

УДК 629.785; 004.942

РАСЧЕТ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ-МАРС МЕТОДОМ КУСОЧНО-КОНИЧЕСКОЙ АППРОКСИМАЦИИ

© Ковалев В.В., Старинова О.Л.

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королева, г. Самара, Российская Федерация*

e-mail: vadkovalev97@mail.ru

Целью настоящей работы являются расчет и оптимизация баллистической схемы перелета Земля-Мартс.

Для расчета перелета с Земли на Мартс используется метод кусочно-конической аппроксимации [1].

В результате расчета определяются возможные расчетные случаи перелета с Земли на Мартс, необходимые скорости и направление векторов скоростей для реализации данных расчетных случаев, а также расход рабочего тела для космического аппарата и разгонного блока.

В результате выполнения настоящей работы был разработан программный комплекс (программа), осуществляющий вышеназванные расчеты. Программа разработана в среде разработки программного обеспечения Lazarus, использующая язык программирования Object Pascal.

Для проверки работоспособности программного комплекса был произведен тестовый расчет, исходные данные которого представлены в таблице 1.

Таблица. Исходные данные тестового расчета

Стартовая масса разгонного блока	6821 кг
Удельные импульсы двигательной установки космического аппарата	100 с
Удельные импульсы двигательной установки разгонного блока	293 с
Дата старта	5 июня 2020 года
Диапазон рассматриваемых дат прилета	26 февраля – 9 марта 2021 года
Радиус опорной орбиты космического аппарата вокруг Земли	6556 км
Радиус опорной орбиты космического аппарата вокруг Марса	3596 км

Результаты расчета перелета методом кусочно-конической аппроксимации представлены на рис. 1 и 2.



Рис. 1. График зависимости массы рабочего тела космического аппарата от времени перелета (дата старта: 5 июня 2020 года)

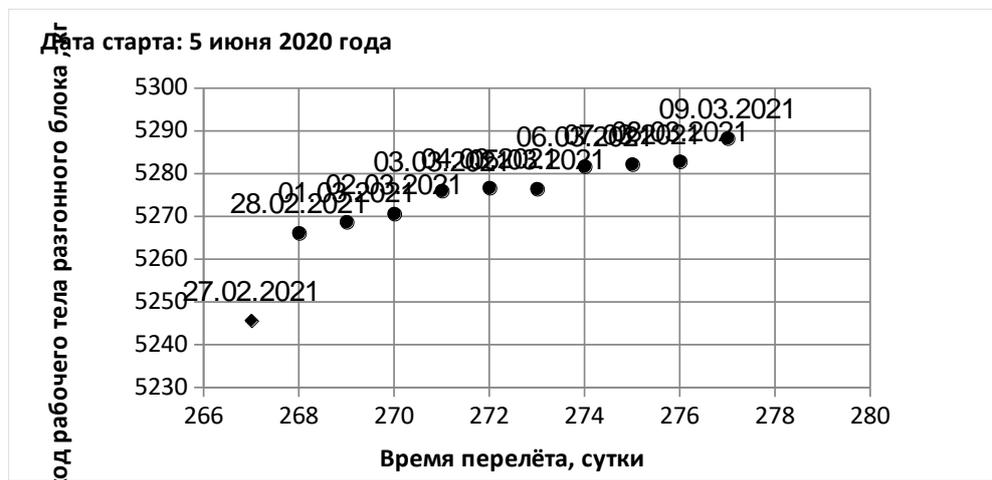


Рис. 2. График зависимости массы рабочего тела разгонного блока от времени перелета (дата старта: 5 июня 2020 года)

По результатам расчета можно сделать вывод, что существуют два оптимальных расчетных случая (на рис. 1 и 2 обозначены черными ромбами) в зависимости от критериев оптимальности. Если критерием оптимальности является минимальный расход рабочего тела космического аппарата, то следует выбрать расчетный случай с временем перелета в 268 суток. Если критерием оптимальности является минимальный расход рабочего тела разгонного блока, то следует выбрать расчетный случай для времени перелета в 267 суток.

Библиографический список

1. Белоконов В.М. Траектории полетов к Луне и межпланетные траектории [Электронный ресурс]: конспект лекций. Куйбышев, 1989. 31 с.