

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЯЖЕЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЯМИ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ ОТКЛОНЕНИЯ АСТЕРОИДА ОТ ОПАСНОЙ ТРАЕКТОРИИ

Николаева Е.А.\*, Старинова О.Л.\*\*

*Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,  
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

*\* e-mail: nikolaevalizaveta@mail.ru*

*\*\* e-mail: solleo@mail.ru*

Поступила в редакцию 09.12.2018

Настоящая работа посвящена методу защиты Земли с использованием космического аппарата (КА) с двигателями малой тяги. Разработана математическая модель управления движением астероида и КА с учетом гравитационного воздействия Солнца, Земли, астероида и космического аппарата. Разработан программный комплекс, предназначенный для моделирования и визуализации траекторий движения. Полученные результаты подтверждают возможность отклонения астероида от опасной траектории с использованием гравитационного притяжения космического аппарата.

*Ключевые слова:* космический аппарат, астероидная опасность, математическая модель, траектория движения, гравитационный тягач, программный комплекс.

### Введение

Столкновение астероида с Землей — событие, которое маловероятно, но может иметь крупномасштабные катастрофические последствия.

В последнее время проблема астероидной опасности (безопасности) обсуждалась на многих конференциях и описывалась во многих книгах [2—5]. В частности, в работах [2, 3] широко обсуждалась проблема пролета астероида 99942 Apophis на угрожающем расстоянии от Земли в 2029 г. Изучение астероидной опасности охватывает несколько областей. Прежде всего, это обнаружение опасных околоземных астероидов (СВА) и определение их орбит. В настоящее время существует несколько национальных программ оптического наблюдения этих тел (NASA, LINEAR, ESA). Считается, что с помощью этих программ можно идентифицировать большинство таких тел с размерами более километра [1].

Столкновения Земли с малыми телами происходили всегда. На ранних стадиях интенсивные столкновения привели к росту массы протопланет — сгустков в протосолнечной системе — и появлению в результате планеты. Интенсивность столкновений в более близкие к нам эпохи существенно снизилась, но всё-таки не стала пренебрежи-

мо малой. В геологической истории сохранилось немало свидетельств падения на Землю крупных и очень крупных (размером более 1 км) тел. Такие события приводят к выделению колоссальной энергии. В результате на поверхности планеты образуются кратеры, диаметр которых в 15–20 раз превышает размеры упавшего тела. На Земле — на суше и дне океана — обнаружено около 200 кратеров — следов подобных катастроф. Диаметр некоторых кратеров более 200 км. Кратер Чиксулуб в Мексике (диаметр 180 км) образовался 65 млн лет назад при падении 10-километрового тела. Считается, что это событие послужило причиной вымирания более 80% всех видов живых существ, в том числе полного вымирания динозавров, и ознаменовало переход от мелового периода мезозойской эры к третичному периоду кайнозоя [6].

За последние 250 млн лет начало почти всех геологических периодов и эпох связано с одновременным появлением на Земле ударных кратеров диаметром более 20 км. Такой кратер образуется при падении астероида диаметром 1,5 км со скоростью около 20 км/с. Подобное столкновение ведет к гибели значительной части биоты. Падение даже в 10 раз меньшего небесного тела способно вызвать серьезные локальные и даже гло-

бальные (через воздействие на климат) последствия, нанести значительный ущерб сельскому хозяйству во всем мире. Следует также учитывать, что поверхность океанов, составляющая почти 70% земной поверхности, не сохранила следов ударов, поэтому число ударных воздействий на самом деле могло быть гораздо больше [15].

Все наблюдательные системы позволяют обнаруживать астероиды и кометы вблизи Земли, но, как правило, при их пролете по траектории, исключаяющей столкновение с нашей планетой. В случае же пролетов астероидов и комет по опасным траекториям возникают дополнительные трудности как при наблюдении самих объектов, так и, особенно, при математическом описании их движения. В 1995 г. в России было доказано, что можно обнаруживать метеороиды метрового и дециметрового размера не только во время их пролета сквозь земную атмосферу, но и задолго до подлета к Земле. Специальные наблюдения таких объектов проводятся с 1995 г. сотрудниками Института астрономии РАН на 1-метровом телескопе в Крыму (Симеиз) и на 60-сантиметровом телескопе в Звенигороде (Московская область). Начато также создание методики определения орбит и прогноза движения этих объектов [14].

Современными учёными выполнена огромная научно-исследовательская работа по изучению астероидов и их траекторий. Так, например, в 1975 г. Кларк Р. Чепмен, Дэвид Моррисон (David Morrison) и Бен Целльнер (Ben Zellner) разработали систему классификации астероидов, основанную на цветовых индексах, альbedo и характеристиках спектра отраженного солнечного света [7].

Кроме того, исследователи разделили все околоземные астероиды на четыре основные категории, названные в честь самых известных представителей каждой категории: 1221 Амур, 1862 Аполлон и 2062 Атон, 163693 Атира [8, 16].

Одной из важнейших научно-исследовательских разработок стала качественная шкала оценки риска столкновения астероидов и комет с Землей, созданная американским астрономом Р. Бинцелем. Шкала Торино состоит из десяти пунктов. В соответствии со шкалой, астероиды и другие небесные тела классифицируются (с учетом их размера и относительной скорости) по степени опасности для Земли [10].

За последнее десятилетие интерес к исследованию астероидов и комет в значительной степени возрос. Это связано со смещением вектора исследования в сторону решения чисто прикладных задач: противодействие астероидной и комет-

ной опасности [17], разработка астероидов с целью добычи полезных ископаемых [18], использование околоземных астероидов в виде платформ для будущих космических баз [19].

