

УДК 523

О ВОЗМОЖНОСТИ НАВЕДЕНИЯ МАЛЫХ АСТЕРОИДОВ НА ОПАСНЫЕ НЕБЕСНЫЕ ОБЪЕКТЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГРАВИТАЦИОННОГО МАНЕВРА

© 2013 г. Н. А. Эйсмонт^{1,2}, М. Н. Боярский^{1,2}, А. А. Ледков^{1,2}, Р. Р. Назиров^{1,2},
Д. Данхэм^{2,3}, Б. М. Шустов⁴

¹Институт космических исследований РАН

²Национальный исследовательский университет “Высшая школа экономики”

³KinetX

⁴Институт астрономии РАН

Поступила в редакцию 01.04.2013 г.

В работе рассматривается метод изменения траекторий опасных астероидов, орбиты которых известны за несколько лет до возможного столкновения с Землей. Метод опирается на использование небольших астероидов (астероидов-снарядов), направляемых на опасные небесные тела за счет придания снаряду импульса скорости, достаточно малого, но обеспечивающего возможность гравитационного маневра у Земли. В результате такого гравитационного маневра вектор движения астероида-снаряда может управляемо меняться в широких пределах. В качестве примера астероида-мишени рассматривается астероид Апофис. Обсуждается техническая реализуемость указанного метода. Отмечается, что, несмотря на принципиальную возможность использования этого элегантного способа, его практическая реализация требует проведения дополнительных исследований и разработок.

DOI: 10.7868/S0320930X13040129

Противодействие астероидно-кометной опасности (АКО), т.е. угрозе столкновения Земли с малыми телами Солнечной системы (астероидами и кометами с размером, превышающим несколько десятков метров) с причинением серьезного ущерба населению планеты, вплоть до уничтожения человечества (Шустов, 2010), представляет собой проблему, необходимость решения которой является в настоящее время общепризнанной. Недавнее событие в небе над Челябинском как будто специально подчеркнуло ее актуальность. Предлагаются различные способы изменения орбиты астероидов (Микиша и др., 1993) с целью предотвращения их столкновения с Землей: изменение отражательных характеристик поверхности астероида (изменение альбедо), применение так называемого гравитационного буксира, когда траектория астероида изменяется за счет гравитационного воздействия со стороны космического аппарата, наведение космического аппарата на астероид с последующим столкновением с ним. Во всех этих случаях, за исключением воздействия мощного ядерного взрыва, изменение параметров орбиты астероида очень мало и сопоставимо с уровнем погрешности определения параметров орбиты самого астероида.

В ИКИ РАН, совместно с Лабораторией космических исследований МИЭМ НИУ ВШЭ, бы-

ла разработана концепция, радикально отличающаяся от перечисленных выше, — изменение орбиты опасного для Земли астероида путем попадания в него другого, меньшего во много раз по размеру, астероида-снаряда. Собственно, идея так называемого “космического бильярда” обсуждается уже более 20-ти лет. При этом удар по опасному небесному телу (ОНТ) осуществляется управляемым небольшим астероидом-снарядом, для управления которым предлагается использовать ракетный двигатель небольшой мощности. Эта идея, впрочем, крайне трудно реализуема (Медведев и др., 1996). Ведь для того, чтобы изменить траекторию даже небольшого по космическим меркам астероида с целью его наведения на ОНТ, требуются огромные затраты рабочего тела, которые оцениваются как нереальные для современной ракетной техники. Суть же предлагаемого нами способа состоит в использовании гравитационного маневра около Земли для того, чтобы направить относительно небольшой астероид-снаряд (10–15 м) на ОНТ. Управление ударником состоит в заблаговременном сообщении снаряду малого приращения скорости 3–15 м/с. После этого импульса малый астероид пролетает около Земли, совершая гравитационный маневр, эквивалентный сообщению астероиду импульса скорости до 7 км/с. Данная концепция проиллюстрирована



Рис. 1. Базовая концепция отклонения опасных астероидов.

на рис. 1. В результате астероид-снаряд переводится на траекторию столкновения с опасным астероидом, например с астероидом Апофис (Eis-mont и др., 2012; Назиров, Эйсмонт, 2010).

Для подтверждения того, что эта концепция работает, надо ответить на вопрос: найдутся ли такие астероиды, которые имеют достаточно малые размеры и их можно направить на Апофис малым импульсом, технически реализуемым современными средствами ракетно-космической техники?

