

## Гравитационное буксирование астероидов космическими аппаратами с солнечным парусом в качестве движительной установки

© Р.М. Полуэктов<sup>1</sup>, М.В. Скроб<sup>2</sup>

<sup>1</sup>АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», Москва, 121309, Россия

<sup>2</sup>ООО «КосмоКурс», Москва, 121087, Россия

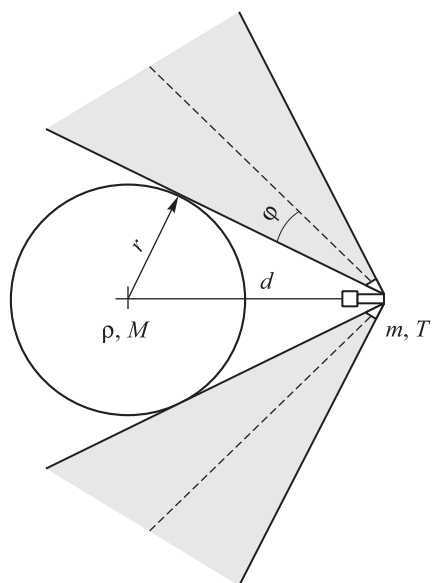
*Рассмотрена возможность изменения орбиты потенциально опасных астероидов с помощью космического аппарата — гравитационного тягача. Описана концепция применения аппаратов, оснащенных солнечным парусом для гравитационного буксирования. Проведен анализ эффективности применения аппаратов такого типа на примере изменения орбиты астероида Апофис. Разработано программно-математическое обеспечение для моделирования совместного движения системы астероид — космический аппарат. С помощью модели проведена оценка влияния космических аппаратов с конструктивными особенностями на орбиту астероида в течение длительного времени. Рассмотрено несколько вариантов конфигурации космического аппарата с различными массой и конструкцией паруса. Проведен сравнительный анализ результатов применения аппаратов, оснащенных солнечным парусом, и аналогичных аппаратов, использующих реактивные двигатели малой тяги.*

**Ключевые слова:** астероидная опасность, солнечный парус, гравитационный тягач, отклонение астероидов

**Введение.** Проблема астероидной опасности для Земли давно привлекает внимание ученых и общества. Исследование следов катастроф космического происхождения на поверхности Земли и небесных тел, наблюдение астероидов в ближайшем околоземном пространстве показывают серьезность астероидной опасности для земной цивилизации и необходимость разработки мер для ее предотвращения [1].

Околоземный объект 99942 Апофис диаметром 320 м открыт в 2004 г. в обсерватории Китт-Пик (Аризона, США): существует вероятность столкновения этого астероида с Землей. Угроза столкновения считается реальной в том случае, если Апофис пройдет через так называемую гравитационную «замочную скважину» диаметром 600 м в 2029 г. При таком сценарии развития событий гравитационное воздействие Земли на траекторию астероида может привести к столкновению в 2036 г. [2].

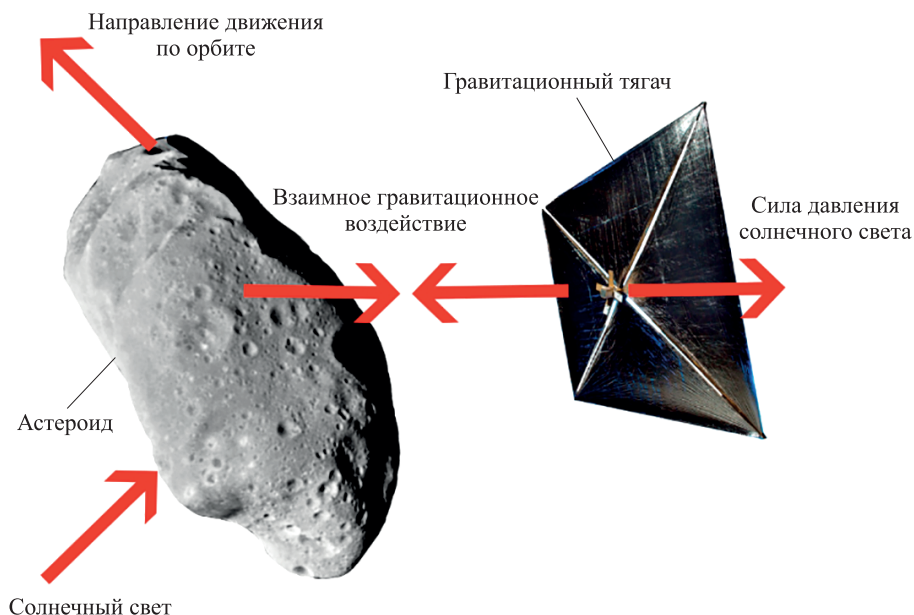
Цель данной работы — рассмотреть метод изменения орбиты потенциально опасного околоземного объекта, опирающийся на применение космического аппарата — гравитационного тягача (КА-ГТ), размещенного рядом с астероидом. Изменение траектории движения астероида происходит под действием его взаимного гравитационного притяжения с КА.



