Ордена Ленина ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ имени М.В. Келдыша

Российской Академии наук

В.В. Ивашкин

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛАЗЕРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА СБЛИЖАЮЩЕЕСЯ С ЗЕМЛЕЙ НЕБЕСНОЕ ТЕЛО

В.В. Ивашкин

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛАЗЕРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА СБЛИЖАЮЩЕЕСЯ С ЗЕМЛЕЙ НЕБЕСНОЕ ТЕЛО

Аннотация. Исследованы некоторые вопросы построения космической (в частности, – лунной) базы в окрестности Земли с целью уменьшения астероидно-кометной опасности для Земли. Предполагается, что база состоит из трех станций. Во-первых, это энергетическая станция. Эта станция преобразует солнечную энергию В электрическую энергию, которая используется функционирования астрономической обсерватории ДЛЯ И лазерной станции. Телескопы обсерватории могут осуществлять поиск объектов, сближающихся с Землей (ОСЗ), – астероидов, комет – и обнаружить опасный объект, который в процессе своего движения сталкивается с Землей и может привести к катастрофе на Земле. Предполагается, что в этом случае лазерная станция оказывает мощное лазерное воздействие на опасный объект, чтобы скорректировать орбиту ОСЗ и отклонить его от Земли или разрушить его. Анализируется возможность лазерного воздействия в окрестности системы Земля-Луна. Оценена необходимая электрическая мощность энергетической станции, а также площадь солнечных батарей. Отмечена возможность использования для построения лунной базы новых экономичных траекторий полета от Земли к Луне с захватом КА Луной. Обсуждаются преимущества и недостатки лазерного воздействия на опасное небесное тело. Отмечается необходимость международной кооперации для проектирования, создания и работы такой космической станции.

Работа выполнена при поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (Гранты NN 01-01-00133, 00-15-96036) и Харбинского политехнического института НІТ (Китай).

Ключевые слова: астероидно-кометная опасность, лазерное воздействие, космическая станция.

V.V. Ivashkin

POSSIBLE USING ANALYSIS OF LASER INFLUENCE ON NEAR-EARTH CELESTIAL BODY

Abstract. A space base (a lunar base, in particular) to mitigate the asteroid-comet hazard for the Earth is investigated. The base is proposed to consist of three stations. First, this is an energy station. This station transforms the solar energy into the electric one, which is used to put into operation an astronomical observatory and a laser station. The observatory telescopes can detect near-Earth objects (NEOs) and discover an object, which impacts the Earth during its motion and can lead to the Earth catastrophe. In this case, the laser station is proposed to give a powerful laser effect on that near-Earth object to correct its orbit and deflect it from the Earth or destroy it. There is analyzed this laser effect at the Earth-Moon vicinity. The electric power of the energy station required and the area of solar panels at the energy station are evaluated. Possibility to use new low-energy Earth-to-Moon trajectories with capture by the Moon is shown for creation of the lunar base. Advantages and disadvantages of the laser effect are discussed. Conclusion is made that the international cooperation in designing, creation and operation of this space base is necessary.

The study is supported by the Russian Foundation for the Basic Studies (Grants NN 01-01-00133, 00-15-96036) and the Harbin Institute of Technology HIT, China.

Key words: Asteroid-Comet Hazard, Laser Effect, Space Base.

СОДЕРЖАНИЕ

1. ВВЕДЕНИЕ	5
2. МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ОПАСНОГО НЕБЕСНОГО ТЕЛА	5
2.1. Случай пролета у Земли при воздействии	6
2.2. Случай столкновения	7
3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛАЗЕРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ	8
3.1. Энергетические характеристики лазерного воздействия	8
3.1.1. Энергия воздействия	8
3.1.2. Средняя мощность излучения	9
3.1.3. Продолжительность воздействия	10
3.2. Геометрические характеристики воздействия	11
4. ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ	13
5. ВЫВОДЫ	14
6. ЛИТЕРАТУРА	15

CONTENTS

1. INTRODUCTION	5
2. MODEL FOR MOTION OF DANGEROUS CELESTIAL BODY	5
2.1. A case of fly by the Earth	6
2.2. A case of impact	7
3. LASER INFLUENCE CHARACTERISTICS	8
3.1. Energy characteristics of laser effect	8
3.2. Geometrical characteristics of laser beam	11
4. ENERGY STATION CHARACTERISTICS	13
5. CONCLUSIONS	14
6. REFERENCES	15

