

## Магнитное буксирование астероидов с помощью космического аппарата, приводимого в движение солнечным парусом

© Р.М. Полуэктов

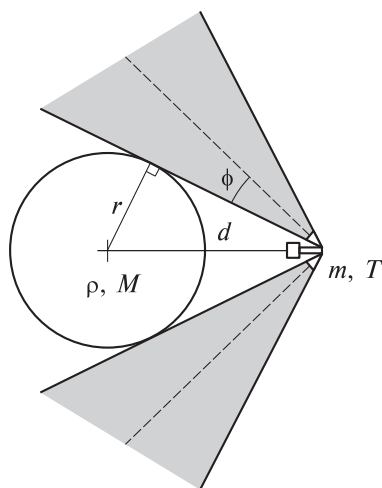
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», Москва, 121309, Россия

*Рассмотрена возможность изменения орбиты потенциально опасных астероидов с использованием концепции космического аппарата — магнитного тягача. Эта концепция опирается на применение сверхпроводящего электромагнита, установленного на космическом аппарате, и постоянного неодимового магнита, закрепленного на поверхности астероида. Принцип действия аппаратов данного типа имеет сходство с концепцией космического аппарата — гравитационного тягача, однако рассматриваемый аппарат помимо силы взаимного гравитационного взаимодействия использует в качестве буксира силу магнитного притяжения. В качестве движительной установки аппаратов такого типа применен солнечный парус. В рамках работы проведен анализ эффективности использования аппаратов этого типа путем моделирования совместного движения системы астероид — космический аппарат в течение продолжительного времени на примере изменения орбиты астероида Апофис.*

**Ключевые слова:** астероидная опасность, солнечный парус, магнитный тягач, отклонение астероидов, астероид Апофис, магнитное буксирование, сверхпроводящий магнит

**Введение.** Проблема астероидной опасности для Земли достаточно давно привлекает внимание ученых и общества, возможность столкновения астероида с Землей хорошо известна. Исследование следов катастроф космического происхождения на поверхности Земли и небесных тел, наблюдение астероидов в ближайшем околоземном пространстве доказывают наличие астероидной опасности для земной цивилизации и необходимость разработки мер для ее предотвращения. Выбранный способ отклонения астероидов зависит от располагаемого времени для реализации миссии, достаточного для того, чтобы избежать столкновения. Существует большое число различных методов отклонения потенциально опасных астероидов, каждый из которых подходит для различного располагаемого времени. Если запас времени до возможного столкновения достаточно мал, целесообразно выбрать непредсказуемую методику применения ядерного взрыва для отклонения. В случае достаточно большого запаса времени возможно применение перспективной технологии гравитационного тягача (ГТ), впервые предложенной Э. Лу и С. Лавом [1]. С помощью космического аппарата (КА) такого типа возможно оказывать влияние на орбиту астероида с высокой точностью отслежи-

вания. Изменение траектории движения астероида происходит под действием его взаимного гравитационного притяжения с КА, парящим вблизи поверхности астероида в его гравитационном поле, искажая его (рис. 1).



**Рис. 1.** Геометрическая иллюстрация концепции гравитационного тягача для буксирования астероидов:

$m, M$  — масса КА и астероида соответственно;  
 $T$  — тяга КА;  $d$  — расстояние между центрами масс КА и астероида;  $\rho$  — плотность астероида;  
 $r$  — радиус астероида;  $\phi$  — угол выброса струй газа из сопел двигательной установки КА

Моделирование данной концепции КА ранее было проведено для гравитационного буксирования астероида Апофис, в качестве двигательной установки рассматривались солнечные паруса различных размеров [2]. Наилучший результат (35,5 км отклонения за 3,5 года буксирования) из рассмотренных концепций продемонстрировал КА — ГТ массой 2,5 т, оснащенный солнечным парусом размерами  $90 \times 90$  м. Несмотря на то что поставленная задача — отклонение астероида Апофис от 600-метровой так называемой гравитационной замочной скважины — в рамках моделирования была решена и полученное отклонение можно считать достаточным, существует потребность в новых технологиях, обладающих надежностью и точностью ГТ наряду со способностью достигать больших отклонений за более короткие промежутки времени. Исследованию этой проблемы и посвящена данная работа.

Предлагается рассмотреть концепцию магнитного тягача (МТ), аналогичным образом парящего вблизи поверхности целевого астероида и использующего наряду с силой взаимного гравитационного взаимодействия силу магнитного притяжения. В рамках работы представлена методика применения магнитных сил для создания ускорений, влияющих на траекторию астероида.

**Концепция.** В качестве КА рассматривается МТ массой 2,5 т, имеющий 90-метровый солнечный парус в качестве двигательной установки, 12 ионных двигателей коррекции положения КА относительно астероида и сверхпроводящий электромагнит с магнитной

индукцией  $B_{КА} = 10$  Тл и радиусом  $r_{КА} = 0,5$  м. Аналогично выполненному в работе [2], для сравнения концепций с применением МТ и ГТ рассмотрим отклонение потенциально опасного астероида Апофис.