**Рис. 1.** Геометрическая иллюстрация концепции гравитационного тягача для буксирования астероидов:  $\rho$  — плотность материала астероида;  $M$  и  $r$  — масса и радиус астероида;  $m$  и  $T$  — масса и сила тяги КА;  $\varphi$  — угол истечения струй газа из сопел КА;  $d$  — расстояние между центрами масс КА и астероида

**Концепция гравитационного тягача.** Предложенная Эдвардом Лу и Стэнли Лавом [3] концепция гравитационного тягача использует силу взаимного тяготения между парящим КА и целевым астероидом в качестве буксира (рис. 1).

В работе [3] рассматривался КА массой 20 т, приводимый в движение ядерным электрическим двигателем. Концепция гравитационного тягача с солнечным парусом предполагает применение КА значительно меньшей массы, что обусловлено относительно небольшим размером астероида Апофис. При этом используется тот же физический принцип отклонения объекта от орбиты с помощью силы взаимного тяготения между парящим на определенном расстоянии КА и целевым астероидом (рис. 2).



**Рис. 2.** Принцип действия гравитационного тягача на солнечном парусе для отклонения астероидов

Понятие гравитационного сцепления/буксирования с помощью давления солнечного излучения было предложено для астрономических проблем несколько более широкого масштаба Л.М. Шкадовым [4] в 1987 г., а также Колином Мак-Иннэсом [5] в 2002 г.

**Технология солнечного паруса.** Принципиально солнечный парус представляет собой отражатель большой площади и малой массы, который позволяет использовать силу давления солнечного излучения для приведения КА в движение. Идея полетов в космосе с применением солнечного паруса, возникшая в 1920-е годы в России, принадлежит одному из пионеров ракетостроения Фридриху Цандеру. Ранее предлагались проекты различных миссий с использованием солнечного паруса для отправки КА к кометам или астероидам. В частности, Лабораторией реактивного движения (*англ.* Jet Propulsion Laboratory, JPL) в 1977 г. рассматривалась возможность применения солнечного паруса для полета к комете Галлея в 1986 г. Проект не был реализован, поскольку требовал развертывания квадратного паруса со стороной 800 м, что сопряжено со значительными техническими трудностями. Однако работа над концепцией показала, что использование солнечного паруса позволяет достигнуть большого изменения наклона орбиты для встречи с кометой Галлея в ретроградном движении.

Космические аппараты с традиционными двигателями и двигателями малой тяги зависимы от запаса топлива. Использование солнечного паруса позволяет создать КА, лишенный необходимости нести на борту запас топлива, что существенно расширяет возможности такого аппарата при выполнении длительных полетов.

На расстоянии  $r$  от Солнца сила давления солнечного света определяется как

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

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

В данной работе применяется стандартная модель силы давления солнечного света для неидеального отражения, использующая набор оптических коэффициентов  $P = \{\rho, s, \varepsilon_f, \varepsilon_b, B_f, B_b\}$  для параметрического описания оптических характеристик парусной пленки, где  $\rho$  — коэффициент отражения;  $s$  — фактор зеркального отражения;  $\varepsilon_f$  и  $\varepsilon_b$  — коэффициенты излучения передней и задней стороны соответственно;  $B_f$  и  $B_b$  — не-ламбертовские коэффициенты передней и задней стороны соответственно, которые описывают угловое распределение испускаемых и диффузно отраженных фотонов.