При рассмотрении миссий исследования астероидов космическими аппаратами (Dawn, Galileo, Rosetta и пр.), нельзя не отметить ряд трудностей, с которыми столкнулись специалисты при проектировании этих миссий. В первую очередь это трудности, связанные с обеспечением соответствующих режимов функционирования космических аппаратов на орбитах астероидов. Большинство астероидов представляют собой тела неправильной формы, что, в свою очередь, накладывает ограничения на программу управления космическими аппаратами на низких орбитах в сфере действия Хилла, так как приходится учитывать сложную форму гравитационного поля динамически вращающегося в пространстве астероида.

Исследователи предлагали различные варианты устранения астероидных угроз, такие, как отклонение астероидов с опасных орбит с использованием кинетического перехватчика, системы зеркал, изменение альbedo путем перекраски, использование ядерного взрыва, солнечных парусов, углеродных сетей и гравитационного буксира [9, 11].

Достижения ракетно-космической техники позволяют активно использовать автоматические аппараты для космических исследований. В последнее время много внимания уделяется изучению комет и астероидов с помощью таких аппаратов (Deep Impact, Don Quijote, Sancho, Hidalgo). При этом как применяются традиционные методы исследований (облёт, фотографирование, забор вещества), так и осваиваются новые [13].

Целью нашей работы является изучение метода изменения траектории потенциально опасного астероида с использованием гравитационного воздействия космического аппарата с двигателями малой тяги [21, 22]. Этот метод позволяет осуществлять контролируемое отклонение астероида от опасной траектории без использования сложных и ненадежных методов захвата вращающегося астероида и не ведет к возможному разрушению астероида на несколько опасных частей.

Расположение тел и обозначений в методе предотвращения астероидных угроз с помощью гравитационного буксира представлено на рис. 1.

### Математическая модель функционирования системы

Рассмотрим процесс отклонения астероида от опасной орбиты с использованием сил гравитаци-

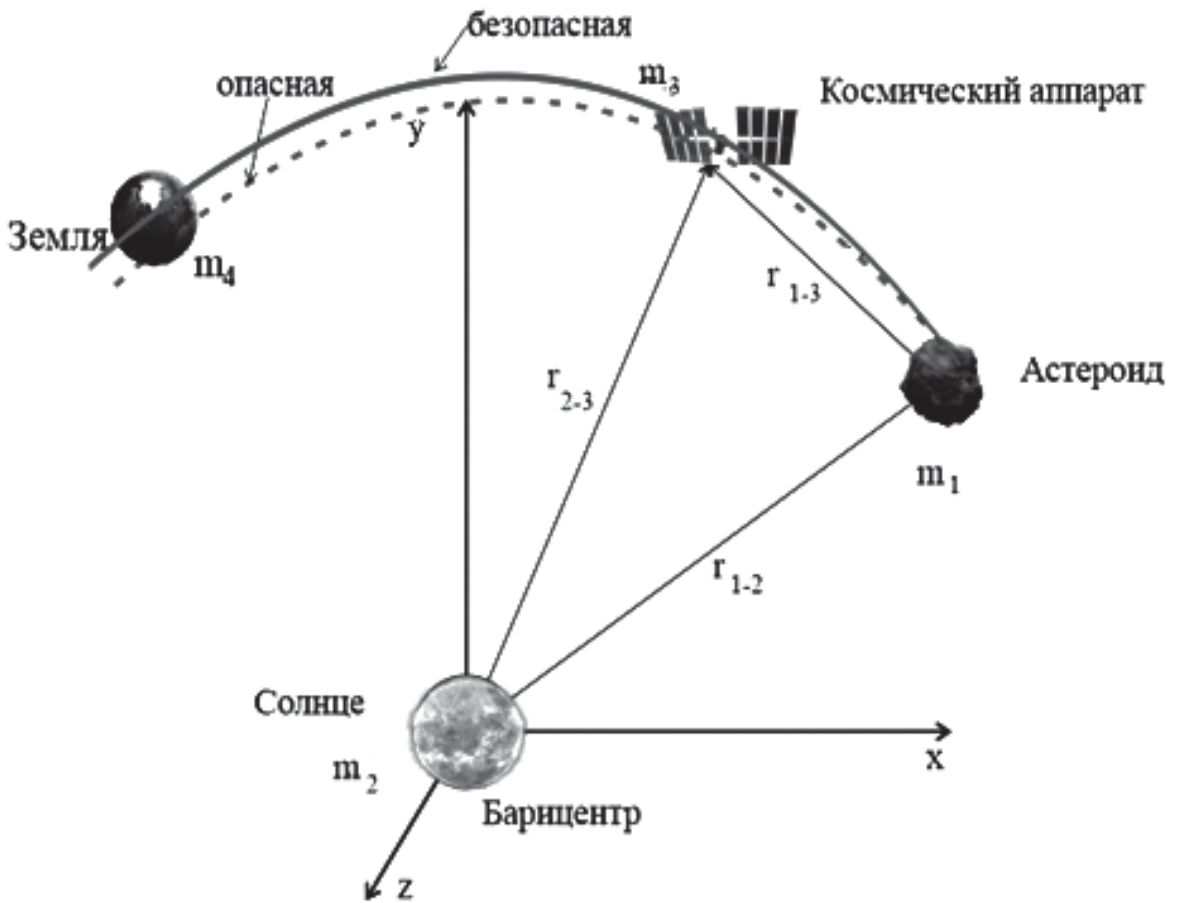


Рис. 1. Схема расположения тел и обозначений

онного притяжения от тяжелого космического аппарата (гравитационного тягача), оснащенного электроракетными двигателями (ЭРДУ) [23, 24]. Такие космические аппараты разработаны, например, ОАО «РКК «Энергия» для осуществления пилотируемых полетов на Луну и Марс.