ГРАВИТАЦИОННЫЙ МАНЕВР КАК ОСНОВНОЙ ИНСТРУМЕНТ НАВЕДЕНИЯ АСТЕРОИДА-СНАРЯДА НА ОПАСНЫЙ ОБЪЕКТ

Астероиды, которые нами рассматриваются как потенциальные снаряды, имеют массу не менее 1500 тонн, поэтому существенно изменять их скорость с помощью приложения реактивной тяги не представляется возможным. Однако, если использовать гравитационный маневр как инструмент “усиления”, когда заблаговременно приложенный небольшой импульс скорости позволяет изменить высоту перицентра управляемого тела (астероид-снаряда) у планеты пролета (Земли) в достаточной мере для того, чтобы повернуть вектор относительной скорости астероида на десятки градусов, то мы получаем исключительно эффективный инстру-

мент управления орбитальным движением небесного тела столь значительной массы.

Выбором положения вектора относительной скорости тела на бесконечности относительно планеты пролета (при фиксированном радиусе перицентра) мы получаем любую требуемую плоскость относительной траектории пролета с соответствующим направлением вектора относительной скорости после пролета. Это проиллюстрировано на рис. 2, где изображен цилиндр возможных векторов относительной скорости подлета (на бесконечности) и результирующий конус векторов скорости отлета. Выбирая положение вектора подлетной скорости на цилиндре подлета, мы получаем необходимый вектор относительной скорости на конусе отлета.

Геометрия гравитационного маневра в целом иллюстрируется на рис. 3, где \mathbf{V}_p и \mathbf{V}_a – вектор скорости планеты облета и вектор скорости астероида в системе отсчета, связанной с Солнцем, (так сказать, векторы “абсолютной” скорости, перед пролетом $\mathbf{V}_a = \mathbf{V}_{a0}$, после пролета $\mathbf{V}_a = \mathbf{V}_{af}$) и вектор \mathbf{V} – скорость астероида относительно планеты на бесконечности (перед пролетом $\mathbf{V} = \mathbf{V}_0$, после пролета $\mathbf{V} = \mathbf{V}_f$). После пролета вектор \mathbf{V} поворачивается на угол α , который определяется формулой (Wertz, 1985; Eismont и др., 2012):

$$\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \frac{1}{1 + rV^2/\mu}, \quad (1)$$

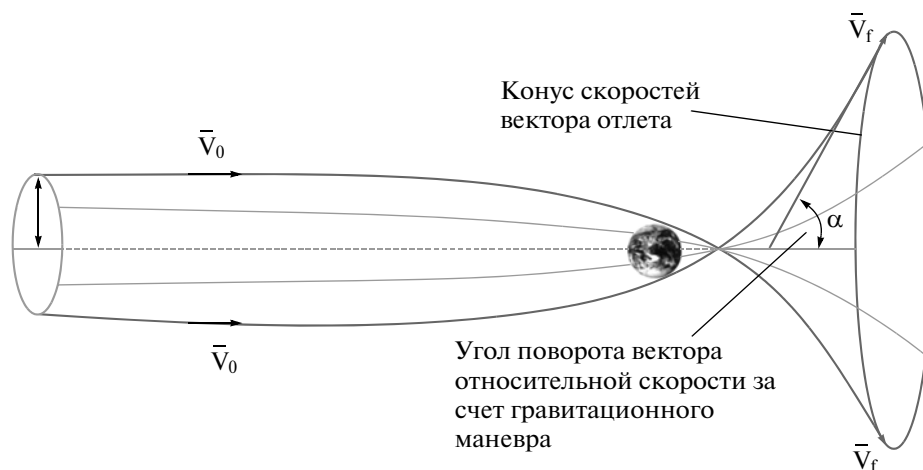


Рис. 2. Цилиндр возможных векторов относительной скорости подлета V_0 (на бесконечности) и результирующий конус векторов V_f скорости отлета.

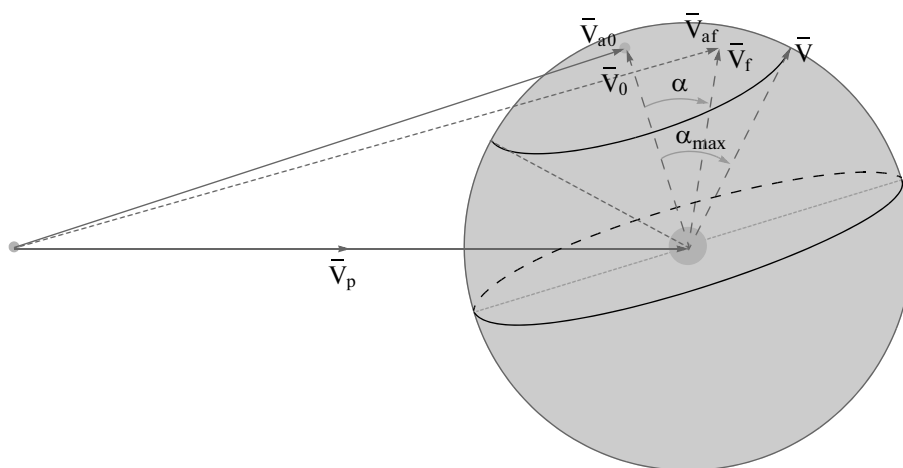


Рис. 3. Геометрия гравитационного маневра в координатной системе, связанной с Солнцем.

