



УДК 521.1:523.44

Небесно-механический аспект предотвращения астероидной опасности

Ю.В. Александров¹, А.Ю. Кузнецов¹, Ю.А. Кузнецов²¹Харьковский национальный университет им. В.Н. Каразина²НПО «Хартрон», Украина

Показано, что на современном этапе развития ракетно-космической техники изменение орбиты астероида для предотвращения его катастрофического столкновения с Землей невозможно.

НЕБЕСНО-МЕХАНІЧНИЙ АСПЕКТ ВІДВЕРНЕННЯ АСТЕРОЇДНОЇ НЕБЕЗПЕКИ, Александров Ю.В., Кузнецов А.Ю., Кузнецов Ю.О. — Показано, що на сучасному етапі розвитку ракетно-космічної техніки зміна орбіти астероїда для відвернення його катастрофічного зіткнення із Землею неможлива.

CELESTIAL MECHANICS ASPECT OF PREVENTING THE ASTEROID HAZARD, by Aleksandrov Yu.V., Kuznetsov A.Yu., Kuznetsov Yu.A. — Changing an asteroid orbit with the aim to prevent a catastrophic collision with the Earth is shown to be impossible at the present state of space rocket engineering.

Обнаружение в последние десятилетия около 2000 астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ) [4,5], привело к формированию понятия об астероидной опасности [2], к анализу вероятности столкновения астероида с Землей и последствий такого столкновения в зависимости от размеров астероида [3,6]. При этом оказывается, что степень риска, т.е. вероятность для среднестатистического жителя Земли погибнуть в результате катастрофического столкновения Земли с астероидом больше, чем вероятность его гибели при авиационной катастрофе (степень риска — это произведение вероятности катастрофического события на меру его последствий). Потому активно обсуждаются и возможные пути предотвращения такого столкновения [1,2].

В принципе они сводятся к разрушению астероида или изменению его орбиты, позволяющему предотвратить столкновение астероида с Землей. Во втором случае, если оставить в стороне такие экзотические, но заведомо не реалистические способы изменения орбиты, как окраска астероида в белый цвет с целью увеличения давления на астероид солнечного излучения, то остается лишь возможность сообщить астероиду необходимый импульс с помощью средств ракетно-космической техники. Но возможно ли это на современном уровне ее развития?

С целью получить ответ на этот вопрос нами были найдены оценки величины импульса (на единицу массы), необходимого для нужного изменения орбиты, и соответствующего количества ракетного топлива, которое нужно доставить на астероид данной массы. Сначала были получены нужные формулы в первом приближении путем дифференцирования закона сохранения энергии для эллиптического движения. При этом для упрощения ситуации принималось, что столкновение должно произойти в афелии или перигелии орбиты астероида, а импульс ему сообщался в противоположной точке орбиты, когда этот импульс принимает минимальное значение. В результате оказалось, что соответствующие значения корректирующего импульса равны

$$\Delta V = \frac{1}{2a} \sqrt{\frac{\mu_s}{a}} \frac{1+e}{1-e} d, \quad (1)$$

Таблица 1. Масса топлива m_a в тоннах ($a = 1.97$, $e = 0.78$)

Действие импульса	d	D_a , км			
		0.1	0.25	0.5	1
Афелий	R_E	$1.1 \cdot 10^3$	$1.7 \cdot 10^4$	$1.4 \cdot 10^5$	$1.1 \cdot 10^6$
	$1.5R_E$	$1.6 \cdot 10^3$	$2.6 \cdot 10^4$	$2.1 \cdot 10^5$	$1.6 \cdot 10^6$
Перигелий	R_E	$1.4 \cdot 10^2$	$2.1 \cdot 10^3$	$1.7 \cdot 10^4$	$1.4 \cdot 10^5$
	$1.5R_E$	$2.0 \cdot 10^2$	$3.2 \cdot 10^3$	$2.5 \cdot 10^4$	$2.0 \cdot 10^6$

Таблица 2. Масса топлива m_a в тоннах ($a = 1.1$, $e = 0.2$)

Действие импульса	d	D_a , км			
		0.1	0.25	0.5	1
Афелий	R_E	$5.1 \cdot 10^2$	$7.7 \cdot 10^3$	$6.2 \cdot 10^4$	$4.9 \cdot 10^5$
	$1.5R_E$	$7.3 \cdot 10^2$	$1.1 \cdot 10^4$	$9.1 \cdot 10^4$	$7.3 \cdot 10^5$
Перигелий	R_E	$3.3 \cdot 10^2$	$5.1 \cdot 10^3$	$4.1 \cdot 10^4$	$3.3 \cdot 10^5$
	$1.5R_E$	$4.9 \cdot 10^2$	$7.6 \cdot 10^3$	$6.1 \cdot 10^4$	$4.9 \cdot 10^6$

если импульс сообщается в афелии, и

$$\Delta V = \frac{1}{2a} \sqrt{\frac{\mu_s}{a}} d \quad (2)$$

при его действии в перигелии. Здесь a — большая полуось орбиты астероида, e — ее эксцентриситет, μ_s — гравитационный параметр Солнца. При этом рассматривался наиболее благоприятный случай компланарных орбит Земли и астероида.

