

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИЗМЕНЕНИЯ ОРБИТАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ АСТЕРОИДОВ, СБЛИЖАЮЩИХСЯ С ОРБИТОЙ ЗЕМЛИ

А.М.МИКИША, М.А.СМИРНОВ, С.А.СМИРНОВ

Институт Астрономии РАН, Москва

1.

Оценка возможности изменения орбитальных параметров небольшого небесного тела (речь может идти о небольших астероидах и очень больших метеороидных телах), размеры которого не превышают 1 км, может интересовать нас по двум целевым направлениям: во-первых, это предотвращение столкновения тела с Землей и во-вторых, транспортировка астероида в район орбиты Земли с дальнейшей возможностью использовать материал астероида для нужд человечества. Обе цели реальны, достаточно обоснованы в смысле осуществления и совершенно гуманистичны.

В России, в рамках работ, инициирующихся МИПАО (Санкт-Петербург) и усилившихся после того, как совещания SPE (Космическая защита Земли) стали регулярными, проделана большая работа по научному исследованию разных вариантов решения первого аспекта рассматриваемой задачи. Аналитический обзор основных методов решения задачи с целью уменьшения астероидной опасности для Земли был опубликован еще в 1993 году [В.В.Ивашкин, В.В.Смирнов; Институт прикладной математики им. М.В.Келдыша, 1993]. Авторы пришли к выводу, что если иметь в виду столкновение с Землей тела с характерными размерами 100 м (а согласно многим оценкам таким было тело, падение которого известно как Тунгусский метеорит), то никакими иными средствами кроме ударного воздействия КА за 3 оборота ($T \approx 10$ лет) нельзя изменить его скорость настолько, чтобы избежать столкновения. И хотя расчеты авторы проводили для астероида 4179 Тоутатис, оценки можно считать вполне всеобщими.

Все вышесказанное позволило нам сосредоточить внимание на второй цели поставленной задачи и предложить вариант ее решения.

Мы предлагаем идею конструкции, которая может быть названа так: "Солнечно-термический бескамерный реактивный двигатель". Источник энергии - Солнце, рабочее тело - вещество астероида. Движитель - соединение зеркала и астероида. Зеркало не "везется" с Земли, а "своим ходом", как солнечный парус [см. монографию Е.Н.Поляковой и работы В.В.Белецкого], везет себя к астероиду. Затем происходит ориентирование и "монтаж" двигателя. Испарение вещества астероида создает реактивную тягу. Такова совокупность идей. Приведем некоторые оценки возможности их реализации.

2.

2.1. ТЯГА. Оценка ведется по максимуму, т.е. принят КПД = 100%.

Энергия, приходящая на зеркало от Солнца, целиком идет на испарение. Формула для вычисления величины ускорения астероида при этом выглядит так:

$$w_a = \frac{6J_0 \cdot \Delta S \cdot \sqrt{k} \cdot \sqrt{T}}{\pi \cdot D_a^3 \cdot \rho_a \cdot H_{исп} \cdot \sqrt{m_{мол}}}, \quad (1)$$

где введены обозначения:

J_0 - солнечная постоянная на расстоянии 1 а.е. от Солнца;

k - постоянная Больцмана;

параметры, характеризующие размеры:

D_a - диаметр миделева сечения астероида;

ΔS - площадь, с которой собирается солнечная энергия;

параметры, характеризующие свойства вещества астероида:

$H_{исп}$ - удельная теплота испарения;

T - абсолютная температура испаряющегося вещества;

ρ_a - плотность вещества;

$m_{\text{мол}}$ - масса молекулы вещества.

При выводе формулы (1) принималось как исходное положение о том, что гравитация тела астероида не влияет на процесс создания реактивной тяги. Это справедливо, так как вторая космическая скорость на поверхности астероида на порядки меньше потребной нам скорости "толкания".

Другим, достаточно серьезным предположением, было принятие схемы земного испарения, т.е.:

$$H_{\text{исп}} = H_{\text{плав}} + H_{\text{кип}} + c_a \cdot \Delta T, \quad (2)$$

где c_a - удельная теплоемкость вещества астероида, а $\Delta T = T_{\text{кип}} - 300\text{К}$. На самом деле в открытом космосе осуществляется прямое испарение, но мы берем земную схему, так как похоже, что это не изменит оценки. А для схемы прямого испарения мы не знаем числовых значений параметров. Вычисляя все входящие в формулу (1) параметры и оставляя только два "свободных" - D_a и ΔS , - получаем:

$$w = 75 \cdot \frac{\Delta S}{D_a^3}, \quad (3)$$

причем ускорение w имеет размерность [см/с.год], если площадь рабочей поверхности зеркала выражаем в м², а размер астероида в км.

Формула (3) выведена для отклонения от центра Земли на величину примерно двух радиусов Земли. Она позволяет вычислить, на сколько мы можем изменить элементы орбиты за реальный промежуток времени в 1 год. Если иметь в виду отражение угрозы, то речь может идти только об изменении орбит достаточно больших астероидов (но не больших $D = 10$ км), и о достаточно больших упреждающих временах (десятки лет). Если же иметь в виду задачу транспортировки астероида к Земле, то существенным является ответ на вопрос: какое приращение скорости надо иметь и где. Взаимная конфигурация Земля-Луна-астероид наиболее существенна, столь же существенен выбор конечной орбиты для астероида: околоземная или околосолнечная. Но прежде всего надо понять, как осуществить "монтаж" двигателя.