1. ВВЕДЕНИЕ

В работе исследуется возможность использования лазерного воздействия на небесный объект, сближающийся с Землей (ОСЗ), опасное небесное тело (астероид, комету), для отклонения его от Земли или его разрушения. Предполагается, что лазер находится на околоземной космической станции, базе – на Луне или, например, в некоторой точке либрации системы Земля-Луна. Размещение станции на Луне имеет ряд достоинств. Здесь следует отметить, в частности, такие факторы, как отсутствие атмосферы и поглощения ею лазерного излучения [1, 2], возможность экономичного построения энергетической установки организации эффективных [3] И астрономических наблюдений за сближающимися с Землей небесными телами и обнаружения сталкивающегося с Землей объекта [4, 5]. Поэтому представляется Луне комплексной станции – энергетической, эффективным создание на астрономической и лазерной. Эта идея была выдвинута на Международном Симпозиуме "2002 International Symposium on Deep Space Exploration Technology and Application", Qingdao, China [6], что инициировало данную работу.

Полагаем, что при действии на тело лазерного излучения с высокой интенсивностью вещество тела испаряется и превращается в плазму, поток которой от тела создает реактивное ускорение, действующее на тело и отклоняющее его от Земли, см. Рис. 1.



Рис. 1. Схема лазерного воздействия на небесное тело.

Полагаем, что энергетическая станция преобразует с помощью солнечных батарей энергию солнечных лучей в электрическую энергию, которая используется затем для работы астрономической обсерватории и, при необходимости, для создания лазерного пучка, направляемого на опасное небесное тело, см. Рис. 2.

В работе делается комплексный анализ данной задачи лазерного воздействия. Рассмотрена модель движения опасного небесного тела и, на основе этого, оценен необходимый коррекционный импульс скорости. Для астероидов радиусом 100-500 м оценены энергия лазерного воздействия, а также средняя мощность излучения, расчетное время и дальность воздействия. Оценены также основные параметры энергетической установки, размеры солнечных батарей.

Основные результаты работы доложены на Международной Конференции "International Lunar Conference 2003 / International Lunar Exploration Working Group 5 (ILEWG 5)", 16-22 November 2003 [7-9].

2. МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ОПАСНОГО НЕБЕСНОГО ТЕЛА

Полагаем, что возможны два случая движения опасного небесного тела относительно Земли при воздействии на него.



2.1. Случай пролета у Земли при воздействии

В первом случае считаем, что на текущем витке орбиты тела, при данном сближении с Землей тело пролетает у Земли на некотором близком расстоянии от нее $\rho_{min} \sim (0,4-1)$ млн. км, а столкновение с Землей происходит на одном из следующих витков орбиты астероида. В этом случае имеем более или менее продолжительное время до столкновения тела с Землей (по крайней мере, один виток), воздействие достаточно эффективно, можем рассматривать воздействие на тело для его отклонения от Земли.

На Рис 3 приведена схема пролета ОСЗ у Земли и воздействия на него - на дуге $M_1M_2M_3$ орбиты Луны и дуге $B_1B_2B_3$ орбиты ОСЗ. Вектор **ј**_в представляет реактивное ускорение тела от лазерного воздействия и плазменной струи.



Рис. 3. Схема геоцентрического пролета ОСЗ у Земли и воздействия на него (Е - Земля, М - Луна, В - ОСЗ).

Для качественной оценки влияния такого лазерного воздействия сделаем несколько упрощений. Как затем покажем, продолжительность воздействия невелика, и будем приближенно сводить его к сообщению телу некоторого импульса скорости, который изменяет гелиоцентрическую скорость тела на величину δV_B , достаточную

для отклонения его от Земли. Действие этого импульса оценим приближенно, по вековой составляющей в гелиоцентрическом отклонении тела вдоль его орбиты δl [10, 11]:

$$\delta l \approx -3 \left(2a_{\rm B}/r_{\rm E} - 1 \right) \Delta t \, \delta V_{\rm B},\tag{1}$$

здесь a_B — большая полуось орбиты тела, r_E (=1 a. e.) — радиус Земной орбиты, Δt — время от воздействия до столкновения. Полагаем, что отклонение тела относительно Земли без учета ее притяжения $\delta d = |\delta l|$, причем необходимое минимальное отклонение в положении тела составляет

$$\delta d = 2R^* = 2 R_E \left[1 + 2 \mu_E / R_E / V_{\infty}^2 \right]^{1/2}, \tag{2}$$