Для моделирования процесса изменения траектории потенциально опасного астероида разработана математическая модель движения трех притягивающих тел: астероида, Земли и космического аппарата с переменной массой и тягой в гравитационном поле Солнца [20]. Гравитационный тягач имеет двигатель, который используется для поддержания фиксированного положения КА относительно астероида. Траектория астероида вследствие гравитационного притяжения изменяется. Модель движения этих тел относительно Солнца имеет следующий вид (рис. 2):

*астероид*

$$\frac{d^2 \bar{r}_1}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_2}{(r_1)^3} \cdot \bar{r}_1 - \frac{G \cdot m_3}{(r_3 - r_1)^3} \cdot (\bar{r}_3 - \bar{r}_1) - \frac{G \cdot m_4}{(r_1 - r_4)^3} \cdot (\bar{r}_1 - \bar{r}_4) \pm \bar{a}; \quad (1)$$

*космический аппарат*

$$\frac{d^2 \bar{r}_3}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_2}{(r_3)^3} \cdot \bar{r}_3 - \frac{G \cdot m_3}{(r_3 - r_1)^3} \cdot (\bar{r}_3 - \bar{r}_1) - \frac{G \cdot m_4}{(r_3 - r_4)^3} \cdot (\bar{r}_3 - \bar{r}_4); \quad (2)$$

*Земля*

$$\frac{d^2 \bar{r}_4}{dt^2} = -\frac{G \cdot m_2}{(r_4)^3} \cdot \bar{r}_4 - \frac{G \cdot m_1}{(r_1 - r_4)^3} \cdot (\bar{r}_1 - \bar{r}_4); \quad (3)$$

$$\frac{dm_1}{dt} = 0, \quad \frac{dm_2}{dt} = 0, \quad \frac{dm_3}{dt} = -\alpha_3, \quad \frac{dm_4}{dt} = 0, \quad (4)$$

где  $m_1$  — масса астероида;

$m_2$  — масса Солнца;

$m_3$  — масса космического аппарата;

$m_4$  — масса Земли;

$\bar{r}_1 = (r_{x1}, r_{y1}, r_{z1})^T$  — радиус-вектор астероида;

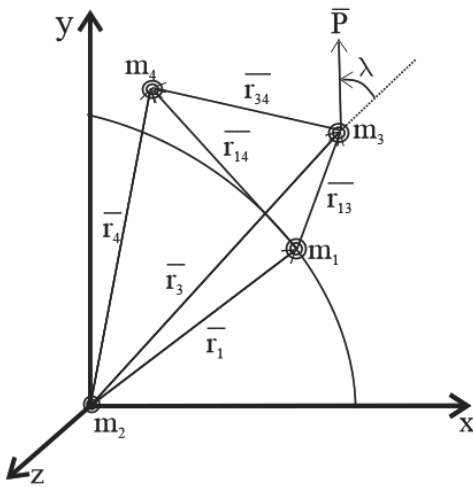


Рис. 2. Используемые обозначения

При моделировании изменения орбиты астероида с помощью КА задавали следующие параметры:

$$m_3 = 2 \cdot 10^4 \text{ кг}; \quad \alpha_3 = 0,2 \cdot 10^{-3}, \quad P = 10 \text{ Н.}$$

Для моделирования и визуализации движения системы тел был разработан программный комплекс (Delphi 7). Программный комплекс позволяет задавать требуемые характеристики космического буксира, дату начала манёвра отведения, начальное относительное положение КА и выбрать из списка астероид. Система дифференциальных уравнений движения четырёх тел интегрировалась методом Рунге—Кутты четвертого порядка. На рис. 3 представлена структурная схема программного комплекса.

Для расчетов был выбран астероид Апофис. Предполагалось, что гравитационный буксир подойдет 15.09.2020 г. к астероиду и манёвр будет закончен 15.09.2025 г. Орбита астероида Апофис под действием гравитационного тягача представлена на рис. 4 и обозначена сплошной линией. Пунктирная линия обозначает орбиту Земли.

Для поддержания стабильного положения КА относительно астероида, будем использовать двигатели малой тяги. Величина и направление тяги выбирается таким образом, чтобы компенсировать возмущения от гравитационного воздействия астероида. На рис. 5 показана требуемая величина компонентов ускорения от тяги двигателей как функция от времени перелёта.

Зависимость угла между векторами  $r_{1-3}$  и  $P$  от времени представлена на рис. 6.

Исследована зависимость компонент векторов перемещений и векторов скорости космического аппарата от времени для астероида Апофис (рис. 7). Первый график показывает изменение координат  $y_1$  (пунктирная линия) и  $x_1$  (сплошная линия). Второй график показывает изменение скорости  $V_{x1}$  (сплошная линия) и  $V_{y1}$  (пунктирная линия).

**Выводы**

В работе рассматривается один из перспективных методов преодоления астероидной опасности — изменение орбиты астероида с помощью тяжелого КА с ЭРДУ. Результаты моделирования движения системы четырех тел (Солнце, Земля, астероид, КА) показывает, что такое отклонение возможно при использовании перспективного КА, разработанного для транспортного обеспечения Лунной программы ОАО «РКК «Энергия».

$\vec{r}_3 = (r_{x3}, r_{y3}, r_{z3})^T$  — радиус-вектор космического аппарата;

$\vec{r}_4 = (r_{x4}, r_{y4}, r_{z4})^T$  — радиус-вектор Земли;

$\vec{a} = (a_x, a_y, a_z)^T$  — ускорение от тяги космического корабля.