Астероид 99942 Апофис — сближающийся с Землей объект диаметром 370 м, открыт в 2004 г. в обсерватории Китт-Пик в Аризоне (США). Существует вероятность столкновения астероида с Землей в том случае, если в 2029 г. Апофис пройдет через так называемую гравитационную замочную скважину диаметром 600 м. При таком сценарии развития событий гравитационное воздействие Земли на траекторию астероида может привести к столкновению в 2036 г. [3].

В рамках реализации миссии после выведения КА МТ на орбиту, близкую к орбите Апофиса, проводится следующая последовательность операций:

- 1) развертывание солнечного паруса;
- 2) перемещение КА с помощью двигателей коррекции в требуемую точку относительно астероида;
- 3) отделение от основного КА вспомогательного малого аппарата, несущего неодимовый постоянный магнит с магнитной индукцией  $B_{аст} = 1,4$  Тл, радиусом  $r_{аст} = 0,5$  м, и осуществление его посадки на астероид с дальнейшим к нему прикреплением;
- 4) активация сверхпроводящего электромагнита МТ с магнитной индукцией  $B_{КА} = 10$  Тл и радиусом  $r_{КА} = 0,5$  м;
- 5) продолжительный полет по орбите астероида.

Для обеспечения целесообразности применения магнитов вспомогательный КА осуществляет посадку на астероид в точку, через которую проходит его ось вращения, а МТ парит в зоне прямой видимости данной точки. Астероид Апофис имеет форму, близкую к эллипсоиду, и осью его вращения является его малая ось [4].

Применять неодимовые магниты целесообразно для размещения на астероиде, поскольку их магнитные свойства снижаются только при очень высоких температурах [5], следовательно, в условиях низких температур поверхности астероида Апофис (примерно  $-3$  °С) неодимовый магнит будет эффективен.

Посадка аппарата с магнитом на астероид и его закрепление представляют собой отдельную нетривиальную задачу и в рамках данной статьи не рассматриваются.

**Технология солнечного паруса.** Солнечный парус — отражатель большой площади и малой массы, позволяющий использовать силу давления солнечного света для приведения КА в движение. Применение солнечного паруса устраняет необходимость обеспечить на борту КА запас топлива, что существенно расширяет возможности такого КА при выполнении длительных полетов.

На расстоянии  $r$  от Солнца давление солнечного света определяется по формуле

$$P = \frac{S_0}{c} \left( \frac{r_0}{r} \right)^2,$$

где  $S_0 = 1368 \text{ Вт/м}^2$  — солнечная постоянная;  $c$  — скорость света в вакууме;  $r_0 = 1 \text{ а.е.}$

Аналогично сделанному в работе [2], применена стандартная модель силы давления солнечного света для неидеального отражения, которая для параметрического описания оптических характеристик парусной пленки использует набор оптических коэффициентов  $P = \{\rho, s, \varepsilon_f, \varepsilon_b, B_f, B_b\}$ , где  $\rho$  — коэффициент отражения;  $s$  — фактор зеркального отражения;  $\varepsilon_f, \varepsilon_b$  — коэффициенты излучения передней и задней сторон паруса соответственно;  $B_f, B_b$  — не-ламбертовские коэффициенты передней и задней сторон паруса, которые описывают угловое распределение испускаемых и диффузно отраженных фотонов.

Оптические коэффициенты рассматриваемого в данной работе солнечного паруса с высоко отражающей, покрытой алюминием передней стороной и сильно излучающей, покрытой хромом задней стороной (для сохранения температуры паруса умеренной) [6]:

$$P_{\text{АлCr}} = \{\rho = 0,88, s = 0,94, \varepsilon_f = 0,05, \varepsilon_b = 0,55, B_f = 0,79, B_b = 0,55\}.$$

Можно показать [7], что в связанной с парусом двумерной системе координат  $S = \{n, t\}$  (см. рис. 2; вследствие симметрии третье измерение здесь не учитывается) сила солнечного давления, действующая на солнечный парус, имеет как нормальный  $F_{\perp}$  (вдоль оси  $n$ ), так и тангенциальный  $F_{\parallel}$  (вдоль оси  $t$ ) компонент:

$$F_{\perp} = F_{\text{ССД}} n = 2PA \cos \alpha \psi_{\perp};$$

$$F_{\parallel} = F_{\text{ССД}} t = -2PA \cos \alpha \psi_{\parallel},$$

где  $A$  — площадь поверхности паруса;  $\psi_{\perp} = a_1 \cos \alpha + a_2$ ;  $\psi_{\parallel} = a_3 \sin \alpha$  при

$$a_1 \triangleq \frac{1}{2}(1 + s\rho);$$

$$a_2 \triangleq \frac{1}{2} \left[ B_f (1-s)\rho + (1-\rho) \frac{\varepsilon_f B_f - \varepsilon_b B_b}{\varepsilon_f + \varepsilon_b} \right];$$

$$a_3 \triangleq \frac{1}{2}(1 - sp).$$

С учетом  $\Psi \triangleq \sqrt{(\psi_{\perp}^2 + \psi_{\parallel}^2)}$  тяга (сила давления солнечного света), создаваемая солнечным парусом,

$$F_{\text{ССД}} = 2PA \cos \alpha \Psi \mathbf{m}, \quad (1)$$

где  $P$  — давление солнечного света;  $\alpha$  — угол падения солнечных лучей;  $\mathbf{m}$  — единичный вектор, определяющий направление силы давления солнечного света, создаваемой парусом.