где r – радиус перигея, V – относительная скорость астероида на бесконечности, μ – гравитационная постоянная планеты (Земли).

Соответственно изменяется и вектор “абсолютной” скорости астероида, он становится $\mathbf{V}_a = \mathbf{V}_{af}$.

Как видно из формулы (1), с уменьшением радиуса перигея угол поворота вектора относительной скорости растёт, достигая почти 180° при значении r , близком к нулевому. Все семейство возможных векторов скорости образует в этом случае сферу радиуса V . Скорость астероида в системе отсчета, связанной с Солнцем, является суммой векторов скорости планеты (Земли) \mathbf{V}_p и вектора скорости астероида относительно Земли \mathbf{V} . Таким образом, вектор скорости астероида в системе отсчета, связанной с Солнцем, после пролета планеты может быть любым вектором с началом в начале вектора скорости планеты (то же начало для “абсолютного” вектора скорости

астероида) и концом на упомянутой сфере. Но это – при условии, что планета имеет почти нулевой диаметр. Если учесть ограничение по радиусу планеты, то область достижимых векторов после пролета занимает только часть сферы, ограниченную конусом. Полуугол раствора этого конуса равен α_{max} , где α_{max} определяется по приведенной выше формуле для радиуса перигея, равного минимально допустимому. Ось конуса проходит вдоль вектора $\mathbf{V} = \mathbf{V}_0$ относительной скорости астероида перед облетом Земли. При увеличении допустимого радиуса перигея пролетной траектории от нуля до бесконечности область возможных векторов относительной скорости после пролета уменьшается от сферы до точки положения конца вектора прилета. Соответственно уменьшается и область возможных значений вектора “абсолютной” скорости облетающего планету тела (астероида-снаряда).

Сценарий миссии по отклонению опасного околоземного объекта от столкновения с Землей состоит из следующих этапов (рис. 1):

I — старт космического аппарата с Земли и перелет к астероиду, который планируется использовать как управляемый аппарат для его наведения на опасный объект;

II — посадка космического аппарата на этот астероид и его закрепление на поверхности за счет гашения относительной скорости аппарата и выполнения процедуры “стыковки” с астероидом;

III — сообщение астероиду сравнительно небольшого импульса скорости за счет использования ракетных двигателей пристыкованного к астероиду аппарата, переводящего астероид на траекторию полета к Земле для выполнения гравитационного маневра у Земли;

IV — выполнение гравитационного маневра у Земли, переводящего управляемый астероид на траекторию столкновения с опасным объектом, в качестве которого в нашем случае выбран астероид Апофис;

V — перелет к Апофису с последующим столкновением с ним.

Очевидно, что на всем протяжении нашей миссии производятся коррекции параметров траектории — сначала аппарата при его движении к астероиду, выбранному в качестве управляемого снаряда, затем — коррекции параметров этого управляемого астероида с целью его попадания в заданную окрестность около Земли, координаты которой позволяют получить параметры траектории отлета от Земли, приводящие к попаданию в астероид-цель. На финальной траектории также выполняются необходимые корректирующие маневры.

Задача проектирования миссии в целом состоит в том, чтобы выбрать все имеющиеся у нас свободные параметры, которые при заданной максимально допустимой массе аппарата, выводимого на низкую околоземную орбиту, позволяют получить максимальное изменение вектора скорости астероида-цели.

