

Укрощение астероидов: как управлять их движением

Н.А.Эйсмонт, А.А.Ледков, Р.Р.Назиров

На первый взгляд заголовок статьи выглядит слишком амбициозным, чтобы использовать его в публикации, относящейся к естественным наукам. Действительно, массы объектов, которыми до сих пор управляли в космосе, т.е. космических аппаратов, выполняющих миссии за пределами околоземной орбиты, не превышали 6 т. Единственным исключением здесь можно считать проект пилотируемой экспедиции на Луну «Аполло», когда вес отлетного модуля был около 30 т. Для случая же управления астероидом нижний предел массы составляет величину ~1000 т. Маневры, которые выполняются в ходе космических миссий, требуют изменений скорости управляемого объекта на величины до 3–5 км/с. Казалось бы, пытаться воздействовать на полет астероида с помощью стандартных ракетодинамических технологий, когда для изменения скорости требуется расход рабочего тела (топлива), бесперспективно. Однако мы покажем, что это не так. Идея предлагаемой концепции — использовать гравитационные маневры вблизи Земли, а также около других планет и их спутников. При этом оказываются достижимыми изменения скорости управляемого объекта, превышающие указанные и не требующие сами по себе расхода топлива. Нужно лишь перевести уп-



Натан Андреевич Эйсмонт, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела космической динамики и математической обработки информации ИКИ РАН. Область научных интересов: небесная механика, динамика полета и управление движением космических аппаратов, планетарная защита и астероидно-кометная опасность, астрономия и астрофизика.



Антон Алексеевич Ледков, научный сотрудник того же отдела. Занимается задачами проектирования космических миссий, включая решение проблем управления движением небесных тел и разработками математических инструментов, необходимых для реализации экспериментов в космическом пространстве.



Равиль Равильевич Назиров, доктор технических наук, заместитель директора ИКИ РАН. Область научных интересов охватывает круг задач, связанных с исследованиями и разработками по определению параметров движения механических систем, а также построения систем навигационной поддержки и планирования космических экспериментов.

равляемый астероид на траекторию облета выбранной «мотором» гравитационного маневра планеты или ее спутника, что при подходе к выбору этих тел потребует изменить скорость «мишени» лишь в пределах двух десятков метров в секунду (в дальнейшем это изменение скорости Δv будем называть ее импульсом, как это при-

© Эйсмонт Н.А., Ледков А.А., Назиров Р.Р., 2015

нято в динамике космических полетов). Ясно, что приводимая оценка необходимого импульса скорости зависит от планируемых задач управления движением астероида. Рассмотрим эти задачи.

Проблема астероидной защиты

Наиболее значимой среди них считается задача отклонения небесного объекта (астероида или кометы) от траектории столкновения с Землей. Интерес к ней обострился после открытия 19 июля 2004 г. астероида 2004 MN4, названного Апофисом по имени древнеегипетского бога — змея из подземного царства (в его древнегреческом написании). Параметры орбиты астероида, вычисленные по имевшимся тогда данным наблюдений, предполагали столкновение астероида с Землей в 2029 г. с вероятностью 2.7%. Встреча с астероидом диаметром 270 м, каким он казался при первом пролете Земли (позднее, при сближении с планетой в декабре 2012 г., оценку размера увеличили до 330 м), вызвала бы глобальную катастрофу. После проведения новых измерений дата наиболее критичного сближения сдвинулась на апрель 2036 г., а затем, в 2013 г., вероятность столкновения была оценена как близкая к нулю. Сами же измерения стали возможными прежде всего в результате запуска в США и Европе программ, нацеленных на обнаружение и каталогизацию (определение параметров орбиты) опасных околоземных объектов. Были задействованы как наземные средства наблюдений, так и телескопы на борту космических аппаратов. Об эффективности этих мероприятий можно судить по рис.1, где представлена динамика числа открытых око-

лоземных астероидов. Из рисунка видно, что с 1980 г. к настоящему времени обнаружено более 12 500 околоземных астероидов, орбиты которых определены с той или иной точностью (к 2004 г. их было известно только 2600).

Лаборатория реактивного движения (Jet Propulsion Laboratory, JPL) НАСА ведет постоянно обновляемый каталог околоземных объектов (Near Earth Objects, NEO), который содержит орбитальные параметры астероидов и комет, их геометрические, физические и химические характеристики. Кроме того, даются оценки точности определения параметров их орбит, а также даты и наименьшие расстояния их пролета Земли. Используя эти данные, можно при необходимости планировать в долгосрочной перспективе операции по отклонению астероидов от траектории столкновения с Землей*.

Как уклониться от столкновения

Для реализации этих операций можно предложить несколько способов. Самым очевидным из них нам представляется метод кинетического воздействия, когда по поверхности опасного небесного объекта бьет наведенный на него космический аппарат. В результате удара количество движения объекта, а следовательно, и вектор его скорости, изменяется, в результате чего астероид (комета) переводится на новую траекторию, не проходящую через Землю. Проблема состоит в том, что масса космического аппарата может быть недостаточной, чтобы изменить скорость астероида на величину, требуемую для уверенного отвода от траектории столкновения. Рассматриваются способы увеличить

эффективность удара, один из которых включает в себя использование ядерного заряда. Заметим, что ядерный взрыв на поверхности малоэффективен, поскольку выбрасываемая наружу масса остается небольшой. Чтобы ее увеличить, предлагается осуществить двухступенчатое воздействие: сначала ударник образует каверну на поверхности астероида, а затем ядерный заряд попадает в нее и взрывается, создавая выброс породы астероида. По оценкам, такая технология позволяет изменить скорость астероида в несколько (до пяти) раз больше, чем в случае простого неупругого удара без отброса массы объекта [1].