Затем путем численного интегрирования уравнений движения астероида и Земли в гелиоцентрической системе координат снова оценивалось значение корректирующего импульса для заданного значения безопасного расстояния d между центром Земли и астероидом при минимальном их сближении. При сближении астероида с Землей шаг интегрирования уменьшался в соответствии с уменьшением расстояния между ними. Результаты для величин искомых импульсов, полученные двумя способами, оказались достаточно близкими для оценок по порядку величины.

Переход к необходимому количеству топлива делался по формуле

$$m_T = \frac{m_a}{I_y g} \Delta V, \quad (3)$$

где m_a — масса астероида, I_y — удельный импульс двигательной системы.

Количественные оценки делались для значения удельного импульса $I_y = 260$ с (ракета-носитель «Сатурн-5» системы «Аполлон») и значения плотности вещества астероида 3 г/см³ (характерное значение плотности силикатных пород). Рассмотрены были две орбиты астероида: 1) реального астероида Адонис ($a = 1.97$ а.е., $e = 0.78$) и 2) типичная орбита АСЗ со значениями $a = 1.1$ а.е. и $e = 0.2$. Результаты для различных значений диаметра астероида D_a представлены в таблицах 1 и 2 соответственно.

Анализ таблиц 1 и 2 показывает, что лишь в случае астероидов с размером меньше 100 м (локальная катастрофа) количество топлива оказывается таким, что можно хотя бы обсуждать возможности его доставки и реализации необходимого импульса. Для астероидов больших размеров, столкновение с которыми вызовет региональную или глобальную катастрофы, создание необходимого корректирующего импульса на современном уровне развития ракетно-космической техники невозможно. Остается лишь, хотя и весьма проблематичная, возможность создания необходимого импульса направленными ядерными взрывами.

Таким образом, единственным на сегодняшний день реальным способом предотвращения астероидной катастрофы, если такая необходимость возникнет, является разрушение астероида с помо-

пью ядерного взрыва, какой бы более предпочтительной не казалась идея изменения его орбиты. При этом, естественно, возможные экологические последствия этой процедуры должны будут тщательно анализироваться. В связи с этим можно заметить, что речь может идти о трех ее возможных уровнях — фрагментации астероида на достаточно малые осколки, диспергировании его вещества в пыль и, наконец, об испарении вещества астероида. Последнее с точки зрения скорости разлета продуктов взрыва и, значит, быстрого уменьшения плотности их облака наиболее предпочтительно. А элементарные оценки показывают, что наиболее мощных из испытанных термоядерных зарядов с мощностью около 50 Мт ТНТ даже при 50% КПД взрыва достаточно для испарения вещества астероида километровой размера.

1. *Ковтуненко В.М., Rogovskiy G.H., Суханов К.Г. и др.* Возможность построения системы защиты Земли от астероидов и комет на базе современных технологий // Тезисы докл. Всерос. конференции «Астероидная опасность-95», 25-27 мая 1995. — СПб.: Изд-во МИПАО и ИТА РАН. — т. 2. — С. 65-66.
2. *Медведев Ю.Д., Свешиников М.Л., Соколовский А.Г. и др.* Астероидно-кометная опасность. — СПб.: Изд-во ИТА РАН-МИПАО, 1996. — 244 с.
3. *Chapman C.R., Morrison D.* Impacts on the Earth by asteroids and comets: assessing the hazard // Nature. — 1994. — **367**. — P. 33-40.
4. *Lupishko D.F., Di Martino M.* Physical properties of near-Earth asteroids // Planetary and Space Science. — 1998. — **46**, 1. — P. 47-74.
5. *Rabinovitz D.L., Bowell E., Shoemaker E., Muinonen K.* The population of Earth-crossing asteroids // Hazard due to comets and asteroids (ed. T.Gerels). — Tucson: Univ. of Arizona Press, 1994. — P. 285-312.
6. *Toon O.B., Zahnle K., Turco R.P., et al.* Environmental perturbation caused by asteroid impact // Hazard due to comets and asteroids (ed. T. Gerels). — Tucson: Univ. of Arizona Press, 1994. — P. 791-826.

Поступила в редакцию 11.11.2002