

Н. И. КРОБКА, С. А. АКСЕНОВ, С. А. БОБЕР, Е. В. ЕФРЕМОВА,
И. В. ЛОГАШИНА, А. В. ТУКМАКОВ, Ю. В. ФЕДОРЕНКО, Е. Н. ЧУМАЧЕНКО

РАСПРЕДЕЛЕННЫЕ ИНТЕГРИРОВАННЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ ЗАДАЧ ПЛАНЕТАРНОЙ ЗАЩИТЫ ОТ АСТЕРОИДОВ

Цели работы: 1) междисциплинарный обзор современного состояния актуальной проблемы планетарной защиты от астероидов; 2) технические предложения по созданию эшелонированной системы планетарной защиты на основе современных технических средств космической техники с учетом использования астероидов-снарядов для отклонения траекторий астероидов-мишеней и возможностей распределенных интегрированных навигационных систем, подразумевающих размещение навигационных средств на многих объектах. Обсуждаются состав и требуемая точность таких навигационных систем.

Развиваются результаты работ международной научно-исследовательской лаборатории космических исследований, технологий, систем и процессов [1], созданной на базе МИЭМ НИУ ВШЭ в 2011 году при поддержке гранта Правительства Российской Федерации (2011–2013 гг.) [2, 3], с использованием оригинальных идей курса лекций «Модели планетарной защиты» [4], разработанного в 2014 году на кафедре «Механика и математическое моделирование» МИЭМ НИУ ВШЭ.

Ключевые слова: астероидная опасность, планетарная защита, астероиды-мишени, астероиды-снаряды, распределенные интегрированные навигационные системы

Введение

Одной из актуальных внешних угроз существованию земной цивилизации является наличие крупных астероидов, траектории которых пересекаются с траекторией нашей планеты.

Ежедневно в атмосфере Земли сгорает примерно 100 малых метеоров. Крупные метеориты достигают поверхности Земли существенно реже. Однако Челя-

Кробка Николай Иванович. Кандидат физико-математических наук, главный научный сотрудник Филиала ФГУП «ЦЭНКИ» - «НИИ прикладной механики имени академика В.И. Кузнецова»; доцент Национального исследовательского университета «Высшая школа экономики» (НИУ ВШЭ) (Москва). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Аксенов Сергей Алексеевич. Кандидат технических наук, доцент НИУ ВШЭ; научный сотрудник Института космических исследований РАН (Москва).

Бобер Станислав Алексеевич. Ассистент НИУ ВШЭ; программист Института космических исследований РАН.

Ефремова Екатерина Викторовна. Аспирант Института Астрономии РАН (Москва).

Логашина Ирина Валентиновна. Кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник НИУ ВШЭ.

Тукмаков Андрей Владимирович. Магистр НИУ ВШЭ.

Федоренко Юлия Викторовна. Магистр НИУ ВШЭ.

Чумаченко Евгений Николаевич (1951–2015). Доктор технических наук, профессор, академик РАЕН (Москва).

Статья по докладу на XXII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, 2015.

бинское событие 15 февраля 2013 г. [5] предельно наглядно продемонстрировало неготовность земной цивилизации не только предотвратить, но даже предвидеть и своевременно оповестить население о надвигающейся опасности. От метеорита размером ~ 17 м пострадали 1600 человек, ударная волна повредила 7000 зданий.

Месяц спустя, 19 марта 2013 года, на слушаниях в комитете палаты представителей по науке, космосу и технологиям Конгресса США администрации НАСА пришлось докладывать законодателям США о мерах, предпринимаемых в США для предотвращения подобных событий.

Глава НАСА Чарльз Болден признал сложность отслеживания астероидов диаметром менее 140 м: НАСА может зафиксировать нахождение вблизи Земли подобных объектов лишь в 10% случаев. По мнению Джона Холдрена, советника по науке президента Барака Обамы, падение, казалось бы, небольших метеоритов может привести к многочисленным человеческим жертвам и нанести значительный урон инфраструктуре. В ответ на вопрос, как НАСА отреагирует, если сегодня узнает, что в течение трех недель Земля столкнется с большим астероидом, Болден ответил: «В таком случае остается одно – молиться. Причина, по которой я никак не смогу сделать за 3 недели, состоит в том, что для его уничтожения нам понадобятся десятилетия» [6, 7]. К настоящему времени НАСА обнаружило и отслеживает оценочно 95% крупнейших объектов, пролетающих вблизи Земли, диаметр которых 1 км и более. «Астероид такого размера если и не покончит с цивилизацией, то она перестанет существовать в нынешнем состоянии», – пояснил законодателям Джон Холдрен [8].

Российский вице-премьер Дмитрий Rogozin предложил странам мира сотрудничество в области защиты от астероидов. Он заявил, что ни у России, ни у других стран нет на сегодня средств, которые могли бы сбивать опасные для планеты астероиды, и призвал ведущие державы обратить внимание на эту важную проблему [9].

Одна из наиболее известных с 2004 года астероидных угроз – астероид Апофис (Aporhis) с отличной от нуля вероятностью столкновения его с Землей в 2036 году [10].

В настоящей статье представлен обзор современного состояния проблемы планетарной защиты, а именно:

1) систем мониторинга астероидов, которые могут представлять угрозу Земле;

2) способов разрушения или отклонения траекторий опасных астероидов, в том числе с помощью предложенной российскими учеными идеи использования астероидов-снарядов (АС) для поражения астероидов-мишеней (АМ) [2, 3].

Традиционными объектами обсуждения на Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам являлись «локализованные» (на одном управляемом объекте) интегрированные навигационные системы, в состав которых входит тот или иной комплект навигационных средств: автономные инерциальные навигационные системы (ИНС), приемники глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), астродатчики, системы ориентации по различным физическим полям и т.п. В настоящей статье обсуждаются «распределенные» интегрированные навигационные системы, подразумевающие размещение навигационных средств на многих объектах, в том числе на АС и АМ [4]. Обсуждается состав таких систем применительно к задачам защиты от астероидов.

Астероиды солнечной системы

1 января 1801 года итальянский астроном Джузеппе Пиачци (Giuseppe Piazzi) открыл самый первый и, как оказалось, самый крупный из известных до настоящего времени в главном поясе астероидов («подобный звезде») объект Ceres (Церера) (рис. 1) [11]. В 2006 г. Церера получила статус карликовой планеты (рис. 2) [11]. К 1 января 1901 г. было открыто 463 астероида, а к 2 октября 2001 года было известно уже 146677 астероидов, орбиты 30716 из них были определены, и эти астероиды получили собственные номера, а собственные имена присвоены 8914 астероидам [12].

В последнее время количество открытых астероидов растет в геометрической прогрессии, удваиваясь каждые два года, примерно 1200 астероидов в год получают наименования (рис. 3). По состоянию на 10 января 2010 г. было известно 482419 астероидов, у 231665 определены параметры орбит и, как следствие, им присвоен официальный номер, а 15615 из них имели официально утверждённые наименования [12].

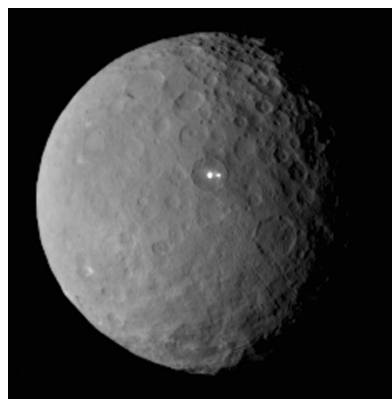
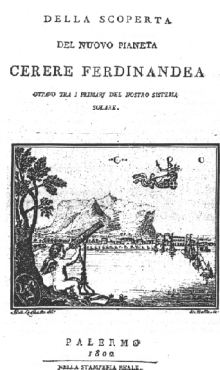


Рис. 1. Первая публикация об астероиде Церера – "Della scoperta del nuovo pianeta Cerere Ferdinandea" (1802 г.) [11]

Рис. 2. Вид вблизи карликовой планеты Церера [11] (фото космического аппарата Dawn, 19.02.2015)

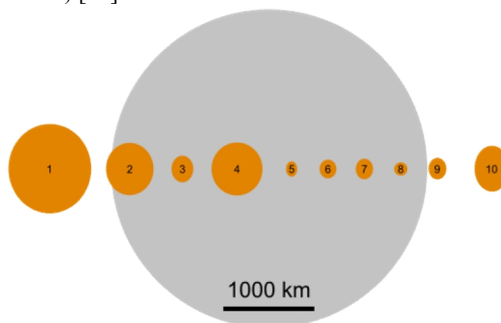


Рис. 3. Размеры десяти исторически первых открытых астероидов по сравнению с размером Луны [11]: 1) Церера (Ceres), 2) Паллада (Pallas), 3) Юнона (Juno), 4) Веста (Vesta), 5) Астрея (Astraea), 6) Геба (Hebe), 7) Ирида (Iris), 8) Флора (Flora), 9) Метида (Metis), 10) Гигея (Hygiea)

На рис. 4 представлена схема группировок астероидов внутренней части Солнечной системы, на рис. 5 – множество орбит известных к настоящему времени околоземных астероидов.

