

УДК 621[378.325 + 453]

Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического аппарата

И.Р. Ашурбейли, А.И. Лаговиер, А.Б. Игнатъев, А.В. Назаренко.

Аннотация:

Использование лазерной системы воздушного базирования для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит низкоорбитальных космических аппаратов обладает рядом особенностей по сравнению с наземной системой, поскольку позволяет существенно увеличить длительность и диапазон углов взаимодействия системы с объектом. В то же время, работа подобной системы подвержена влиянию дестабилизирующих факторов воздушного полета, что особенно важно при решении задачи коррекции орбиты низкоорбитального ИСЗ для обеспечения безопасности процесса передачи энергии на энергоприемник..

В статье рассматриваются и формулируются основные требования и производится оценка потенциальных возможностей ЛСПЭ воздушного базирования для решения двух вышеуказанных задач.

Ключевые слова: лазеры; космический мусор

Идея использовать мощное лазерное излучение для управления движением космических объектов возникла в начале 60х годов, вскоре после появления лазеров [1]. Мотивация данной идеи проста – в условиях серьезных ограничений по массе и по запасу топлива на борту КА, выгоднее сжигать топливо на Земле, а полученную при этом энергию –

использовать непосредственно на борту КА. Начиная с шестидесятых годов, в нашей стране и за рубежом было предложено несколько лазерных систем для решения подобных задач – начиная от выведения малых полезных нагрузок на орбиту, поддержания орбиты путем компенсации атмосферного торможения и до непосредственного энергоснабжения бортовой аппаратуры. Помимо этого, в последнее время резко возросла актуальность еще одной сходной задачи – борьбы с т.н. «космическим мусором» - объектами искусственного происхождения, представляющими угрозу для народно-хозяйственной, научно-исследовательской и военной деятельности в околоземном космическом пространстве. В основном, в число этих объектов входят фрагменты верхних ступеней космических ракет, космические аппараты, отработавшие свой срок и их осколки, и т.п.

В данном докладе мы рассматриваем возможности использования излучения мощного лазерного комплекса, которое, при фокусировке на космический объект, вызывает абляцию вещества, и создает реактивную силу, приводящую, в зависимости от задачи, к повышению или понижению высоты орбиты КА.

Вопрос параметров лазерного излучения на мишени, необходимых для создания максимальной реактивной тяги, достаточно подробно рассматривался в работе Ф. В. Бункина и А.М. Прохорова [2]. Из данной работы следует, что для большинства материалов оптимальная плотность мощности I лежит в районе 10^6 Вт/см². При этом должно выполняться соотношение

$$I_{исп} < I < I_{пр}, \quad (1)$$

где $I_{исп}$ – плотность мощности, необходимая для интенсивного испарения мишени, а $I_{пр}$ – пороговая плотность мощности, при которой возникает оптический пробой в испаренном материале мишени и происходит экранировка излучения образовавшейся плазмой. Поскольку $I_{пр}$ обратно пропорциональна квадрату длины волны, для лазеров, излучающих в дальнем ИК-диапазоне, в частности, для СО₂-лазера, выполнение условия (1) затруднено или невозможно, т.к. $I_{пр}$ оказывается сопоставима или даже меньше $I_{исп}$. Подобные лазеры могут использоваться для создания реактивной тяги только в импульсно-периодическом режиме, тогда как лазеры ближнего ИК-диапазона могут работать и в непрерывном режиме.

Для того чтобы корректно сравнивать эффективность подобных систем, следует ввести четкий критерий эффективности. Разумным представляется в качестве такого критерия выбрать величину, в числителе которой стоит полученный выигрыш, т.е.

увеличение или снижение высоты орбиты, а в знаменателе – наши затраты, т.е., потраченные джоули энергии.

В случае поддержания высоты орбиты, предполагается, что ИСЗ снабжен приемным устройством, принцип действия которого изображен на рис.1. Предполагается, что данное устройство перехватывает луч целиком, без виньетирования, и концентрирует его на испаряемой мишени.

