

УДК 544.531:574

Требования к параметрам космической лазерной установки на основе НФ-НХЛ для очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора

А.В. Авдеев

Аннотация

Обоснована возможность очистки околоземного космического пространства от опасных фрагментов космического мусора (ФКМ) с помощью космической лазерной установки (КЛУ) на основе крупноразмерного автономного непрерывного химического НФ-лазера (НФ-НХЛ) и определены требования к ее характеристикам: мощности и расходимости лазерного излучения, длительности импульсов при работе установки в импульсно-периодическом режиме, частоте повторения импульсов и продолжительности воздействия на ФКМ для увода их с орбит защищаемых космических аппаратов (КА). Рассмотрена возможность вывода предложенной КЛУ на орбиту ракетой-носителем «Протон-М».

Ключевые слова

космическая лазерная установка, автономный непрерывный химический лазер, фрагменты космического мусора, режим абляции, импульсно-периодический режим генерации излучения.

Введение

В последнее время большое внимание уделяется изучению возможности использования лазеров для очистки околоземного пространства от ФКМ, которые создают в ряде случаев большую угрозу для КА. Осколки диаметром менее 1 см не представляют особой опасности для существующих КА из-за наличия пассивной конструкционной защиты, хотя она заметно утяжеляет КА. Крупные ФКМ с диаметром более 10 см обнаруживаются современными средствами наблюдения и заносятся в специальные

каталоги. Самым эффективным методом защиты от таких ФКМ является маневрирование КА. Наиболее опасный диаметр ФКМ для КА – это 1...10 см. Алюминиевый ФКМ размером 1x5 см (массой ~13,5 г) при скорости сближения ~2,5 км/с обладает энергией, эквивалентной энергии направленного взрыва 10 г тротила [1]. Избежать столкновения с таким ФКМ за счет маневрирования КА невозможно, так как на экране радара они не видны, а нужную степень пассивной защиты не удастся осуществить из-за неприемлемо большого ее веса. Сейчас число таких ФКМ составляет около 600 тысяч [2].

На низких орбитах под действием атмосферы довольно быстро происходит их самоочищение. Например, время жизни ФКМ на орбитах с высотой около 200 км составляет в среднем около недели [3]. На более высоких орбитах высотой 600 км их самоочищение может занять (25...30) лет, а на высотах около 1000 км – 2 тысячи лет [3]. В работе [4] показано, что вероятность столкновения КА диаметром 10 м в течение одного года эксплуатации составляет $0,45 \cdot 10^{-2}$ для ФКМ с размером от 2 до 4 см. Следовательно, для размеров ФКМ от 1 до 10 см эта вероятность увеличивается до $\sim 2 \cdot 10^{-2}$. Поэтому увод ФКМ с орбиты защищаемого КА является весьма актуальной проблемой.

Для увода ФКМ с орбиты можно уменьшить скорость его движения, например за счет импульсного облучения ФКМ, когда возникающая на его поверхности плазма, создающая импульс отдачи, успевала бы разлетаться до прихода следующего импульса излучения. В наиболее вероятном процессе сближения, когда ФКМ догоняет КА, после воздействия на ФКМ импульса лазерного излучения скорость ФКМ v_0 уменьшится на величину Δv , в результате чего ФКМ начнет снижаться по направлению к центру Земли с ускорением, равным

$$a_H = -\frac{\gamma M_3}{(R_3 + H)^2} + \frac{(v_0 - \Delta v)^2}{R_3 + H} = \frac{-2 \cdot v_0 \cdot \Delta v + \Delta v^2}{R_3 + H}, \quad (1)$$

где R_3 – радиус Земли, M_3 – масса Земли, H – высота полета ФКМ над Землей, γ – гравитационная постоянная. Через время t радиус-вектор орбиты ФКМ уменьшится на величину

$$\Delta H = \frac{a_H t^2}{2} = \frac{\Delta v \cdot (\Delta v - 2v_0)}{R_3 + H} t^2. \quad (2)$$

Если величина ΔH больше габаритов КА, то ФКМ пролетит мимо КА.