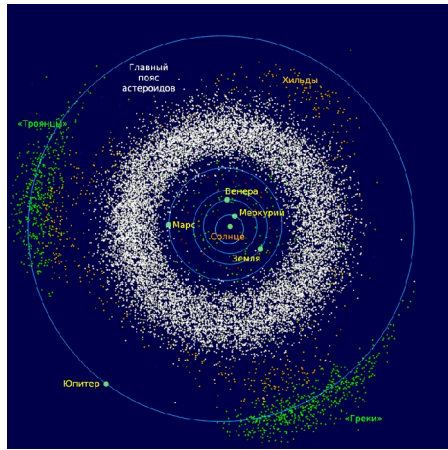


Рис. 4. Группировки астероидов во внутренней части Солнечной системы [13]

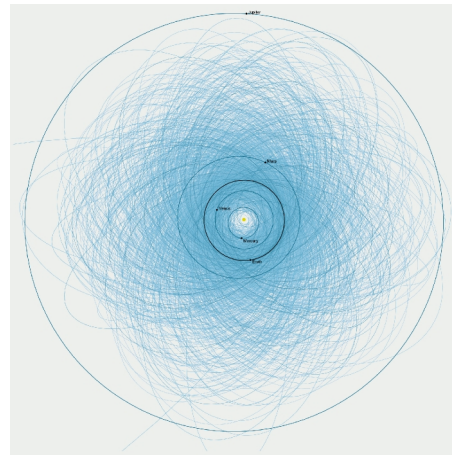


Рис. 5. Графики орбит известных потенциально опасных астероидов (размер более 140 м) [14]

Классифицируются четыре типа орбит околоземных астероидов (Near Earth Asteroids) (рис. 6.) [15].

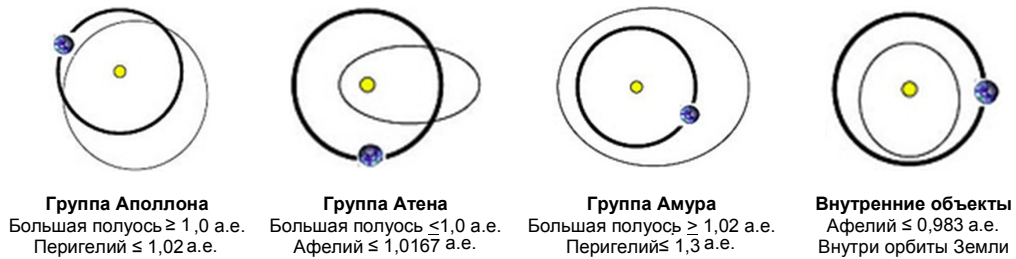


Рис. 6. Типы орбит околоземных астероидов: 1) Аполлоны (62%); 2) Атены (6%); 3) Амуры (32%); 4) Внутренние объекты (известно 6 астероидов) [15]

Дополнительным источником астероидов (и основным источником комет) является внешняя часть Солнечной системы (за орбитой Юпитера), в том числе пояс Койпера и облако Оорта (рис. 7, 8).

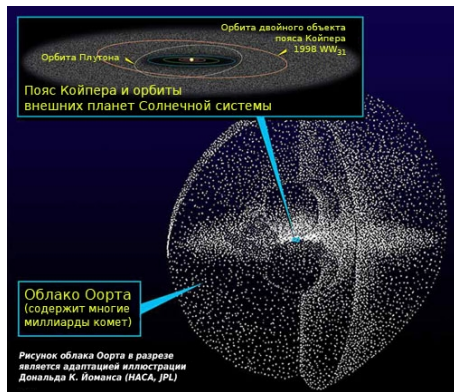


Рис. 7. Предполагаемая структура пояса Койпера и облака Оорта [16]

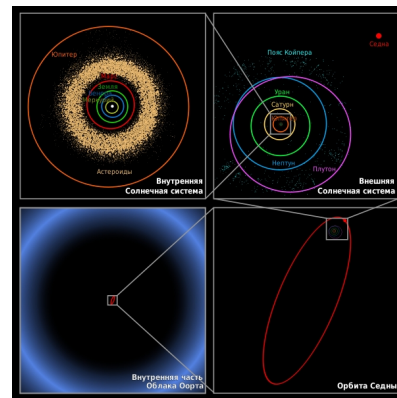


Рис. 8. Предполагаемое расстояние до облака Оорта по сравнению с остальной частью Солнечной системы [17]

На рис. 9 представлены статистические данные обнаружения околоземных астероидов по состоянию на начало 2015 г. [18]. Примерное количество астероидов (N), размер которых превышает определенный диаметр (D), показано в табл. 1 [19]. Количество астероидов размером 10 м превышает 150 000 000 [20]. На момент подготовки статьи в базе данных проекта Near-Earth Object Program была представлена информация о 12148 околоземных астероидах [21], в том числе по 1555 потенциально опасным [22] (см. рис. 9).

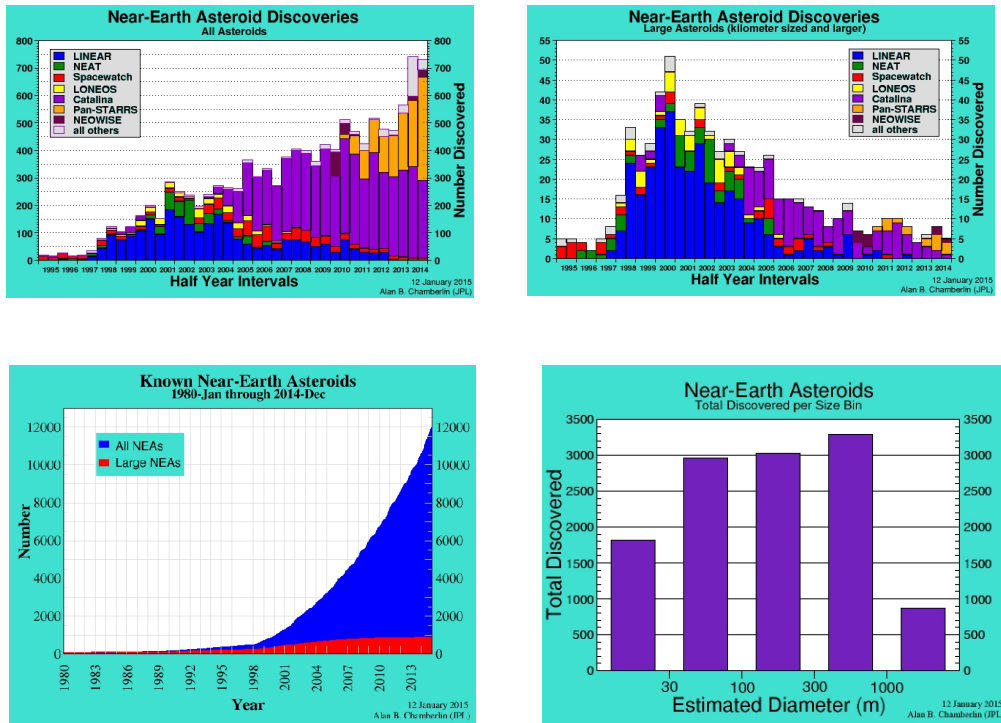


Рис. 9. Статистические данные по обнаружению околоземных астероидов [18]

Таблица 1 [19]

D	100 м	300 м	500 м	1 км	3 км	5 км	10 км
N	$25 \cdot 10^6$	$4 \cdot 10^6$	$2 \cdot 10^6$	$7,5 \cdot 10^5$	$2 \cdot 10^5$	$9 \cdot 10^4$	$1 \cdot 10^4$
D	30 км	50 км	100 км	200 км	300 км	500 км	900 км
N	$1,1 \cdot 10^3$	600	200	30	5	3	1

На рис. 10 представлена статистика зафиксированных метеоров размером 1–20 м, разрушенных в атмосфере Земли. На рис. 11 – первое фотосвидетельство того, что астероид приблизился к Земле в точное время в точном месте в соответствии с прогнозом (астероид 2008 TC3 был обнаружен с помощью телескопа Mount Lemmon в Аризоне, НАСА, за 20 ч до сближения с Землей). Впервые астероид был обнаружен до сближения с Землей, что доказывает возможность построения системы раннего обнаружения астероидов. Это действительно достижение, так как астероид был размером всего 3-4 м [23].