где R*–критическое отклонение, приводящее к касанию геоцентрической орбитой Земли; μ_E , R_E – гравитационный параметр и радиус Земли; V_∞ – скорость сближения небесного тела и Земли без учета притяжения Земли. Если T_B=2 $\pi a_B^{3/2}/\mu_S^{1/2}$ – орбитальный период тела, а столкновение происходит через n_C орбитальных витков, то $\Delta t = n_C T_B$, тогда

$$|\delta V_{\rm B}| \approx 2R^* / [3 (2a_{\rm B}/r_{\rm E}-1) n_{\rm C} T_{\rm B}].$$
 (3)

Импульс скорости увеличивается с уменьшением большой полуоси орбиты тела а_в. Наибольший импульс скорости соответствует астероидам группы Aten, с малым значением а_в.

Для оценки полагаем $a_B = r_E = 1$ а. е., $n_C = 1$, т.е. воздействие осуществляется за год до столкновения, аналогично [1], см. Рис. 4.



Для группы известных сейчас астероидов, сближающихся с Землей в XXI веке [12]: $V_{\infty} \approx (7-33)$ км/с, $R^* \approx (7-12,6)$ тыс. км. Тогда $\delta V_B \approx (0,15-0,27)$ м/с [10,11]. Для дальнейшего анализа берем значение импульса скорости $\delta V_B = 0,2$ м/с.

2.2. Случай столкновения

Во втором случае на текущем витке орбиты тела при отсутствии воздействия на него тело сталкивается с Землей. В этом случае оставшееся до соударения время мало. Кроме того, направление лазерного луча будет близким к продольному геоцентрическому движению. Поэтому в данном случае такое лазерное воздействие малоэффективно для отклонения тела от Земли, и будем полагать, что производится его разрушение, см. Рис 5.



Рис. 5. Схема разрушения ОСЗ при столкновении с Землей (Е – Земля, М – Луна, В – ОСЗ).

3. ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛАЗЕРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Оценим основные параметры лазерного воздействия, такие как: суммарная энергия воздействия, средняя мощность излучения, временная и путевая продолжительность воздействия, начальный и конечный размер лазерного пучка. Анализ будем проводить для астероидов с радиусом $R_B=(0,1-0,5)$ км, плотностью $\rho_B=3$ г/см³.

3.1. Энергетические характеристики лазерного воздействия

3.1.1. Энергия воздействия

а) При отклонении тела от Земли необходимая суммарная энергия E_Q воздействия на опасное небесное тело определяется из условия сообщения телу импульса скорости δV_B (3). Если масса тела $M_B{=}4\pi R_B^{\ 3}\rho_B/3$, то сообщаемое телу количество движения

$$\delta Q_{B} = M_{B} \, \delta V_{B} = 4\pi R_{B}^{3} \, \rho_{B} \, \delta V_{B} / 3 = a_{Q} \, R_{B}^{3}, \, a_{Q} = 4\pi \rho_{B} \delta V_{B} / 3.$$
(4)

Пусть с_m=dQ_B/dE_Q – коэффициент перехода подводимой к телу энергии лазерного воздействия в сообщаемое ему количество движения, с_m≈(2,1–4,8) [дин·с/дж] в зависимости от длины волны излучения λ =(4–0,248)·10⁻⁶ м [1]. Полагаем, что опасное тело имеет форму шара радиуса R_B, продольная ось лазерного луча проходит через центр тела, а поперечное сечение луча у тела – круг радиуса

$$\mathbf{R}_{\mathrm{f}} = \mathbf{R}_{\mathrm{B}} \sin \Phi = \gamma \, \mathbf{R}_{\mathrm{B}},\tag{5}$$

причем плазменная струя направляется от тела по местному радиусу. Тогда суммарная энергия, которая должна быть подведена к телу,

$$E_{Q} = k \, \delta Q_{B} / c_{m} = 4\pi k R_{B}^{3} \, \rho_{B} \, \delta V_{B} / 3 \, c_{m} = a_{E} \, R_{B}^{3}, \, a_{E} = 4\pi k \rho_{B} \, \delta V_{B} / 3 \, c_{m}.$$
(6)

Здесь $k=2(1+\cos\Phi+\cos^2\Phi)/3(1+\cos\Phi)$. При $\sin\Phi=0,3-0,4$: k=0,98-0,96.