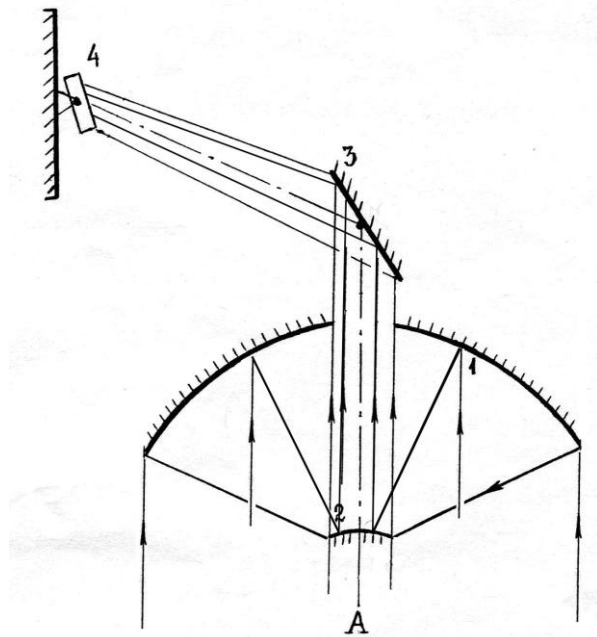


Рис. 1. Схема конструкции приемного устройства КА.

При этом имеется возможность поддерживать оптимальное направление вектора тяги. Величина тяги, возникающей при облучении мишени, зависит от ее материала и режима облучения, и может достигать

$$F_{y\partial} = 1-3 \cdot 10^{-4} \text{ Н/Вт [3]}$$

Импульс, передаваемый КА в процессе облучения, будет составлять:

$$J = F_{y\partial} * P_{\text{эфф}} * K \quad (2)$$

где $P_{\text{эфф}}$ – эффективная мощность излучения ЛСПЭ (в предположении об отсутствии виньетирования – просто полная мощность излучения), а функция K – функция пропускания атмосферы.

С учетом того, что процессы поглощения и рассеяния в атмосфере подчиняются закону Бугера, и с учетом подобия оптических путей можно приблизительно определить зависимость K от угла α возвышения цели над горизонтом:

$$K(\alpha(t)) \approx K_0^{1/\sin\alpha} \quad (3)$$

где K_0 – зенитный коэффициент пропускания атмосферы. В данном случае, эффектами рефракции, атмосферной турбулентности и теплового самовоздействия пучка пренебрегали.

Коэффициент пропускания атмосферы определяется процессами селективного поглощения молекулами воды H_2O , CO_2 , соединениями азота N_2O , NH_3 и другими, а также рассеянием и поглощением аэрозольными частицами, находящимися во взвешенном состоянии [4]. Таким образом, имеется сильная зависимость от спектра излучения лазерного комплекса. Также очевидна зависимость от высоты расположения комплекса над уровнем моря. Очевидно, что в случае авиационного базирования будет иметь место заметный выигрыш за счет снижения влияния атмосферы. Для того чтобы оценить величину этого выигрыша, мы рассмотрим два примера: ЛСПЭ на основе CO_2 -лазера (наземного и авиационного базирования) с длиной волны 10.6 мкм и ЛСПЭ на основе твердотельного (Nd:YAG) лазера (1.064 мкм). ЛСПЭ на основе CO_2 -лазера хорошо известны и отработаны.

Основными поглощающими газами в области генерации CO_2 - лазера являются водяной пар и молекулы CO_2 . Водяной пар имеет неселективный характер поглощения, а CO_2 – резонансный. Кроме того, имеет место селективное поглощение H_2O , O_3 , NH_3 и др.

Излучение твердотельного лазера попадает в окно прозрачности атмосферы. Основной вклад в молекулярный коэффициент поглощения дают слабые линии поглощения H_2O , CO_2 , CH_4 . Коэффициент аэрозольного поглощения значительно выше.