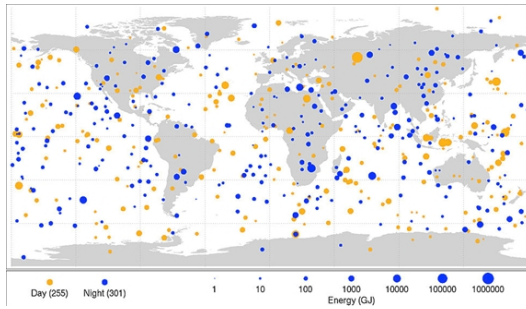


Рис. 10. Частота разрушения астероидов размером 1–20 м в атмосфере Земли (события 1994–2013 гг.) [19]



Рис. 11. Астероид 2008 TC3 взорвался над Суданом 7 октября 2008 г. [23]

Более крупные астероиды не сгорают в атмосфере и достигают поверхности Земли. В настоящее время известно ~ 175 метеоритных кратеров на Земле [24].

На рис. 12–14 представлены фото кратеров, образованных от соударения небольших (40–60 м) астероидов (Barringer, Wolf Creek и New Quebec) с ее поверхностью.



Рис. 12. Barringer диаметр 1,2 км, возраст 50 000 лет, Аризона, США [24]



Рис. 13. Wolf Creek, диаметр 0,85 км, возраст 300 000 лет, Австралия [25]



Рис. 14. New Quebec, диаметр 3,4 км, возраст 1,4 млн. лет, Канада [25]

Существуют и намного более крупные кратеры, часть которых – на дне океанов [26]. На рис. 15 и 16 представлены самые большие кратеры: (1) Бермудский (~ 1250 км), (2) Онтонг (~ 1200 км, Ява), (3) Лэсс Антильес (~ 950 км, часть Карибского моря), (4) Бангуи (~ 810 км, Африка), (5) Прибалхашско-Илийский (~ 720 км, Россия), (6) Уральский (~ 500 км, Россия), (7) Честерфилд (~ 440 км, Великобритания) (8), Южно-Каспийский (~ 400 км, гипотезу о том, что Каспийское море образовалось в результате удара гигантского небесного тела, выдвигал еще Галилей), (9) Вредефорт (~ 300 км, ЮАР, самый большой из кратеров, чья метеоритная природа полностью доказана), (10) Чиксулуб (~ 180 км, Мексика, считается, что это кратер от удара астероида, который привел к вымиранию динозавров).



Рис. 15. Vredefort, самый старый на Земле кратер, диаметр 300 км, возраст 2 млрд. лет, ЮАР [26]

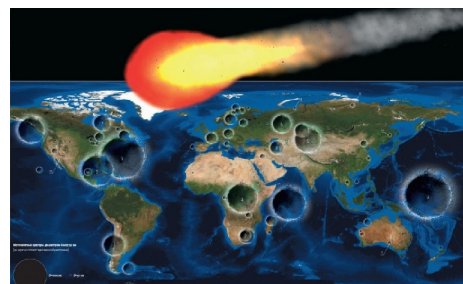


Рис. 16. Самые большие из известных метеоритных кратеров на Земле [26]

Мониторинг астероидов

Типовое оборудование для обнаружения и мониторинга астероидов представлено на рис. 17–19 на примере Лаборатории Линкольна Массачусетского технологического института в Сокерро (штат Нью-Мексико), исследующей астероиды по программе LINEAR [20, 25].

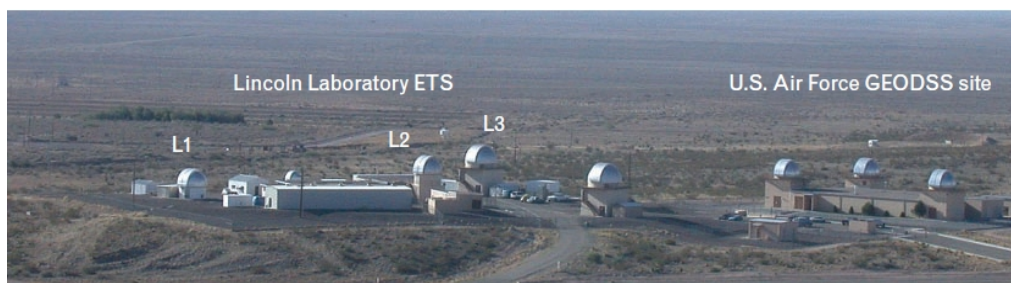


Рис. 17. В программе LINEAR используются два поисковых телескопа L1 и L2 и один следящий телескоп L3 [25]



Рис. 18. Один из двух поисковых телескопов Лаборатории Линкольна [25]

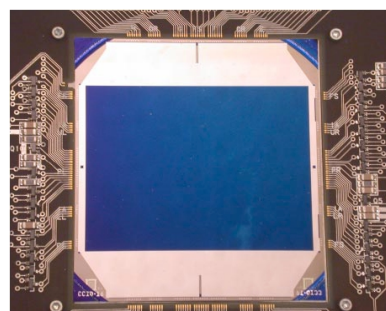


Рис. 19. Прибор с зарядовой связью – чувствительный элемент телескопов Лаборатории Линкольна [25]

Миссии, в которых, в частности, исследовались астероиды с применением космических аппаратов (КА), представлены в табл. 2.

Т а б л и ц а 2

Запуск	КА	Цель миссии
18.10.1989	Galileo (США)	Спутники Юпитера. Замечен спутник Дактиль астероида Ида – первый спутник астероида; сфотографировано, как комета Шумейкеров-Леви 9 врывается в Юпитер [27].
17.02.1996	NEAR (США)	Изучение с орбиты астероида (433) Эрос. Первый космический аппарат, совершивший успешную посадку на астероид [28].
15.10.1997	Cassini-Huygens (США, Италия)	Спутники Сатурна. Фото астероида Мазурский (2685) с расстояния 16 млн. км. Впервые с помощью КА изучен объект (15-20 км), труднодоступный для наблюдений с Земли, величину которого удалось определить только по снимку из космоса [29].
24.10.1998	Deep Space 1 (США)	Испытания 12 новых технологий. Дополнительные задачи: сближение с астероидом Брайль и кометой Борелли и их изучение [30].

Продолжение табл. 2

07.02.1999	Stardust (США)	Сближение с кометой Wild-2 и сбор образцов вещества из хвоста кометы, преодолел более 4,6 млрд. км (рекордное расстояние для возвращаемого аппарата) [31].
09.05.2003	Hayabusa (Япония)	Отработка маршевого ионного двигателя; исследование астероида Итокава; возвращение образцов с астероида [32].
02.03.2004	Rosetta (ЕС и США)	Выход на орбиту кометы Чурюмова – Герасименко и первая в мире мягкая посадка модуля «Филы» (<i>Philae lander</i>) на ядро (12 ноября 2014) [33].
19.01.2006	New Horizons (США)	Облета Плутона и его спутника Харона, после чего аппарат продолжит путешествие к поясу Койпера [34].
23.09.2007	Dawn (США)	Изучение астероида Веста и карликовой планеты Церера [35].
14.12.2009	WISE (США)	Обнаружено более 33000 астероидов, в том числе 134 околоземных. Аппарат WISE был снабжен 40-см телескопом [36].
25.02.2013	NEOSSat (Канада)	Первый космический телескоп, специально предназначенный для поиска потенциально опасных астероидов [37].