Для оценки необходимой энергии рассмотрим инфракрасное излучение с длиной волны $\lambda \approx 3 \cdot 10^{-6}$ м (например, DF-лазер [1, 13]). Положим с_m=2,5 дин·с/дж, при этом а_E~1·10¹⁷ дж/км³. Значения массы тела M_B и энергии E_Q даны в Табл. 1.

б) В случае разрушения тела энергию, необходимую для его разрушения, оценим приближенно, на основании исследования процесса разрушения при

8

кинетическом соударении тел. В этом случае, согласно [14] и др., к телу необходимо подвести определенную критическую удельную (приходящуюся на единицу его массы) энергию E*= E_F/M_B.

R _B , м	100	300	500
М _В , кг	$1,26 \cdot 10^{10}$	$3,39 \cdot 10^{11}$	$1,57 \cdot 10^{12}$
Е _Q , дж	1·10 ¹⁴ ≈0,024 MT	$2,7.10^{15} \approx 0,63 \text{ MT}$	$1,23 \cdot 10^{16} \approx 2,9$ MT

Табл. 1. Энергия лазерного воздействия для отклонения астероида $(\delta V_B = 0,2 \text{ м/c}, \rho_B = 3 \text{ г/cm}^3, c_m = 2,5 \text{ дин} \cdot \text{c/дж})$

Эта энергия зависит от массы M_F максимального фрагмента тела после его разрушения, нормализованной по всей массе тела M_B . Теоретические и экспериментальные результаты по определению этой энергии E* довольно сильно расходятся у разных авторов. В Табл. 2 приведены значения критической энергии E*, взятые для приближенной оценки, согласно [14], для базальта, а также значения энергии разрушения (фрагментации) E_F каменного астероида радиусом 500 м при кинетическом воздействии.

Табл.	2.	Критическая	удельная и	полная энер	гия кинетическо	го разрушения
						· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·

M_F/M_B	0,001	0,01	0,1	0,5
R_F/R_B	0,1	0,21	0,46	0,8
Е*, эрг/г	9.10^{8}	$8 \cdot 10^{7}$	$2 \cdot 10^{7}$	$1 \cdot 10^{7}$
Е _F , дж (R _B =500 м)	$1,4.10^{17} \approx$	$1,3.10^{16} \approx$	$3,1.10^{15} \approx$	1,6·10 ¹⁵ ≈
	33,7 MT	3 MT	0,75 MT	0,37 MT

Эти оценки показывают, что энергия кинетического разрушения тела имеет примерно тот же порядок величины, что и энергия лазерного отклонения тела при $\delta V_B = 0.2$ м/с. По-видимому, для лазерного разрушения тела, ввиду распределенности по времени лазерного воздействия, требуется бо́льшая энергия, чем для кинетического. Желательна, по-видимому, также концентрация воздействия на небольшом временно́м отрезке. Вопрос этот сложен и требует дополнительного изучения.

В дальнейшем анализе будем основываться на варианте коррекции орбиты и отклонения тела.

3.1.2. Средняя мощность излучения

Для определения мощности излучения, следуя [1], рассмотрим импульсный вариант лазерного излучения и зададим его основные параметры: энергетическую интенсивность облучения единичной площади цели при сообщении импульса I_f [вт/см²], продолжительность импульса τ [с], частоту пульсаций ν [имп/с], радиус поперечного сечения луча у цели R_f [км]. Предполагаем ступенчатый характер зависимости интенсивности лазерного излучения в импульсе от времени, I_f(t)=const, t_i<t< t_i + τ , см. Рис. 6. Тогда энергия, передаваемая в одном импульсе E_I и энергия всех импульсов за единицу времени, т.е. средняя мощность излучения P_L:

$$E_{I} = I_{f} \pi R_{f}^{2} \tau = a_{I} R_{B}^{2}; a_{I} = \pi \gamma^{2} \tau I_{f},$$
(7)

$$P_{L} = E_{I} \nu = I_{f} \pi R_{f}^{2} \tau \nu = I_{f} \pi \gamma^{2} \tau \nu R_{B}^{2} = a_{P} R_{B}^{2}, \ a_{P} = \pi \gamma^{2} \tau \nu I_{f}.$$
(8)



Рис. 6. Импульсная схема лазерного воздействия (t_i – момент начала i-го импульса).