Управляющее ускорение от электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) должно компенсировать возмущения, действующие на космический аппарат со стороны астероида. Предположим, что КА движется в одной плоскости с астероидом и управляющее ускорение направлено под углом  $\lambda$  к радиус-вектору КА. Тогда компоненты этого ускорения можно рассчитать по формулам:

$$a_x = \frac{P}{m_3} \cdot \left( \cos \lambda \cdot \frac{x_3}{\sqrt{x_3^2 + y_3^2}} - \sin \lambda \cdot \frac{y_3}{\sqrt{x_3^2 + y_3^2}} \right); \quad (5)$$

$$a_y = \frac{P}{m_3} \cdot \left( \cos \lambda \cdot \frac{y_3}{\sqrt{x_3^2 + y_3^2}} + \sin \lambda \cdot \frac{x_3}{\sqrt{x_3^2 + y_3^2}} \right), \quad (6)$$

где  $\lambda$  — угол направления ускорения КА относительно радиус-вектора;

$x_3, y_3$  — координаты КА;

$P$  — тяга двигателя.

**Результаты моделирования**

Для моделирования системы были использованы характеристики электрореактивного буксира с мощностью 300 кВт, разработанного ОАО «РКК «Энергия».

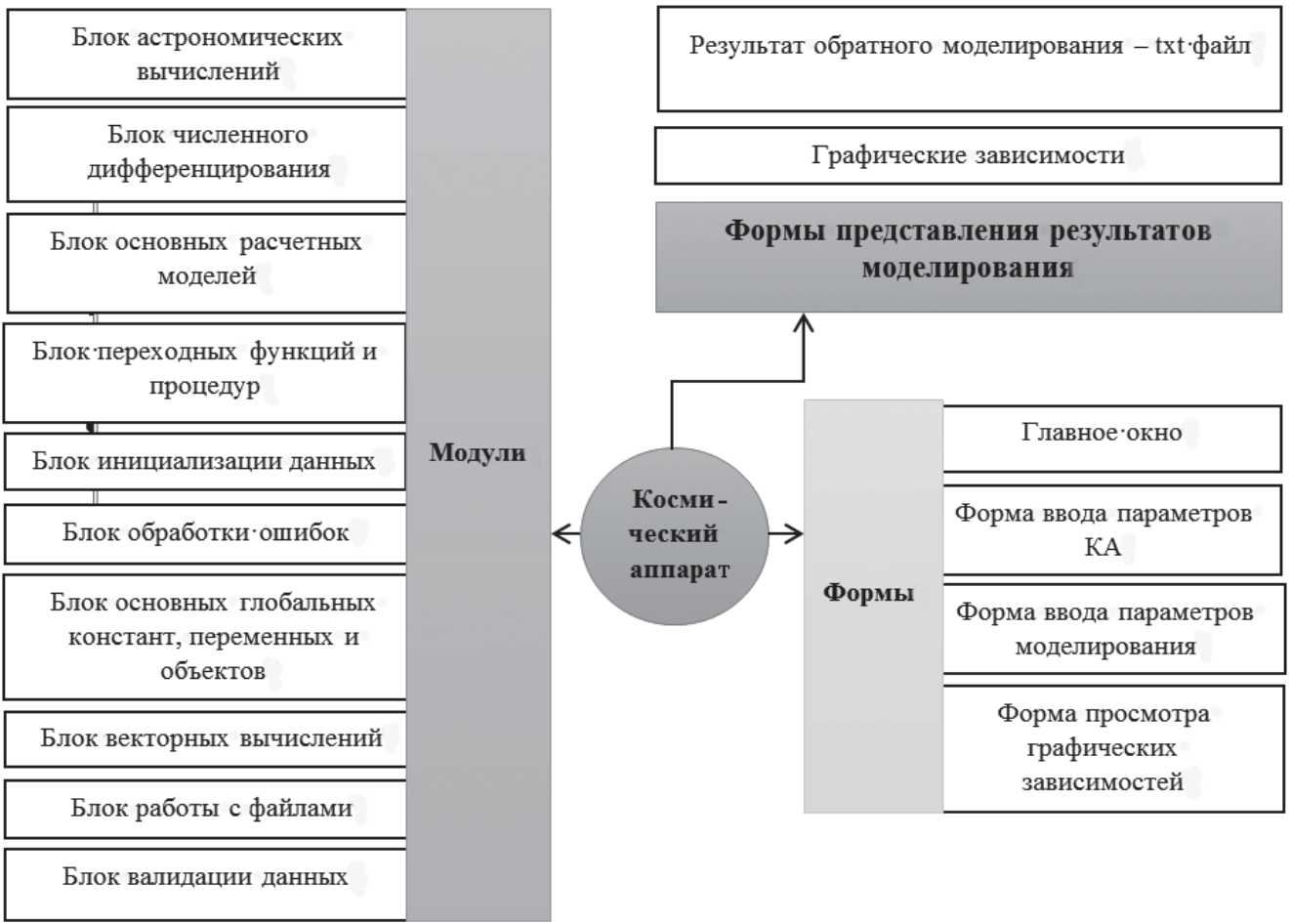


Рис. 3. Структура программного комплекса

Для применения данного метода астероид должен быть обнаружен не менее чем за шесть лет, так как КА должен долететь до астероида и сам манёвр отклонения длится пять лет. За это время астероид Апофис под действием гравитационного тягача отклонился от опасной орбиты, в момент наибольшего сближения с Землей, на 246540 км.