Эта задача многопараметрическая, поэтому ее решение разбивается на несколько этапов. Один из этих этапов — получение траекторий перелетов, начиная от старта с низкой круговой орбиты и кончая столкновением с опасным околоземным объектом: т.е. траектории перелета Земля—управляемый астероид, управляемый астероид—Земля, Земля—астероид-цель. Задача Ламберта состоит в решении именно таких задач построения траекторий перелетов, когда задаются начальное положение аппарата, конечное положение аппарата и время перелета (Lancaster, Blanchard, 1969). В нашем случае это означает задание времени старта сначала от Земли к управляемому астероиду и времени прибытия к нему. Задача Ламберта (Gooding, 1990), по существу, является краевой

задачей, когда задаются координаты движущейся точки в начальный и конечный моменты времени и требуется найти полный набор параметров движения, скажем, в начальный момент времени. Особенности этой задачи состоят в том, что поле сил принимается центральным, с гравитирующим центром в центре Солнца. Существует большое число алгоритмов и соответствующих программ решения задачи Ламберта. Каждый из них имеет свои преимущества и недостатки, например, один из алгоритмов имеет высокую скорость получения решений, но не всегда устойчив в процессе поиска, другой лишен этого недостатка, но работает заметно медленнее. В зависимости от фазы решения общей задачи выбора оптимальной траектории перелета применяется тот или другой алгоритм. Ключевой идеей проектирования гравитационного маневра является следующее: даты старта управляемого астероида и его прибытия выбираются таким образом, чтобы в решении задачи Ламберта по выбору траектории отлета к целевому астероиду (выбирается дата прилета к этому астероиду) модули относительной скорости полета к Земле и отлета от нее были равны. При этом угол поворота вектора относительной скорости должен удовлетворять требованию по минимально допустимому радиусу перицентра пролетной траектории. В излагаемом описании алгоритма условие равенства модулей скорости достигается в процессе минимизации суммы импульса изменения скорости управляемого астероида (момент выдачи этого импульса принимается за момент старта перелета к Земле) и импульса изменения гиперболической скорости управляемого астероида для его перевода на траекторию попадания в опасный астероид. Ясно, что применяемый метод не дает точного решения, но как показывает практика построения межпланетных траекторий, этот метод является достаточно точным для получения оценок необходимых импульсов маневров и времени перелетов между телами Солнечной системы. Следующим этапом, когда строится точная траектория, является использование методов численного интегрирования, когда учитывается реальное поле сил. При этом в качестве начального приближения для решения возникающих краевых задач берутся результаты, полученные решением задачи Ламберта.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

В результате программной реализации вышеописанного метода нам удалось ответить положительно на вопрос о существовании таких астероидов, которые имеют достаточно малые размеры и их можно направить на Апофис малым импульсом, технически реализуемым современными средствами ракетно-космической техники.

Таблица 1. Выбранные астероиды в кандидаты на астероид-снаряд

Астероид	2006 XV4	2006 SU49	1997 XF11	2011 UK10	1994 GV
Величина ΔV , м/с	2.38	7.89	10.05	15.94	17.72
Радиус перигея, км	16473.19	15873.40	42851.84	31912.94	7427.54
Скорость в перигее по отношению к Земле, км/с	9.61	5.03	14.08	8.98	13.37
Угол поворота относительной скорости, град	23.98	59.78	5.14	21.14	50.85
Дата выполнения маневра	17.03.2029	11.06.2027	27.04.2027	13.09.2025	12.09.2028
Дата достижения перигея	11.12.2031	23.01.2029	26.10.2028	10.10.2026	13.04.2031
Дата встречи астероида-снаряда с Апофисом	08.04.2034	06.10.2029	06.08.2030	06.08.2027	24.12.2032
Скорость удара с Апофисом, км/с	15.3	4.9	11.0	2.3	14.1
Звездная величина	24.87	19.54	16.9	24.91	27.46
Размер астероида-снаряда	25≈60 м	330≈750 м	1≈2 км	25≈60 м	8≈19 м
V^2 на бесконечности после запуска КА с околоземной орбиты, км ² /с ²	63.1283 3.7*	0.36*	6.447*	47.182 1.488*	30.128 2.427*
ΔV торможения для посадки КА на астероид, км/с	0.89 9.7*	4.67*	7.89*	0.543 5.571*	0.591 6.860*
ΔV_t , км/с	6.69	—	—	5.744	5.924

Из более чем 10000 околоземных астероидов (JPL Small-Body Browser) были найдены такие, которые удовлетворяют нашим требованиям. В табл. 1 приведены некоторые из них. Правда, в результате поиска попадают и не очень малые астероиды, размеры которых в поперечнике более ста метров, но они имеют подходящие для нас параметры орбиты. Поэтому пока мы их не можем отбросить, тем более что на сегодняшний день существуют концептуальные решения, предполагающие возможность использования не всего астероида, а только его части.