Табл. 3. Энергия в импульсе и средняя мощность лазерного луча $(I_f=0,5 \ \Gamma \text{BT/cm}^2, \tau = 50 \cdot 10^{-9} \text{ с}, \nu = 10 \ \Gamma \mu)$

R _B , м	100	300	500
R _f , м	40	90	150
Е _I , Гдж	1,3	6,4	17,7
P_L, Γ_{BT}	13	64	177

Для численной оценки возьмем I_f=0,5 Гвт/см², $\tau = 50 \cdot 10^{-9}$ с, $\nu = 10$ Гц [1], γ =0,3 для R_B=0,3-0,5 км, γ =0,4 для R_B=0,1 км ($\lambda \approx 3 \cdot 10^{-6}$ м). Тогда a_{I} =7,07 $\cdot 10^{10}$ дж/км², a_{P} =7,07 $\cdot 10^{11}$ вт/км² при γ =0,3. В Табл. 3 приведены значения энергии в импульсе E_I и средней мощности P_L для разных астероидов.

3.1.3. Продолжительность воздействия

Суммарная энергия E_Q и средняя мощность P_L определят время воздействия:

$$\Delta t_a = E_Q / P_L = (a_E/a_P) R_B.$$
(9)

Полагая, что в процессе этого воздействия тело движется по орбите с постоянной скоростью V_∞, получим путь, проходимый телом при воздействии:

$$\Delta s_a = V_{\infty} \Delta t_a. \tag{10}$$

Для оценки положим V_{∞} =20 км/с. В Табл. 4 приведены время и путь воздействия Δt_a , Δs_a , соответствующие значениям E_Q , P_L , данным в Табл. 1, 3. Исходя из этой оценки пути Δs_a , а также из возможных отклонений тела от Земли (п. 2.1), из принятого места нахождения лазера (на Луне или в точке либрации системы Земля-Луна) и из предварительной оценки возможной дальности лазерного воздействия, приняты расчетные максимальные расстояния от лазера до цели ρ_L . Они также приведены в Табл. 4.

R _B , м	100	300	500
R _f , м	40	90	150
$\Delta t_a, c$	7700≈2 ч	41700≈12 ч	69500≈19 ч
Δs_a , км	$0,15 \cdot 10^{6}$	$0,83 \cdot 10^{6}$	$1,39.10^{6}$
ρ _L , км	$0,65 \cdot 10^{6}$	$1,5.10^{6}$	$2 \cdot 10^{6}$

Табл. 4. Временная и путевая длительность, а также дальность лазерного воздействия ($\delta V_B = 0.2 \text{ м/c}, c_m = 2.5 \text{ дин·c/дж}, I_f = 0.5 \text{ Гвт/см}^2, \tau = 50 \cdot \text{нс}, \nu = 10 \text{ Гц}$).

3.2. Геометрические характеристики воздействия



(D₀-минимальный диаметр пучка, р₀-расстояние до сужения).

Основными геометрическими характеристиками воздействия являются начальный и конечный диаметры лазерного луча $D_1=2R_1$, $D_f=2R_f$, а также дальность действия ρ_L , см. Рис. 7.

Конечный диаметр и длина пучка D_f и ρ_L оценены выше, в п. 3.1.2, 3.1.3. Для оценки начального диаметра D₁ применим метод Когельника-Ли анализа Гауссовых пучков [15, 1]. При этом диаметр D₁ удовлетворяет условию:

$$\rho_{\rm L} = \rho_0 \{ 1 + (D_{\rm f}^2/D_0^2 - 1)^{1/2} \}, \ \rho_0 = \pi D_0^2/(4 \ \mu \ \lambda); \ D_0^2 = D_1^2/2;$$
(11)

ИЛИ

$$D_{1}^{-2} = a \left[1 + (1 - 2/c^{2})^{1/2} \right]; a = c/b; c = 1 + D_{f}^{2}/b; b = 8 \mu \lambda \rho_{L}/\pi.$$
(12)

Здесь µ – «фактор качества» луча, принимаем µ=3 [1].

Табл. 5. Начальный радиус лазерного пучка	l.
---	----

R _B , м	100	300	500
R ₁ , м (λ=3·10 ⁻⁶ м)	49	51	45
R ₁ , м (λ=0,25·10 ⁻⁶ м)	9,4	5,4	4,4

В Табл. 5, во второй строке приведены значения начального радиуса пучка R_1 для $\lambda = 3 \cdot 10^{-6}$ м (т.е. инфракрасного DF лазера) и значений $R_f = D_f/2$, ρ_L , указанных в Табл. 4. Видим, что в данном случае начальный диаметр пучка довольно большой, ~100 м. При этом начальная энергетическая плотность лазерного пучка несколько

меньше, чем конечная, для небольшого астероида с радиусом $R_B=100$ м, и превышает конечную интенсивность в 4-10 раз для более крупных астероидов с радиусом $R_B=300-500$ м.