Способы устранения столкновений опасных астероидов с Землей

Известно несколько способов устранения столкновений опасных астероидов с Землей [2, 3, 38, 39]:

- *отклонение астероида от траектории сближения с Землей*: воздействие на астероид с использованием КА (варианты: кинетический ударник и гравитационный «тягач»); воздействие мощными лазерами; использование «солнечного паруса» или тормозящего «облака»; изменение альбедо и использование YORP-эффекта;
- *разрушение астероида* (варианты: ракетный удар, бурение скважины и подрыв заложенного в скважину мощного заряда, «испарение» мощным взрывом).

Но способы первого варианта слабо воздействуют на астероид (на уровне погрешностей определения параметров орбиты) и требуют длительного времени реализации, а способы второго сопряжены с экологическими, и с политическими проблемами. В 2011 году Президент России Дмитрий Медведев заметил по поводу инициативы «Стратегическая оборона Земли», предлагавшей создание совместной с США системы защиты планеты не только от ракет, но и от астероидов: «Занятно!» и направил проект на доработку [40].

Можно предложить новые способы, в частности «мягкая посадка» астероидов с помощью парашютов в атмосфере Земли, «камнедробильные» аппараты, перемалывающие опасные астероиды «в пыль» [4].

На симпозиуме «Malta Symposium on Hazardous Near Earth Asteroids 2009» в докладе [41] была предложена относительно новая идея использовать астероид в качестве «снаряда» для изменения траектории опасного астероида (опубликовано год спустя [42]). Идея состоит в том, чтобы перевести АС на траекторию, пересекающую траекторию АМ в некоторой точке. Для этого, естественно, необходимо снабдить АС двигателем (присстыковать к астероиду КА с необходимым запасом топлива) и использовать гравитационный маневр (ГМ), например, вблизи Земли.

Принципиальная возможность реализации этой идеи обоснована анализом множества известных орбит околоземных астероидов и выбором конкретных астероидов, которые при минимальном запасе топлива на АС, необходимого для коррекции орбиты, позволяют реализовать столкновение с АМ [2, 3].

В случае астероида Апофис (2004 MN4) на роль АС предложены астероиды: 2006 XV4, 2006 SU49, 1997 XF11, 2011 UK10, 1994 GV и др. [43, 44]. В результате идея АС приобрела статус методической концепции, которая обсуждается в СМИ [39, 45]. Двигатель для АС предполагается доставить ракетой-носителем (РН) «Протон», а на АМ установить маяк [46], проект которого разрабатывается в ИКИ РАН и НПО им. С. А. Лавочкина (доставку маяка обеспечит РН «Союз»). По оценкам [45], для обеспечения ГМ возле Земли АС диаметром 15 м и массой 1400 т достаточно 1,2 т топлива и двигателя тягой ~ 30 кг [45]. Предложено и обобщение этой идеи. Применительно к АМ 2004 MN4 можно заранее выбрать дюжину подходящих АС (2012 TC4, 2006 SU49, 2011 AG5, 1997 XF11, 2011 ES4, 2012 VE77, 2010 VQ, 2012 KP24, 2011 UK10, 2006 SR131, 2012 PB20, 2010 CA) и перевести их на резонансные орбиты (для этого потребуется от 5,6 м/с до 19,3 м/с импульса скорости) и использовать их по мере необходимости для поражения (отклонения) АМ [44]. На рис. 20, 21 представлены схемы двух таких миссий с использованием АС 2011 UK и 1994 GV [43].

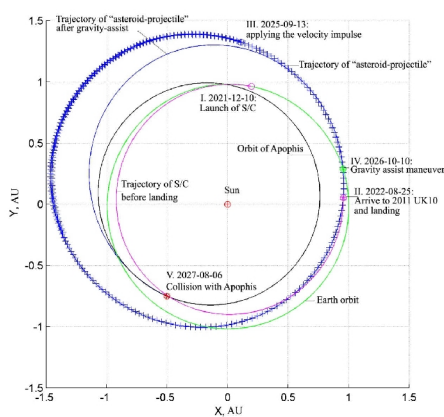


Рис. 20. Траектории Земли, Апофиса, АС 2011 UK и КА от Земли до 2011 UK [43]

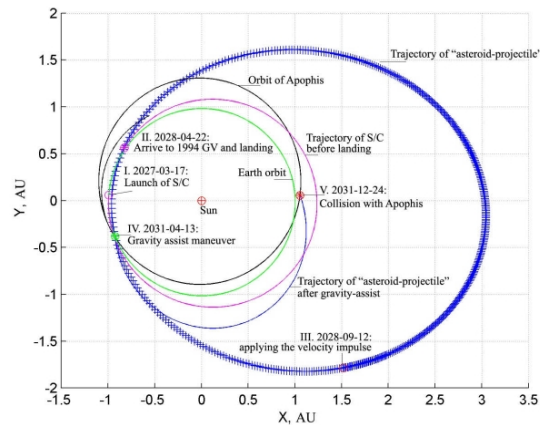


Рис. 21. Траектории Земли, Апофиса, АС 1994 GV и КА от Земли до 1994 GV [43]

«Космический бильярд», особенности национальной охоты на астероиды и распределенные интегрированные навигационные системы для управления астероидами-снарядами

З а д а ч а. Перевести АС с его естественной траектории на новую управляемую траекторию $\vec{r}_m(t)$, которая пересечет естественную траекторию АМ $\vec{r}_M(t)$ в некоторой точке в некоторый момент времени:

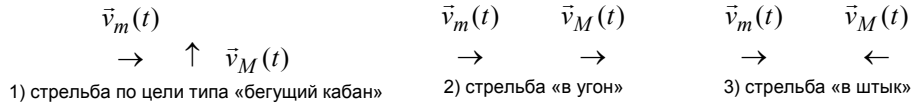
$$\vec{r}_{*m}(t_*) = \vec{r}_{*M}(t_*). \quad (1)$$

Анализ этой задачи в части требуемой точности навигационной системы (НС) проводится впервые [4].

Оценим требуемую точность навигации и управления для решения задачи (1) и одновременно определим необходимый и достаточный состав НС АС и системы управления (СУ) АС. Очевидно, что траектории $\vec{r}_M(t)$, $\vec{r}_m(t)$ и скорости $\vec{v}_M(t) = \dot{\vec{r}}_M(t)$, $\vec{v}_m(t) = \dot{\vec{r}}_m(t)$ могут быть известными лишь с некоторой точностью. Реальные (возмущенные или измеренные) значения обозначим штрихом:

$\vec{r}'_M(t) = \vec{r}_M(t) + \delta\vec{r}'_M(t)$; $\vec{v}'_M(t) = \vec{v}_M(t) + \delta\vec{v}'_M(t)$; $\vec{r}'_m(t) = \vec{r}_m(t) + \delta\vec{r}'_m(t)$; $\vec{v}'_m(t) = \vec{v}_m(t) + \delta\vec{v}'_m(t)$,
 где $\delta\vec{r}_M(t)$ и $\delta\vec{v}_M(t)$ – погрешности определения местоположения и скорости АМ,
 $\delta\vec{r}_m(t)$ и $\delta\vec{v}_m(t)$ – погрешности определения местоположения и скорости АС,
 обусловленные, в частности, погрешностями НС и СУ.

Из практики классической ружейной охоты по движущимся целям известны три приема (варианта) стрельбы:



В рассматриваемой задаче (1) варианты 2) и 3) обладают преимуществом, так как несоизмеримо менее критичны к неопределенности знания продольной составляющей скоростей $\delta\vec{v}_m(t)$ и $\delta\vec{v}_M(t)$. При этом из вариантов 2) и 3) предпочтителен, на первый взгляд, вариант 3), именно он позволяет использовать большее число потенциальных АС, в том числе АС, скорости которых не превышают скорость АМ

$$|\vec{v}_{*m}(t_*)| \leq |\vec{v}_{*M}(t_*)|, \quad (2)$$

и, кроме того, в случае «промаха» на Землю обрушится только один астероид, а не два.