### Библиографический список

1. Энеев Т.М., Ахметшин Р.З., Ефимов Г.Б. К вопросу об астероидной опасности: Препринт. — М.: ИПРИМ им. М.В. Келдыша, 2011. — 40 с.
2. Защита Земли от столкновений с астероидами и ядрами комет: Сборник трудов международной конференции «Астероидно-кометная опасность-2009» / Под ред. А. Финкельштейна, У. Хюбнера, В. Шора. — СПб.: Наука, 2010. — 427 с.
3. Быкова Л.Е., Галушина Т.Ю. Исследование движения астероида (99942) Апофис с использованием многопроцессорной вычислительной системы СКИФ Cyberia // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 5. С. 409-416.
4. Сокольский А.Г. Астероидно-кометная опасность. — СПб.: ИТА РАН, 1996. — 244 с.
5. Боярчук А.А. Угроза с неба: рок или случайность? — М.: Космосинформ, 1999. — 220 с.
6. Yeomans D.K., Chodas P.W., Keesey M.S., Ostro S.J., Chandler J.F., Shapiro I.I. Asteroid and comet orbits using radar data // Astronomical Journal. 1992. Vol. 103, pp. 303-317. DOI: 10.1086/116062
7. Зайцев А.В. Некоторые принципы построения системы предотвращения столкновений Земли с астероидами и кометами // Труды XXIII чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 13-16 сентября 1988). — М.: ИИЕТ АН СССР, 1989. С. 141-147.
8. Ленков В.М., Муртазов А.К. Природные и техногенные риски космической опасности: Учебное пособие. — Рязань: РГУ им. С.А. Есенина, 2016. — 118 с.
9. Алексеев А.С., Ведерников Ю.А., Лаврентьев М.М. Обзор проектов систем противодействия столкновениям астероидов с Землей // Большая Медведица. 2002. № 1. С. 144-157.
10. Шустов Б.М., Рыхлова Л.В. Астероидно-кометная опасность: новые подходы // Вестник Российской Академии наук. 2009. Т. 79. № 7. С. 579-586.
11. Шустов Б.М., Нароенков С.А., Емельяненко В.В., Шугаров А.С. Астрономические аспекты построения

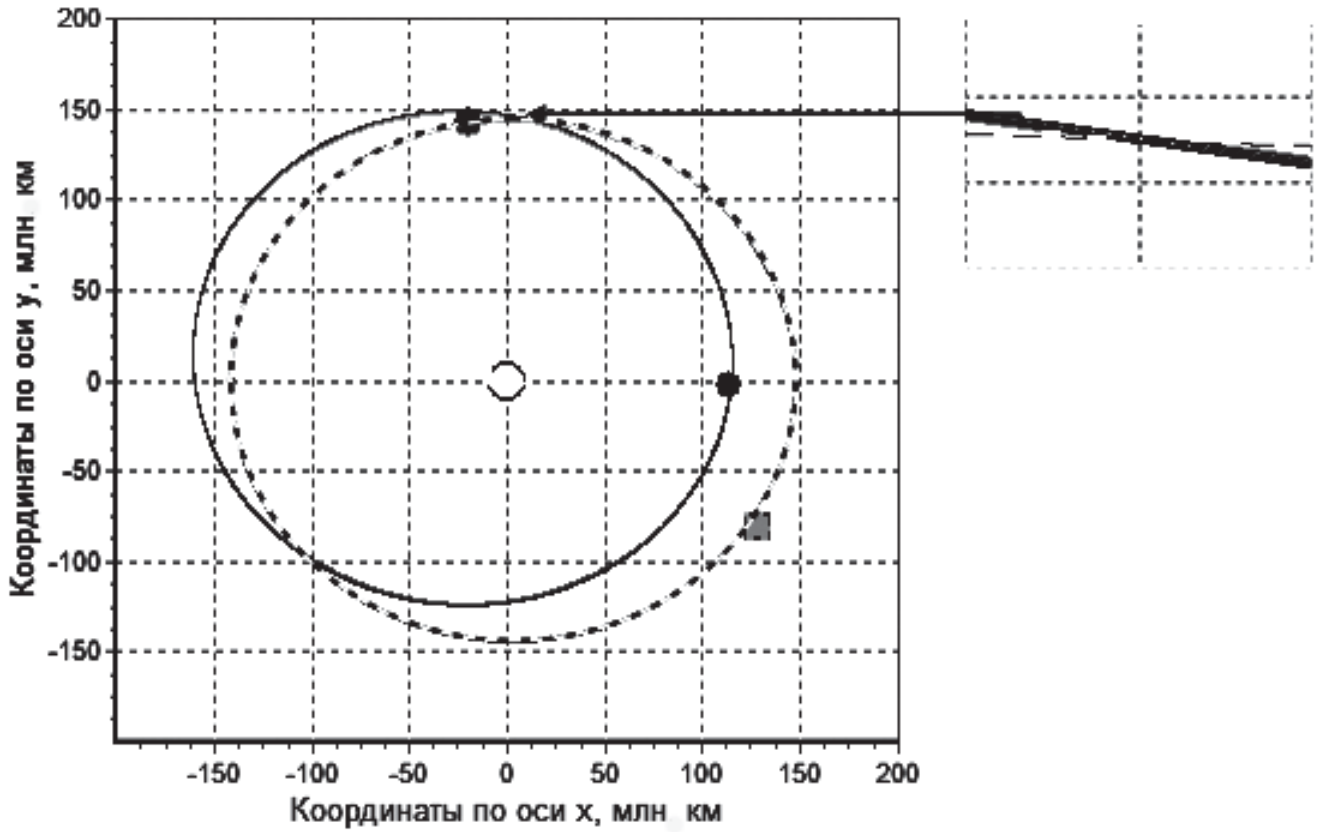


Рис. 4. Орбита астероида Апофис под действием гравитационного тягача КА занимает стабильное положение, опережая астероид на 50 км (расстояние между центрами масс КА и астероида). В результате манёвра астероид Апофис изменит свою орбиту, в момент наибольшего сближения с Землёй, на 246540 км в 2025 г.

