

УДК 521.3

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМ ЗАЩИТЫ ЗЕМЛИ С ПОМОЩЬЮ ГРАВИТАЦИОННОГО ТЯГАЧА НА ПРИМЕРЕ АСТЕРОИДА АПОФИС

Николаева Е. А., Старинова О. Л.

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Исследования, посвященные вопросам астероидной опасности, охватывают несколько направлений. Прежде всего, обнаружение опасных астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), и определение их орбит. В настоящее время имеется несколько национальных программ оптического наблюдения этих тел (NASA, LINEAR, ESA). Специалисты полагают, что с помощью этих программ выявлена большая часть таких тел, размерами порядка километра и более. Целый ряд исследований и проектов рассматривают меры противодействия небесным пришельцам – изменения их орбит или разрушения на мелкие осколки, сгорающие в атмосфере [1].

Одним из методов отклонения астероидов с опасной орбиты является воздействие на него тяжелого космического аппарата (гравитационный тягач) силами гравитационного притяжения. Данный метод можно реализовать, если разместить в окрестности астероида управляемый КА с электроракетными двигателями. Такие КА разрабатываются, например, в ОАО «РКК «Энергия» для осуществления пилотируемых миссий к Луне и Марсу.

Для моделирования процесса изменения траектории потенциально опасного астероида разработана математическая модель движения двух тел – астероида и КА с изменяемой массой и тягой в поле притяжения Солнца. На гравитационном тягаче установлен двигатель, который поддерживает неизменное положение тягача относительно астероида. Траектория астероида изменяется за счет гравитационного притяжения. Модель движения этих тел относительно Солнца имеет следующий вид (см. формулы (1-7)):

$$\text{Астероид: } \frac{d^2 \bar{r}_1}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_2}{(r_1)^3} \cdot \bar{r}_1 - \frac{G \cdot m_3}{(r_{1-3})^3} \cdot (\bar{r}_1 - \bar{r}_3); \quad (1)$$

$$\text{Гравитационный тягач: } \frac{d^2 \bar{r}_3}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_2}{(r_3)^3} \cdot \bar{r}_3 - \frac{G \cdot m_3}{(r_{1-3})^3} \cdot (\bar{r}_3 - \bar{r}_1) + \bar{a}; \quad (2)$$

$$\frac{dm_1}{dt} = 0; \quad (3)$$

$$\frac{dm_3}{dt} = -\alpha; \quad (4)$$

$$r_1 = \sqrt{x_1^2 + y_1^2 + z_1^2}; \quad (5)$$

$$r_3 = \sqrt{x_3^2 + y_3^2 + z_3^2}; \quad (6)$$

$$r_{1-3} = \sqrt{(x_3 - x_1)^2 + (y_3 - y_1)^2 + (z_3 - z_1)^2}. \quad (7)$$

Здесь

 $m_3$  – масса тяжелого космического аппарата, $r_1$  – расстояние между астероидом и Солнцем,

$r_3$  – расстояние между тяжелым космическим аппаратом и Солнцем,  
 $r_{3-1}$  – расстояние между тяжелым космическим аппаратом и астероидом,  
 $\bar{a}$  – ускорение от тяги КА

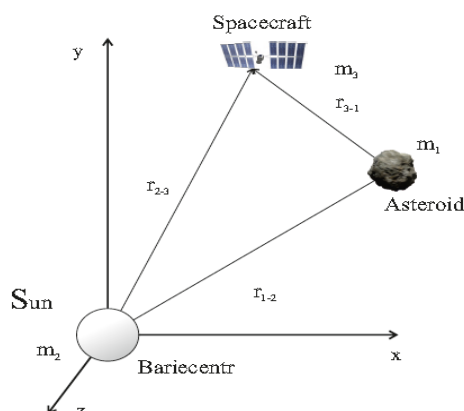


Рис. 1. Схема расположения тел

Моделирование движения тел осуществлялось численно, методом Рунге-Кутты четвертого порядка. Программный комплекс, разработанный в Delphi, позволяет визуализировать траектории движения всех тел, входящих в систему. При моделировании изменения орбиты мы задавали следующие параметры тяжелого космического аппарата (тягача):

$$m=20000 \text{ кг}, \alpha=0,5 \cdot 10^{-3} \text{ кг/с}, P=10 \text{ Н}$$

Для расчетов был выбран астероид Апофис. Его орбита под действием гравитационного тягача представлена на рисунке

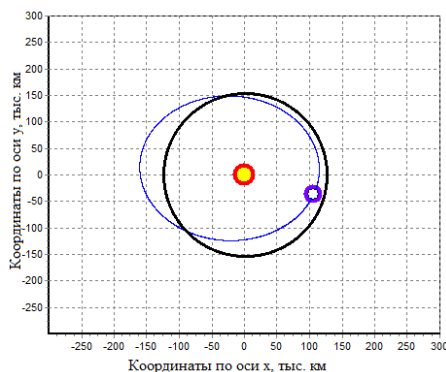


Рис. 2. Орбита астероида Апофис под действием гравитационного тягача

При расчетах с заданными характеристиками тягача получаем, что увести Апофис с опасной орбиты можно менее чем за 5 лет. Таким образом, можем сделать выводы, что космический аппарат с такими расчетными характеристиками может быть использован в качестве противодействия астероидной опасности.

#### Библиографический список:

1. Энеев, Т. М. К вопросу об астероидной опасности [Текст] / Т. М. Энеев// - М: Препринт ИПМ им. М. В. Келдыша, 2011. – № 35. – С. 40-47.