

# Моделирование систем защиты Земли для отведения астероидной опасности с помощью кинетического перехватчика

Е.А. Николаева<sup>1</sup>, О.Л. Старинова<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

**Аннотация.** В представленной работе рассмотрен метод отклонения астероидной опасности с помощью кинетического перехватчика - космического аппарата, который с помощью соударения отталкивает астероид с опасной орбиты. Выявлены параметры астероидов, сближающихся с Землёй. Разработаны математические модели движения тел, программа управления и программный комплекс, предназначенный для визуализации и моделирования траекторий движения всех тел системы.

## 1. Введение

Столкновение астероида с Землёй - событие, которое происходит с малой вероятностью, но у которого имеются очень масштабные, серьезные и катастрофические последствия. Последствия столкновения астероида с нашей планетой могут стать предельно разрушительными для нас. Понимание и осознание того, что может произойти после падения астероида на Землю, не должно оставить в стороне разработки мер по предотвращению астероидной опасности.

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). Полагают, что с помощью этих программ выявлено 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 [1,2].

Целью нашей работы является изменение орбиты астероида с помощью кинетического перехватчика. Этот метод позволяет произвести управляемое отклонение астероида с опасной траектории без его разрушения и использования сложных и небезопасных методов захвата вращающегося астероида.

## 2. 2. Моделирование системы противодействия астероидной опасности

### 2.1 Математическая модель функционирования системы противодействия астероидной опасности с помощью кинетического перехватчика

Одним из методов отклонения астероидной опасности является использование космического аппарата - кинетического перехватчика.

Данный метод возможно реализовать, когда астероид еще находится далеко от Земли: одним из способов изменения его импульса может быть таран, осуществленный космическим аппаратом.

В анализе способов по отклонению угрозы, проведенном в 2007 году НАСА, указывалось:

Неядерный кинетический таран является самым проработанным методом. Он может использоваться в случаях против небольших околоземных объектов, состоящих из твердого вещества.

Европейское космическое агентство уже сейчас ведет предварительное исследование возможного космического полета, в котором будет испытана эта технология. Программа, названная «Don Quijote», представляет собой спроектированную миссию по отражению астероидной угрозы. Команда европейского агентства, Advanced Concepts Team, теоретически доказала, что отражение астероида (99942) Апофис может быть произведено путём отправки простого космического аппарата весом меньше тонны на таран с этим объектом. Во время исследования радиационной импlosion, один из ведущих исследователей утверждал, что стратегия кинетического тарана — более действенная, чем другие стратегии [3].

С точки зрения физического процесса, изменение траектории астероида произойдет за счет закона сохранения импульса:

$$m_{ast} \cdot V_{ast}(t_1) + m_{ki} \cdot V_{ki}(t_1) = (m_{ast} + m_{ki}) \cdot V_{ast}(t_2), \quad (1)$$

где  $m_{ast}$  и  $m_{ki}$  - массы астероида и кинетического перехватчика,

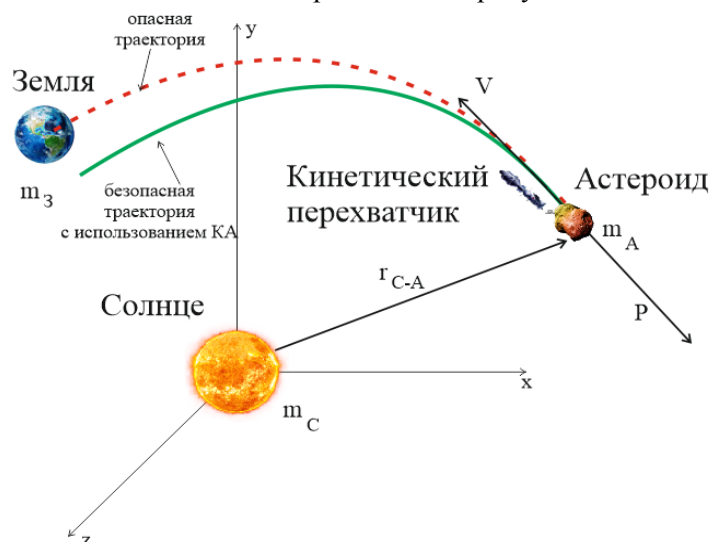
$V_{ast}$  и  $V_{ki}$  - скорости астероида и кинетического перехватчика,

$t_1$  и  $t_2$  - время движения на 1 этапе по орбите - до воздействия кинетического перехватчика, на 2 этапе - после воздействия кинетического перехватчика.