ОПТИМИЗАЦИЯ ОРБИТЫ ПЕРЕЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НИЗКОЙ ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ И С ПОСАДКОЙ НА ПОВЕРХНОСТЬ АСТЕРОИДА-СНАРЯДА

Критерием оптимизации для выбора траектории космического аппарата является сохранение максимального количества рабочего тела на аппарате после его посадки на астероид-снаряд. Для нашего исследования достаточно минимизировать суммарный импульс скорости ΔV_t , который состоит из импульса скорости отлета с низкой околоземной орбиты — ΔV_s и ΔV_a — импульса уравнивания скорости аппарата со скоростью астероида-снаряда. Для вычисления первой со-

ставляющей (ΔV_s), мы предполагаем, что аппарат переходит на орбиту перелета с низкой околоземной орбиты высотой 200 км. Для того чтобы минимизировать объем необходимой для нашей задачи модификации доступного программного обеспечения, нами был использован несколько иной подход к решению проблемы. Мы минимизировали функцию F :

$$F = W_1 C_3 + W_2 \Delta V_a, \quad (2)$$

где C_3 — квадрат относительной асимптотической скорости по отношению к Земле на отлетной траектории к астероиду-снаряду, ΔV_a — скорость космического аппарата по отношению к астероиду в момент подлета к нему, W_1 и W_2 — весовые коэффициенты, выбираемые для минимизируемой функции F . В табл. 1 представлены полученные решения, которые включают в себя даты отлета с Земли и прибытия к астероиду, квадрат скорости на бесконечности после запуска КА с околоземной орбиты, импульс, который необходимо сообщить астероиду для перевода его на траекторию гравитационного маневра у Земли, и другие параметры. Параметры, помеченные в таблице звездочкой, приведены для варианта, когда минимизируется только характеристическая скорость старта космического аппарата с низкой околоземной орбиты на орбиту для перелета к астероиду-снаряду. Сум-

Таблица 2. Ключевые орбитальные параметры для этапа перелета космического аппарата к астероиду-снаряду

W_2	Оптимальное время отлета с Земли	Оптимальное время подлета к 2011 UK10	C_3 , км ² /с ²	Скорость торможения у астероида ΔV_a , км/с	Продолжительность перелета, дни	Импульс старта с круговой орбиты у Земли ΔV_s , км/с	Суммарный импульс для старта и посадки ΔV_t , км/с
1	2021/12/10	2022/08/25	1.4879	5.5709	257.9243	3.302	8.873
2	2021/12/08	2022/08/21	2.023	5.2113	255.1062	3.326	8.537
6	2022/08/20	2023/08/02	6.99	3.4856	346.7858	3.537	7.033
12	2022/08/28	2023/08/08	8.1783	3.3644	345.7742	3.599	6.963
14	2022/09/21	2023/08/18	18.563	2.5698	330.8983	4.047	6.617
14	2022/10/13	2023/12/10	46.976	0.55489	422.8127	5.193	5.747
20	2022/10/13	2023/12/09	47.182	0.54275	422.5234	5.201	5.744
W_2	Оптимальное время отлета с Земли	Оптимальное время подлета к 1994 GV	C_3 , км ² /с ²	ΔV_a , км/с	Продолжительность перелета, дни	ΔV_s , км/с	ΔV_t , км/с
1	2027/04/17	2028/06/07	1.9758	7.3286	416.8176	3.324	10.653
2	2027/03/17	2028/04/22	2.4656	6.86	401.9748	3.346	10.206
6	2027/05/04	2028/05/17	8.3888	5.2059	378.4848	3.609	8.815
7.8	2027/05/04	2028/05/16	8.3904	5.2057	378.4952	3.609	8.815
10	2026/03/17	2028/03/21	30.128	2.4271	734.6328	4.526	6.954
20	2025/12/03	2028/01/02	50.631	0.5913	1056.6681	5.333	5.924
W_2	Оптимальное время отлета с Земли	Оптимальное время подлета к 2006 XV4	C_3 , км ² /с ²	ΔV_a , км/с	Продолжительность перелета, дни	ΔV_s , км/с	V_t , км/с
1	01/02/2027	10/03/2027	3.7398	9.7307	273.6634	3.40	13.13
10	12/14/2025	10/03/2027	34.559	3.5816	658.0781	4.705	8.286
20	11/21/2023	03/28/2027	63.128	0.89119	1222.5468	5.8	6.69

марная характеристическая скорость для операций старта с околоземной орбиты и посадки ΔV_t приводится только для вариантов минимизации этой величины. В табл. 2 представлены ключевые орбитальные параметры для этапа перелета космического аппарата к астероиду-снаряду, вычисленные методом оптимизации для различных весовых коэффициентов. Поиск оптимальных траекторий для космических аппаратов был сделан в интервале дат, где старт КА не ранее чем 01.01.2020 г. и прибытие к астероиду-снаряду не позднее чем 01.01.2030 г.