Значения зенитных коэффициентов пропускания для этих лазеров для условий среднеширотной летней атмосферы приведены в таб. 1.

Таблица 1. Зенитный коэффициент пропускания атмосферы.

Тип лазера	CO_2	Nd:YAG
Высота над уровнем моря		
0 км	0,378	0,858
10 км	0,691	0,9978

Зависимости $K(t)$ (при пролете через зенит спутника с круговой орбитой высотой 200 км) для четырех вышеназванных случаев приведены на рисунке 2. За нулевую точку оси времени принят момент прохождения спутника через зенит.

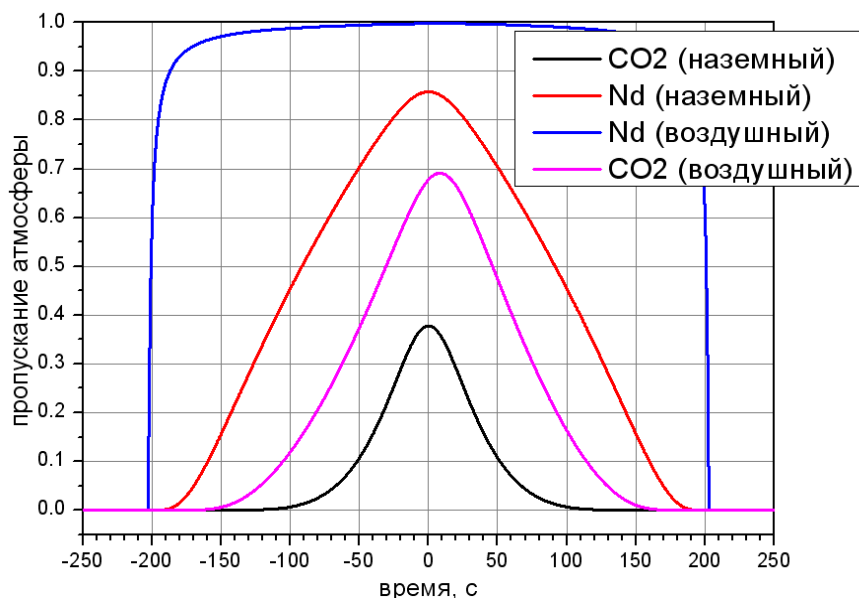


Рис. 2. Изменение коэффициента пропускания атмосферы при прохождении мишени через зенит.

Если считать допустимой работу ЛСПЭ при пропускании атмосферы выше 0,5 от максимального, то ограничение на предельный угол возвышения будет:

$$\alpha_{\max} = \arcsin\left(\frac{\ln K_0}{\ln K_0 - \ln 2}\right) \quad (4)$$

Из рисунка видно, что авиационная ЛСПЭ с твердотельным лазером может работать практически в течение всего времени видимости ИСЗ.

В таблице 1 приведены значения максимальных углов возвышения, соответствующие им дальности, и время, в течение которого КА находится ближе предельной дальности.

Таблица 1. Допустимые условия работы ЛСПЭ разных типов.

Тип ЛСПЭ	CO ₂ - наземный	CO ₂ - авиационный	Nd:YAG наземный	Nd:YAG авиационный
Минимальный угол возвышения	35,7°	20,3°	10,5°	0,2°
Предельная дальность работы	333 км	504 км	826 км	1561 км
Время работы	68 с	123 с	209 с	402 с

С учетом атмосферного поглощения, и при работе в допустимом диапазоне дальностей (3), получаем следующие значения приращения импульса КА (таблица 2). Для сравнения показано приблизительное количество топлива (с удельным импульсом 400 с), которое следует затратить для получения аналогичного результата

Таблица 2: Импульс, переданный КА за время работы ЛСПЭ.