Принцип I выбора АС очевиден – возможность направить АС навстречу АМ под минимальным углом, в идеале – строго по траектории АМ во встречном направлении на «финишной прямой»: Образно говоря, – «принять АМ на штык!» (как наставлял Александр Суворов: «Пуля – дура, штык – молодец!»):

$$\vec{v}'_{*m}(t_*) / |\vec{v}'_{*m}(t_*)| = -\vec{v}'_{*M}(t_*) / |\vec{v}'_{*M}(t_*)|. \quad (3)$$

Принцип I (3) – «нулевой угол атаки» – редуцирует трехмерные навигацию и управление к двумерным и кардинально упрощает решение задачи (1), позволяя решить ее доступными техническими средствами, в отличие от вариантов миссий (рис. 20, 21), в которых принцип I (3) не используется.

Принцип I (3) решения задачи (1) снимает, очевидно, ограничения на допустимые величины продольных составляющих неопределенностей: $\delta\vec{r}'_{*M}(t_*)$, $\delta\vec{v}'_{*M}(t_*)$ и $\delta\vec{r}'_{*m}(t_*)$, $\delta\vec{v}'_{*m}(t_*)$.

Решение задачи (1) (попадание АС в АМ) не является самоцелью. Цель состоит в том, чтобы отклонить АМ от опасной траектории сближения с Землей. В худшем случае АМ летит в центр диска Земли (рис. 22). Угол γ отклонения АМ должен быть таким, чтобы отклоненная траектория АМ прошла на расстоянии не менее kR_0 от центра Земли, $\gamma = \arcsin(kR_0/L_{*M})$, где R_0 – радиус Земли, $k \geq 2$ (чем больше коэффициент k , тем надежнее), L_{*M} – расстояние до АМ от центра Земли в момент удара АС.

Принцип II выбора АС также очевиден – АС должен быть таким, чтобы обеспечить столкновение с АМ на максимальном удалении от Земли: $L_{*M} \gg kR_0$, так как максимум значения угла γ ограничен. Значение угла γ отклонения АМ зависит от импульсов $M\vec{v}_{*M}(t_*)$ АМ и $m\vec{v}_{*m}(t_*)$ АС в момент удара.

Независимо от характера удара (меры его неупругости) угол γ отклонения АМ можно вычислить на основе законов сохранения импульса и энергии. Не претендуя здесь на строгое изложение теории космического бильярда (анало-

гично теории классического бильярда [47]) в силу многообразия геометрических форм и упругих свойств АМ и АС, а также их возможных произвольных вращений, ограничимся несколькими общими замечаниями. При условии $m \ll M$ максимальное значение угла γ может быть оценено соотношением $\gamma \sim mv_{*m}(t_*)/Mv_{*M}(t_*)$. При абсолютно неупругом ударе АС и АМ $\gamma \equiv 0$. Аналогично при «лобовом» ударе АС и АМ $\gamma \equiv 0$.

Принцип III выбора АС – АС должен быть из класса железных астероидов, чтобы не разрушаться в момент удара с АМ в целях обеспечения максимального угла отклонения γ .

Требования к НС и СУ:

- удар АС и АМ должен быть не центральным – рис. 23.
- прицельное расстояние d (рис. 23) должно быть $> R_M/2$, где R_M – средний радиус АМ, но не более $\sim 4/5$ минимального поперечного размера АМ, чтобы не промахнуться.
- точность наведения (точность удержания прицельного расстояния d на «финишной прямой» сближения АС и АМ) должна составлять ~ 1 м.

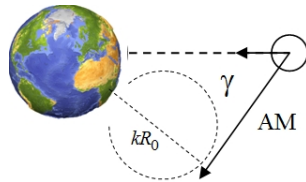


Рис. 22. Угол отклонения опасного астероида

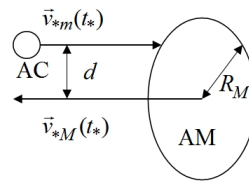


Рис. 23. Удар АС и АМ

Технологические этапы оснащения АС двигателями и установки маяков на АМ здесь опускаем. Отметим только, что на АМ нужно устанавливать не один [46], а несколько маяков для доступности непрерывного наблюдения АМ и с АС, и с Землей. А поскольку характер вращения АМ Апофис (и других астероидов) неизвестен, на АМ целесообразно установить и НС, например астроинерциальные блоки.

В решении задачи (1) с использованием принципа I (3) существенны следующие этапы с различными задачами.

Начальный этап. АС и АМ на своих естественных траекториях, возмущенных пристыковкой к АС двигателей и установкой на АМ маяков. Начальные неопределенности местоположений АМ и АС ~ 10 км. Лучшую точность на удалении $\sim 0,1-1,0$ а.е. не обеспечивают ни астрономические средства, ни космическая баллистика, так как гравитационная постоянная известна с погрешностью не менее 10^{-5} [48].

Подготовительный этап – прицеливание. На этом этапе уточняются местоположения и скорости АМ и АС и их траектории, прогнозируемые наземными средствами: оптическими, локационными и дальней космической связи [49]; уменьшается неопределенность местоположений АМ и АС примерно до 5 км. С помощью наземных данных и с учетом информации астродатчиков и ИНС навигационной системы АС (с учетом произвольного вращения АС) производится расчет момента времени и величины корректирующего импульса СУ (необходимо несколько пробных включений двигателей в целях определения

центра масс АС) для перевода АС на траекторию ГМ с максимально возможной точностью входа в гравитационный «вираж» (ГВ) – в ε -окрестность расчетной точки \vec{b} (рис. 24).

Принцип IV выбора АС очевиден – АС должен вращаться с минимальной угловой скоростью. Вращение АС можно остановить (или свести к минимуму) при дополнительном расходе топлива.

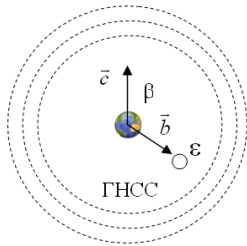


Рис. 24. Расчетная точка входа в ГВ в перигее АС

Первый этап – наведение АС в точку входа в ГВ. Включаются двигатели АС для перевода АС на расчетную траекторию сближения с АМ. По мере приближения АС к Земле точность определения местоположения АС наземными средствами улучшается, траектория АС корректируется СУ. В финальной части этого этапа СУ корректирует траекторию АС, используя датчики направления на Землю. Оценка размера ε -окрестности точки \vec{b} входа в ГВ $\sim 0,1-1,0$ км (см. рис. 24).

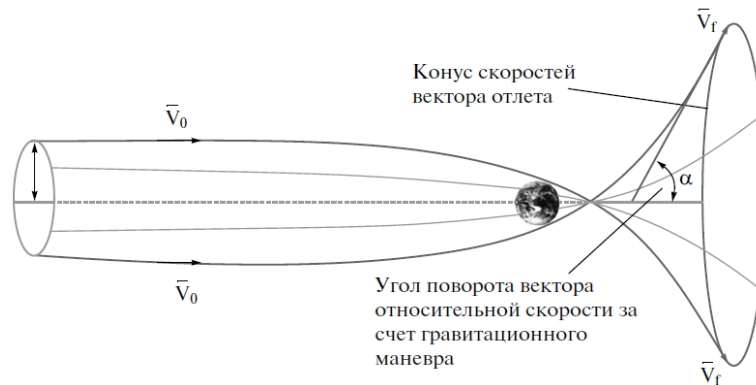


Рис. 25. Гравитационный маневр АС у Земли [44, 51]

Второй этап – гравитационный маневр у Земли [50]. На этом этапе, во-первых, плоскость траектории АС поворачивается на требуемый угол β (см. рис. 24) в диапазоне $\pm 180^\circ$ для совмещения с плоскостью траектории АМ; во-вторых, осуществляется поворот траектории АС в плоскости траектории АМ на угол α (рис. 25); в-третьих, уточняются параметры движения АС (координаты и скорость) с учетом информации ГНСС.

В первом приближении, (пренебрегая гравитационным ускорением, обусловленным тяготением всех масс, за исключением Земли), угол поворота α выражается простой формулой [3, 51–53]

$$\sin(\alpha/2) = (1 + rV_0^2/\mu)^{-1}, \quad (4)$$

где r – радиус перицентра (расстояние от центра Земли до перигея АС); V_0 – модуль вектора скорости АС относительно Земли на большом удалении (модули векторов скорости АС относительно Земли на подлете V_0 и отлете V_f (см. рис. 25) совпадают); μ – геоцентрическая гравитационная постоянная (произведение гравитационной постоянной на массу Земли), $\mu = (398\,600,5 \pm 0,3) \cdot 10^9 \text{ м}^3/\text{с}^2$ [54].