Важной составляющей исследований являются оценивание необходимых корректирующих импульсов, компенсирующих ошибки в силу неточных измерений, неточной модели действующих естественных сил и управляющих воздействий при предыдущих маневрах. Особенно это существенно для фаз миссии, когда управляемым объектом становится астероид-снаряд. Эти исследования планируется провести в ближайшем будущем, хотя основания для оценки реализуемости предлагаемого метода отклонения опасных небесных объектов от столкновения с Землей имеются уже сейчас. Они базируются на имею-

щемся опыте успешного наведения аппарата-ударника на ядро кометы Темпеля 1 в рамках проекта Деер Импракт и посадок на астероиды Эрос и Итокава в рамках проектов NEAR и Hayabusa. Наш случай отличается тем, что управляемый объект (астероид-снаряд) имеет массу, превышающую одну тысячу тонн, в отличие от массы упомянутых космических аппаратов, не превышающей одной тонны.

На рис. 4 изображена рассчитанная схема экспедиции для астероида 2011 UK10, выбранного в качестве астероида-снаряда для отклонения Апофиса от траектории столкновения с Землей. На схеме представлены траектория перелета космического аппарата к астероиду-снаряду с последующей посадкой, орбита дальнейшего движения 2011 UK10 с аппаратом, закрепленным на его поверхности, до момента сообщения импульса скорости астероиду-снаряду с помощью двигателей аппарата и последующее его движение, включающее облет Земли (гравитационный маневр) и траекторию столкновения с Апофисом. Вся экспедиция длится 5 лет и 8 месяцев.

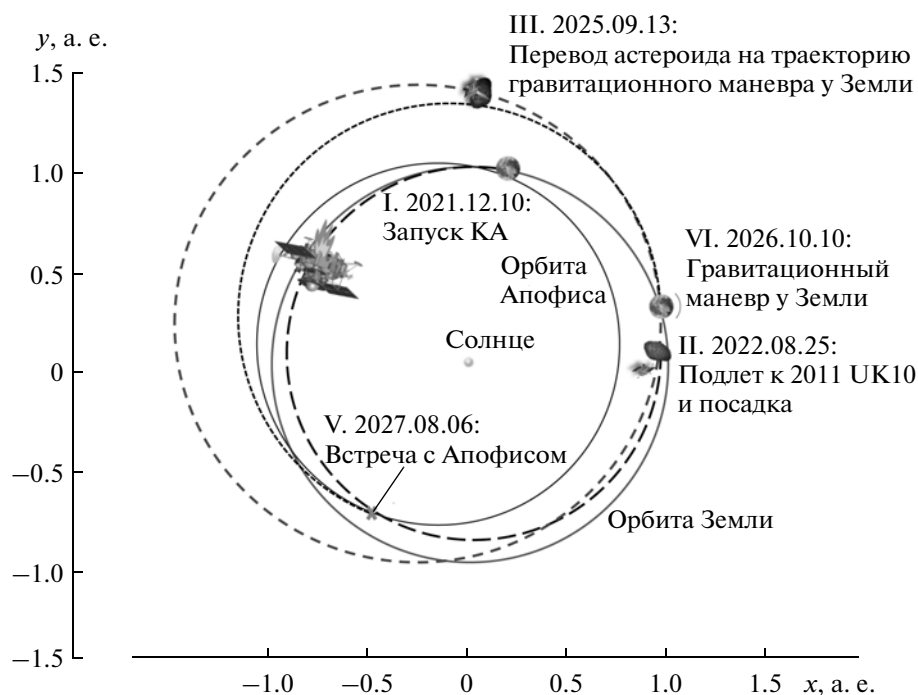


Рис. 4. Рассчитанная в качестве примера схема экспедиции для астероида-снаряда 2011 UK10.

РЕЗОНАНСНЫЕ ОРБИТЫ КАК ОРБИТЫ ОЖИДАНИЯ АСТЕРОИДОВ-СНАРЯДОВ

В развитие изложенной концепции отклонения опасных небесных объектов от траектории столкновения с Землей может быть предложен способ размещения астероидов-снарядов на орбитах, резонансных с орбитой Земли. Например, имеющих орбитальный период, равный периоду Земли.

В этой связи были проведены исследования с целью поиска околоземных астероидов, которые гравитационным маневром у Земли можно перевести на орбиты с периодом один год. Результаты этих исследований представлены в табл. 3, где приводятся ключевые параметры астероидов, для перевода которых на такие орбиты достаточно импульса скорости не более 20 м/с. Очевидно, что имея систему из таких астероидов, можно существенно расширить возможности предложенной концепции изменения траекторий опасных небесных тел. Это следует из того, что в этом случае при облете Земли каждым из астероидов такой системы появляется возможность направить его с помощью гравитационного маневра на опасный объект.