Для рассматриваемых в данной работе парусов с высокоотражающей передней стороной, покрытой алюминием, и сильноизлучающей задней стороной, покрытой хромом (чтобы сохранять температуру паруса умеренной), оптические коэффициенты в модели силы давления солнечного света следующие [6]:

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

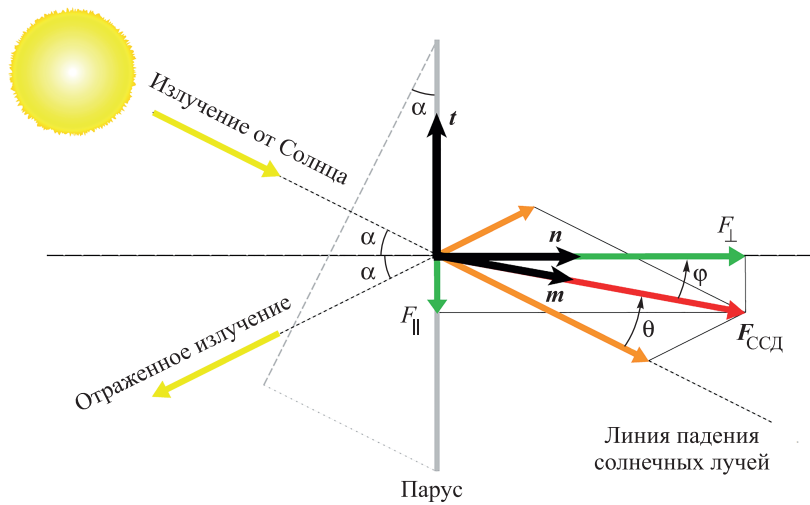


Рис. 3. Сила давления солнечного света, действующая на солнечный парус согласно несовершенной модели отражения

Можно показать [7], что в связанной с парусом двумерной системе координат  $S = \{n, t\}$  (рис. 3; из-за симметрии третье измерение здесь не важно) сила солнечного давления, действующая на солнечный парус, имеет нормальную компоненту  $F_{\perp}$  (вдоль оси  $n$ ) и тангенциальную компоненту  $F_{\parallel}$  (вдоль оси  $t$ ):

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

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

где  $A$  — площадь поверхности паруса;

$$\psi_{\perp} = a_1 \cos \alpha + a_2; \quad \psi_{\parallel} = a_3 \sin \alpha,$$

при

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

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

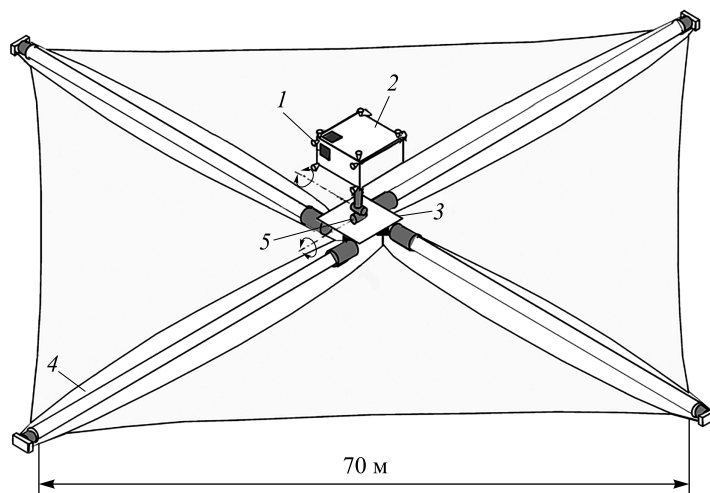
$$a_3 \triangleq \frac{1}{2} (1-s\rho).$$

С учетом  $\Psi \triangleq \sqrt{\psi_{\perp}^2 + \psi_{\parallel}^2}$  значение тяги, создаваемое солнечным парусом, можно записать как

$$F_{\text{ССД}} = 2PA \cos \alpha \Psi m.$$

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

- система управления ориентацией солнечного паруса идеальна и обеспечивает постоянный угол падения солнечных лучей;
- моделирование начинается с момента разворачивания паруса после выхода КА на орбиту астероида;
- движение астероида происходит по круговой орбите;
- деградация и сморщивание парусной пленки не учитываются, поскольку расстояние до Солнца значительно и влияние данных факторов пренебрежимо мало.