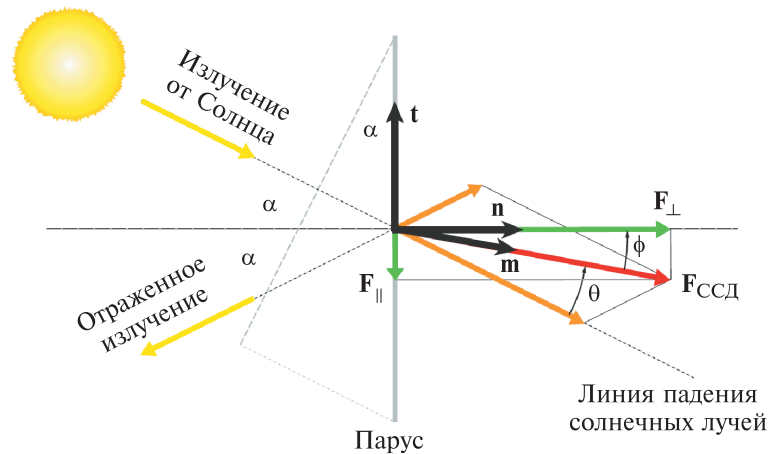


Рис. 2. Сила давления солнечного света, действующая на солнечный парус, согласно несовершенной модели отражения

**Взаимодействие магнитов.** Для оценки магнитных сил, возникающих между КА и астероидом, сделаем допущение, что магниты являются магнитными диполями, разделенными расстоянием, значительно большим, чем размер самих магнитов. Диполи имеют магнитный дипольный момент, направление которого определяется правилом правой руки, при условии, что ток течет по периметру:

$$m = IS,$$

где  $I$  — сила тока магнита, А;  $S$  — площадь поверхности магнита,  $\text{м}^2$ .

Предполагается, что основным магнитом КА является сверхпроводимый электромагнит. Его магнитный момент рассчитывается по формуле [8]

$$m_{\text{КА}} = \pi r_{\text{КА}}^2 \frac{2\pi r_{\text{КА}} B_{\text{КА}}}{\mu_0},$$

где  $r_{КА}, B_{КА}$  — радиус и магнитная индукция сверхпроводящего магнита, размещенного на КА;  $\mu_0$  — магнитная постоянная,  $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7}$  Гн/м.

Магнитный момент неодимового магнита, размещенного на астероиде,

$$m_{аст} = \pi r_{аст}^2 \frac{2\pi r_{аст} B_{аст}}{\mu_0},$$

где  $r_{аст}, B_{аст}$  — радиус и значение магнитной индукции постоянного магнита, размещенного на астероиде.

Общее уравнение для пары диполей при условии, что расстояние между магнитами на КА и на поверхности астероида  $r_{КА-аст}$  намного больше, чем размер магнитов, приведено в работах [9, 10]. С учетом этого условия магнитная сила взаимодействия между магнитом тягача и постоянным магнитом на поверхности астероида имеет следующий вид:

$$F_{маг} = \frac{3\mu_0}{4\pi r_{КА-аст}^4} \left[ \overrightarrow{m_{аст}} \left( \overrightarrow{m_{КА}} \cdot \widehat{r_{КА-аст}} \right) + \overrightarrow{m_{КА}} \left( \overrightarrow{m_{аст}} \cdot \widehat{r_{КА-аст}} \right) + \widehat{r_{КА-аст}} \left( \overrightarrow{m_{КА}} \cdot \overrightarrow{m_{аст}} \right) - 5\widehat{r_{КА-аст}} \left( \overrightarrow{m_{КА}} \cdot \overrightarrow{m_{аст}} \right) \left( \overrightarrow{m_{аст}} \cdot \widehat{r_{КА-аст}} \right) \right].$$

Поскольку в данной работе рассматривается система в плоскости  $x-y$ , применяя преобразования, предложенные в работе [11], и учитывая, что МТ парит в точке, через которую проходит ось  $y$ , упрощаем формулу расчета до следующего вида:

$$F_{маг} = \frac{3\mu_0 m_{КА} m_{аст}}{4\pi \cdot r_{КА-аст}^4}.$$

Поскольку  $r_{КА-аст}$  — расстояние от КА до магнита на поверхности астероида, данное выражение можно записать в виде

$$F_{маг} = \frac{3\mu_0 m_{КА} m_{аст}}{4\pi (r - 185)^4}, \quad (2)$$

где  $m_{КА}, m_{аст}$  — магнитные моменты магнита на КА и на поверхности астероида соответственно;  $r$  — расстояние между центрами масс КА и астероида; 185 м — радиус астероида.