Впервые идею ГМ применительно к космическим полетам осознали Ф.А. Цандер и Ю.В. Кондратюк в 1920–1930 гг. [50, 55] (как физическое явление

ние ГМ был понятен астрономам намного раньше). Впервые ГМ был реализован в 1959 г. станцией «Луна-3». В 1961 году идею использования ГМ для экономии топлива в межпланетных полетах независимо предложил М. Минович (сотрудник Лаборатории реактивного движения, Пасадина, США). Впервые это было реализовано в 1974 г. станцией «Маринер-10», которая, пролетев вблизи Венеры, направилась к Меркурию. В настоящее время ГМ используются во всех миссиях межпланетных полетов КА.

Применительно к задаче (1) с использованием принципа I (3) очевидно, что траектория АС в процессе ГМ должна проходить ниже орбит навигационных спутников ГНСС. На этапе ГМ можно (и, очевидно, нужно) уточнить параметры действительной траектории АС с учетом информации ГНСС (ГЛОНАСС, GPS и др.). Но информацией ГНСС можно пользоваться на ограниченных расстояниях от Земли. Только до высот 3000-3500 км соблюдаются условия видимости минимально необходимого числа навигационных спутников ГНСС (из группировок ГЛОНАСС и GPS) [56]. Из опыта использования инерциально-спутниковых НС известно, что точность навигационных определений составляет: по координатам 3-5 м, по скоростям 0,02-0,03 м/с [56]. Корректировать по информации ГНСС угловую ориентацию АС необходимости нет, так как астродатчики в составе НС АС имеют лучшую точность. На этапе ГМ осуществляется калибровка ИНС НС АС.

Принцип V выбора АС также очевиден – АС должен быть из класса астероидов, которые можно направить навстречу АМ (3) при ограничениях на допустимую величину угла $\alpha \in [\alpha_{\min}, \alpha_{\max}]$ с учетом ограничений на высоту h прохождения АС над поверхностью Земли $h \in [h_{\min}, h_{\max}]$

$$\alpha_{\min} = 2 \arcsin \{ [1 + (R_0 + h_{\max})V_0^2 / \mu]^{-1} \}; \alpha_{\max} = 2 \arcsin \{ [1 + (R_0 + h_{\min})V_0^2 / \mu]^{-1} \}. \quad (5)$$

Величина h_{\min} ограничена снизу соображениями безопасности и отсутствием неконтролируемого торможения в верхних слоях атмосферы Земли, значение h_{\max} ограничено сверху высотой, на которой наблюдается минимально необходимое число навигационных спутников ГНСС.

Третий этап – выход АС на «финишную прямую» (кривую) сближения с АМ. На выходе из ГМ неопределенность знания местоположения и скорости АС за счет ГНСС сведены к минимуму, но существенны угловые отклонения фактической траектории АС от идеальной траектории сближения с АМ по углам тангажа $\delta\alpha$ и рыскания $\delta\beta$ (рис. 26). Величины $\delta\beta$ и $\delta\alpha$ обусловлены соответственно азимутальной (δl) и радиальной (δh) погрешностями входа в ГВ (см. рис. 24).

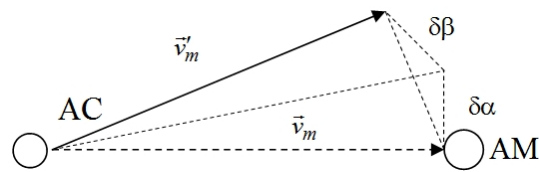


Рис. 26. Погрешность направления АС после гравитационного маневра

Величина $\delta\beta$ не зависит от скорости АС и имеет вид: $\delta\beta = \delta l / 2\pi r$. Для $\delta l = 0,1-1,0$ км, $r = 8000$ км $\delta\beta = 0,45-4,5$ угл. с. Величина $\delta\alpha$ зависит от скорости АС нелинейно

$$\sin[(\alpha \pm \delta\alpha) / 2] - \sin(\alpha / 2) = -(\delta h V_0^2 / \mu)(1 + r V_0^2 / \mu + \delta h V_0^2 / \mu)^{-1}(1 + r V_0^2 / \mu)^{-1}.$$

С учетом $\delta h / (R_0 + h) \ll 1$, $\delta\alpha \ll 1$ получаем

$$\delta\alpha \approx -2(\delta h / r)(rV_0^2 / \mu)\sin(\alpha / 2)\text{tg}(\alpha / 2) = -(\delta h / r)f(x), \quad x \equiv rV_0^2 / \mu. \quad (6)$$

На рис. 27 приведен в двух различных масштабах график форм-фактора $f(x)$ в соотношении (6)

$$f(x) = 2(rV_0^2 / \mu)\sin(\alpha / 2)\text{tg}(\alpha / 2) = 2x^{1/2}(1+x)^{-1}(2+x)^{-1/2}, \quad x \equiv rV_0^2 / \mu;$$

$$f(0) = 0; f(\infty) = 0; f_{\max}(x_0) = 2 \cdot 2^{1/2}(5^{1/2} - 1)(5^{1/2} + 1)^{-3/2} \approx 0,600; x_0 = (5^{1/2} - 1) / 2 \approx 0,618.$$

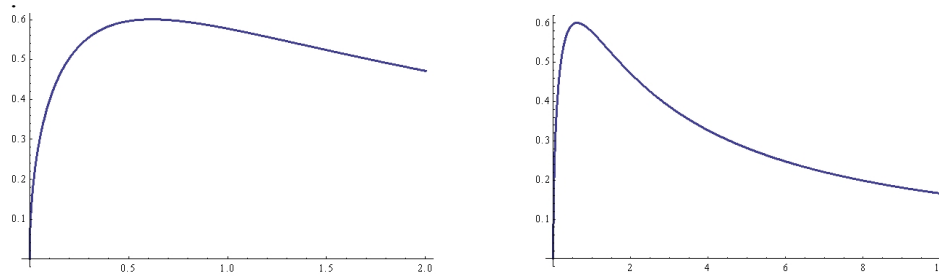


Рис. 27. График форм-фактора $f(x)$

Например, для $r = 8000$ км, $V_0 = 10$ км/с имеем $|\delta\alpha| \approx (2^{1/2} / 3)(\delta h / r)$, $|\delta\alpha| / |\delta\beta| \approx (2\pi / 3)2^{1/2} |\delta h| / |\delta l|$. Для $\delta h = 0,1-1,0$ км величина $\delta\alpha$ составляет 1,33-13,33 угл. с.

При погрешностях по тангажу и рысканию 1-10 угл. с локатор НС АС «захватывает» цель (маяки АМ) без проблем. СУ АС переходит в режим автономного наведения АС на АМ (неопределенность знания местоположения и скорости АМ уже не играет роли). В состав маяков могут входить излучатели различных спектральных диапазонов, в частности ИК-диапазона, использование которых в задачах наведения «объект»–«объект» детально отработано. В финальной части этапа III используется оптическая система наведения, аналогичная системам стыковки КА.

Но проблема в другом. При больших относительных скоростях сближения АМ и АС $\sim 10-50$ км/с СУ АС может не успеть повернуть траекторию АС на требуемый, пусть и малый, угол. В этом случае переходим к варианту «стрельбы в угон», сохраняя главное: использовать траектории сближения АС и АМ с «нулевым углом атаки» – принцип I (3).

Используя многовековой опыт традиционной национальной русской охоты на медведя с рогатиной, изменим знак в формуле (3) на противоположный

$$\vec{v}'_{*m}(t_*) / |\vec{v}'_{*m}(t_*)| = +\vec{v}'_{*M}(t_*) / |\vec{v}'_{*M}(t_*)|. \quad (7)$$

При этом все предыдущие



Принцип VI выбора АС – АС по критериям массы и скорости должен быть из класса астероидов, которые можно направить не «навстречу», а «на встречу» с АМ в любом из двух вариантов (А или Б): АС догоняет АМ или АМ догоняет АС – с ограничением на допустимую величину относительной скорости АМ и

АС вида: $\Delta V = V_{0M} - V_{0m}$; $\Delta V \in [\Delta V_{\min}, \Delta V_{\max}]$, где ΔV_{\min} обеспечивает необходимый угол отклонения АМ, а ΔV_{\max} гарантирует отработку СУ АС наведения АС на АМ на этапе Ш.