**Рис. 4.** Схема устройства КА — гравитационного тягача, оснащенного солнечным парусом (без соблюдения масштаба):

1 — ионный двигатель (12 шт.); 2 — КА; 3 — основа паруса;  
4 — штанга (4 шт.); 5 — карданная передача

При моделировании рассматривались четыре различные конфигурации КА-ГТ для буксирования астероидов (рис. 4, табл. 1):

- 1) с двумя ортогонально установленными солнечными парусами со стороной 50 м (масса КА 3500 кг);
- 2) с двумя ортогонально установленными солнечными парусами со стороной 70 м (масса КА 2500 кг);
- 3) с солнечным парусом со стороной 70 м и ортогонально установленным ионным двигателем (масса КА 2500 кг);
- 4) с одним солнечным парусом со стороной 90 м (масса КА 2500 кг).

Таблица 1

**Конфигурации КА — гравитационного тягача, рассматриваемые для моделирования**

Номер КА	Конфигурация движительной установки	$\alpha$ , град	Тяга, Н	Суммарная тяга, Н	Масса КА, кг	Расстояние между центрами масс, м
1	50-метровый солнечный парус	35	0,0249	0,0278	3500	621,0
	То же	55	0,0123			
2	70-метровый солнечный парус	35	0,0480	0,0545	2500	375,0
	То же	55	0,0240			
3	Ортогонально установленный ионный двигатель	–	0,0280	0,0556	2500	371,5
	70-метровый солнечный парус	35	0,0480			
4	90-метровый солнечный парус	35	0,0800	0,0800	2500	300,0

Расстояние между КА и астероидом подбиралось так, чтобы сила гравитационного притяжения между ними уравновешивалась создаваемой солнечным парусом тягой. Таким образом обеспечивается неподвижность КА относительно астероида.

Используя уравнения движения Клохеси — Уилтшира — Хилла [8], [9], можно получить уравнения движения системы КА — астероид, движущейся вокруг Солнца. Они имеют следующий вид:

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

где  $x_1, y_1$  — координаты целевого астероида относительно используемой орбитальной системы координат, связанной с невозмущенной орбитой астероида;  $n = \sqrt{\mu/a^3}$  — среднее движение системы ( $x, y$ ) ( $\mu$  — гравитационный параметр Солнца;  $a$  — большая полуось орбиты);  $G = 6,6695 \cdot 10^{-11}$  Н·м<sup>2</sup>/кг<sup>2</sup> — гравитационная постоянная;  $m_1, m_2$  — масса астероида и КА соответственно;  $x_2, y_2$  — координаты КА;  $r = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}$  — расстояние между центрами масс КА и астероида;  $E_x, E_y$  — гравитационные возмущения, вызванные вращательным движением астероида неправильной формы;  $T_x, T_y$  — компоненты тяги, создаваемой солнечным давлением;  $F_x, F_y$  — компоненты управляющей силы.

Рассматривалось движение системы по круговой орбите:

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

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

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

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

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

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

В составе каждой моделируемой конфигурации предусмотрены ионные двигатели для коррекции положения КА относительно астероида. Логика управления движением КА построена следующим образом:

$$\begin{cases} F_x = -K_p (x - x_c) - K_d \dot{x}, \\ F_y = -K_p (y - y_c) - K_d \dot{y}, \\ \text{Если } |F_x| > F_{\max}, \text{ то } F_x = \operatorname{sgn}(F_x) F_{\max}, \\ \text{Если } |F_y| > F_{\max}, \text{ то } F_y = \operatorname{sgn}(F_y) F_{\max}, \\ \text{Если } |x - x_c| < \varepsilon_x, \text{ то } F_x = 0, \\ \text{Если } |y - y_c| < \varepsilon_y, \text{ то } F_y = 0, \end{cases}$$

где  $K_p = 0,00001 m_2$ ;  $K_d = 0,03 m_2$ ;  $(x_c, y_c)$  — желаемая точка назначения;  $F_{\max} = 0,1$  Н;  $\varepsilon_x = \varepsilon_y = 10$  м.