Расстояние парения МТ над поверхностью астероида необходимо выбирать таким образом, чтобы сила тяги, создаваемая солнечным парусом, уравновешивалась силой гравитационного притяжения и силой магнитного взаимодействия для обеспечения постоянства по-

ложения КА и минимизации расхода топлива на коррекцию с помощью встроенных ионных двигателей.

По формуле (1) определим значение тяги, создаваемой солнечным парусом на орбите астероида Апофис, оно составит 0,08 Н. С учетом полученного значения тяги, применив формулу для расчета силы взаимного гравитационного взаимодействия  $G \frac{m_{КА} m_{аст}}{r^2}$  и формулу (2), вычислим значение  $r = 290$  м, оптимальное для сохранения требуемого положения КА относительно астероида. Определив расстояние между центрами масс КА и астероида, по формуле (2) находим значение магнитной силы для неодимового постоянного магнита с магнитной индукцией  $B_{аст} = 1,4$  Тл и радиусом  $r_{аст} = 0,5$  м на поверхности астероида и сверхпроводящего электромагнита МТ с магнитной индукцией  $B_{КА} = 10$  Тл и радиусом  $r_{КА} = 0,5$  м; получим  $F_{маг} = 0,027$  Н.

**Моделирование системы КА — астероид.** В рамках данной работы приняты следующие допущения:

- система управления ориентацией солнечного паруса идеальна и обеспечивает постоянство значения угла падения солнечных лучей (рис. 3);
- моделирование начинается с момента разворачивания паруса, после выхода КА на орбиту астероида;
- рассматривается движение астероида по круговой орбите;
- не учитываются деградация и сморщивание парусной пленки, поскольку расстояние до Солнца является значительным и данные факторы можно считать пренебрежимо малыми [2];
- применяемые магниты рассматриваются как магнитные диполи.

Используя уравнения движения Клохеси — Уилтшира — Хилла [12, 13], получаем систему уравнений движения системы КА — астероид вокруг Солнца [2]:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_1 &= 2n\dot{y}_1 + Gm_2 \frac{x_2 - x_1}{r^3} (1 + E_x) + F_{маг\ x} \frac{x_2 - x_1}{r}; \\ \ddot{y}_1 &= -2n\dot{x}_1 + 3n^2 y_1 + Gm_2 \frac{y_2 - y_1}{r^3} (1 + E_y) + F_{маг\ y} \frac{y_2 - (y_1 + 185)}{r - 185}; \\ \ddot{x}_2 &= -2n\dot{y}_2 - Gm_1 \frac{x_2 - x_1}{r^3} (1 + E_x) + \frac{1}{m_2} \left( T_x + F_x + F_{маг\ x} \frac{x_2 - x_1}{r} \right); \\ \ddot{y}_2 &= -2n\dot{x}_2 + 3n^2 y_2 - Gm_1 \frac{y_2 - y_1}{r^3} (1 + E_y) + \\ &+ \frac{1}{m_2} \left( T_y + F_y + F_{маг\ y} \frac{y_2 - (y_1 + 185)}{r - 185} \right), \end{aligned}$$

где  $(x_1, y_1)$  — координаты целевого астероида относительно используемой орбитальной системы координат, связанной с невозмущенной орбитой астероида;  $(x_2, y_2)$  — координаты КА;  $(T_x, T_y)$  — компоненты тяги, создаваемой солнечным давлением;  $(F_x, F_y)$  — компоненты управляющей силы;  $(E_x, E_y)$  — гравитационные возмущения, вызванные вращательным движением астероида неправильной формы;

$r = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}$ ,  $G = 6,6695 \cdot 10^{-11} \frac{\text{Н} \cdot \text{м}^2}{\text{кг}^2}$ ;  $m_1$  — масса асте-

роида;  $m_2$  — масса КА;  $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$  — среднее движение системы  $(x, y)$ ;

$a$  — большая полуось орбиты;  $\mu$  — гравитационный параметр Солнца;  $(F_{\text{маг } x}, F_{\text{маг } y})$  — компоненты силы магнитного притяжения.