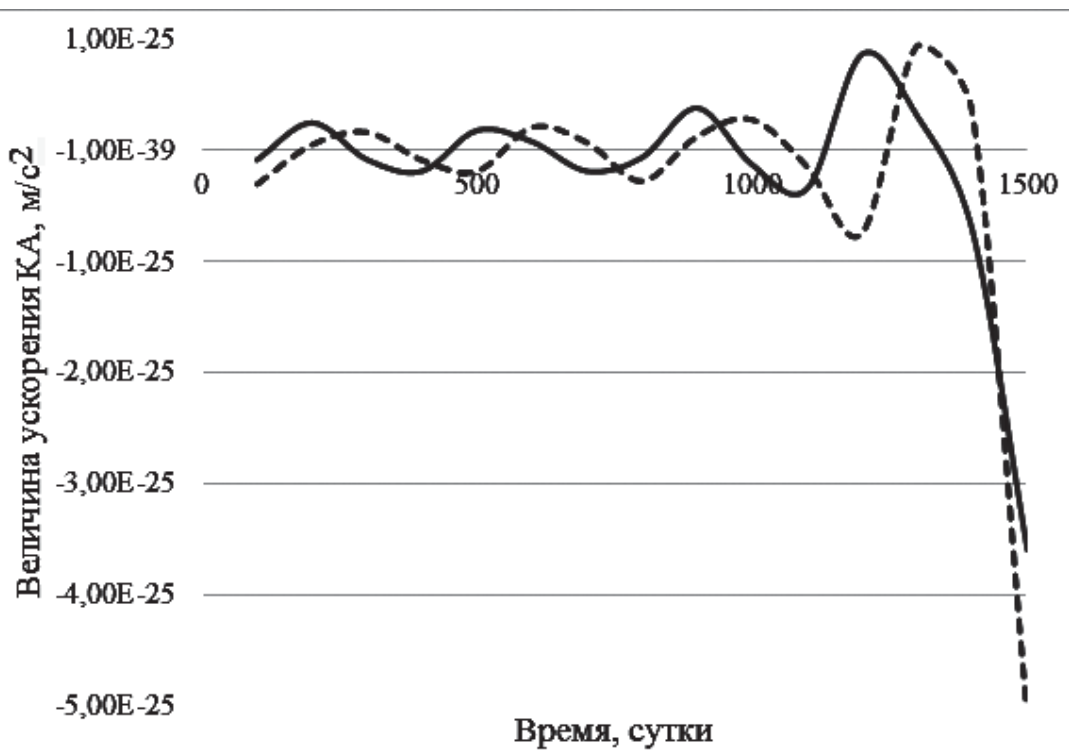


Рис. 5. Зависимость компонентов вектора ускорения от времени

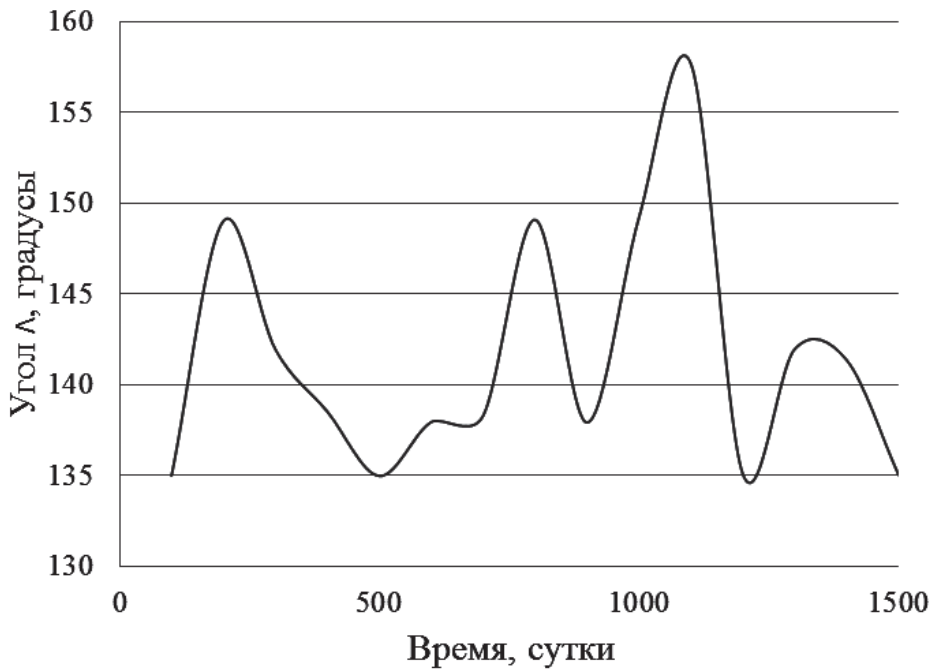


Рис. 6. Зависимость угла между векторами  $r_{1-3}$  и  $P$  от времени

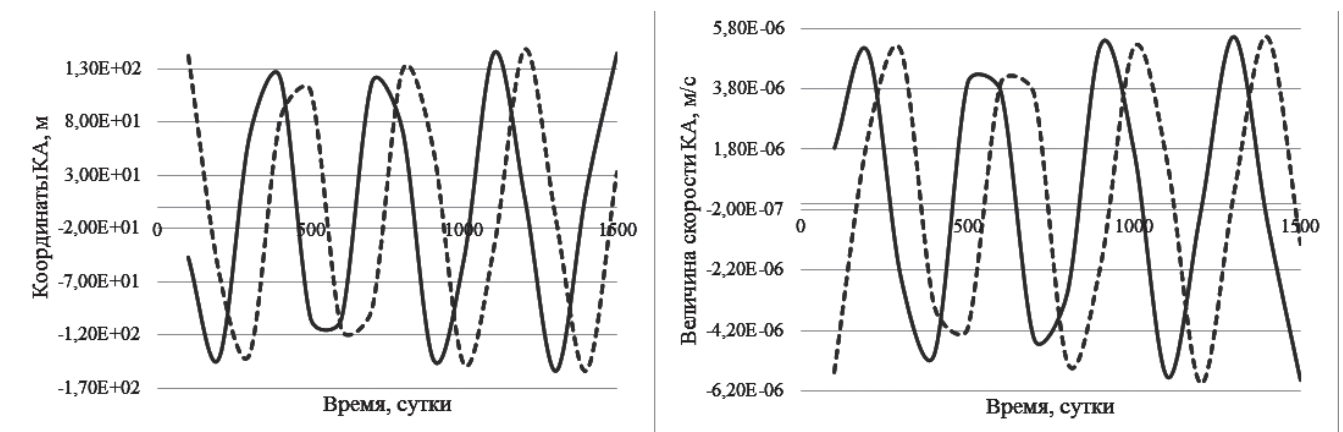


Рис. 7. Зависимость компонент векторов перемещений и векторов скорости космического аппарата от времени для астероида Апофис

- системы обнаружения и мониторинга опасных космических объектов // *Астрономический вестник*. 2013. Т. 47. № 4. С. 312-355.
12. Николаева Е.А., Старинова О.Л. Моделирование функционирования систем защиты Земли для отведения астероидной опасности // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2017. № 7(67). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-7-1652
  13. Афанасьев В.А., Чудецкий Г.М., Чудецкий Ю.В. Исследование комет и астероидов при ударно-взрывном воздействии // *Вестник Московского авиационного института*. 2011. Т. 18. № 2. С. 52-55.
  14. Медведев Ю.Д., Свешников М.Л., Сокольский А.Г., Тимошкова Е.И., Чернетенко Ю.А., Черных Н.С., Шор В.А. Астероидно-кометная опасность. — СПб.: ИТА РАН МИПАО, 1996. — 244 с.
  15. Микиша А.М., Смирнов М.А. Земные катастрофы, вызванные падением метеоритов // *Вестник РАН*. 1999. Т. 69. № 4. С. 327-336.
  16. 3D Asteroid Catalogue, <http://space.frieger.com/asteroids/>
  17. Moore C. Technology development for NASA's asteroid redirect mission. IAC-14-D2.8-A5.4.1, [https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/IAC-14-D2\\_8-A5\\_4\\_1-Moore.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/IAC-14-D2_8-A5_4_1-Moore.pdf)
  18. Chapman C.R., Morrison D. Impacts on the Earth by asteroids and comets: assessing the hazard // *Nature*. 1994. No. 367, pp. 33-40. DOI: 10.1038/367033a0
  19. Ross S.D. Near-Earth asteroid mining. Technology development for NASA's asteroid redirect, 2001. — 24 p.
  20. Nikolaeva E.A., Starinova O.L. Simulation of Earth's Protection by Kinetic Interceptor from Asteroid Hazard

- // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1096. DOI: 10.1088/1742-6596/1096/1/012153
21. *Ельников Р.В.* Анализ перелета Земля—Марс с гравитационным маневром у Луны при использовании малой тяги // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 5. С. 38-44.
  22. *Николичев И.А.* Оптимизация многовитковых межорбитальных перелетов с двигателями малой тяги // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 5. С. 66-76.
  23. *Кульков В.М.* Построение комплекса проектных моделей для параметрического анализа малых космических аппаратов с электроракетными двигателями // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 44-55.