Отметим, что радиолокационные антенны примерно такого размера уже существуют и функционируют на Земле. Это, например: 70-м антенны станций дальнего космоса в Евпатории, Медвежьих озерах и Уссурийске (см. рис. 8), 64-м VLBI антенны в Голдстоуне, Канберре и Мадриде системы дальнего космоса НАСА, 100-м антенна в Эффелсберге, Германия [16].



Рис. 8. 70-м радиолокационная антенна (Уссурийск, Россия).

Однако современные оптические телескопы имеют пока существенно ме́нышие апертуры. Правда, сейчас проектируется несколько больших телескопов. Так рядом Европейских стран сейчас обсуждается проект 100-м гигантского телескопа [17], рис. 9.



Main mirror: At least 100 metres across Timescale: It would take 15 years to build Если $\lambda = 0,25 \cdot 10^{-6}$ м, т.е. имеем ультрафиолетовый лазер, то ограничения по дальности будут более слабыми. Поэтому здесь при $R_B=100$ м также принимаем $\gamma = R_f/R_B=0,3$, как и при $R_B=(300-500)$ м. Третья строка Таблицы 5 дает значения начального радиуса пучка R_1 для этого УФ варианта. Видим, что в данном случае диаметр пучка существенно меньше, его легче реализовать. Однако здесь очень велика начальная энергетическая интенсивность лазерного пучка.

Таким образом, для реализации эффективного лазерного воздействия на опасные небесные тела необходимо решить ряд сложных проблем, в частности, по высокой энергетической интенсивности пучка, по большой излучающей апертуре, по точности наведения луча. В этой связи отметим, что в [18] выдвинута идея газолинзовых телескопов, которые могут облегчить решение проблемы создания лазерного пучка большого диаметра и высокой плотности энергии.

4. ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

Для обеспечения мощности лазерного пучка P_L (8) необходима определенная электрическая мощность P_E . Она зависит от типа лазера. Полагаем, что используется химический лазер, например, ИК DF-лазер. В этом случае за счет использования химической энергии электрическая эффективность установки $\eta_E=P_L/P_E$ довольно высока, $\eta_E\approx 2-10$ [1]. Правда, хотя при работе лазера и происходит определенная рекомбинация веществ, все же при этом требуется некоторый запас химических реагентов. Далее, полагаем, что необходимая электрическая энергия получается с помощью солнечных батарей, преобразующих энергию солнечного излучения в электрическую. Пусть P_S – необходимая мощность солнечной радиации, а $\eta_S=P_E/P_S$ - кпд батарей. Тогда необходимые мощности P_E , P_S :

$$P_{\rm E} = P_{\rm L}/\eta_{\rm E}; P_{\rm S} = P_{\rm E}/\eta_{\rm S} = P_{\rm L}/\eta_{\rm E} \eta_{\rm S}.$$
(13)

Полагаем, что солнечная постоянная, мощность потока солнечного излучения на орбите Земли, I_{S0} =1370 Bt/m² [19]. Учитывая, что лазерно-энергетическая станция находится в близкой окрестности Земли, оценим мощности P_E , P_S , а также необходимую площадь солнечных батарей

$$F_{SP} = P_S / I_{S0}$$
.

(14)

Для представления о размерах солнечных батарей считаем их квадратом со стороной $a_{SP} = (F_{SP})^{1/2}$.

Для оценки положим $\eta_E=1$, $\eta_S=0,1$. В Табл. 6 приведены вырабатываемая электрическая мощность P_E , используемая мощность солнечной радиации P_S , площадь F_{SP} и линейный размер a_{SP} солнечных батарей.

Табл. 6. Основные характеристики энергетической станции (η_E=1, η_S=0,1)

R _B , м	100	300	500
P_E , Гвт	13	64	177
P_{S}, Γ вт	126	636	1770
F_{SP} , км ²	92	464	1290
а _{SP} , км	10	22	36

Замечания. 1) Отметим, что если лазерно-энергетическая станция сооружается на Луне, то для создания солнечных батарей энергетической установки может быть применен интересный метод на основе использования лунной породы [3].