Тип ЛСПЭ	CO ₂ наземный	CO ₂ авиационный	Nd:YAG наземный	Nd:YAG авиационный
Переданный импульс (т*м/с)/МВт	6,25	20,1	42,6	115,9
Эквивалентный расход топлива кг/МВт	1,56	5,0	10,6	28,9

Прирост скорости КА будет равен

$$\Delta v = \frac{J}{m} \quad (5)$$

В результате спутник перейдет с круговой на эллиптическую орбиту.

Зная радиус-вектор спутника \mathbf{r} и вектор его скорости \mathbf{v} , легко вычислить его полную энергию ε и орбитальный момент ω :

$$\varepsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r}, \quad \omega = \mathbf{r} \times \mathbf{v} \quad (6, 7)$$

где μ - гравитационный потенциал Земли. Эти параметры, по общеизвестным формулам определяют большую полуось орбиты a и эксцентриситет орбиты e :

$$a = -\frac{\mu}{2 * \varepsilon}; \quad e = \sqrt{1 + \frac{2 * \varepsilon * \omega}{\mu^2}} \quad (8, 9)$$

которые, в свою очередь, позволяют определить высоту апогея A и перигея Π .

$$A = a * (1 + e) - R; \quad \Pi = a * (1 - e) - R \quad (10,11)$$

(R – радиус Земли).

В таблице 3 приведены величины подъема апогея за время работы ЛСПЭ, а также величины подъема в расчете на мегаджоуль затраченной энергии.

Видно, что выигрыш авиационной системы по сравнению с наземной составляет 2-3 раза только за счет снижения атмосферного воздействия.

Следует учесть, что в случае наземной системы, ситуация, когда объект проходит через зенит, на практике не реализуется никогда. Всегда имеется то или иное горизонтальное удаление. С ростом горизонтального параметра, эффективность действия наземной системы резко падает. Из рисунка 3 видно, что допустимые значения параметра лежат, в зависимости от типа лазера, в пределах 250-600 км.

Таблица 3. Полная и удельная высота подъема орбиты КА для разных ЛСПЭ.

Тип ЛСПЭ	CO ₂ наземный	CO ₂ авиационный	Nd:YAG наземный	Nd:YAG авиационный
Высота подъема апогея орбиты т*км/МВт	21,2	68,3	145,7	306,3
Параметр эффективности (т*км)/МДж	0,31	0,55	0,7	0,76

Вероятность прохода объекта в радиусе 250-600 км от наземной системы существенно зависит от параметров орбиты, поэтому для оценок возьмем простейший случай полярной круговой орбиты и экваториального расположения ЛСПЭ. Тогда вероятность пройти на удалении меньше P :

$$\chi(P) = 2 * P / \pi R \quad (12)$$

т.е., ближе 600 км объект будет подходить приблизительно в среднем на каждом 15-м витке, а ближе 250 км – на каждом 36-м.

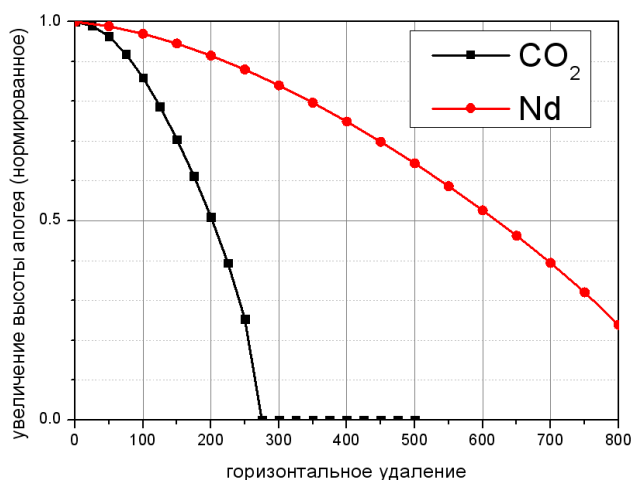


Рис.3. Зависимость эффективности ЛСПЭ от горизонтального удаления трассы спутника