Путем воздействия лазерного излучения возможно решение и другой задачи – создания такого импульса отдачи на поверхности ФКМ, при котором его орбита снизится до

высоты 200 км. Тогда за счет дальнейшего торможения в атмосфере частицы ФКМ будут достаточно быстро сгорать. То есть КА с лазерной установкой на борту может выполнять роль “чистильщика” наиболее используемых орбит. Чтобы частица ФКМ снизилась до 200 км над поверхностью Земли, ее скорость нужно уменьшить на величину $\Delta v_{\text{очист}}$, значение которой можно рассчитать следующим образом:

$$\Delta v_{\text{очист}} = v_a - v_{\text{исх}}, \quad (3)$$

где v_a – скорость ФКМ в апогее переходной эллиптической орбиты, $v_{\text{исх}}$ – скорость ФКМ на исходной круговой орбите. Скорость в апогее рассчитывается по формуле [5]

$$v_a = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma \cdot M_z \cdot r_{\text{исх}}}{r_{200} \cdot (r_{200} + r_{\text{исх}})}}, \quad (4)$$

где r_{200} – радиус круговой орбиты высотой 200 км, $r_{\text{исх}}$ – радиус исходной орбиты. Скорость ФКМ на исходной круговой орбите определяется по формуле [5]

$$v_{\text{исх}} = \sqrt{\frac{\gamma \cdot M_z}{r_{\text{исх}}}}. \quad (5)$$

По формулам (2-5), была построена графическая зависимость требуемого уменьшения скорости ФКМ в апогее эллиптической орбиты от высоты исходной круговой орбиты (рис. 1). Аналогичная по своему виду зависимость была приведена в работе [6] без объяснений. На рис. 1 видно, что ФКМ, находящийся на орбите с высотой ~ 400 км, снизится до высоты 200 км, если уменьшить его скорость всего на 60 м/с.

В настоящей работе рассмотрена возможность защиты КА и плановой очистки орбит от опасных ФКМ диаметром от 1 до 10 см с помощью КЛУ на основе крупноразмерного автономного HF-НХЛ с мощностью излучения в непрерывном режиме до 400 кВт, созданного в НПО Энергомаш (длина активной среды 135 см, высота – 40 см) [7].

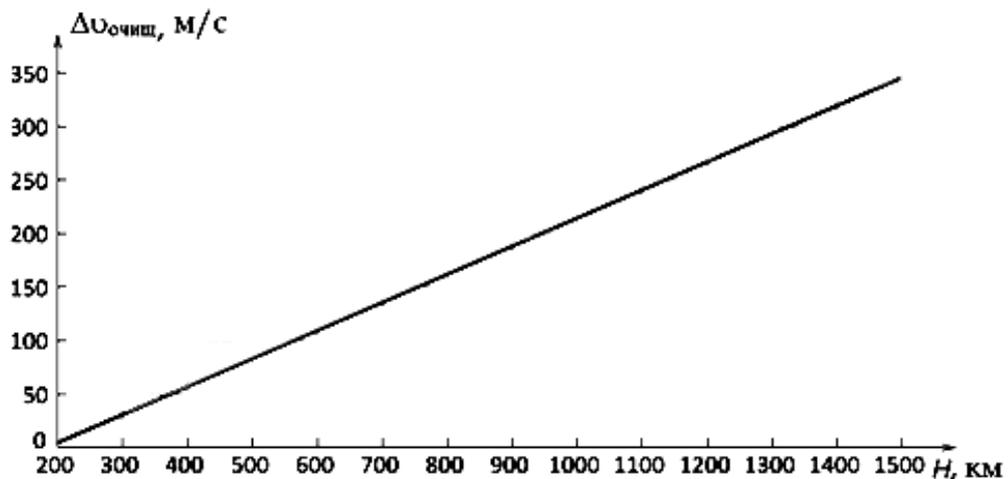


Рис. 1. Зависимость необходимого уменьшения скорости ФКМ $\Delta v_{\text{очищ}}$ для снижения ФКМ с исходной круговой орбиты высотой H до высоты 200 км над поверхностью Земли.

В ряде работ (например [8,9]) предложено использовать для очистки космического пространства наземные лазерные установки, однако такая схема имеет существенные недостатки, связанные с необходимостью прохождения излучения большой мощности через атмосферу, что может привести к потере оптического качества пучка излучения и возникновению нелинейных эффектов. Кроме того, наземные лазеры невозможно использовать в облачную погоду, они имеют малую мобильность и т.д. И самое главное - требования к энергетике наземного лазера существенно возрастают, так как расстояние от земной поверхности до ФКМ слишком велико. По этим причинам наиболее целесообразным является расположение лазерной установки непосредственно в космосе. С этой точки зрения и учитывая уже достигнутые значения мощности излучения и удельных энергетических параметров для этой цели подойдет фтороводородный автономный непрерывный химический лазер (HF-НХЛ), который, как показано в [10], способен обеспечить достаточно высокие параметры короткого импульса излучения длительностью ~ 10 нс при работе в импульсно-периодическом режиме генерации.