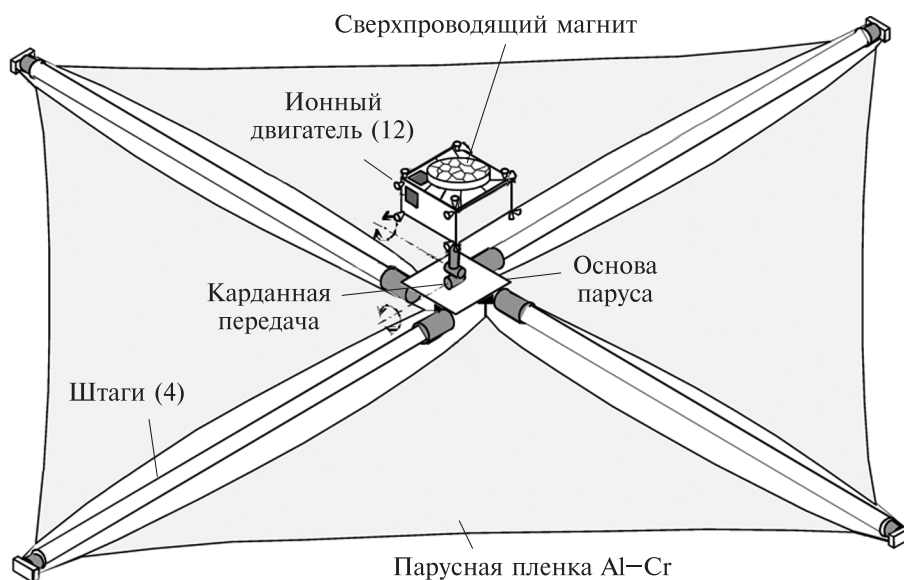


Рис. 3. Схема КА — МТ с солнечным парусом в качестве движительной установки (не в масштабе)

Рассматривается движение системы по круговой орбите [2]:

$$\text{tg}\theta = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1};$$

$$\alpha = \frac{\pi}{2} - \theta;$$

$$T_x = F_{\text{ССД}} \cos^2 \alpha \sin \alpha;$$



$$T_y = F_{\text{ССД}} \cos^2 \alpha \cos \alpha;$$

$$x = x_2 - x_1 = r \cos \theta;$$

$$y = y_2 - y_1 = r \sin \theta;$$

$$F_{\text{маг } x} = F_{\text{маг}} \cos \theta;$$

$$F_{\text{маг } y} = F_{\text{маг}} \sin \theta.$$

В составе каждой из моделируемых конфигураций предусмотрены ионные двигатели для коррекции положения КА относительно астероида. Логика управления движением КА имеет следующий вид [2]:

$$F_x = -K_p (x - x_c) - K_d \dot{x};$$

$$F_y = -K_p (y - y_c) - K_d \dot{y};$$

$$\text{если } |F_x| > F_{\text{max}}, \text{ то } F_x = \text{sgn}(F_x) F_{\text{max}};$$

$$\text{если } |F_y| > F_{\text{max}}, \text{ то } F_y = \text{sgn}(F_y) F_{\text{max}};$$

$$\text{если } |x - x_c| < \epsilon_x, F_x = 0;$$

$$\text{если } |y - y_c| < \epsilon_y, F_y = 0,$$

где  $F_{\text{max}} = 0,3 \text{ Н}$ ;  $\epsilon_x = \epsilon_y = 10 \text{ м}$ ;  $(x_c, y_c)$  — координаты точки назначения;  $K_p = 0,00001 \text{ м}_2$ ;  $K_d = 0,03 \text{ м}_2$ .

Для контроля положения КА относительно астероида используются ионные двигатели с максимальной тягой 0,3 Н и удельной тягой 3000 с.

Циклические гравитационные возмущения, вызванные вращательным движением астероида неправильной формы (равные 20 %), учтены в модели следующим образом [2]:

$$E_x = 0,2 \sin \Omega t;$$

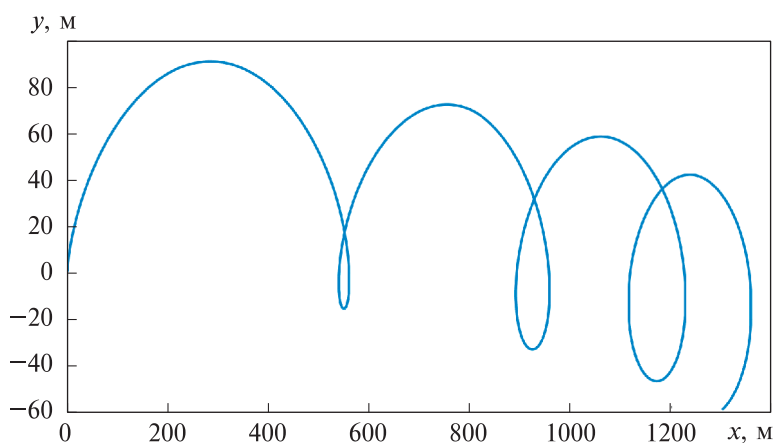
$$E_y = 0,2 \cos \Omega t,$$

где  $\Omega$  — угловая скорость вращения целевого астероида, рад/с, с периодом полного оборота вокруг оси, равным 5 ч.

Моделирование изменения орбиты астероида под действием МТ выполнено посредством численного интегрирования приведенных уравнений движения в системе координат, началом отсчета которой служит центр масс астероида при движении по невозмущенной орбите.

Рассмотрим магнитно-гравитационное буксирование астероида Апофис в течение 3,5 лет. Результаты расчетов сравним с расчетами гравитационного буксирования, приведенными в работе [2].