2.2. "КРЕПЛЕНИЕ" ДВИГАТЕЛЯ. Будем считать, что нами решены все задачи, связанные с полетом к астероиду и обеспечением уравнивания орбитальных скоростей астероида и зеркала. Мы не "проскочили" мимо астероида, приблизились к нему и уравнили скорости. Как прикрепиться к телу астероида?

Наиболее естественное решение - механическое крепление типа "бросить якорь" - невозможно, так как астероид вращается и нет теории его вращения. Остается воспользоваться гравитационным полем астероида. При этом действуют две силы: солнечное давление и гравитация астероида (есть еще притяжение со стороны Солнца, но в данной задаче оно не существенно).

При оценке исходим из равенства сил светового давления и силы притяжения:

$$F_{\text{свет}} = \frac{2J_0}{c} \cdot \Delta S = F_{\text{грав}} = \gamma \cdot \frac{M_a \cdot m}{R^2}, \quad (4)$$

где M_a - масса астероида, m - масса балласта, R - расстояние от балласта до центра тяжести астероида. Полагаем, что $R = D_a$ (ближе нельзя, ибо форма астероида неправильная). Получаем:

$$m = \frac{3J_0}{c} \cdot k \cdot \frac{D_a}{\gamma \cdot \rho_a}. \quad (5)$$

Подставив все числовые значения и оставив, как и раньше, два параметра - плотность вещества и размеры астероида - получим:

$$m = 200k \cdot \frac{D_a}{\rho_a}, \quad (6)$$

где k - величина, меньшая или равная единице (она показывает, какую часть миделева сечения астероида составляет площадь зеркала; для небольших астероидов эта величина равна единице, для больших - много меньше). Вычислив по формуле (6) при $k = 1$ веса балласта, получим, что для реальных балластов (а это могут быть последние ступени ракеты-носителя) и для транспортировки больших астероидов вплоть до имеющих $D = 10$ км, следует взять зеркало с размерами как минимум в четверть площади миделева сечения астероида для каменного и половину этой площади для железного астероида. Тогда современные ракеты-носители впишутся в эти веса балластов.

2.3. МАССА ЗЕРКАЛА. Выберем материалы из металлизированных (в том числе это могут быть алюминизированные) полимерных пленок. Заведомо годятся пленки толщиной 1-2 мкм. Но есть разработки, показывающие возможность уменьшения толщины пленки до 0,05-0,1 мкм. При этом надо принимать во внимание такие факторы: достаточная отражательная способность, эрозия материала под действием космоса (при полете до астероида) и под влиянием условий работы над испаряемым астероидом, а также прочность на разрыв. Все эти вопросы требуют проработки.

Расчет проведен для заведомо выполнимого случая: толщина 2 мкм, средняя плотность пленки 2 г/см³. Вычислим массу 1 км такой пленки (конструкция паруса при этом не играет роли). Получаем:

$$m_{\text{зер}} = \Delta S_0 \cdot h \cdot \rho_{\text{пл}} = 4 \cdot 10^6 \text{ т} = 4 \text{ м}. \quad (7)$$

Отсюда снова видна критичность размера астероида $D_a = 10$ км, при котором масса паруса равна массе балласта.

3. ВЫВОДЫ.

Проведенное оценочное рассмотрение задачи изменения орбитальных параметров астероидов, сближающихся с орбитой Земли, позволяет сказать следующее:

- 3.1. Реально создать солнечно-термический бескамерный двигатель, работающий на энергии Солнца и испаряющий вещество астероида. Конструктивно это совокупность зеркала и астероида. Особенность такого подхода - зеркало доставляется с Земли как парус, причем последняя ступень ракеты-носителя сохраняется для использования в качестве балласта при подлете к астероиду. Для астероидов с характерными размерами от 1 км до 10 км может быть обеспечена тяга такой величины, что приращение скорости астероида составит величины порядка сотен см/с.год. Это означает реальность сроков как по отклонению больших астероидов от попадания в Землю (астероидная опасность), так и по транспортировке большого астероида в район Земли с целью его использования для нужд человечества.
- 3.2. Реальны балласты весом 25 - 70 т для астероидов диаметром 1 км и 250 - 700 т для 10-километровых астероидов. Последний размер критичен для создаваемого подхода.
- 3.3. Реальны размеры и вес зеркала, обеспечивающего, во-первых, транспортировку его до астероида, и во-вторых, работу по созданию дополнительной тяги. Размеры зеркала (его "рабочей поверхности") не превышают размеров астероида и размеры 1 - 10 км являются в определенном смысле оптимальными.
- 3.4. Что касается использования ядерных средств, то следует признать, что для целей отражения астероидной опасности они незаменимы (во всяком случае при малых временах упреждения). Если говорить об отклонении астероида хотя бы на величину радиуса Земли, то при размерах астероида в 1 км требуется энергия порядка 1 Кт и время составит 1,6 года, поэтому при использовании ее логичнее говорить о разрушении астероида на больших расстояниях. А вот для транспортировки при помощи ядерных взрывов если исходить из исследования, проведенного Джоном Льюисом и Мелиндой

Хадсен (1993) потребуеться израсходовать 90 % и кроме того смириться с побочными эффектами, такими как заражение остатков и нарушение структуры доставленного тела.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (96-02-19113)