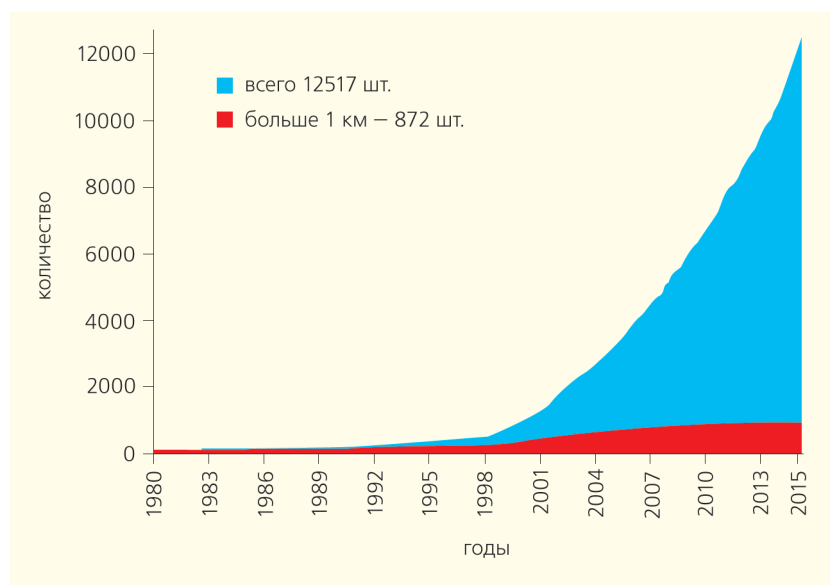


Рис.1. Известные околоземные астероиды, открытые с января 1980 г. по апрель 2015 г. нарастающим по датам итогом.

* <http://neo.jpl.nasa.gov>

Однако предпочтительнее выглядит другой метод — воздействие на опасный объект более массивным, чем космический аппарат, небесным телом, которое не требуется выводить в космическое пространство. В качестве него можно использовать достаточно малый околоземный астероид или его фрагмент, например валун, находящийся на поверхности. Эта концепция, впервые предложенная в работе [2], состоит в следующем. Среди множества околоземных астероидов выбирается такой, что его можно направить на траекторию близкого облета Земли, сообщив ему небольшой импульс скорости, достижимый средствами современной ракетной техники. При движении астероида в гравитационном поле Земли траектория тела изменяется. Орбитальные параметры облета подгоняются таким образом, чтобы после данного маневра, называемого гравитационным, астероид оказался на траектории столкновения с опасным небесным объектом, который нужно отклонить от изначальной, задевающей Землю, орбиты. Обеспечить требуемые параметры должен космический аппарат, который садится на поверхность астероида, закрепляется на ней и передает последнему необходимый импульс скорости за счет работы своей двигательной установки. То, что операции подобного рода осуществимы, в некоторой мере подтверждают уже состоявшиеся космические миссии, например посадка аппарата NEAR («Near Earth Asteroid Rendezvous» — встреча с околоземным астероидом) на поверхность астероида Эрос, а также посадка аппарата «Hayabusa» на астероид Итокава с последующим забором грунта и доставкой его на Землю. Правда, следует отметить: посадить космический корабль на небесный объект, такой как астероид или ядро кометы, совсем не просто — об этом говорит трудный опыт проекта «Rosetta», включавшего в себя отправку зонда «Philae» на поверхность ядра кометы Чурюмова—Герасименко. Как известно, зонд успешно отделился от основного аппарата, достиг поверхности ядра кометы, но не смог закрепиться на поверхности. После нескольких незапланированных отскоков «Philae» попал в затененную область поверхности (ущелье) и потерял возможность подзарядки химических батарей, в результате связь с модулем вскоре прервалась на полгода. Какие иные подходы ищутся для решения этой задачи, можно понять на примере американского проекта «Кеск» (названного по имени американского филантропа, который пожертвовал все свое состояние на научные исследования), где

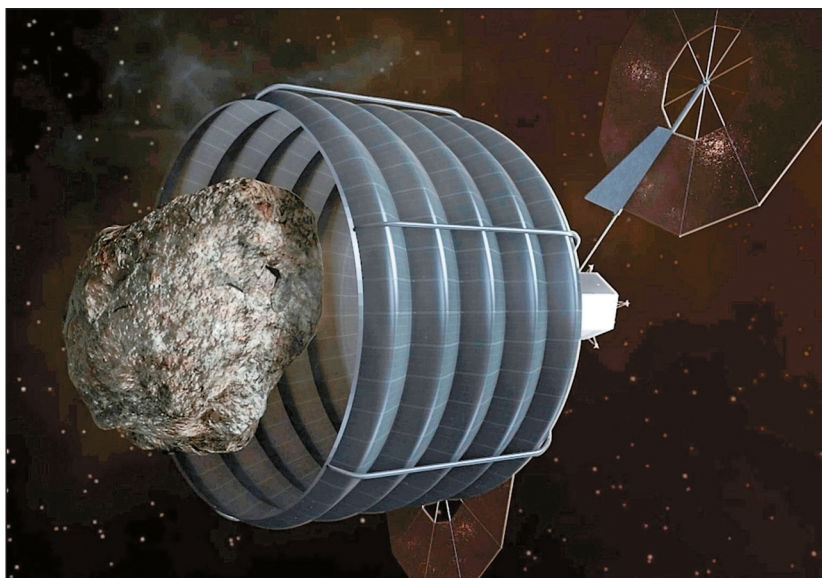


Рис.2. Захват астероида устройством (проект «Кеск»).