Напротив, ЛСПЭ воздушного базирования может обслуживать объект каждый раз на нулевом параметре, «подлетая» под спутник – достаточно, чтобы он проходил над воздушным пространством нашей страны. Спутник на круговой полярной орбите будет делать это на каждом витке с вероятностью приблизительно 0,8. Соответственно, интервал коррекций орбиты может быть снижен до 12-30 раз, и соответственно, настолько же могут быть снижены требования по величине разовой коррекции, и, следовательно, по мощности

ЛСПЭ (на практике, скорее всего, частота коррекций орбиты будет лимитироваться эксплуатационными возможностями авиационной ЛСПЭ).

Помимо ограничений по атмосферному пропусканию, при больших дальностях воздействия возникнут геометрические ограничения, связанные с размером пятна лазерного излучения на приемном зеркале.

Расходимость и ошибка наведения определяются допустимым размером пятна мощного излучения на поверхности энергоприемника. К краям энергоприемника должно иметь место существенное спадание плотности мощности излучения по сравнению с центральной частью эквивалентного распределения плотности мощности.

Примем, что плотность мощности должна быть уменьшена на границе энергоприемника не менее, чем на порядок величины по сравнению с центральной частью во всем разрешенном диапазоне углов и дальностей. В отсутствие систематических и медленноменяющихся ошибок наведения этому условию удовлетворяет соотношение [5].

$$\exp(-\ln 2 * \varphi^2 / \varphi_{eq}^2) < 0,1 \quad (13)$$

При фиксированном значении эквивалентной угловой расходимости (отражающей как собственную расходимость излучения, так и угловую ошибку системы наведения) φ_{eq} , предельная дальность воздействия составит

$$l_{max} = (D/1,8 \varphi_{eq}), \quad (14)$$

где D – диаметр энергоприемника.

Таким образом, при эквивалентной угловой расходимости 1" для работы ЛСПЭ во всем диапазоне дальностей потребуется приемная апертура диаметром приблизительно 14 м. Поскольку в данном случае к оптике не предъявляются требований астрономического качества и возможно использование сегментных и пленочных конструкций, этот размер не представляется невозможным.

Космический мусор, в отличие от ИСЗ, является «некооперирующей» мишенью, т.к. не снабжен приемным устройством. Предполагается, что возникающий при облучении вектор тяги всегда коллинеарен лазерному лучу и, благодаря малым размерам, мишень «перехватывает» только небольшую часть луча. Таким образом, ключевым параметром в этом случае является не энергия, а ее плотность на единицу площади. При заданной дистанции до цели удобнее пользоваться угловой плотностью энергии, а в качестве критерия эффективности – величиной (масса мишени*величина понижения перигея/угловая концентрация энергии), имеющей размерность (кг*км)/(Дж/ср). Кроме того, поскольку материал мишени заранее неизвестен, в расчетах использовалось значение удельной тяги

$F_{уд} = 6 \cdot 10^{-5}$ Н/Вт [6]. Поскольку для эффективного испарения мишени в условиях отсутствующего приемного фокусирующего устройства требуется плотность мощности порядка 10^6 Вт/см², на дальностях 200-2000 км это соответствует силе излучения 10^{20} - 10^{22} Вт/ср. Подобные значения силы излучения для непрерывных лазеров лежат далеко за пределами современных технических возможностей, но, по-видимому, могут быть сравнительно легко реализованы для пиковой силы излучения короткоимпульсных лазеров, работающих в режиме модуляции добротности.

Потенциальную угрозу для космических аппаратов представляют собой частицы космического мусора крупнее 0,1 мм. Число таких частиц оценивается в несколько десятков миллионов. Возможности современных средств контроля космического пространства позволяют обнаруживать объекты размером свыше 3 мм, а постоянно отслеживать – свыше 10 см (всего на данный момент в каталоги внесено около 19 000 таких объектов).