Эта идея легко обобщается: для отклонения больших АМ (размером ~ 1 км или более) можно использовать не один, а несколько АС, воздействующих на АМ последовательно.

Вот, собственно, и все.

Модель эшелонированной планетарной защиты от астероидов

Система планетарной защиты от астероидов (и комет) должна быть, очевидно, эшелонированной.

Первый эшелон – это системы мониторинга астероидов, в частности опасных околоземных. Такие работы ведутся, но можно предложить активизацию работ по следующим направлениям:

1) Расширение сети наземных наблюдателей. Достаточно отметить, что $\sim 50\%$ всех околоземных астероидов были обнаружены упомянутой ранее Лабораторией Линкольна [20, 25].

2) Запуск КА с телескопом на орбиту вокруг точки либрации $L1$ системы Солнце–Земля (SE_L1), который сможет обнаруживать опасные объекты типа «челябинский» астероид, приближающиеся по направлению от Солнца. Такой КА позволит обнаружить опасные астероиды за десятки часов (в зависимости от их скорости) до сближения с Землей [52].

3) Реализация давно известных идей создания «космических патрулей» – спутниковых группировок специально для мониторинга астероидов [57].

4) Создание глобальной сети оповещения населения об астероидной опасности. Достаточно отметить, что было 20 ч до сближения с Землей астероида в Судане, но население района об этом так и не предупредили.

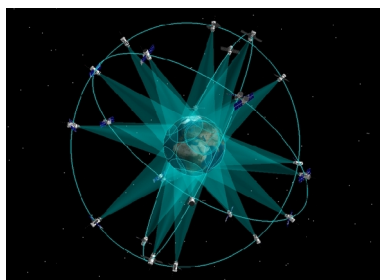


Рис. 28. Схема орбитальной группировки системы ГЛОНАСС [58]

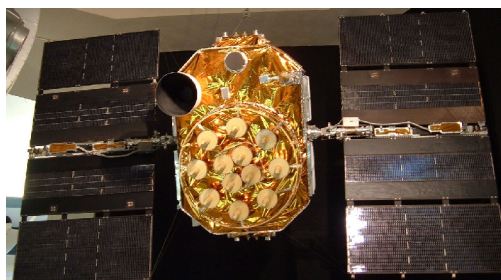


Рис. 29. Музейный экспонат спутника GPS (вид со стороны антенн) [59]

Можно предложить и новую идею – «развернуть» ГНСС в сторону космоса. Разработчики всех ГНСС поступили «недалновидно» (рис. 28, 29), направив все антенны навигационных спутников в сторону Земли. Идея состоит в том, чтобы часть антенн направить в противоположном направлении.

Кроме того, целесообразно устанавливать на все новые навигационные спутники комплект оптической аппаратуры для мониторинга астероидов. При замене отработавших ресурс спутников всех ГНСС заменять их модернизированными таким образом спутниками. Наличие сигналов вне орбит ГНСС позволит осуществлять ГМ АС на больших удалениях от Земли. При увеличении радиуса перицентра r от 8000 до 80 000 км величины $\delta\alpha$ и $\delta\beta$ уменьшаются в 10 раз в

соответствии с зависимостями $\sim 1/r$, в несколько раз из-за изменения форм-фактора, а также на порядок от уменьшения величины δl и δh до значений 10–100 м за счет коррекции модернизированными ГНСС.

Второй эшелон – системы устранения угроз столкновения опасных астероидов с Землей. Сегодня таких систем нет, но в проекте Федеральной космической программы (ФКП) России на 2016–2025 гг. предусмотрены работы по астероидной защите с финансированием 23 млрд. руб. [61]. Вполне можно приступить к целевым экспериментам. Для экспериментальной отработки технологии отклонения АМ с помощью АС можно предложить «учебные стрельбы» на менее опасных АМ. Для примера напомним, что в 1959 г. была запущена первая межпланетная станция «Луна-1», которая стала «спутником Солнца», но уже 14



Рис. 30. Возвращение 42-й экспедиции на Землю [60]

сентября 1959 г. «Луна-2» доставила на поверхность Луны вымпел СССР [62]. Можно рекомендовать отработку торможения в атмосфере астероидов (для начала – небольших) с помощью несгораемых парашютов [4]. Когда-то это казалось фантастикой, а сегодня экипажи космических станций, летающих с первой космической скоростью, спускаются на Землю на парашютах (рис. 30). Можно рекомендовать и отработку «камнедробильных» аппаратов, перемалывающих опасные астероиды «в пыль» [4]. На уборку космического мусора в ФКП запланировано 10,8 млрд. руб. [61].

Третий эшелон (Ultima ratio regum) – «космический спецназ» астероидного назначения с комплектом технических средств, соответствующим решаемой задаче.

Заключение

Проблема астероидной опасности несомненно актуальна. Спасать мир от космических угроз нужно сообща. Удастся ли политикам согласовать международную программу защиты планеты от астероидов, покажет время. Тем временем авторы исследуют экологически чистые методы защиты от астероидов – отклонение опасных АМ с помощью управляемых АС.

На первый взгляд, задача попасть АС в АМ с точностью ~ 1 м – нереальная, но приведенный результат имитационного моделирования демонстрирует возможность решения этой задачи существующими техническими средствами.

Анализ сценариев отклонения АМ с помощью АС впервые позволил оценить состав НС и ее точностные характеристики (суперточной гироскопической и навигационной техники [63] в этой задаче не требуется). Во-первых, НС должна быть интегрированной – в нее должны входить ИНС, астродатчики, датчики направления на Землю, приемники ГНСС, локаторы, маяки и оптические системы наведения и, во-вторых, НС распределенной – элементы НС должны быть установлены и на АС, и на АМ, и на Земле.