планируется доставка на орбиту, подобную лунной, небольшого астероида или его фрагмента [3]. В частности, в проекте предлагается вообще отказаться от посадки аппарата на поверхность астероида, а захватить последний устройством, похожим на большой сачок (рис.2), и далее транспортировать его в окрестность Земли, используя плазменный двигатель малой тяги. Нам, несмотря на проблемы с посадкой зонда «Philae», представляется более предпочтительным вариант, выбранный для «Rosetta», когда аппарат на поверхности астероида закрепляется гарпунами с тросами. По нашему мнению, посадка была бы успешной при более тщательном выборе ее места на поверхности кометы.

Гравитационный маневр

Этот способ изменения траекторий космических аппаратов, т.е. управления орбитальным движением, был впервые предложен в 20-х годах прошлого века пионером советской ракетной техники Ф.А.Цандером [4]. Суть метода заключается в том, что космический аппарат, двигающийся, например, по орбите спутника Солнца, направляется на облет планеты, достаточно близкий, чтобы ее поле тяготения заметно повлияло на его траекторию. При анализе движения относительно планеты можно полагать, что, начиная с некоторого расстояния от нее, влиянием Солнца можно пренебречь. В этом случае траектория движения аппарата оказывается гиперболой; несколько таких гипербол для различных расстояний пролета изображено на рис.3. Из-за притяжения планеты вектор скорости аппарата за время облета изменит свое подлетное направление (вдоль

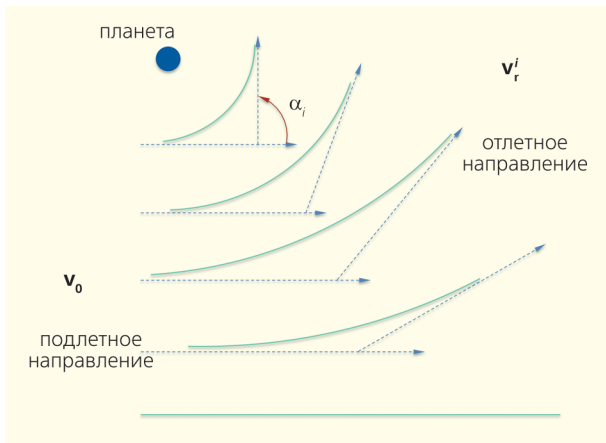


Рис.3. Геометрия гравитационного маневра. В зависимости от расстояния пролета тела по отношению к планете можно получить любую i -ю траекторию.

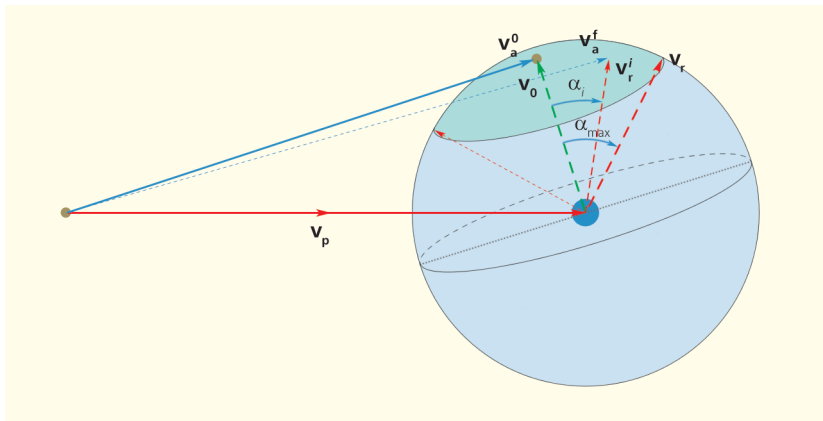


Рис.4. Геометрия гравитационного маневра в координатной системе, связанной с Солнцем: v_a^0 — начальная скорость астероида в системе отсчета, связанной с Солнцем до пролета планеты (v_a^f — после), v_0 — скорость астероида относительно планеты до ее пролета (v_r^i — после), v_r — скорость астероида после пролета планеты при максимальном угле α , v_p — скорость планеты.

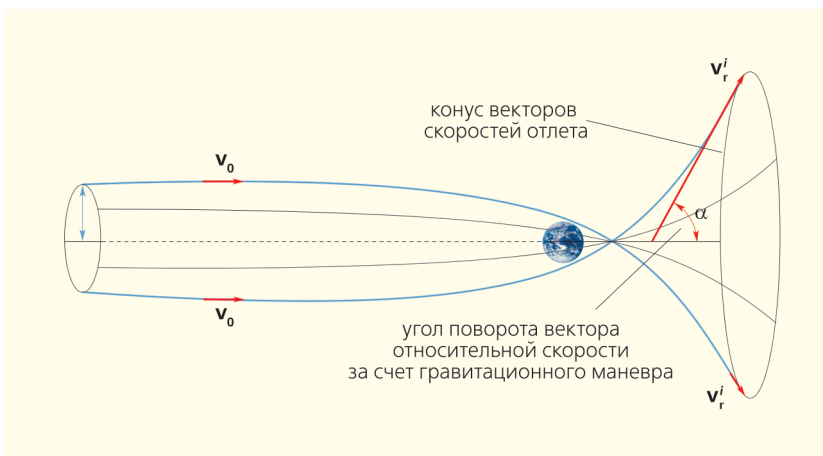


Рис.5. Цилиндр возможных векторов относительной скорости подлета v_0 и результирующий конус векторов скорости отлета.

