

УДК 629.78

## АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ГРАВИТАЦИОННОГО МАНЕВРА В СФЕРЕ ДЕЙСТВИЯ ЗЕМЛИ ПРИ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПЕРЕЛЕТАХ

© Климашин С.В., Старинова О.Л.

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

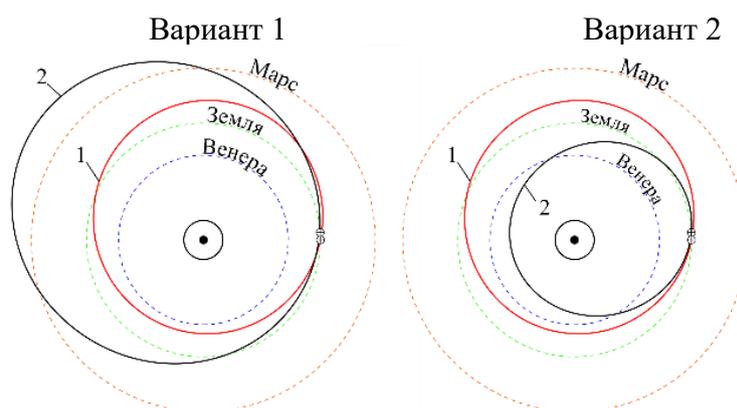
e-mail: stepan.climaschin2010@yandex.ru

Гравитационные маневры активно используются для межпланетных перелетов. Одним из вариантов является маневр типа Земля – Земля, который относится к классу одноимпульсных. За счет гравитационного поля Земли космический аппарат (КА) может увеличить (вариант 1) или уменьшить (вариант 2) свою скорость на гелиоцентрической траектории.

В ходе моделирования было принято, что орбиты планет являются круговыми компланарными. Изменяемыми параметрами являются эксцентриситет траектории перелета и радиус гиперболической орбиты пролета возле Земли.

Одним из способов обеспечить возвращение КА к Земле является построение такой промежуточной траектории, у которой большая полуось и период обращения будут равны соответствующим величинам орбиты Земли (третий закон Кеплера). Угловая дальность перелета в данном случае должна составлять  $360^\circ$ .

В зависимости от выбранного варианта вектор скорости КА повернется против или по часовой стрелке. В результате можно получить две траектории, одна из которых позволит КА подняться выше орбиты Земли, а другая – опуститься ниже (рис. 1). При помощи алгоритма определения орбит по наблюдениям [1] рассчитываются Кеплеровы элементы новых траекторий.



1 – траектория перелета; 2 – итоговая траектория

Рис. 1. Пример промежуточных и итоговых траекторий

График зависимости, отражающий то, какую скорость необходимо придать КА ( $\Delta V^*$ ), чтобы получить траекторию перелета с заданным эксцентриситетом, представлен на рис. 2 (кривая 5). Горизонтальными линиями представлены значения приращения скоростей для перехода на эллиптический участок Гомановского перелета к некоторым объектам Солнечной системы ( $\Delta V_T$ ). Таким образом, поиск выгодных, с точки зрения характеристической скорости, траекторий нужно производить, опираясь на то, что

эксцентриситет промежуточной траектории должен быть меньше пересечения кривой 5 и соответствующей прямой 1–4.

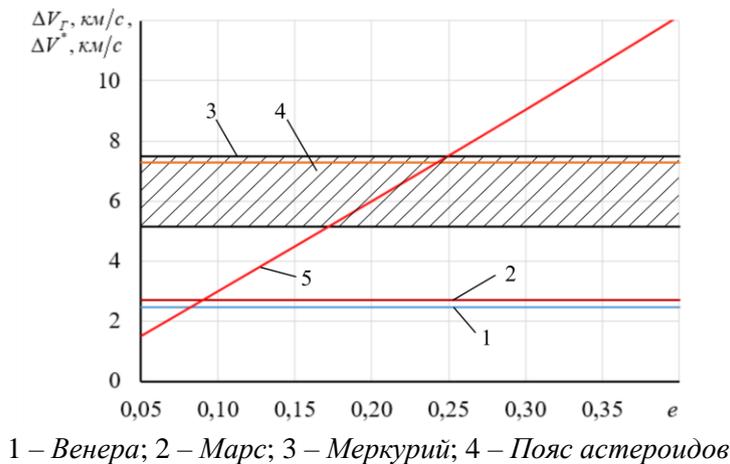


Рис. 2. Зависимость потребной скорости от эксцентриситета промежуточной орбиты

Для сравнения изменения скорости вследствие совершения гравитационного маневра и скорости  $\Delta V^*$  введем показатель эффективности:

$$k_{эф} = \frac{|V_2 - V_1|}{V},$$

где  $V_1, V_2$  – векторы скорости КА до и после совершения гравитационного маневра, км/с.

Графики, отображающие зависимость коэффициента эффективности от изменяемых параметров, представлены на рис. 3.

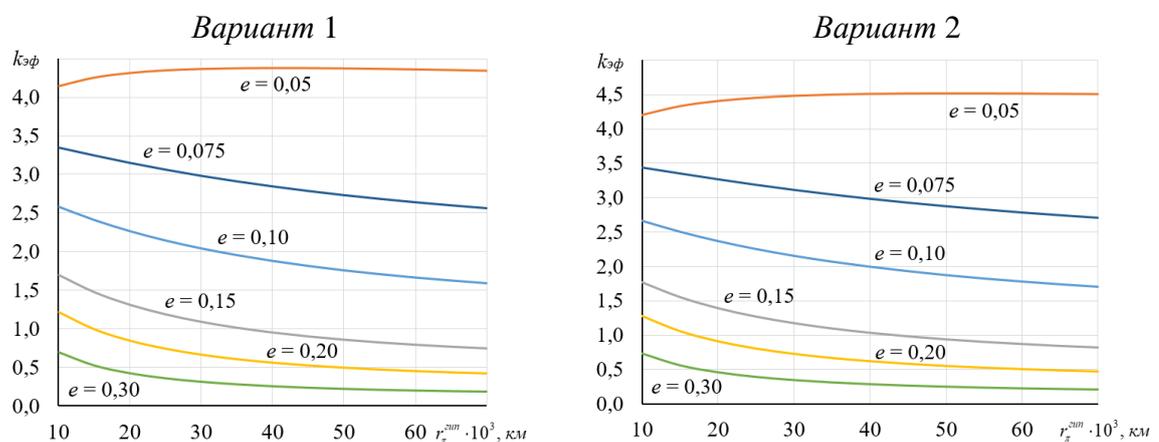


Рис. 3. График зависимости коэффициента эффективности

Из графиков видно, что при увеличении эксцентриситета промежуточной орбиты и радиуса перигея эффективность снижается.

### Библиографический список

1. Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение: учебно-методическое пособие. М.: МФТИ, 2013. 106 с.