  24. *Пильников А.В.* Некоторые проблемные вопросы создания в России электроракетной двигательной установки большой мощности // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 97-103.

## APPLICATION OF A HEAVY SPACECRAFT WITH LOW-THRUST ENGINES FOR ASTEROID DEVIATION FROM A DANGEROUS TRAJECTORY

**Nikolaeva E.A.\* , Starinova O.L.\*\***

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,  
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

*\* e-mail: nikolaevalizaveta@mail.ru*

*\*\* e-mail: solleo@mail.ru*

### Abstract

The problem of asteroid danger for the Earth has long enough attracted the attention of scientists and society. Studying the traces of the space originated catastrophes on surface of the Earth and celestial bodies, as well as observing asteroids in the near-Earth space reveal the seriousness of asteroid hazard for the Earth civilization and the necessity of developing measures for its prevention.

The studies related to the issues of asteroid hazard encompass several trends.

Above all, detecting dangerous asteroids approaching the Earth (AAE) and their orbits determining. Currently, there are several national programs for optical observation of such bodies (NASA, LINEAR, ESA). It is assumed that these programs allowed detect great majority of such bodies with the size order of a kilometer or more. A whole number of such studies and projects envisage the countermeasures against these outlanders by their changing orbits or their destruction into small splinters, burning down in the atmosphere.

The urgency of the asteroid danger overcoming is beyond doubt at present, and the developing measures for its prevention should be one of the most important tasks to be solved by the humankind in the 21st century.

The goal of the presented work consists in developing a mathematical model, simulation and effectiveness analysis of the Earth protection systems to overcome the asteroid danger by the gravitational tractor.

To achieve the set goal, the following tasks were solved:

- 1) Studying parameters asteroids approaching the Earth;
- 2) Developing mathematical models of the joint motion of asteroid and all the bodies involved in the process of deviation from the dangerous trajectory (Sun, Earth, spacecraft, asteroid);
- 3) Developing a software package, ensuring simulation and visualization of the proposed method of the asteroid danger counteracting;
- 4) Analyzing the simulation results of the proposed method of the asteroid danger counteracting.