2) При сооружении такой очень крупной энергетической, лазерной и астрономической станции для доставки грузов на Луну могут оказаться полезными новые экономичные траектории перелета с Земли с захватом КА на эллиптическую орбиту спутника Луны [20-28].

5. ВЫВОДЫ

В работе выполнен анализ характеристик космической лазерно-энергетической и астрономической базы для воздействия на небесное тело, сталкивающееся с Землей, и предупреждения этого столкновения. Предполагается, что такие станции могут быть организованы на Луне и (или) в некоторых точках либрации системы Земля-Луна. Солнечные батареи энергетической станции производят электрическую энергию. Эта энергия используется, в первую очередь, для работы астрономической обсерватории, осуществляющей поиск опасных небесных тел, сближающихся с Землей.

В случае обнаружения тела, сталкивающегося с Землей, электрическая энергия используется для получения высокоэнергетического лазерного пучка импульсного действия, направляемого на опасное тело. Предполагается, что при воздействии лазерного излучения вещество тела превращается в плазму, поток которой от тела создает реактивное ускорение, действующее на тело. Рассмотрена возможность применения такой системы для разрушения тела или для заблаговременного (~ за год до столкновения) сообщения телу достаточно большого импульса скорости (~ 0,2 м/с), чтобы отклонить тело от Земли.

Анализ выполнен для астероидов радиусом (0,1-0,5) км. Необходимая энергия воздействия для отклонения тела оценена величиной ~ $(0,1-13)\cdot10^{15}$ дж≈(0,02-3) МТ ТНТ. При этом средняя мощность лазерного излучения и электрическая мощность энергетической станции составляют ~(13-180) Гвт, время лазерного воздействия ~(8-70) тыс. с, наибольшая расчетная дальность воздействия ~(0,6-2) млн. км. В зависимости от длины волны излучения и размера астероида начальный диаметр пучка оценен в (10–100) м, а конечный – в (60–300) м. Площадь солнечных батарей составляет (90–1300) км².

Реализация такой системы по ряду параметров является трудной научнотехнической проблемой. Важным представляется также анализ (с помощью математического моделирования и, затем, реального эксперимента) физических основ данного лазерного способа воздействия, в частности, процесса формирования и устойчивого поддержания (в течение примерно суток) плазменной струи. При возможности построения такая система позволяет обеспечить предупреждение столкновения Земли не только с мелкими, но и с довольно крупными опасными небесными телами при приемлемом времени упреждения воздействия. В случае реализации данного проекта, ввиду научно-технической сложности проблемы, высокой стоимости проекта и из соображений безопасности, по-видимому, целесообразно данную космическую базу сооружать как международную и при сотрудничестве ряда научных коллективов.

Автор благодарен В.А. Кочкину за ряд полезных советов и обсуждений работы. Автор признателен также А.Е. Корольковой и А.В. Чернову за помощь в оформлении работы.

Работа выполнена при поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований РФФИ (Грант РФФИ 01-01-00133) и Харбинского политехнического института НІТ (Китай).