Для контроля положения КА относительно астероида используются ионные двигатели с максимальной тягой  $T_{\max} = 0,1$  Н и удельной тягой  $I_{sp} = 3000$  с.

В модели учтены 20%-е циклические гравитационные возмущения (вызванные вращательным движением астероида неправильной формы):

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

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

где  $\Omega$  — угловая скорость вращения целевого астероида (рад/с) с принятым периодом полного оборота вокруг оси в 5 ч.

Расход топлива на коррекцию положения КА относительно астероида за время  $\Delta t$  может быть оценен по формуле

$$\Delta m_f = \frac{2T\Delta t}{g_0 I_{sp}}, \quad (1)$$

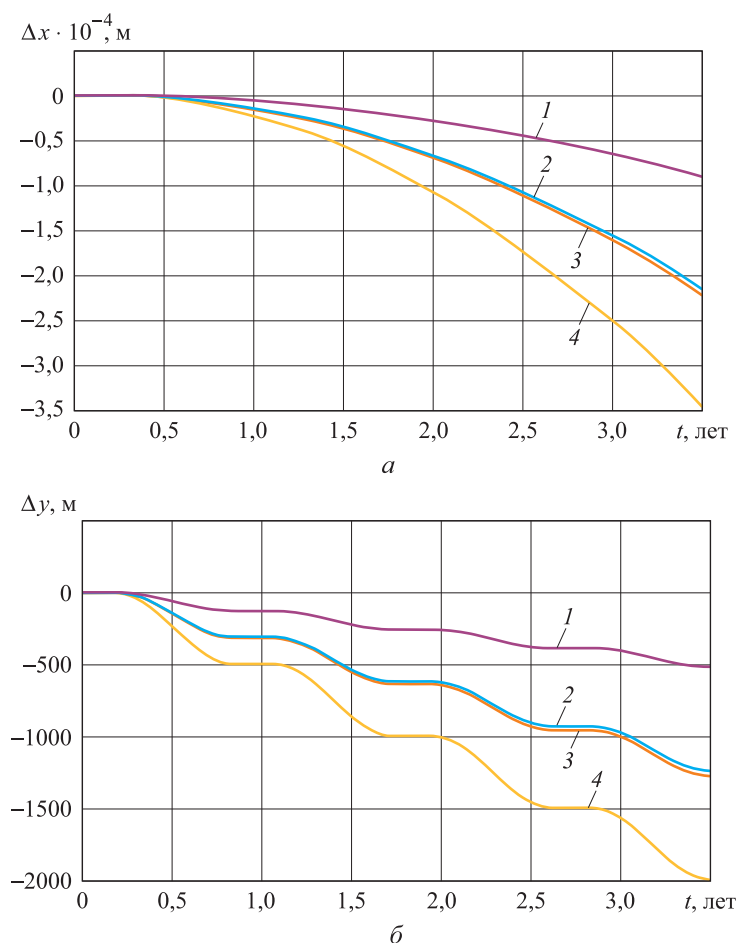
где  $g_0$  — гравитационная постоянная.

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

Рассматривалось воздействие на астероид в течение 3,5 лет. Применялись различные конфигурации КА, приведенные в табл. 1. Полученные значения отклонений по осям  $X$  и  $Y$  в системе координат, связанной с центром масс астероида, движущегося по невозмущенной траектории, представлены на рис. 5. Результат расчета суммарного отклонения астероида от круговой орбиты приведен на рис. 6.

Из анализа результатов моделирования можно заключить, что за 3,5 года буксирования астероид Апофис должен отклониться от невозмущенной траектории приблизительно на 22 км при использовании 2500-килограммового гравитационного тягача с ортогонально установленными 70-метровыми солнечными парусами. Аналогичный результат достижим также при буксировании с помощью 2500-килограммового гравитационного тягача с ионным двигателем и 70-метровым солнечным парусом. При буксировании с помощью 3500-килограммового КА с ортогонально установленными 50-метровыми солнечными парусами суммарное отклонение составляет около 9 км. Наилучший результат, составляющий приблизительно 35,5 км, достигается с помощью 2500-килограммового гравитационного тягача с 90-метровым солнечным парусом.