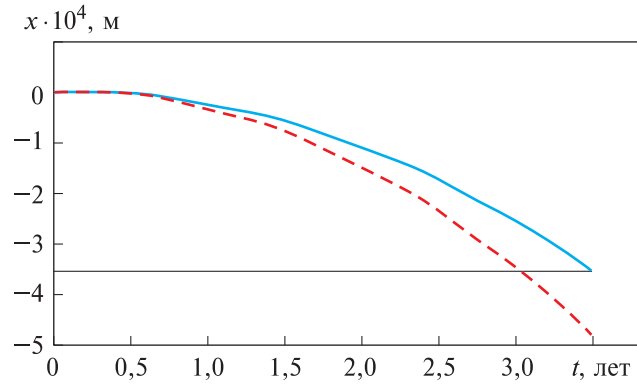
В результате моделирования операции буксирования с помощью КА, размещенного в точке с координатами (0; 290) относительно центра масс астероида, т. е. в точке, через которую проходит ось вращения, установили, что буксирование вдоль оси  $y$  следует считать нецелесообразным, поскольку влияние на скорость движения астероида по орбите при оказании воздействия вдоль оси  $y$  является слишком малым и не обеспечивает требуемых результатов. Отклонение астероида от своей первоначальной траектории движения в данном случае составляет всего лишь 1,3 км (рис. 4).



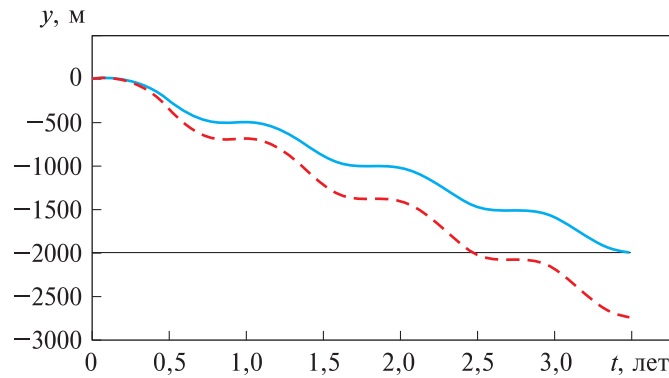
**Рис. 4.** Отклонение астероида Апофис от траектории движения в течение 3,5 лет при буксировании вдоль оси  $y$

Проведем моделирование, сохраняя расстояние между центрами масс КА и астероида Апофис и размещая КА в точке с координатами (195; 195) (в данном случае сила магнитного притяжения будет несколько меньше). Сравним результаты моделирования со значениями отклонений, полученными с помощью аналогичного 2,5-тонного гравитационного тягача с солнечным парусом размерами  $90 \times 90$  м. Полученные значения отклонений по осям  $x$  и  $y$  в связанной с центром масс астероида, движущегося по невозмущенной траектории, системе координат показаны на рис. 5, 6. Результат расчета суммарного отклонения астероида от круговой орбиты приведен на рис. 7.

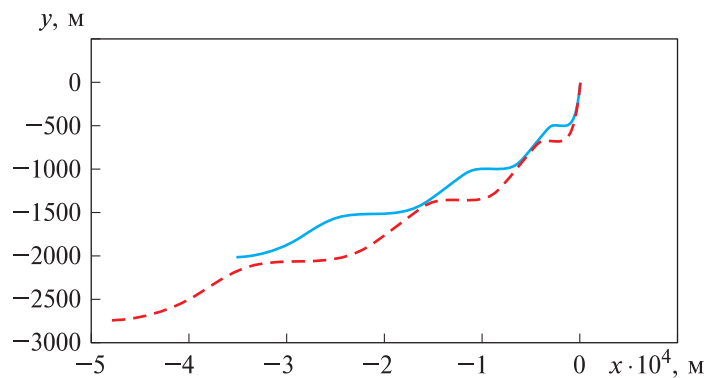
Для сравнения на рис. 8, 9 представлены изменения составляющих скорости астероида при буксировании с помощью различных конфигураций ГТ.



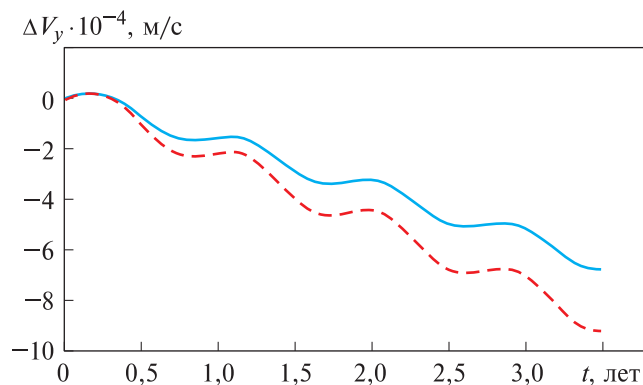
**Рис. 5.** Отклонения астероида Апофис от траектории движения по оси  $x$  в результате буксирования 2,5-тонными ГТ (—) и МТ (---) с солнечными парусами размерами  $90 \times 90$  м в течение 3,5 лет