The main results obtained in the work are as follows:

- a mathematical model of the motion of bodies, with perturbations from the gravitational tractor acting on them: a variable mass asteroid, spacecraft, the Earth and the Sun, with account for the gravity of all bodies;

- based on a a mathematical model of the bodies motion system, the software package “Simulation of the Earth protection systems functioning to overcome the asteroid hazard” for the asteroid trajectory simulation by the selected method of the asteroid danger overcoming in heliocentric coordinate system was developed;

- simulation of the potentially hazardous bodies deviation method (asteroid deviation by the gravitational tractor) for the 99942 Apophis asteroid was performed with the developed software complex



“Simulation of the Earth protection systems functioning to overcome the asteroid hazard”;

- the simulation resulted in obtaining the flight trajectories of all the bodies of the system under consideration (the Earth, the Sun, asteroid and a spacecraft) and heliocentric movement parameters;

- the efficiency analysis of the selected method was performed.

**Keyword:** spacecraft, asteroid hazard, mathematical model, trajectory, gravity tractor, software package.

## References

- Eneev T.M., Akhmetshin R.Z., Efimov G.B. *K voprosu ob asteroidnoi opasnosti* (On the issue of the asteroid danger), Moscow, Preprint IPRIM im. M. V. Keldysha, 2011, 40 p.
- Finkel'shtein A., Khyubner U., Shor V. (eds) *Zashchita Zemli ot stolknovenii s asteroidami i yadrami komet: sbornik trudov mezhdunarodnoi konferentsii "Asteroidno - kometnaya opasnost'-2009"*, St. Petersburg, Nauka, 2010, 427 p.
- Bykova L.E., Galushina T.Yu. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2010, vol. 48, no. 5, pp. 409-416.
- Sokol'skii A.G. *Asteroidno-kometnaya opasnost'* (Asteroid-comet danger), St. Petersburg, ITA RAN, 1996, 244 p.
- Boyarchuk A.A. *Ugroza s neba: rok ili sluchainost'?* (A threat from the sky: a rock or an accident?), Moscow, Kosmosinform, 1999, 220 p.
- Yeomans D.K., Chodas P.W., Keesey M.S., Ostro S.J., Chandler J.F., Shapiro I.I. Asteroid and comet orbits using radar data. *Astronomical Journal*, 1992, vol. 103, pp. 303-317. DOI: 10.1086/116062
- Zaitsev A.V. *Trudy XXIII Chtenii K.E. Tsiolkovskogo. Sektsiya "Problemy raketnoi i kosmicheskoi tekhniki" (Kaluga, 13-16 September 1988)*, Moscow, IIET AN SSSR, 1989, pp. 141-147.
- Lenkov V.M., Murtazov A.K. *Prirodnye i tekhnogennye riski kosmicheskoi opasnosti* (Natural and technological risks of the space danger), Ryazan, RGU im. S.A. Esenina, 2016, 118 p.
- Alekseev A.S., Vedernikov Yu.A., Lavrent'ev M.M. *Bol'shaya Medveditsa*, 2002, no. 1, pp. 144-157.
- Shustov B.M., Rykhlova L.V. *Vestnik Rossiiskoi Akademii nauk*, 2009, vol. 79, no. 7, pp. 579-586.
- Shustov B.M., Naroenkov S.A., Emel'yanenko V.V., Shugarov A.S. Astronomical aspects of building a system for detecting and monitoring hazardous space objects. *Solar System Research*, 2013, vol. 47, no. 4, pp. 288-295.
- Nikolaeva E.A., Starinova O.L. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2017, no. 7(67). DOI: 10.18698/2308-6033-2017-7-1652
- Afanas'ev V.A., Chudetsky G.M., Chudetckiy Yu.V. The research of comets and asteroids based on the method of impact and explosive. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 52-55.
- Medvedev Yu.D., Sveshnikov M.L., Sokol'skii A.G., Timoshkova E.I., Chernetenko Yu.A., Chernykh N.S., Shor V.A. *Asteroidno-kometnaya opasnost'* (Asteroid-comet danger), St. Petersburg, ITA RAN MIPAO, 1996, 244 p.
- Mikisha A.M., Smirnov M.A. *Vestnik RAN*, 1999, vol. 69, no. 4, pp. 327-336.
- 3D Asteroid Catalogue*, <http://space.frieger.com/asteroids/>
- Moore C. *Technology development for NASA's asteroid redirect mission*. IAC-14-D2.8-A5.4.1. URL: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/IAC-14-D2\\_8-A5\\_4\\_1-Moore.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/IAC-14-D2_8-A5_4_1-Moore.pdf)
- Chapman C.R., Morrison D. Impacts on the Earth by asteroids and comets: assessing the hazard. *Nature*, 1994, no. 367, pp. 33-40. DOI: 10.1038/367033a0
- Ross S.D. *Near-Earth asteroid mining*. Technology development for NASA's asteroid redirect, 2001, 24 p.
- Nikolaeva E.A., Starinova O.L. Simulation of Earth's Protection by Kinetic Interceptor from Asteroid Hazard. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1096. DOI: 10.1088/1742-6596/1096/1/012153
- Elnikov R.V. The analysis of a transfer Earth Mars with a lunar gravity assist maneuver and use of a small thrust. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 38-44.
- Nikolichiev I.A. Optimization of the multirevolutional non-coplanar low-thrust orbital transfers. *Aerospace MAI Journal*, 2013, vol. 20, no. 5, pp. 66-76.
- Kulkov V.M. Creation of a complex of design models for the parametrical analysis of small spacecrafts with electric propulsion thrusters. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 44-55.
- Pil'nikov A.V. Certain problem questions of high-power electric rocket propulsion system creation in Russia. *Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 97-103.