В результате воздействия лазерного излучения в процессе пролета объекта, его скорость сначала уменьшается, когда лазер светит «в лоб», затем начинает возрастать. При этом характерные изменения (при условии малости возмущающего воздействия) величины большой полуоси, эксцентриситета орбиты и перигея показаны на рис 4. Видно, что оптимальным является прекращение воздействия приблизительно в момент прохода мишени через зенит.

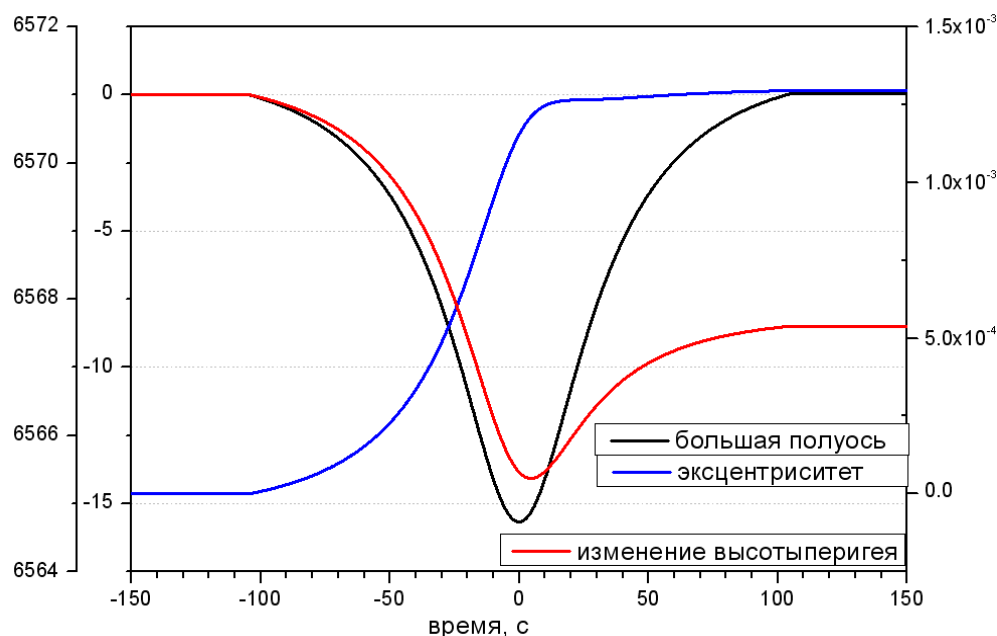


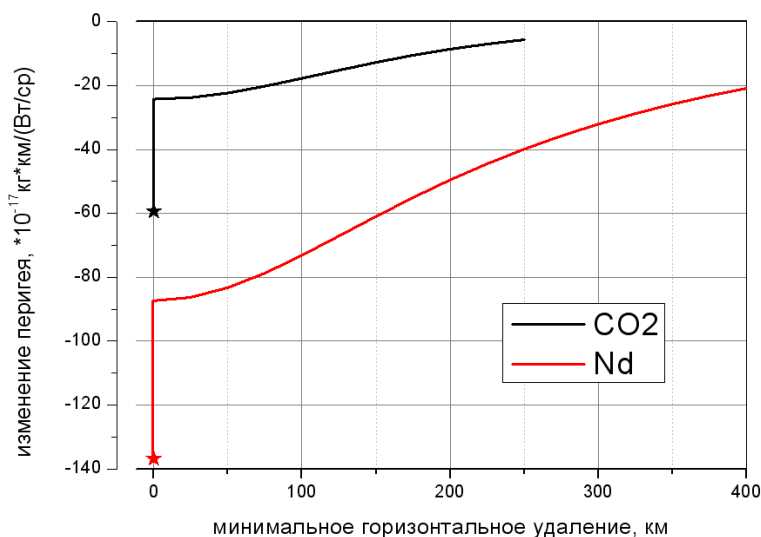
Рисунок 4. Динамика элементов орбиты КА под воздействием лазерного излучения.