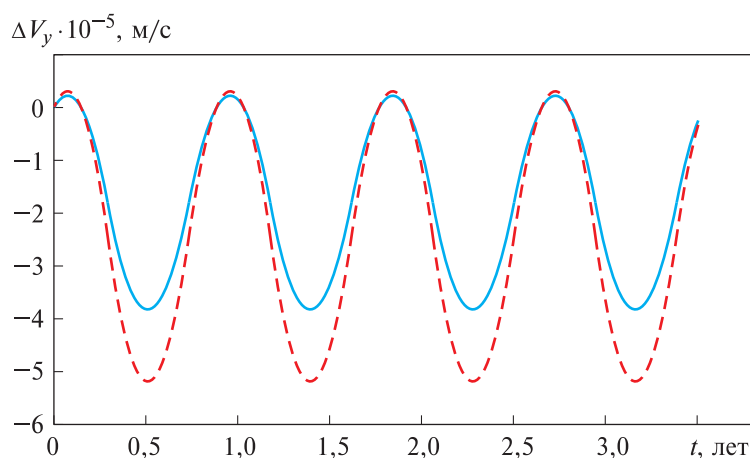
**Рис. 6.** Отклонения астероида Апофис от траектории движения по оси  $y$  в результате буксирования 2,5-тонными ГТ (—) и МТ (---) с солнечными парусами размерами  $90 \times 90$  м в течение 3,5 лет



**Рис. 7.** Отклонения астероида Апофис от траектории движения в результате буксирования 2,5-тонными ГТ (—) и МТ (---) с солнечными парусами размерами  $90 \times 90$  м в течение 3,5 лет



**Рис. 8.** Изменения составляющей скорости астероида по оси  $x$  в результате буксирования 2,5-тонными ГТ (—) и МТ (---) с солнечными парусами размерами  $90 \times 90$  м в течение 3,5 лет



**Рис. 9.** Изменения составляющей скорости астероида по оси  $y$  в результате буксирования 2,5-тонными ГТ (—) и МТ (---) с солнечными парусами размерами  $90 \times 90$  м в течение 3,5 лет

**Заключение.** Рассмотренная концепция магнитного тягача с солнечным парусом в качестве движительной установки в рамках проведенного моделирования позволила достичь в результате буксирования отклонения астероида Апофис от траектории движения на 47,9 км в течение 3,5 лет. Оценивая результаты расчетов, можно сделать вывод, что концепция применения магнитного тягача хотя не предоставляет быстрого решения задачи отклонения астероида, является более эффективной, чем простое гравитационное буксирование, и сокращает временные затраты на реализацию миссии почти на год, что при определенных обстоятельствах может являться весомой величиной.

За счет повышения сил взаимодействия между космическим аппаратом и астероидом целесообразно использовать более мощные

двигательные установки, чем солнечные паруса, что позволит применять аппараты больших масс (для усиления взаимного гравитационного взаимодействия) с более мощными магнитами (для повышения силы магнитного притяжения), что в большей степени сократит время достижения требуемых отклонений.

Возможной проблемой, подлежащей решению при разработке магнитного тягача, может оказаться влияние сверхпроводящего магнита и его мощного поля на электронные системы космического аппарата, поэтому необходимо провести оценку данного влияния и рассмотреть пути преодоления данных воздействий.

Концепция применения магнитного тягача может быть с большей эффективностью использована в рамках задачи изменения траектории астероидов М-класса (содержащих в своем составе значительное количество металлов). В случае наличия в составе преимущественно ферромагнетиков отсутствует необходимость прикреплять вспомогательные магниты к поверхности астероида и будет возможно получать более значительные силы магнитного притяжения, однако при этом требуется с высокой точностью определять материальный состав космического объекта. Знание о свойствах и составе астероида становится чрезвычайно важной задачей при планировании миссий и при разработке технологии прикрепления магнита к его поверхности.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Lu E., Love S. Gravitational Tractor for Towing Asteroids. *Nature*, 2005, vol. 438, pp. 177–178.
- [2] Полуэктов Р.М., Скроб М.В. Гравитационное буксирование астероидов космическими аппаратами с солнечным парусом в качестве движительной установки. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1968>
- [3] Башаков А.А., Питьев Н.П., Соколов Л.Л. Особенности движения астероида 99942 Апофис. *Астрономический вестник*, 2008, т. 42, вып. 1, с. 20–29.
- [4] Ивашкин В.В., Гуо П. Анализ возможности создания стабильного спутника астероида Апофис как однородного трехосного эллипсоида. *Доклады Академии наук*, 2019, т. 489, № 1, с. 27–33. <https://doi.org/10.31857/S0869-5652489127-33>
- [5] Неодимовый магнит. *Википедия*. [Электронный ресурс]. URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Неодимовый\\_магнит](https://ru.wikipedia.org/wiki/Неодимовый_магнит) (дата обращения 02.06.2020).
- [6] Wright J. *Space Sailing*. Gordon and Breach Science Publishers, Philadelphia, 1992.
- [7] McInnes C.R. *Solar Sailing. Technology, Dynamics and Mission Applications*. Springer-Praxis Series in Space Science and Technology, Springer-Praxis, Berlin, Heidelberg, New York, Chichester, 1999.
- [8] Serway R.A., Moses C.J., Moyer C.A. *Modern Physics*. Third ed. Belmont, Thomson Learning, 2005, pp. 477–496.
- [9] Griffiths D.J. *Introduction to Electrodynamics*. Third ed. Prentice Hall, 1999, p. 258.