асимптоты гиперболы) на отлетное (вдоль второй асимптоты), повернувшись на угол α :

$$\sin \alpha / 2 = 1 / (1 + Rv^2 / \mu).$$

Упомянутая скорость обозначена здесь v , минимальное расстояние от центра планеты при пролете — R , гравитационная постоянная планеты — μ . Величина относительной скорости v_0 при этом не изменяется, но в системе отсчета, связанной с Солнцем, изначальная скорость аппарата v_a^0 становится равной v_a^f , т.е. другой и по направлению и, вообще говоря, по величине. Это иллюстрирует рис.4, где скорость планеты обозначена как v_p .

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 и с концом на сфере радиусом v_r^i (при условии, что планета имеет почти нулевой диаметр). Ось кону-

са проходит вдоль вектора относительной скорости астероида перед облетом планеты.

При планировании гравитационного маневра мы можем выбирать величину радиуса перицентра R , тем самым задавая угол поворота α относительной скорости, так что максимальный угол α_{\max} достигается при наименьшем допустимом расстоянии пролета планеты R_{\min} . Пространственная картина возможных траекторий облета планеты в системе координат планеты при фиксированном радиусе перицентра представлена на рис.5.

Для реализации гравитационного маневра как такового не требуется расхода рабочего тела. Но топливо требуется для перевода управляемого объекта на траекторию гравитационного маневра. Этот перевод осуществляется с помощью ракетного двигателя, за счет тяги которого объект переходит на необходимую траекторию. Ясно, что преимущества такого способа проявляются, если он требует меньше топлива, чем непосредственное ракетодинамическое изменение параметров орбиты.

Но когда управляемый объект — столь массивное тело, как каким оказывается даже небольшой астероид (скажем, астероид диаметром 10 м, масса которого при плотности 2.7 т/м^3 составляет 1500 т), гравитационный маневр по существу становится

единственным способом управления его движением. Ведь если необходимые импульсы для изменения его скорости составляют километры в секунду, никакой двигатель их обеспечить не сможет. А это и есть наш случай управления, задача которого — направить относительно малый астероид на значительно больший объект (например, такой как Апофис), с тем чтобы с помощью кинетического воздействия (удара) отклонить последний от траектории столкновения с Землей.

Примеры перехвата

Чтобы понять, имеет ли вообще решение эта задача в рамках изложенной концепции, мы искали среди околоземных астероидов те, которые можно навести на траекторию столкновения с Апофисом с помощью гравитационного маневра у Земли [5]. При поиске ставилось условие, что ракетодинамический импульс, сообщаемый астероиду-снаряду (или его фрагменту, так что масса управляемого тела составляет не более 1500 т), не превышает возможностей современной ракетно-космической техники, т.е. находится в пределах нескольких десятков метров в секунду. В табл.1 приводятся результаты этих изысканий, в частности, указываются основные характеристики миссий по отклонению Апофиса от траектории столкновения с Землей для пяти астероидов-снарядов, для которых величина импульса скорости, необходимого для перевода их на целевую траекторию, не превышает 20 м/с.

Еще одним ограничением, которое учитывалось при подготовке приводимых в таблице величин, была предельная дата встречи с Апофисом: не позже 2035 г. (при исследовании предполагалось, что вероятность столкновения астероида с Землей в апреле 2036 г. имеет значимую величину). Новые расчеты были выполнены уже в 2015 г., когда стало ясно, что столкновения не случится, и поэтому в качестве предельной даты для перехвата опасных объектов был выбран 2045 г. В качестве целей рассматривались уже два астероида: Апофис и Бенну. В табл.2 указаны ключевые даты

миссий перехвата этих объектов подходящими астероидами-снарядами (максимально допустимым импульсом скорости, переводящим снаряд на траекторию гравитационного маневра у Земли, по-прежнему считалось значение в 20 м/с). Как видно из таблицы, для наведения на Апофис годятся 13 астероидов, на Бенну — 14, причем семь из них можно использовать для перехвата обеих целей. В таблицу в качестве возможной цели включен также спутник Марса Фобос, в него можно попасть 14 астероидами-снарядами.

Чтобы оценить, можно ли реализовать технически предлагаемый способ отклонения небесных объектов от опасных траекторий, были проведены расчеты по определению массы космического аппарата, который может быть доставлен на поверхность астероида-снаряда для выполнения дальнейших операций по изменению орбиты последнего. Предполагалось, что при этом носителем служит «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М». Если использовать для доставки космического аппарата на астероид и последующих действий плазменный двигатель со скоростью истечения рабочего тела 32370 м/с (достигнутые к настоящему моменту характеристики), то, как можно судить по нашим расчетам [5], после посадки на астероид массой 1500 т располагаемый импульс скорости составит более 50 м/с. Это позволяет считать задачу выполнимой даже с учетом дополнительных расходов топлива на коррекцию ошибки траектории полета к цели.