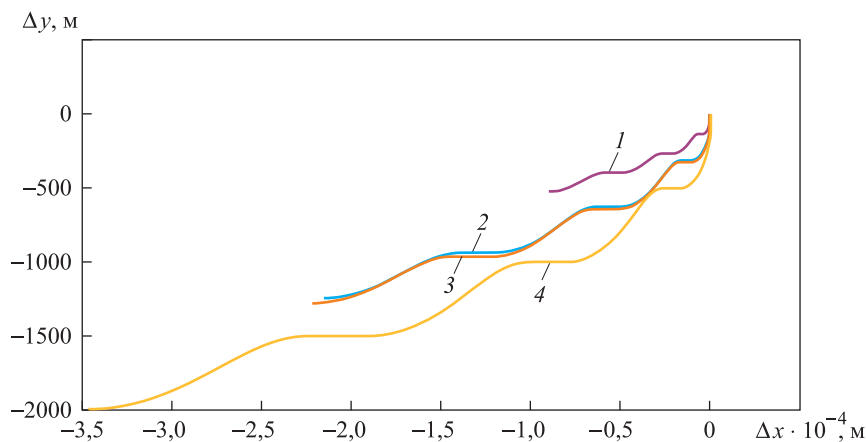


**Рис. 5.** Отклонение астероида Апофис от своей первоначальной траектории по оси  $X$  (а) и по оси  $Y$  (б) при буксировании с помощью КА на солнечном парусе различных конфигураций в течение 3,5 лет:

1 — КА-ГТ массой 3500 кг с двумя 50-метровыми парусами; 2 — КА-ГТ с двумя 70-метровыми парусами; 3 — КА-ГТ с 70-метровым парусом и ортогонально установленным ионным двигателем; 4 — КА-ГТ с 90-метровым парусом

Всех достигнутых значений отклонений достаточно для того, чтобы увести астероид от его 600-метровой гравитационной «замочной скважины», прохождение через которую может привести к столкновению с Землей.

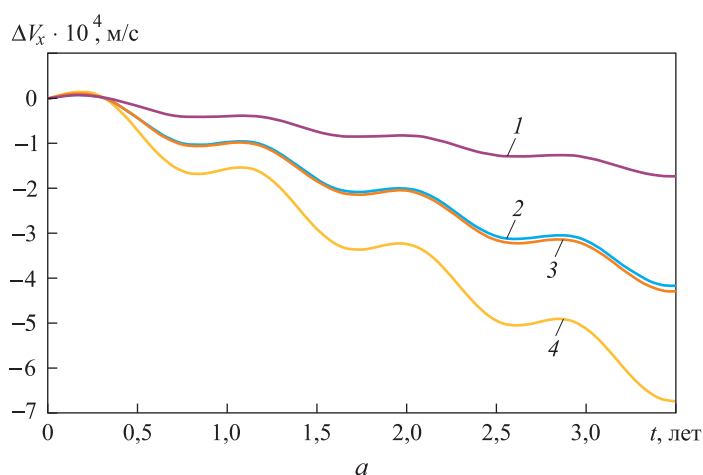
Анализ результатов позволяет сделать вывод о том, что наибольший эффект на отклонение астероида от орбиты оказывает величина результирующего вектора тяги КА, напрямую зависящего от размеров солнечного паруса и его ориентации относительно Солнца. Таким образом, для успешной реализации подобной миссии необходимо совершенствовать технологии разворачивания тонких мембран в космосе, а также технологии управления ими.



**Рис. 6.** Отклонение астероида Апофис от своей первоначальной траектории при буксировании с помощью КА на солнечном парусе различных конфигураций в течение 3,5 лет:

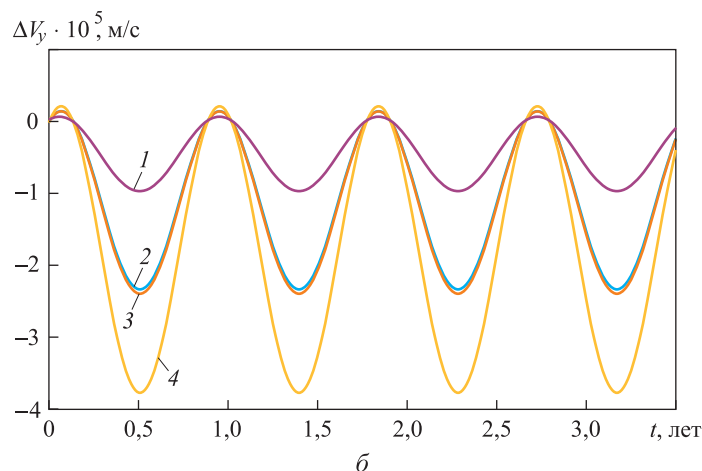
1 — КА-ГТ массой 3500 кг с двумя 50-метровыми парусами; 2 — КА-ГТ с двумя 70-метровыми парусами; 3 — КА-ГТ с 70-метровым парусом и ортогонально установленным ионным двигателем; 4 — КА-ГТ с 90-метровым парусом

На рис. 7 представлены изменения составляющих скорости астероида при буксировании с помощью различных конфигураций гравитационных тягачей. Рассмотрев графики изменения скорости астероида (см. рис. 7), можно сделать вывод, что даже при столь малом изменении скорости при большой продолжительности данных воздействий можно добиться весьма значительного отклонения астероида от первоначальной орбиты (табл. 2).



**Рис. 7 (начало).** Изменение составляющей скорости по оси X (а) и по оси Y (б) астероида Апофис в течение 3,5 лет буксирования с помощью КА различных конфигураций:

1 — КА-ГТ массой 3500 кг с двумя 50-метровыми парусами; 2 — КА-ГТ с двумя 70-метровыми парусами; 3 — КА-ГТ с 70-метровым парусом и ортогонально установленным ионным двигателем; 4 — КА-ГТ с 90-метровым парусом



**Рис. 7 (окончание).** Изменение составляющей скорости по оси  $X$  (а) и по оси  $Y$  (б) астероида Апофис в течение 3,5 лет буксирования с помощью КА различных конфигураций:  
 1 — КА-ГТ массой 3500 кг с двумя 50-метровыми парусами; 2 — КА-ГТ с двумя 70-метровыми парусами; 3 — КА-ГТ с 70-метровым парусом и ортогонально установленным ионным двигателем; 4 — КА-ГТ с 90-метровым парусом

Таблица 2

**Результаты моделирования воздействия КА — гравитационного тягача на астероид Апофис**

Номер КА	Конфигурация движительной установки	Масса КА, кг	Примерное значение отклонения астероида, км	Масса израсходованного топлива, кг
1	Два 50-метровых солнечных паруса	3500	9	0,18
2	Два 70-метровых солнечных паруса	2500	22	1,90
3	Ортогонально установленный ионный двигатель и 70-метровый солнечный парус	2500	22	107,27
4	Один 90-метровый солнечный парус	2500	35,5	4,80

Важным элементом миссии отклонения астероида является расчет требуемого запаса топлива. При использовании солнечных парусов для буксирования астероида топливо расходуется только на коррекцию положения КА относительно астероида. Оценка расхода топлива за время полета КА проводилась по формуле (1).

**Заключение.** Результаты анализа различных конфигураций КА, использующих принцип гравитационного буксирования, показывают теоретическую эффективность применения подобных КА для решения задачи изменения орбиты потенциально опасных астероидов,

сближающихся с Землей, с целью исключить опасность импактных событий. Главное преимущество КА, использующих солнечный парус в качестве движительной установки, — отсутствие потребности в запасе топлива. Эта особенность позволяет реализовать миссию по изменению орбиты астероидов продолжительностью в несколько лет.