В указанной таблице величины V , V_p и V_a являются длинами векторов \mathbf{V} , \mathbf{V}_p и \mathbf{V}_a (образующими соответствующий треугольник) скорости астероида относительно Земли (на бесконечности), скорости Земли и невозмущенной воздействием Земли скорости астероида в системе отсчета, связанной с Солнцем, в момент непосредственно перед облетом соответственно. Угол α является уг-

лом поворота вектора относительной скорости \mathbf{V} астероида, необходимым для перевода астероида на гелиоцентрическую орбиту с периодом один год. Результаты приведенных в таблице расчетов получены в предположении, что минимально допустимое расстояние облета Земли (радиус перигея) составляет 6700 км. Угол φ между сторонами треугольника V_p , V перед облетом Земли после облета может принимать значения в пределах $\varphi + \alpha_{\max}$ и $\varphi - \alpha_{\max}$, в результате чего мы можем получить максимальную V_{\max} и минимальную скорость V_{\min} астероида после пролета Земли, которые приводятся в таблице. По заданному периоду орбиты (один год) после пролета легко вычисляется соответствующая гелиоцентрическая скорость V_{at} астероида и, если она попадает в возможный интервал скоростей, то перевод астероида на годовую орбиту возможен, и именно эти астероиды включены в таблицу.

Представленные таблицей результаты указывают на возможность создания системы астероидов, которая позволяет использовать составляющие ее элементы как снаряды для возможного их запуска практически каждый месяц, если возникает необходимость перехвата опасного небесного объекта. Очевидно, что такая система требует затрат на ее поддержание и “обслуживание”, однако это можно рассматривать как дополнительный стимул для проведения соответствующих исследований по проблемам ее построения.

Таблица 3. Ключевые параметры перевода выбранных астероидов на резонансные орбиты

ID астероида	ΔV_3 , м/с	V , км/с	V_p , км/с	V_a , км/с	φ , град	α , град	V_{amin} , км/с	V_{amax} , км/с	V_{at} , км/с	T_3	T_4
2004 MN4	2.2	5.8	29.7	28.4	71.6	78.8	23.9	34.9	29.7	2028/11/13	2029/04/13
2012 TC4	5.6	6.6	29.8	33.9	123.0	71.0	26.3	36.2	29.8	2016/12/12	2017/10/12
2006 SU49	7.9	5.0	30.3	34.3	140.0	89.1	27.4	33.8	30.3	2027/06/11	2029/01/23
2011 AG5	9.9	9.5	30.2	34.4	108.0	46.6	27.0	39.0	30.2	2021/08/14	2023/02/04
1997 XF11	10.0	14.1	30.0	34.2	95.1	26.7	28.0	39.2	30.0	2027/04/27	2028/10/26
2011 ES4	11.0	7.7	29.5	30.8	92.0	59.8	23.3	36.5	29.5	2027/10/27	2028/09/01
2012 VE77	12.6	15.4	30.1	35.4	97.0	23.3	29.7	40.1	30.1	2030/01/05	2031/11/18
2010 VQ	14.0	4.6	29.8	27.3	53.4	95.5	26.6	33.8	29.8	2034/03/04	2034/10/08
2012 KP24	14.6	12.7	29.4	34.0	100.2	31.1	27.5	39.0	29.4	2021/08/12	2023/05/29
2011 UK10	15.9	7.5	29.8	32.5	104.3	62.2	24.8	37.1	29.8	2025/09/13	2026/10/10
2006 SR131	16.8	8.4	29.7	33.3	108.5	54.1	25.7	37.8	29.7	2016/08/06	2017/09/23
2012 PB20	18.8	4.0	30.2	30.9	97.4	103.7	26.2	33.9	30.2	2024/06/11	2025/02/11
2010 CA	19.3	14.6	29.4	32.8	90.2	25.2	26.7	38.0	29.4	2027/03/07	2028/08/06

ΔV_3 – величина импульса скорости, сообщаемого астероиду для его перевода на траекторию гравитационного маневра, обеспечивающего период в один год, м/с;

V_{amin} – минимальная достижимая скорость астероида относительно Солнца после гравитационного маневра, км/с;

V_{amax} – максимальная достижимая скорость астероида относительно Солнца после гравитационного маневра, км/с;

V_{at} – целевая скорость астероида относительно Солнца в результате гравитационного маневра, км/с;