Гравитационный маневр у Земли означает пролет астероида-снаряда вблизи Земли, и это может представлять самостоятельную угрозу. Но если, как предполагалось выше, диаметр его остается в пределах 10 м [6], возможная ошибка, приводящая к входу этого небесного тела в атмосферу Земли, опасности не представляет. Астероид такого размера просто разрушится в процессе движения в атмосфере, долететь до поверхности способен только железный. Для нашей задачи последний случай можно не принимать во внимание, поскольку кандидат на роль астероида-снаряда выбирается не вслепую, а с учетом предварительного изучения его химического состава. Тем не менее

Таблица 1

Астероиды, выбранные как кандидаты на астероид-снаряд

Астероид	2006 XV4	2006 SU49	1997 XF11	2011 K10	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 при ударе по Апофису, 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, м	≈25–60	≈330–750	≈1000–2000	≈25–60	≈8–19

Таблица 2

Календарь наведения астероидов на объекты с использованием облета Земли

№	Астероид	Гравитационный маневр у Земли			Дата встречи астероида-снаряда с объектами		
		Δv , м/с	Дата маневра	Дата прохождения перигея	Апофис	Бенну	Фобос
1	2015 AZ43	11.91	14.12.2035	26.02.2038		27.07.2040	
2	2014 GQ17	10.09	12.11.2043	11.06.2044	22.01.2045	23.12.2044	
3	2014 QN266	18.77	16.05.2040	15.03.2041	13.02.2042	01.08.2041	
4	2014 KW76	16.54	21.12.2036	27.05.2038	02.04.2040		
5	2014 HB177	13.53	10.12.2033	06.05.2034			06.10.2034
6	2013 VX4	18.22	26.05.2022	15.12.2023			17.02.2026
7	2012 PB20	18.82	14.06.2024	11.02.2025		04.06.2025	02.07.2025
8	2012 SY49	9.96	27.12.2027	29.09.2029		27.01.2030	
9	2012 AP10	11.85	11.07.2042	01.01.2043			30.08.2043
10	2012 UE34	12.04	20.07.2040	08.04.2041	25.08.2041		
11	2012 HB25	10.96	23.11.2023	10.07.2027			21.11.2030
12	2011 TO	15.33	16.04.2044	27.09.2044	09.05.2045		23.03.2045
13	2011 CF22	10.80	16.08.2038	06.02.2041	03.08.2043		
14	2011 AM37	18.89	11.02.2025	11.01.2026	25.12.2026	13.09.2026	18.11.2026
15	2011 CF22	10.80	16.08.2038	06.02.2041	03.08.2043		
16	2011 AG5	4.44	07.07.2038	05.02.2040	24.09.2041	15.05.2040	
17	2010 TN55	16.35	21.12.2035	10.10.2038	14.01.2042	04.01.2042	19.12.2041
18	2010 VN1	10.95	08.12.2033	03.11.2035		25.07.2037	
19	2008 WK96	10.03	17.02.2037	29.11.2038			21.10.2040
20	2007 TL16	19.69	21.06.2036	06.10.2037			24.01.2038
21	2007 DX40	3.61	01.04.2042	18.08.2043	16.03.2045		02.02.2045
22	2006 SR131	15.60	15.08.2016	23.09.2017	08.02.2019	31.01.2019	08.01.2019
23	2006 SU49	08.01	15.06.2027	23.01.2029		04.06.2029	09.08.2030
24	2004 MN4	3.88	03.08.2028	14.04.2029		13.10.2029	
25	2000 QK130	11.13	05.03.2035	14.03.2036			10.07.2036
26	1997 XF11	10.23	16.05.2027	26.10.2028	03.04.2030	06.03.2030	
27	1995 CS	2.64	25.09.2039	03.02.2041		02.07.2043	
Итого:					13/27	14/27	14/27

Таблица 3

Наведения астероидов на опасные объекты с использованием облета Марса и Венеры

№	Астероид	Δv , м/с	Дата маневра	Дата достижения перигея	Дата встречи астероида-снаряда с объектом
гравитационный маневр у Марса					
1	2003 LX5	14.13	14.12.2018	17.01.2022	12.06.2026 (Бенну)
гравитационный маневр у Венеры					
2	2009 CE	23.10	19.08.2042	27.04.2043	20.10.2043 (Апофис)
3	2010 DG1	21.05	11.08.2037	03.11.2039	21.05.2042 (Апофис)

можно поискать астероиды, подходящие для перехвата опасных объектов при участии гравитационного поля других планет. В табл.3 представлены результаты такого анализа для гравитационного маневра при облете Марса и Венеры.

Как видно из таблиц, удалось найти один астероид (2003 LX5), который можно навести на Бенну маневром у Марса, и два астероида (2009 CE и 2010 DG1), которые пригодны для перехвата Апофиса при содействии Венеры. Для этого в первом случае достаточно сообщить астероиду-снаряду импульс скорости 14.13 м/с. Для вариантов с использованием Венеры эти величины несколько выше: 23.1 и 21.05 м/с. Таким образом, состав

астероидов-кандидатов на роль «ударника» многочисленнее, чем в случае использования Земли для гравитационного маневра, но быстрый рост количества вновь открываемых астероидов позволяет рассчитывать на расширение этого списка.