Основная сложность при подготовке подобного проекта заключается в отсутствии надежных, отработанных технологий развертывания и поддержания целостности тонкостенных мембран большой площади в космосе [10], из чего следует вывод о необходимости развития данных технологий в качестве составной части комплекса мер по защите Земли от астероидной опасности.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Энеев Т.М., Ахметшин Р.З., Ефимов Г.Б. К вопросу об астероидной опасности. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2011, № 35, 40 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2011-35> (дата обращения: 12.01.2019).
- [2] Соколов Л.Л., Питьев Н.П., Башаков А.А. Особенности движения астероида 99942 Апофис. *Астрономический вестник*, 2008, т. 42, вып. 1, с. 20–29.
- [3] Lu E., Love S. Gravitational Tractor for Towing Asteroids. *Nature*, 2005, vol. 438, pp. 177–178.
- [4] Shkadov L.M. Possibility of Controlling Solar System Motion in the Galaxy. *38th International Astronautical Federation Congress*, Brighton, UK, October 10–17, 1987. Paper IAA-87-613.
- [5] McInnes C.R. Astronomical Engineering Revisited: Planetary Orbit Modification Using Solar Radiation Pressure. *Astrophysics and Space Science*, 2002, vol. 282, no. 4, pp. 765–772.
- [6] Wright J. *Space Sailing*. Gordon and Breach Science Publishers, Philadelphia, 1992, 258 p.
- [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, 296 p.
- [8] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous. *J. Aerospace Sciences*, 1960, vol. 27, no. 9. pp. 653–678.
- [9] Hill G.W. Researches in Lunar Theory. *Am. J. Math.*, 1878, vol. 1, pp. 5–26.
- [10] Fernandez J.M., Lappas V.J., Daton-Lovett A.J. Completely stripped solar sail concept using bi-stable reeled composite booms. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 69 (1–2), pp. 78–85.

Статья поступила в редакцию 20.02.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

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>

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

**Скроб Михаил Владимирович** — выпускник кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана, сотрудник ООО «КосмоКурс». e-mail: guerilla\_94@bk.ru

## **Gravitational towing of asteroids by spacecrafts with a solar sail as a propulsion system**

© R.M. Poluektov<sup>1</sup>, M.V. Skrob<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Khronichev State Research and Production Space Center,  
Moscow, 121309, Russia

<sup>2</sup> LLC “CosmoCourse”, Moscow, 121087, Russia

*The paper considers the possibility of changing the orbit of potentially dangerous asteroids using a gravity tractor. The concept of using spacecrafts equipped with a solar sail for gravitational towing is described. The analysis of this type spacecraft effectiveness is carried out on the example of changing the orbit of the Apophis asteroid. Software and mathematical support for modeling the joint motion of the asteroid-spacecraft system has been developed. The model was used to assess the impact of spacecraft with design features on the asteroid's orbit over a long period of time. Several variants of the spacecraft configuration with different weight and sail design are considered. A comparative analysis of the results of using solar sail vehicles with similar vehicles using low-thrust jet engines is carried out.*

**Keywords:** *asteroid hazard, solar sail, gravity tractor, asteroid deflection*

### REFERENCES

- [1] Eneev T.M., Akhmetshin R.Z., Efimov G.B. K voprosu ob asteroidnoy opasnosti [On the issue of asteroid danger]. *Preprints of the Keldysh Institute of applied mathematics of the Russian Academy of Sciences*, no. 35, 2011, 40 p. Available at: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2011-35> (accessed January 12, 2019).
- [2] Bashakov A.A., Pitjev N.P. *Astronomicheskiy vestnik — Astronomičeskij vestnik*, 2008, vol. 42, no. 1, pp. 20–29.
- [3] Lu E., Love S. *Nature*, 2005, vol. 438, pp. 177–178.
- [4] Shkadov L.M. Possibility of Controlling Solar System Motion in the Galaxy. *38th International Astronautical Federation Congress*, Brighton, UK, October 10–17, 1987. Paper IAA-87-613.
- [5] McInnes C.R. *Astrophysics and Space Science*, 2002, vol. 282, no. 4, pp. 765–772.
- [6] Wright J. *Space Sailing*. Philadelphia, Gordon and Breach Science Publ., 1992.
- [7] McInnes C.R. *Solar Sailing. Technology, Dynamics and Mission Applications*. Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag Publ., 1999.
- [8] Clohessy W.H., Wiltshire R.S. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–678.
- [9] Hill G.W. Researches in Lunar Theory. *American Journal of Mathematics*, 1878, vol. 1, p. 5–26.
- [10] Fernandez J.M., Lappas V.J. and Daton-Lovett A.J. *Acta Astronautica*, 2011, vol. 69 (1-2), pp. 78–85.

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

**Skrob M.V.** graduated from Bauman Moscow State Technical University, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts, employee at LLC “CosmoCourse”. e-mail: guerilla\_94@bk.ru