Для моделирования процесса изменения траектории потенциально-опасного астероида разработана математическая модель движения трех тел (астероид, космический аппарат, Земля) в сфере действия гелиоцентрической системы координат. При направленном толчке астероида с помощью кинетического аппарата, траектория астероида изменяется.

Модель движения этих тел относительно Солнца имеет следующий вид (см. формулы (1-17)).

Схема расположения тел и обозначения приведены на рисунке 1.



**Рисунок 1.** Схема расположения тел для метода противодействия астероидной опасности с кинетическим перехватчиком.

$$\frac{dx_1}{dt} = Vx_1, \frac{dy_1}{dt} = Vy_1, \frac{dz_1}{dt} = Vz_1, \quad (1)$$

$$\frac{dx_2}{dt} = Vx_2, \frac{dy_2}{dt} = Vy_2, \frac{dz_2}{dt} = Vz_2, \quad (2)$$

$$\frac{dx_3}{dt} = Vx_3, \frac{dy_3}{dt} = Vy_3, \frac{dz_3}{dt} = Vz_3, \quad (3)$$

$$\frac{dx_4}{dt} = Vx_4, \frac{dy_4}{dt} = Vy_4, \frac{dz_4}{dt} = Vz_4, \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{dVx_1}{dt} = & -G \frac{m_2}{|\bar{r}_1 - \bar{r}_2|^3} x_1 - G \frac{m_3}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_1|^3} (x_1 - x_3) - \\ & -G \frac{m_4}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_1|^3} (x_1 - x_4), \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{dVy_1}{dt} = & -G \frac{m_2}{|\bar{r}_1 - \bar{r}_2|^3} y_1 - G \frac{m_3}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_1|^3} (y_1 - y_3) - \\ & -G \frac{m_4}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_1|^3} (y_1 - y_4), \end{aligned} \quad (6)$$

$$\frac{dVz_1}{dt} = -G \frac{m_3}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_1|^3} (z_1 - z_3) - G \frac{m_4}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_1|^3} (z_1 - z_4), \quad (7)$$

$$\frac{dVx_2}{dt} = G \frac{m_1}{|\bar{r}_1 - \bar{r}_2|^3} (x_1 - x_2) - G \frac{m_4}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_2|^3} (x_2 - x_4), \quad (8)$$

$$\frac{dVy_2}{dt} = G \frac{m_1}{|\bar{r}_1 - \bar{r}_2|^3} (y_1 - y_2) - G \frac{m_4}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_2|^3} (y_2 - y_4), \quad (9)$$

$$\frac{dVz_2}{dt} = G \frac{m_1}{|\bar{r}_1 - \bar{r}_2|^3} (z_1 - z_2) - G \frac{m_4}{|\bar{r}_4 - \bar{r}_2|^3} (z_2 - z_4), \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \frac{dVx_3}{dt} = & -G \frac{m_2}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_3|^3} x_3 - G \frac{m_1}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_1|^3} (x_3 - x_1) - \\ & -G \frac{m_4}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_4|^3} (x_3 - x_4) + a_x, \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \frac{dVy_3}{dt} = & -G \frac{m_2}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_3|^3} y_3 - G \frac{m_1}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_1|^3} (y_3 - y_1) - \\ & -G \frac{m_4}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_4|^3} (y_3 - y_4) + a_y, \end{aligned} \quad (12)$$

$$\frac{dVz_3}{dt} = -G \frac{m_1}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_1|^3} (z_3 - z_1) - G \frac{m_4}{|\bar{r}_3 - \bar{r}_4|^3} (z_3 - z_4), \quad (13)$$

$$\frac{dVx_4}{dt} = -G \frac{m_2}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_4|^3} (x_4 - x_2) - G \frac{m_1}{|\bar{r}_1 - \bar{r}_4|^3} (x_1 - x_4), \quad (14)$$

$$\frac{dVy_4}{dt} = -G \frac{m_2}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_4|^3} (y_4 - y_2) - G \frac{m_1}{|\bar{r}_1 - \bar{r}_4|^3} (y_1 - y_4), \quad (15)$$

$$\frac{dVz_4}{dt} = -G \frac{m_2}{|\bar{r}_2 - \bar{r}_4|^3} (z_4 - z_2) - G \frac{m_1}{|\bar{r}_1 - \bar{r}_4|^3} (z_1 - z_4), \quad (16)$$

$$\frac{dm_1}{dt} = 0, \frac{dm_2}{dt} = 0, \frac{dm_3}{dt} = -\alpha, \frac{dm_4}{dt} = 0; \quad (17)$$