На резонансные орбиты

Если орбита околоземного астероида такова, что его реально перевести на траекторию близкого облета Земли, имеет смысл так организовать гравитационный маневр, чтобы сделать орбиту астероида удобной для дальнейшего систематическо-

го изучения, в том числе для доставки его грунта на Землю. Например, можно «сконструировать» орбиты с периодом, находящимся в резонансном соотношении с периодом Земли (период астероида относится к земному как целые числа — 1:1, 3:2, 4:3 и т.д.). В случае равенства периодов астероид будет возвращаться к нашей планете ежегодно. Это значительно расширит возможности управлять астероидом, поскольку при каждом его возвращении можно направлять новую экспедицию к астероиду и доставлять грунт на Землю с минимальными затратами (когда требуется доставить большое количество грунта). Более того, при каждом сближении с планетой можно выполнять новый гравитационный маневр, причем таким образом, что период астероида сохранится, а изменятся эксцентриситет и наклонение его орбиты [5]. Это достигается таким поворотом вектора относительной скорости астероида, при котором его угол с вектором скорости Земли β остается неизменным, как это иллюстрируется на рис.6.

Тогда и длина вектора скорости астероида в системе отсчета, связанной с Солнцем, не меняется, а следовательно, и орбитальный период астероида остается прежним. Так что, если за один облет Земли не удастся в достаточной мере изменить наклонение, можно продолжить этот процесс на следующем гравитационном маневре. Следуя данной процедуре, можно получить максимальное наклонение орбиты астероида к эклиптике. В этом случае орбита астероида становится практически такой же, как орбита Земли, но располагается с некоторым наклоном к ней [5]. Таким образом, открывается перспектива встречать астероид дважды в год, что может играть существенную роль в планировании экспедиций по исследованию и использованию астероида, в том числе для решения задачи планетарной защиты. Наиболее удобными, очевидно, будут орбиты с минимальным, порядка нескольких градусов, наклонением, поскольку здесь импульс скорости космического аппарата при старте к астероиду с орбиты искусственного спутника Земли оказывается почти на уровне импульса для возврата через шесть месяцев полета также остается на уровне сотен метров в секунду. Однако для пилотируемых полетов будет сложно аварийно прекратить миссию и быстро вернуть экипаж на Землю. Для решения этой проблемы можно предложить увеличить запас топлива на борту кос-

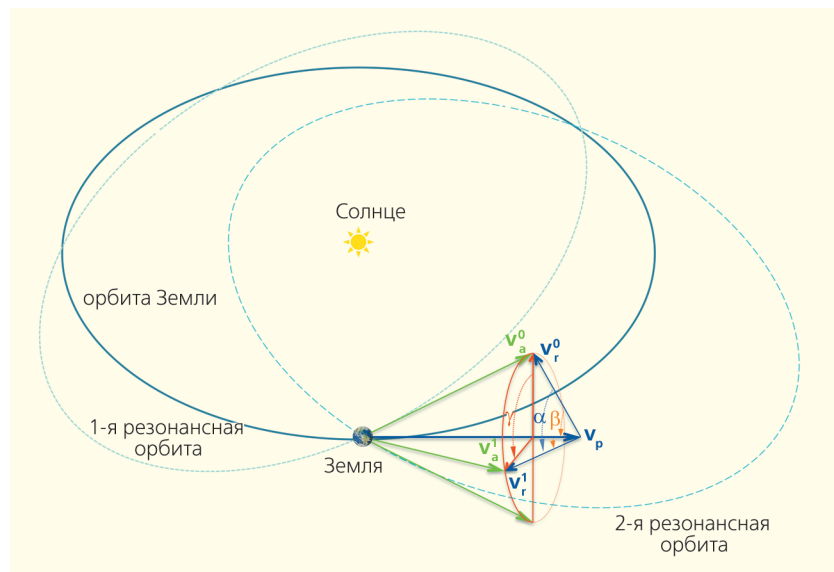


Рис.6. Гравитационные маневры у Земли (α — угол поворота вектора относительной скорости астероида в результате выполнения маневров, γ — угол поворота плоскости орбиты астероида в относительном движении, β — угол между вектором относительной скорости астероида и вектором скорости Земли).

мического аппарата, с тем чтобы иметь возможность сообщить кораблю импульс скорости, достаточный для выполнения маневра перевода на траекторию входа в атмосферу Земли из любой точки миссии. Другой, более радикальный, подход — перевести астероид на орбиту спутника Земли, как это предлагается сделать в американском проекте «Кеск». С такой орбиты, даже если она имеет высоту порядка лунной, время возвращения экипажа на Землю не превышает одной недели. Недостаток этого варианта заключается в том, что соответствующие маневры по достижению орбиты спутника Земли планируется выполнять за счет «грубой силы» — электроракетного двигателя, который должен сообщить астероиду импульс скорости величинной вплоть до 1000 м/с [3]. Кроме того, масса астероида или его фрагмента предполагается не превышающей 500 т. Мы выдвигаем альтернативный вариант, когда необходимый ракетодинамический импульс скорости не превышает 30 м/с, а собственно маневры захвата астероида на орбиту спутника Земли выполняются за счет гравитационных маневров у Земли и Луны.