Величины снижения перигея для различных ЛСПЭ приведены в таблице 4. Видно, что для существенного снижения высоты перигея требуется достижение средней по времени яркости излучения порядка 10^{17} Вт/ср. Расчеты проводились для фрагмента космического

мусора массой 1 кг и эффективной площадью 100 см². Поскольку, с уменьшением линейных размеров, масса падает как куб размера, а эффективная площадь – как квадрат, требования на яркость пропорциональны размерам объектов космического мусора. Таким образом, для борьбы с объектами сантиметрового размера достаточно средней яркости 10¹⁶ Вт/ср, а с миллиметровыми – 10¹⁵ Вт/ср.

Тип ЛСПЭ	CO ₂ - наземный	CO ₂ - авиационный	ND:YAG наземный	ND:YAG авиационный
Величина снижения перигея орбиты кг*км/(МВт/ср)	3,43*10 ⁻¹¹	9,88*10 ⁻¹¹	1,41*10 ⁻¹⁰	2,27*10 ⁻¹⁰

На рис. 5 показана зависимость результата от горизонтального удаления, на котором осуществляется работа ЛСПЭ (для наземного базирования). Звездочкой отмечены значения для случая авиационного базирования. Видно, что ограничение по горизонтальной дальности еще более жесткое, чем для задачи поддержания орбиты КА – 150-300 км, в зависимости от типа лазера. Это делает фактор мобильности авиационной ЛСПЭ еще более значимым конкурентным преимуществом.



Выводы:

- 1) Ключевыми преимуществами ЛСПЭ воздушного базирования, по сравнению с наземными, является их высокая мобильность и меньшая подверженность атмосферным возмущениям.
- 2) При аналогичном уровне решаемых задач, авиационная ЛСПЭ имеет требования к мощности излучения в 10-100 раз ниже, чем наземная.

- 3) Авиационная ЛСПЭ с лазером мощностью от 100 кВт и выше способна решать широкий круг задач по компенсации атмосферного торможения и коррекции орбит низкоорбитальных КА.
- 4) Эффективная борьба с объектами космического мусора требует использования излучения импульсного лазера с высокой пиковой мощностью и достижения средней яркости излучения порядка 10^{17} Вт/ср при пиковом значении выше 10^{20} Вт/ср.

Библиографический список:

- [1] Г.А. Аскарьян, Е.М. Мороз, ЖЭТФ, 43, 2318 (1962)
- [2] Ф.В. Бункин, А.М. Прохоров. Использование лазерного источника энергии для создания реактивной тяги. Успехи Физических Наук, т. 119, вып. 3, стр. 425-446, 1976 г.
- [3] S.A. Metz et al. J. Appl. Phys., v. 49, 1634 (1975)
- [4] А.А. Землянов, Ю.В. Кистенов, В.В. Колосов, Ю.Н. Пономарев, К.М. Фирсов, Ослабление интенсивности многочастотного лазерного излучения на протяженных атмосферных трассах. Оптика атмосферы и океана, Т. 13, № 5, стр. 499 - 508, 2000 г.
- [5] А.Б. Игнатьев. Вопросы обеспечения ориентирования в пространстве и точного наведения мощного лазерного луча на удаленные объекты. Учебное пособие, 2004 г.
- [6] J. W. Campbell. Using Lasers in Space: Laser Orbital Debris Removal and Asteroid Deflection. Air University, Maxwell Air Force Base, Alabama 2000

Сведения об авторах:

Ашурбейли Игорь Рауфович - генеральный директор ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», д. т. н.
Лаговиер Александр Ильич – профессор, генеральный конструктор ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», д. т. н.,
Игнатьев Александр Борисович – профессор, заместитель генерального конструктора по ОНЭ ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», д.т.н. контактный телефон (495) 780-46-20.
Назаренко Андрей Владимирович - начальник отдела ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», к. ф.м. н. Контактный телефон 8 (965) 242-96-78, e-mail nazarenko_av_76@mail.ru