T_3 – дата маневра сообщения импульса скорости астероиду;

T_4 – дата гравитационного маневра.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Описанный метод отклонения опасных астероидов от траектории столкновения с Землей с помощью астероидов-снарядов, вектор движения которых существенно изменяется контролируемым образом за счет выполнения гравитационного маневра у Земли, можно рассматривать как реализуемый, по крайней мере, в той части, которая относится к динамике и управлению орбитальным движением. Было установлено, что необходимо очень маленький импульс скорости ΔV (в оптимальном случае 2.38 м/с), приложенный к астероиду-снаряду, чтобы отправить его на траекторию, включающую в себя гравитационный маневр у Земли, а затем столкновение с опасным объектом, таким как Апофис. Предлагаемый метод позволяет изменять скорость опасного для Земли объекта на величины, недостижимые при использовании любой другой современной технологии. Однако для практической реализации идеи требуется решить еще много задач.

1. Необходимо продолжить поиск астероидов, которые могут быть использованы как небесные тела, подходящие для их наведения на опасные околоземные объекты с целью отклонения последних от траектории столкновения с Землей. Для этого необходимо создать соответствующую систему заблаговременного обнаружения очень

малых опасных небесных тел, годящихся на роль снарядов.

2. Необходимо разработать технологии посадки и закрепления на весьма малом астероиде-снаряде двигательной установки.

3. Необходимо разработать технологии управления движением малого (но все же очень массивного) тела неправильной формы.

4. Необходимо иметь средства предсказания результатов воздействия на опасное небесное тело, природа которого изучена слабо.

Для решения перечисленных и других не включенных в этот список задач требуются заметные ресурсы и отработка пока еще не прошедших апробацию технологий в космосе, подтверждающих реализуемость предложенной концепции. Излагаемая статья может рассматриваться как один из первых шагов в этом направлении. Однако исследования и даже разработка конкретных проектов уже сейчас ведутся довольно интенсивно. Например, в США серьезно рассматривается так называемый проект Кеск (Brophy и др., 2012) захвата малого космического тела (около 500 тонн) гравитационным полем Земли с использованием гравитационного маневра у Луны и “синхронизация его орбиты с орбитой Луны” (см. также <http://top.rbc.ru/society/06/04/2013/852809.shtml>).

По сообщению главы программы NASA по изучению околоземных объектов D. Yeomans проект

может быть реализован уже в 2019 г. Мы полагаем, что исследования в этих направлениях весьма перспективны, поскольку дело касается решения важных практических задач защиты человечества от обсуждаемой космической угрозы, а также использования ресурсов космоса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Назирова Р.Р., Эйсмонт Н.А.* Гравитационные маневры как способ направить малые астероиды на траекторию встречи с опасными околоземными объектами // *Космич. исслед.* 2010. Т. 48. № 5. С. 491–496.
- Медведев Ю.Д., Свешников М.Л., Тимошкова Е.И. и др.* Астероидно-кометная опасность. Санкт-Петербург: Институт теоретической астрономии РАН, международный институт проблем астероидной опасности, 1996.
- Микиша А.М., Смирнов М.А., Смирнов С.А.* Транспортировка астероида в околоземное космическое пространство // *Околоземная астрономия (космический мусор)*. М.: Космосинформ, 1993. С. 264–277.
- Шустов Б.М.* О скоординированном подходе к проблеме астероидно-кометной опасности // *Космич. исслед.* 2010. Т. 48. № 5. С. 388–401.
- Brophy J., Culick F., Dimotakis P., Friedman L.* A safe stepping stone into the Solar system // Paper IAC-12.A5.4.11, presented at the 63rd Int. Astronaut. Congress, Naples, Italy, October 2012.
- Eismont N., Boyarsky M., Ledkov A., et al.* Using small asteroids to deflect larger dangerous asteroids // 23rd Int. Symp. on Space Flight Dynamics, 2012 (см. https://issfd.jpl.nasa.gov/home/assets/papers/ISSFD23_IMD2_1.pdf)
- Gooding R.H.* A procedure for solution of Lambert's orbital boundary-value problem // *Celest. Mech. and Dyn. Astron.* 1990. V. 48. № 2. P. 145–165.
- JPL Small-Body Browser: 99942 Apophis (2004 MN4), <http://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi?sstr=99942>
- Lancaster E.R., Blanchard R.C.* A unified form of Lambert's theorem // NASA technical note TN D-5363, 1969.
- Wertz J.R.* (Ed.). *Spacecraft attitude determination and control*. D. Reidel Publish. Company, 1985. 60 p.