Способности Луны

Прежде всего отметим, что любая планета Солнечной системы, вообще говоря, не может захватить на орбиту своего спутника попавший в ее поле тяготения небесный объект, поскольку на входе в сферу влияния такие объекты имеют скорость, превышающую параболическую. (На расстоянии от Земли, равном высоте орбиты Луны, параболи-

ческая скорость равна примерно 1.4 км/с.) Небесный объект, оказавшись в сфере влияния планеты и двигаясь с некоторой относительной (гиперболической) скоростью, покинет эту сферу с той же скоростью по величине, но другой по направлению — оно будет изменено тяготением планеты. Однако ситуация меняется, если вокруг планеты уже вращается естественный спутник. Тогда, облетая спутник (в процессе облета собственно планеты), астероид совершает гравитационный маневр в системе спутник—планета, что уменьшает его скорость относительно планеты. Если при этом удастся снизить данную скорость до величины, меньшей, чем параболическая, астероид перейдет на орбиту спутника планеты (Земли в интересующем нас случае). Трудность заключается в том, что начальная скорость астероида относительно Земли должна быть достаточно малой, чтобы таким маневром добиться требуемого результата. Во всяком случае, нам найти подходящий для такой операции околоземный астероид пока не удалось (если оставаться в рамках ограничений по величине импульса скорости для перевода его на орбиту близкого облета Земли — не дальше орбиты Луны).

Поэтому была предложена другая технология, состоящая в следующем. Сначала астероид переводится на орбиту, резонансную с орбитальным движением Земли в соотношении 1:1, за счет вы-

полнения гравитационного маневра у Земли. Для этого, как уже было описано выше, на астероид совершает посадку космический аппарат с запасом рабочего тела, достаточным, чтобы с помощью двигателя сообщить астероиду нужный импульс скорости и перевести его на близкую к Земле орбиту, допускающую гравитационный маневр. После данного маневра астероид выполняет, если это необходимо, еще один, переходя на орбиту облета Луны при следующем возвращении к Земле. Причем выбираются такие параметры облета Луны, которые приводят к уменьшению скорости астероида относительно Земли, оставляя в то же время скорость астероида в системе отсчета, связанной с Солнцем, неизменной, а следовательно, сохраняя и период гелиоцентрической орбиты равным земному. Очевидно, что число свободных параметров для такого управления достаточно, поскольку нам требуется удерживать заданную величину только для гелиоцентрической скорости. Что касается изменения скорости астероида относительно Земли после маневра, единственное требование — ее уменьшение, в крайнем случае — невозрастание. Последнее означает, что этот облет, так сказать, холостой, а необходимое уменьшение скорости будет достигнуто на последующих облетах Луны. В качестве промежуточных свободных параметров можно назвать радиус пе-

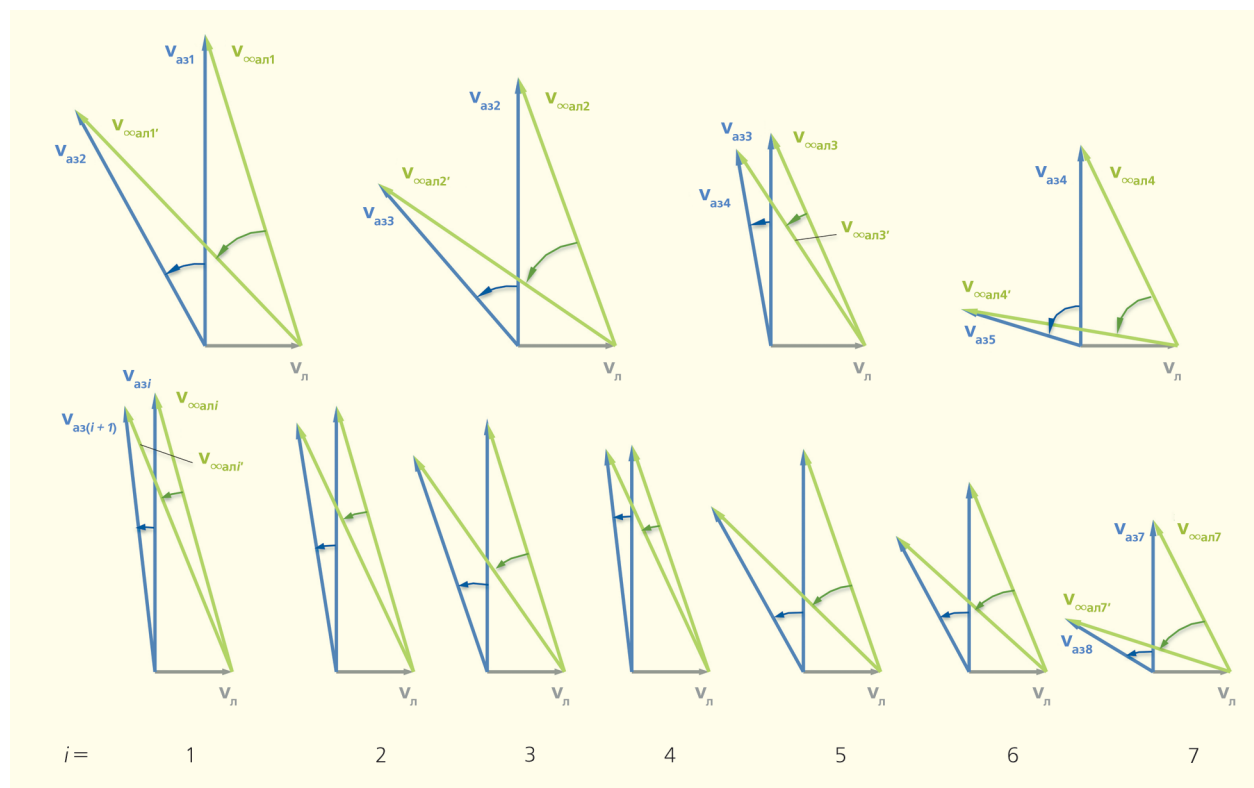


Рис. 7. Гравитационные маневры у Луны по захвату астероида 2014 QN266 (вверху) и 2012 AP10 (внизу). v_L — скорость Луны относительно Земли, $v_{\infty i}$ и $v_{\infty i}'$ — скорости астероида на бесконечности относительно Луны до и после i -го облета, $v_{as i}$ — скорость астероида относительно Земли до облета Луны и $v_{az(i+1)}$ — после облета.