6. ЛИТЕРАТУРА

- 1. Phipps C. Laser Deflection of NEO's. NASA Near Earth Object Interception Workshop. Proceedings. LA-UR-92-420. P. 256-420.
- 2. Медведев Ю.Д. и др. Астероидно-кометная опасность. Под ред. А.Г. Сокольского. ИТА РАН, МИПАО. С-Петербург, 1996.
- 3. Ignatiev A. Electric Power Development in Space from In-Situ Lunar Resources. 2002 International Symposium on "Deep Space Exploration Technology and Application". Qingdao, China, August 12-15, 2002. Presentation, p. 1-4.
- 4. Isobe S., M. Yoshikawa. Earth, Moon and Planets, 72. 1995, pp. 263-266.
- Isobe S. A Strategy to Detect NEOs: from Ground-Based to Lunar-Based Observations. – The International Conference "Space Protection of the Earth". Proceedings. Chelyabinsk Scientific Center News, Special Issue, Part 2. 1997. P.7-9.
- 6. Lunar Base and Space Stations for NEO's Observations and Protection of the Earth from the Asteroid-Comet Hazard. Proposal of the "2002 International Symposium on Deep Space Exploration Technology and Application". Qingdao, China, August 12-15, 2002.
- Ivashkin V.V. On energy-astronomical laser space base for the asteroid-comet hazard mitigation. – International Lunar conference 2003 / International Lunar Exploration Working Group 5 (ILEWG 5). 16-22 November 2003. Waikoloa, Hawaii Island, Hawaii, USA. Conference Abstracts. 2003, Space Age Publishing Company. P. 25.
- 8. <u>http://www.spaceagepub.com/abstracts.html</u> http://www.spaceagepub.com/pdfs/Ivashkin_3.pdf
- 9. http://www.rol.ru/news/misc/spacenews/03/11/27_003.htm
- 10. Ивашкин В.В. Качественный сравнительный анализ некоторых методов изменения орбиты сближающегося с Землей малого небесного тела. Сборник трудов конференции "Околоземная астрономия XXI века", г. Звенигород, 21-25 мая 2001 г. ИНАСАН. М.: ГЕОС, 2001. С. 294-304.
- 11. Ivashkin V.V. On the Asteroid-Comet Hazard Mitigation Problem for the Earth. 2002 International Symposium on "Deep Space Exploration Technology and Application". Qingdao, China, August 12-15, 2002. Proceedings, p. 143-148.
- 12. Угроза с неба: рок или случайность? Опасность столкновения Земли с астероидами, кометами и метеороидами. // Науч. ред. А.М. Микиша и М.А. Смирнов. Космосинформ, Москва. 1999.
- Лазер. Лазерное излучение. Большая Советская энциклопедия, т. 14. 3 издание. Гл. ред. А.М. Прохоров. М.: «Советская Энциклопедия», 1973. С. 105-114.
- 14. Housen K.R., and Holsapple K.A. On the Fragmentation of Asteroids and Planetary satellites. Icarus, 84, 1990. P. 226-253.
- 15. Джеррард А., Дж.В. Берч. Введение в матричную оптику. Пер. с англ. М.: Мир. 1978. 341 с.
- 16. Ivashkin V.V. On the History of Space Navigation Development. 44th Congress of the IAF, October 16-22, 1993 / Graz, Austria, IAA.2.1-93-670, p. 1-15. // In: History

of Rocketry and Astronautics. Philippe Jung, Editor. AAS History Series, Vol. 22. IAA History Symposium, Vol. 14. An American Astronautical Society Publication. Part III: The Space Age. Chapter 12. 1998. P. 271-280.

- 17. McGourty Cristine. Astronomy's next big thing. BBC NEWS: Science/Nature. 2002, 2 July. UK <u>http://news/bbc/co.uk/1/hi/sci/tech/</u>2116605.stm
- 18. Michaelis M.M., C.A. Dempers, M. Kosch, et al. A gas-lens telescope. // Nature, Vol. 353. 1991, P. 547-548.
- 19. Солнечная постоянная. Большой энциклопедический словарь, т. 2. Гл. ред. А.М. Прохоров. М.: «Советская Энциклопедия», 1991. С. 380-381.
- 20. Belbruno E.A., and J.K. Miller. Sun-Perturbed Earth-to-Moon Transfers with Ballistic Capture. // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1993. V. 16. № 4. P. 770-775.
- 21. Kuninori Uesugi. Space Odyssey of an Angel Summary of the Hiten's Three Years Mission. // AAS Paper 93-292, AAS/GSFC International Symposium on Space Flight Dynamics, 1993. P. 1-20.
- 22. Hiroshi Yamakawa, et al. On the Earth-Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture. // AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, 1993. Paper AAS 93-633. P. 1-20.
- 23. Biesbrock R., G. Janin Ways to the Moon? // ESA Bulletin. 2000. № 103. P. 92-99.
- 24. Bello Mora M., F. Graziani, P. Tiofilatto, et al. A Systematic Analysis On Week Stability Boundary Transfers To The Moon. In Proceedings of 51st International Astronautical Congress, IAF-00-A.6.03, Rio de Janeiro, Brazil, October 2000.
- 25. Koon W.S., M.W. Lo, J.E. Marsden, et al. Low Energy Transfer to the Moon. // Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 2001. Kluwer Academic Publishers, Netherlands. V. 81. P. 63-73.
- 26. Ивашкин В.В. О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной. // Доклады Академии Наук. Механика. 2002, том 387, N 2, с. 196-199.
- 27. Racca G., Foing B., et al. A Solar-Powered Visit to the Moon: SMART-1. // ESA bulletin. V. 113 february 2003. P. 14-27.
- 28. Ivashkin V.V. On the Earth-to-Moon Trajectories with Temporary Capture of a Particle by the Moon. 54th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, September 29 October 3, 2003. Paper IAC-03-A.P.01. P. 1-9.