделяется от него.
3. КА с использованием ЭРД малой тяги осуществляет перелёт на ГСО.

Параметры платформы «Экспресс-2000», ЭРД разработки ОКБ «Факел», энергетические характеристики РН «Союз – 2.1б» и РБ «Фрегат» и «Волга» приведены в таблицах 1 – 4.

Таблица 1 – Параметры платформ «Экспресс-2000» и «Экспресс-4000»

Характеристика	Значение	
	«Экспресс-2000»	«Экспресс-4000»
Масса полезной нагрузки, кг	до 1100	до 1500
Мощность энергопотребления для полезной нагрузки, Вт	12000	16000
Масса КА на базе платформы, кг	до 3410	до 4500
Количество двигателей СПД-100	4	4
Масса топлива платформы, кг	300	500

Таблица 2 – Характеристики СПД-100

Характеристика	Значение
Мощность, Вт	1350
Тяга, мН	83
Удельный импульс, с	1600
Масса, кг	3,5

Таблица 3 – Энергетические характеристики РН «Союз – 2.1б»

Характеристика	Значение
Средняя высота круговой орбиты, км	200
Наклонение, градус	51,8
Масса полезной нагрузки, кг	8200

Таблица 4 – Энергетические характеристики разгонных блоков

Характеристика	Значение
Блок выведения «Волга»	
Средняя высота круговой орбиты, км	1500
Масса полезной нагрузки, кг	5200
Разгонный блок «Фрегат»	
Масса блока, кг	940
Максимальный рабочий запас топлива, кг	5300

Из данных таблиц следует:

- без существенной модернизации на платформе «Экспресс-2000» можно дополнительно установить 8 двигателей СПД-100, масса которых составит 28 кг;
- масса дополнительного рабочего тела платформ «Экспресс» может составить около тонны;
- при использовании РБ «Волга» следует использовать более тяжелую платформу «Экспресс-4000»;
- при использовании РБ «Фрегат» следует использовать платформу «Экспресс-2000» и пересчитать рабочий запас топлива.

Расчет параметров промежуточной орбиты (таблица 5) проводился с использованием известных формул импульсного перелёта с допущениями, что изменение наклона не происходит, а радиус перигея остается равным радиусу опорной орбиты.

Таблица 5 – Параметры промежуточной орбиты

Характеристика	Значение	
	РБ «Фрегат»	РБ «Волга»
Большая полуось, км	16582	8010
Эксцентриситет	0,604	0,180

Оптимальная траектория перелёта определяется в результате решения задачи оптимизации на минимум затрат характеристической скорости [1].

Результаты решения данной задачи следующие:

– при использовании РБ «Фрегат» затраты характеристической скорости составят 4,6 км/с, затраты рабочего тела 850 кг, продолжительность перелёта 157 суток, масса полезной нагрузки 500 кг;

– при использовании РБ «Волга» затраты характеристической скорости составят 7,1 км/с, затраты рабочего тела 1230 кг, продолжительность перелёта 230 суток, масса полезной нагрузки 960 кг.

Большая масса полезной нагрузки при выведении КА с применением РБ «Волга» объясняется тем, что предлагается использовать платформу «Экспресс-4000» с большей начальной массой, а сам перелёт разумеется требует больших затрат рабочего тела и времени.

Зависимости радиусов перигея  $R_\pi$  (тысячи км), апогея  $R_\alpha$  (тысячи км), наклона  $i$  (градусы) и программы управления (градусы) от затрат характеристической скорости  $V_x$  при перелёте с применением РБ «Фрегат» приведены на рис. 1, 2 соответственно.

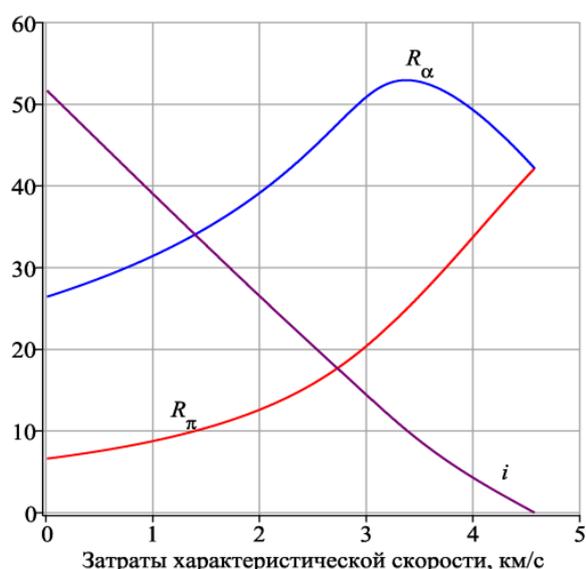


Рис. 1. Зависимости радиусов перигея  $R_\pi$ , апогея  $R_\alpha$ , наклона  $i$  от затрат характеристической скорости  $V_x$

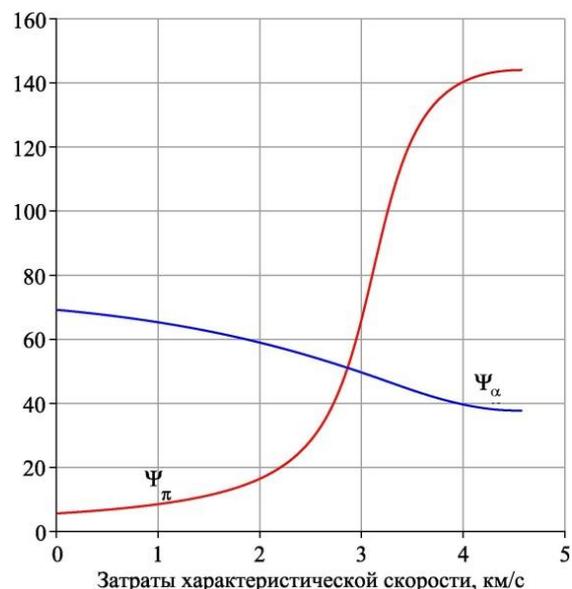


Рис. 2. Зависимости углов отклонения тяги в окрестности перигея  $\Psi_\pi$  и апогея  $\Psi_\alpha$  от затрат характеристической скорости  $V_x$

Оптимальная траектория содержит два характерных участка: первый – почти одинаковое увеличение радиусов апогея и перигея; второй – уменьшение радиуса апогея и увеличение радиуса перигея. Наклонение меняется почти по линейной зависимости.

### Библиографический список

1. Фадеев П.В., Ишков С.А. Оптимальная программа управления малой непрерывной тягой при перелёте между некомпланарными эллиптической и геостационарной орбитами // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева. 2011. № 1. С. 38 – 43.