реселения и его долготу в системе отсчета, связанной с Луной. Описанные операции повторяются до тех пор, пока после облета Луны скорость астероида относительно Земли не станет меньше параболической, что означает его захват на орбиту спутника Земли.

В качестве примеров были численно промоделированы операции по захвату на орбиту спутника Земли околоземных астероидов 2014 QN266 и 2012 AP10, диаметр каждого из которых оценивается величиной 15–30 м (это означает, что их масса может превысить значение 1500 т, но предполагается, что тогда можно использовать фрагмент астероида). Операция начинается со старта космического аппарата с низкой круговой околоземной орбиты, далее следуют даты и параметры ключевых этапов, которые указаны для астероида 2014 QN266 (и в скобках для 2012 AP10). Итак, мы имеем следующие последовательности: старт от Земли 27.04.2028 (20.01.2038), посадка на астероид 21.02.2029 (14.05.2038) тормозным импульсом 590 м/с (870 м/с), сообщение астероиду импульса скорости $\Delta v = 18.77$ м/с ($\Delta v = 11.85$ м/с) для перехода на орбиту гравитационного маневра 16.05.2040 (11.07.2042), достижение перигея при гравитационном маневре перехода на резонансную орбиту 15.03.2041 (01.01.2043).

Дальнейшие гравитационные маневры у Луны иллюстрируются в векторном виде на рис.7 — вплоть до перехода астероидов на орбиты спутников Земли 15.03.2048 и 26.12.2064 соответственно, когда на расстояниях от Земли, определяемых положением Луны в эти даты, достигаются скорости 1.05 и 1.38 км/с. В частности, для астероида 2014 QN266 результатом четырехступенчатого изменения скорости в процессе выполнения операций захвата становится орбита, параметры которой сведены в табл.4.

Полученные результаты, прежде всего, подтверждают, что предлагаемую технологию захвата астероидов на орбиту спутников Земли реализовать в принципе можно. Длительность выполнения всей последовательности маневров многократного

Таблица 4

Параметры орбиты для астероида 2014 QN266

Астероид	2014 QN266
Время, UTC	15.03.2048 06:00:00
Эксцентриситет	0.7877
Большая полуось, км	426295.29417
Наклонение, град.	153.7
Долгота восходящего узла, град.	168.9
Аргумент широты перигея, град.	29.30

наведения астероида на траектории облетов Земли и Луны зависит от величины его начальной скорости: с увеличением скорости растет и время, необходимое для захвата астероида. Так, в рассмотренных примерах для астероида 2014 QN266, скорость которого на бесконечности относительно Земли первоначально составляет 2.9 км/с, продолжительность миссии по захвату равна почти 20 годам, для астероида 2012 AP10 при начальной относительной скорости 3.5 км/с — почти 27 годам.

* * *

Итак, гравитационные маневры, управляющие движением астероидов, могут рассматриваться как эффективный инструмент при решении задач планетарной защиты, научных исследований и извлечения необходимых материалов в рамках освоения космического пространства. Действительно, сравним массу полезной нагрузки, доставляемой с Земли на аналогичную лунной орбиту с помощью носителя «Протон-М», с массой астероида, который с применением того же носителя можно захватить на такую же орбиту. В первом случае это не более 6 т, во втором — не менее 1500 т. Правда, следует отметить, что реализация второго сценария может потребовать 20 лет. Однако этот срок мы оценили, исходя из числа астероидов, каталогизированных на сегодня. А день завтрашний может принести нам новые сюрпризы. ■

Литература

1. *Wie B., Pitz A., Kaplinger B. et al.* Optimal fragmentation and dispersion of hazardous near-Earth objects // NIAC Phase I final report, Grant № NNX11AR43G, Asteroid Deflection Research Center, Department of Aerospace Engineering, Iowa State University, Ames, IA. 2012.
2. *Nazirov R.R., Eismont N.A.* Gravitational maneuvers as a way to direct small asteroids to trajectory of a rendezvous with dangerous near-Earth objects // *Cosmic Research*. 2010. V.48. №5. P.479–484.
3. *Brophy J.R., Muirhead B.* Near-Earth asteroid retrieval mission (ARM) study // The 33rd International Electric Propulsion Conference, Washington. October 6–10, 2013. IEPC-2013-82 (<http://www.kiss.caltech.edu/study/asteroid/papers/near.pdf>).
4. *Цандер Ф.А.* Перелеты на другие планеты // *Техника и жизнь*. 1924. Вып.13. С.15
5. *Ледков А.А., Эйсмонт Н.А., Боярский М.Н. и др.* Управление движением околоземных астероидов // *Письма в Астрономический журнал*. 2015. Т.41. №8. С.482–489.
6. *Шувалов В.В., Светцов В.В., Трубецкая И.А.* Оценка размера зоны разрушений, производимых на поверхности Земли ударами астероидов размером 10–300 метров // *Астрономический вестник*. 2013. Т.47. №4. С.284–291.