И, наконец, определены критерии выбора АС и сценарии их использования для отклонения АМ. Впервые предложены принципы I–VI выбора астероидов в качестве АС, в том числе принцип I («нулевой угол атаки» в трех возможных вариантах), который редуцирует трехмерные навигацию и управление к двумерным и кардинально упрощает решение задачи (1), позволяя решить проблему отклонения опасных астероидов с использованием современного уровня космической и навигационной техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Лаборатория** космических исследований в области технологий, систем и процессов. - URL: <http://astro.miem.hse.ru>.
2. **Отчет** о НИР «Космические исследования и технологии, астрономия, математическое моделирование динамики космического полета» (заключительный) 5 этап. № государственной регистрации 01201180676. НИУ ВШЭ, 2013. - 527 с.
3. **Данхэм Д.У.** Космические миссии и планетарная защита / Д.У. Данхэм, Р.Р. Назиров, Р.У., Фаркуар, Е.Н. Чумаченко, Н.А. Эйсмонт, А.В. Симонов. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. - 276 с.
4. **Кробка Н.И.** Модели планетарной защиты: Программа дисциплины 010400.68 по магистерской программе «Математические методы естественных наук и компьютерные технологии», МИЭМ НИУ ВШЭ, 2014. 50 с.
5. https://en.wikipedia.org/wiki/Chelyabinsk_meteor.
6. <http://www.space.com/20292-asteroid-threat-earth-congress.html>.
7. <http://www.cbsnews.com/news/nasas-advice-for-near-term-meteor-strike-pray>.
8. <http://www.wunderground.com/news/asteroid-threat-earth-nasa-20130320>.
9. http://www.eurosmi.ru/685rogozin_predlozil_stranam_mira_sotrudnichestvo_v_oblasti_zaschity_ot_asteroidov.html.
10. https://en.wikipedia.org/wiki/99942_Apophis.
11. [https://en.wikipedia.org/wiki/Ceres_\(dwarf_planet\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Ceres_(dwarf_planet))
12. <http://www.astro.websib.ru/sun/Astero>
13. https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/f/f6/InnerSolarSystem_ru.png?uselang=ru
14. https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/f/f6/Potentially_Hazardous_Asteroids_2013.png
15. <http://neo.jpl.nasa.gov/neo/groups.html>
16. https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Kuiper_oort_ru.png?uselang=ru
17. https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Oort_cloud_Sedna_orbit_ru.svg?uselang=ru
18. <http://neo.jpl.nasa.gov/stats/>
19. <https://en.wikipedia.org/wiki/Asteroid>
20. **Stokes, G.H.** The Lincoln Near-Earth Asteroid Research (LINEAR) Program / G.H. Stokes, F. Shelly, H.E.M. Vigg, M.S. Blythe, J.S. Stuart // Lincoln Laboratory J., 1998. - Vol. 11. - No 1. - P. 27-40.
21. http://neo.jpl.nasa.gov/cgi-bin/neo_elem
22. <http://neo.jpl.nasa.gov/orbits>
23. <http://www.infuture.ru/article/1371>
24. <http://www.infuture.ru/article/1411>
25. **Evans J.B., Shelly F.C., and Grant H.** Stokes Detection and Discovery of Near-Earth Asteroids by the LINEAR Program / J.B. Evans, F.C. Shelly, H.S. Grant // Lincoln Laboratory J. 2003. Vol. 4. No 2. P. 199-220.
26. <http://flagvruki.com/history/samy-bolshoy-krater-na-zemle-7-foto/>
27. [https://en.wikipedia.org/wiki/Galileo_\(spacecraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Galileo_(spacecraft)).
28. https://en.wikipedia.org/wiki/NEAR_Shoemaker.
29. https://en.wikipedia.org/wiki/Cassini_Huygens.
30. https://en.wikipedia.org/wiki/Deep_Space_1.
31. [https://en.wikipedia.org/wiki/Stardust_\(spacecraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Stardust_(spacecraft)).
32. <https://en.wikipedia.org/wiki/Hayabusa>.
33. [https://en.wikipedia.org/wiki/Rosetta_\(spacecraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Rosetta_(spacecraft)).
34. https://en.wikipedia.org/wiki/New_Horizons.
35. [https://en.wikipedia.org/wiki/Dawn_\(spacecraft\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Dawn_(spacecraft)).
36. http://www.nasa.gov/mission_pages/WISE/news/wise20110201.html.
37. https://en.wikipedia.org/wiki/Near_Earth_Object_Surveillance_Satellite.
38. **Тукмаков А.В.** Способы предотвращения астероидной опасности: бакалаврская работа (Рук. И.В. Логашина). - МИЭМ НИУ ВШЭ, 2014. - 52 с.
39. **Эйсмонт Н.** Астероиды - источники опасности и объекты исследований / Н. Эйсмонт, А. Ледков // Наука и жизнь, 2015. - № 1. - С. 3-13; № 2. - С. 3-14.
40. <http://www.km.ru/v-rossii/2011/10/18/mirovaya-ekspansiya-ssha/rogozin-predlozil-medvedevu-vmesto-pro-borotsya-s-aste>.
41. **Nazirov R.** Using of gravity assist maneuvers for targeting small asteroids to Hazardous Near-Earth Objects / R. Nazirov, N. Eismont // International Symposium on Near-Earth Hazardous Asteroids, Malta, 12-16 October 2009.
42. **Назиров Р.Р.** Гравитационные маневры как способ направить малые астероиды на траекторию встречи с опасными околоземными объектами / Р.Р. Назиров, Н.А. Эйсмонт // Космические исследования, 2010. Т. 48. № 5. С. 1-6.
43. **Eismont N.A.** Using small asteroids to deflect larger dangerous asteroids / N.A. Eismont, D.W. Dunham, E.N. Chumachenko, M. Boyarsky, A.A. Ledkov, R. Nazirov, K. Fedyaev // Proceedings of The 23rd International Symposium on Space Flight Dynamics. Pasadena: JPL, 2012.

44. **Эйсмонт Н.А.** О возможности наведения малых астероидов на опасные небесные объекты с использованием гравитационного маневра / Н.А. Эйсмонт [и др.] // *Астрономический вестник*. 2013. Т. 47. № 4. С. 352-360.
45. <http://ria.ru/science/20130109/917480484.html>.
46. <http://ria.ru/science/20121008/769032713.html>.
47. **Корнолиц Г.Г.** Математическая теория явлений бильярдной игры: Пер. с фр. Изд. 2. М.: ЛКИ, 2007. 240 с.
48. https://en.wikipedia.org/wiki/Gravitational_constant.
49. https://en.wikipedia.org/wiki/NASA_Deep_Space_Network.
50. https://en.wikipedia.org/wiki/Gravity_assist.
51. **Эйсмонт Н.А.** Наведение малых астероидов на опасные околоземные объекты для предотвращения их столкновения с Землей / Н.А. Эйсмонт, Р.Р. Назиров, Е.Н. Чумаченко, Д.У. Данхэм, М.Н. Боярский, И.В. Логашина, А.А. Ледков, С.А. Аксенов // *Вестник ВГТУ*. - 2012. - № 9. - С. 61-64.
52. **Данхэм Д.У.** Метод предупреждения столкновения малых астероидов с Землей / Д.У. Данхэм, Х.Д. Рейтсема, Э. Лу, Р. Арендц, Р. Линфилд, К. Чапмэн, Р. Фаркуар А.А. Ледков, Н.А. Эйсмонт, Е.Н. Чумаченко // *Астрономический вестник*. - 2013. - Т. 47. - № 4. - С. 341-351.
53. **Ледков А.А.** Управление движением околоземных астероидов / А.А. Ледков, Н.А. Эйсмонт, М.Н. Боярский, К.С. Федяев, Р.Р. Назиров // *Письма в астрономический журнал*. 2015. Т. 41. № 1-2. С. 1-18.
54. <http://www.astronet.ru/db/msg/1191697>
55. <http://galspace.spb.ru/orbita/12.htm>
56. **Dishel V.D.** General conclusions from 3-year use of integrated inertial-satellite GNC systems for space launchers / V.D. Dishel [at al] // 19th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. Proceedings. - Spb.: SRC of the RF Concern CSRI Elektropribor, 2012. - P. 213-225.
57. **Ахметшин Р.З.** Оптический барьер космического базирования в проблеме астероидной опасности // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2012. № 29. 32 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-29>
58. <http://www.federal-space.ru/115/>
59. https://ru.wikipedia.org/wiki/GPS#/media/File:Global_Positioning_System_satellite.jpg
60. <https://dub131.mail.live.com/?tid=cmHdv IN3HI5BGX4QAhWtezyg2&fid=flinbox>
61. <http://kosmolenta.com/index.php/300-2014-08-22-fkp>
62. http://www.gazeta.ru/science/2014/09/15_a_6210893.shtml.
63. **Krobka, N.I.** Estimating Quantum Limits on SINS Accuracy Based on Accurate Error Equations / N.I. Krobka // *Gyroscopy and Navigation*. - 2014. - Vol. 5. No. 1. - P. 9-19.

Krobka N. I. (Kuznetsov Institute for Applied Mechanics, Higher School of Economics, Moscow, Russia), **Aksenov S. A., Bober S. A.** (Higher School of Economics, Space Research Institute, Moscow, Russia), **Efremova E. V.** (Institute of Astronomy, Moscow, Russia), **Logashina I. V., Tukmakov A. V., Fedorenko Yu. V.** (Kuznetsov Institute for Applied Mechanics, Higher School of Economics, Moscow, Russia), **Chumachenko E. N.** (Higher School of Economics, Moscow, Russia). Distributed integrated navigation systems for anti-asteroid planetary defense // *Giroskopiya i Navigatsiya*. 2016, Vol.24, No. 1 (92), pp. 155-172.

Abstract. The paper has the following objectives: 1) interdisciplinary review of state of the art anti-asteroid planetary defense; 2) technical proposals for development of a multi-level planetary defense system based on modern spacecraft technology using projectile asteroids to deflect the target asteroids and distributed integrated navigation systems with installation of navigation equipment at various objects. Composition and required accuracy of these systems are discussed. The work develops the results achieved by the International Laboratory of Space Research, Technologies, Systems, and Processes [1] established in 2011 at Moscow Institute of Electronics and Mathematics (Higher School of Economics) supported by the grant of the Russian Government (2011–2013) using the lecture course “Models of planetary defense” developed in 2014 at the Institute Department of Mechanics and Mathematical Modeling.

Key words: hazardous asteroids, planetary defense, projectile asteroids, distributed integrated navigation systems