где,

$m_1$  - масса астероида,

$m_2$  - масса Солнца,

$m_3$  - масса кинетического перехватчика,

$r_{1-2}$  - расстояние между астероидом и солнцем,

$r_{2-3}$  - расстояние между тяжелым космическим кораблем и Солнцем,

$r_{3-1}$  - расстояние между тяжелым космическим кораблем и астероидом,

$r_{1-4}, r_{2-4}, r_{3-4}$  - расстояние от Земли до астероида, Солнца и космического аппарата,

$\bar{a} = (a_x, a_y, 0)^T$  - ускорение от тяги космического аппарата,

$\alpha = \dot{m}$  - секундный расход рабочего тела.

### 3. Результаты моделирования в программном комплексе

Для изучения и визуализации траектории движения астероида до воздействия кинетического перехватчика, и после изменения траектории при помощи кинетического перехватчика, нами был разработан программный комплекс в среде программирования Delphi. В программном комплексе можно задать необходимые характеристики космического аппарата, выбрать из списка необходимый астероид, задать угол наклона траектории КА, ввести дату старта космического аппарата с Земли и произвести расчет даты окончания миссии, рассчитать два этапа движения по орбите - до воздействия кинетического и перехватчика и после воздействия

кинетического аппарата, произвести сравнительный анализ отклонения траектории от сближающейся с Землёй.

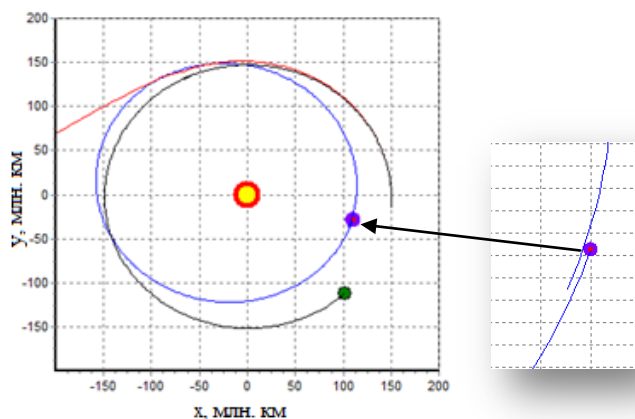
**3.1. Результаты моделирования для противодействия астероидной опасности при помощи кинетического перехватчика**

Моделирование движения тел осуществлялось численно, методом Рунге-Кутты четвертого порядка. Программный комплекс позволяет визуализировать траектории движения всех тел, входящих в систему [4]. При моделировании изменения орбиты, мы задавали следующие параметры космического аппарата:

$$m_3 = 10 \cdot 10^3 \text{ кг}, \lambda = 87^\circ, a = 3.75e-4 \text{ кг} / \text{с}, P = 25 \text{ Н}$$

Дата старта назначена 15.09.2020 г.

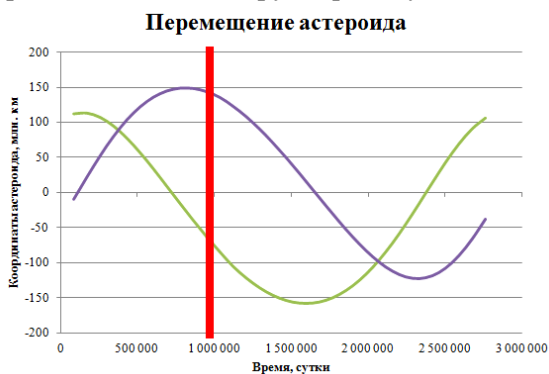
Дата окончания полета 3.08.2021 г.



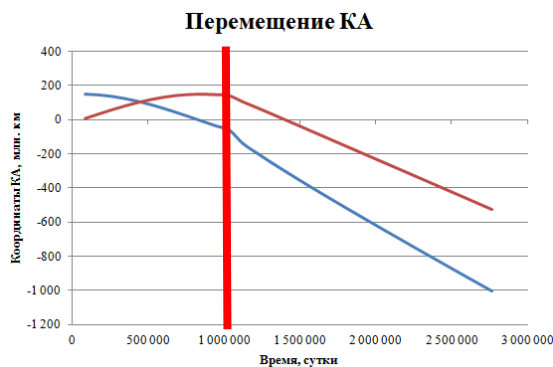
**Рисунок 2.** Моделирование функционирования системы защиты Земли при помощи метода с использованием кинетического перехватчика.