- [10] Yung K.W., Landecker P.B., Villani D.D. An analytic solution for the force between two magnetic dipoles. *Magn. Electr. Separ.*, 1998, vol. 9 (1), pp. 39–52.
- [11] Brown W. A novel push-pull asteroid magnetic Tractor (MT). *Acta Astronautica*, 2017. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.12.020>
- [12] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous. *J. Astronaut. Sci.*, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–678.
- [13] Hill G.W. Researches in Lunar Theory. *Am. J. Math*, 1878, vol. 1, pp. 5–26.

Статья поступила в редакцию 13.10.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Полуэктов Р.М. Магнитное буксирование астероидов с помощью космического аппарата, приводимого в движение солнечным парусом. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-12-2041>

**Полуэктов Руслан Маратович** — выпускник кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана, ведущий специалист АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». e-mail: [tygreykun@gmail.com](mailto:tygreykun@gmail.com)

## Magnetic towing of asteroids using a spacecraft with a solar sail as a propulsion system

© R.M. Poluektov

Khronichev State Research and Production Space Center, Moscow, 121309, Russia

*The paper considers the possibility of changing the orbit of potentially dangerous asteroids using the concept of a spacecraft — a magnetic tractor. The described concept is based on the use of a superconducting electromagnet mounted on a spacecraft and a permanent neodymium magnet attached to the surface of an asteroid. The principle of operation of this type of vehicle is similar to the concept of a spacecraft — a gravitational tractor, however, the considered vehicle, in addition to the force of mutual gravitational interaction, uses the force of magnetic attraction as a tug. A solar sail is used as a propulsion system for the type of vehicles under consideration. Within the framework of the work, the analysis of the effectiveness of the use of spacecraft of this type was carried out by modeling the joint motion of the asteroid — spacecraft system for a long time using the example of the change in the orbit of the asteroid Apophis.*

**Keywords:** asteroid hazard, solar sail, magnetic tractor, asteroid deflection, asteroid Apophis, magnetic towing, superconducting magnet

### REFERENCES

- [1] Lu E., Love S. Gravitational Tractor for Towing Asteroids. *Nature*, 2005, vol. 438, pp. 177–178.
- [2] Poluektov R.M., Skrob M.V. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1968>
- [3] Bashakov A.A., Pityev N.P., Sokolov L.L. *Astronomicheskij vestnik — Solar System Research*, 2008, vol. 42, no. 1, pp. 20–29.
- [4] Ivashkin V.V., Guo P. *Doklady Akademii nauk (Proceedings of the Academy of Sciences)*, 2019, vol. 489, no. 1, pp. 27–33. <https://doi.org/10.31857/S0869-5652489127-33>
- [5] Neodimovy magnit (Neodymium magnet). *Wikipedia*. Available at: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Неодимовый\\_магнит](https://ru.wikipedia.org/wiki/Неодимовый_магнит) (accessed June 2, 2020).
- [6] Wright J. *Space Sailing*. Gordon and Breach Science Publishers, Philadelphia, 1992.
- [7] McInnes C.R. *Solar Sailing. Technology, Dynamics and Mission Applications*. Springer–Praxis Series in Space Science and Technology, Springer–Praxis, Berlin, Heidelberg, New York, Chicester, 1999.
- [8] Serway R.A., Moses C.J., Moyer C.A. *Modern Physics*. Third ed. Belmont, Thomson Learning, 2005, pp. 477–496.
- [9] Griffiths D.J. *Introduction to Electrodynamics*. Third ed. Prentice Hall, 1999, p. 258.
- [10] Yung K.W., Landecker P.B., Villani D.D. An analytic solution for the force between two magnetic dipoles. *Magn. Electr. Separ.*, 1998, vol. 9 (1), pp. 39–52.
- [11] Brown W. A novel push-pull asteroid magnetic Tractor (MT). *Acta Astronautica*, 2017. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.12.020>
- [12] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous. *J. Astronaut. Sci.*, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–678.
- [13] Hill G.W. Researches in Lunar Theory. *Am. J. Math.*, 1878, vol. 1, pp. 5–26.

**Poluektov R.M.** graduated from Bauman Moscow State Technical University, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Lead Specialist, Khronichev State Research and Production Space Center. e-mail: tygreykun@gmail.com