На рисунке 2 можно увидеть, что с помощью программного комплекса удалось смоделировать и визуализировать отклонение астероида Апофис с опасной орбиты. После столкновения движение кинетического перехватчика не рассматривается. В то время, как Апофис успевает сделать один виток и отклоняется с опасной орбиты, Земля только завершает свой первый виток. Следовательно, можно сделать вывод, что метод с использованием кинетического перехватчика применим для отведения астероидной опасности.

На рисунках 3-6 приведены графики зависимостей перемещений и скоростей астероида Апофис и космического аппарата. По данным графикам можно произвести сравнительный анализ перемещений и скоростей астероида и кинетического аппарата до и после толчка. Красная линия имитирует границу столкновения.



**Рисунок 3.** Перемещение астероида.



**Рисунок 4.** Перемещение космического аппарата.

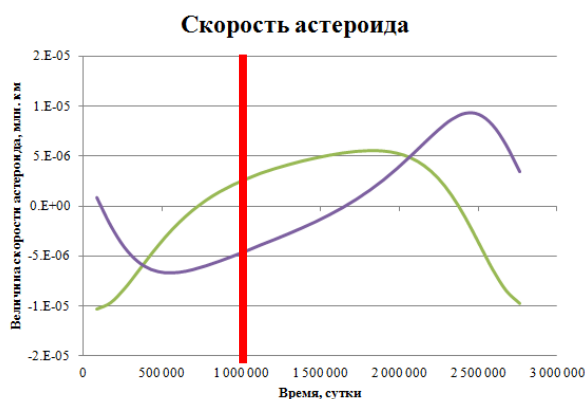


Рисунок 5. Скорость астероида.

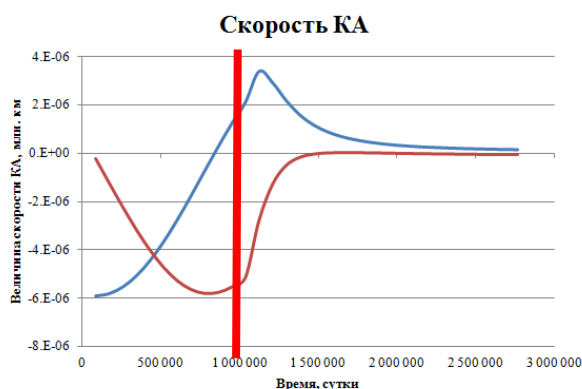


Рисунок 6. Скорость космического аппарата.

Анализируя проделанную работу, можем сделать выводы, что для преодоления астероидной опасности применим метод с кинетическим перехватчиком. При использовании данного метода для отклонения потенциально-опасного астероида Апофис потребуется 1 год.

#### 4. Литература

- [1] Финкельштейн, А.М. Защита Земли от столкновений с астероидами и кометными ядрами / А.М. Финкельштейн, У.Ф. Хюбнер, В.А. Шор // Труды Международной конференции «Астероидно-кометная опасность–2009». – Санкт-Петербург: Наука, 2010. – 427 с.
- [2] Йоманс, Д.К. Околоземные объекты в программе Office НАСА. В кн.: Защита Земли от столкновений с астероидами и кометными ядрами / Д.К. Йоманс, С.Р. Чеслей, П.У. Чодас // Труды Международной конференции «Астероидно-кометная опасность–2009». – Санкт-Петербург: Наука, 2010. – 244-254 с.
- [3] Исследование объектов, сближающихся с Землей, и анализ альтернативных вариантов отклонения. Доклад Конгрессу в марте 2007 года [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://neo.jpl.nasa.gov/neo/report2007.html>
- [4] Николаева, Е.А. Моделирование функционирования систем защиты Земли для отведения астероидной опасности / Е.А. Николаева, О.Л. Старинова // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. – Т. 7, № 67. – С. 1-11. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-7-1652.

## Simulation of a system for protecting Earth from asteroid hazard by kinetic interceptor

E.A. Nikolaeva<sup>1</sup>, O.L. Starinova<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

**Abstract.** The present work is devoted to one of the methods of protecting the Earth from asteroid's danger, namely, the use of the kinetic interceptor. A software package the simulation and visualization of the trajectories is designed of all bodies. The obtained simulation results confirm the possibility of the deviation of the asteroid from a dangerous trajectory by the use of kinetic interceptor.

**Keywords:** hazardous asteroids, traffic simulation, mathematical model, software system, kinetic interceptor.