Методика расчетов

В работе [11] были проанализированы возможные варианты сближения ФКМ, летящих, как правило, по эллиптическим орбитам, с различными КА, движущимися по круговым орбитам на высоте 200, 400 и 700 км (исследовательские спутники, спутники метеорологического наблюдения и дистанционного зондирования, например "Космос", "Молния", "Прогноз"). Наихудшими оказались два варианта, когда КА движется по круговой орбите на высоте 400 км, а ФКМ летят по эллиптическим орбитам с высотой апогея $H_{a1}=2000$ км и $H_{a2}=4000$ км. В этом случае в перигее существуют области, где плоскости орбит КА и ФКМ совпадают, а скорость их сближения максимальна, причем именно в этой области скорости КА и ФКМ лежат на одной прямой (рис.2), то есть воздействием излучения лазера нельзя придать ФКМ боковую составляющую скорости, как в более благоприятном случае наклона плоскостей орбит КА и ФКМ по отношению друг к другу. Рассчитанные в [11] для этих двух вариантов максимальные скорости сближения составили соответственно $v_{сб1}=395$ м/с для H_{a1} и $v_{сб2}=2463$ м/с для H_{a2} . Для круговых орбит с высотой 200, 400 и 700 км расчетные скорости сближения ФКМ, летящих по круговым орбитам, с КА не превышают 343 м/с, поэтому этими вариантами можно пренебречь.

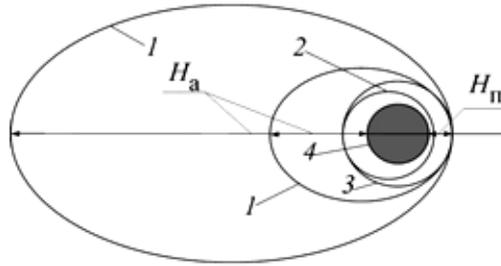


Рис. 2. Компланарные орбиты: 1 – эллиптические орбиты с апогеем высотой H_a , расположенным выше круговой орбиты, и перигеем высотой $H_{п}$, находящимся на круговой орбите; 2 – эллиптическая орбита с высотой апогея, равной высоте круговой орбиты, и перигеем, расположенным ниже круговой орбиты; 3 – круговая орбита; 4 – Земля [11].

Величина уменьшения скорости сближения ФКМ Δv [см/с] за счет возникновения импульса отдачи при воздействии одного импульса лазерного излучения с плотностью энергии E [Дж/см²] на ФКМ определяется из следующего выражения [6]:

$$\Delta v = C_m \cdot E \cdot S / m, \quad (6)$$

где S [см²] – площадь фокального пятна, если она меньше площади поперечного сечения ФКМ, а если ФКМ засвечивается полностью, то $S = S_{\text{ФКМ}}$, m [г] – масса ФКМ, C_m [дин·с/Дж] – коэффициент пропорциональности, зависящий от типа ФКМ. Характеристики наиболее распространенных ФКМ представлены в табл. 1 [6].

Таблица 1. Характеристики наиболее распространенных ФКМ [6]

Описание	Тип космического мусора				
	Сферои- иды Na (К)	Осколки фено- углерода	Фрагменты пластик- алюминий	Осколки алю- миния	Стальные опоры баков
Наклонение орбиты, (град.)	65	87	99	30	82
Апогей, (км)	930	1190	1020	800	1500
Перигей, (км)	870	610	725	520	820
S/m , (см ² /г)	1,75	0,7	2,5	0,37	0,15
Размер, (см)	1,0	1×5	0,05×30	1×5	1×10
Альбедо	0,4	0,02	0,05/0,7	0,05/0,7	0,5
$C_m^{\text{опт}}$, $\left(\frac{\text{дин} \cdot \text{с}}{\text{Дж}}\right)$	(6±2)	(7,5±2)	(5,5±2)	(4±1,5)	(4±1,5)

В работе [6] показано существование оптимального соотношения “плотность энергии - длительность импульса” (рис.3), когда коэффициент C_m (см. табл. 1) принимает оптимальное значение C_m^{opt} при оптимальном соотношении плотности энергии импульса E_{opt} и его интенсивности I_{opt} . Из анализа представленных на рис.3 результатов 48-ми экспериментов в различных областях спектра для 5-ти указанных в табл.1 материалов следует, что уменьшение длительности импульсов (до разумных пределов) обеспечивает оптимальный коэффициент связи C_m^{opt} при меньшей плотности энергии. Например, длительности импульса $\tau_i = 10$ нс в ближнем ИК диапазоне соответствуют оптимальные значения плотности энергии $E_{opt} \approx 2$ Дж/см² и оптимальной интенсивности $I_{opt} = E_{opt} / \tau_i = 2$ Дж·см⁻²/10·10⁻⁹сек $\approx 2 \cdot 10^8$ Вт/см².

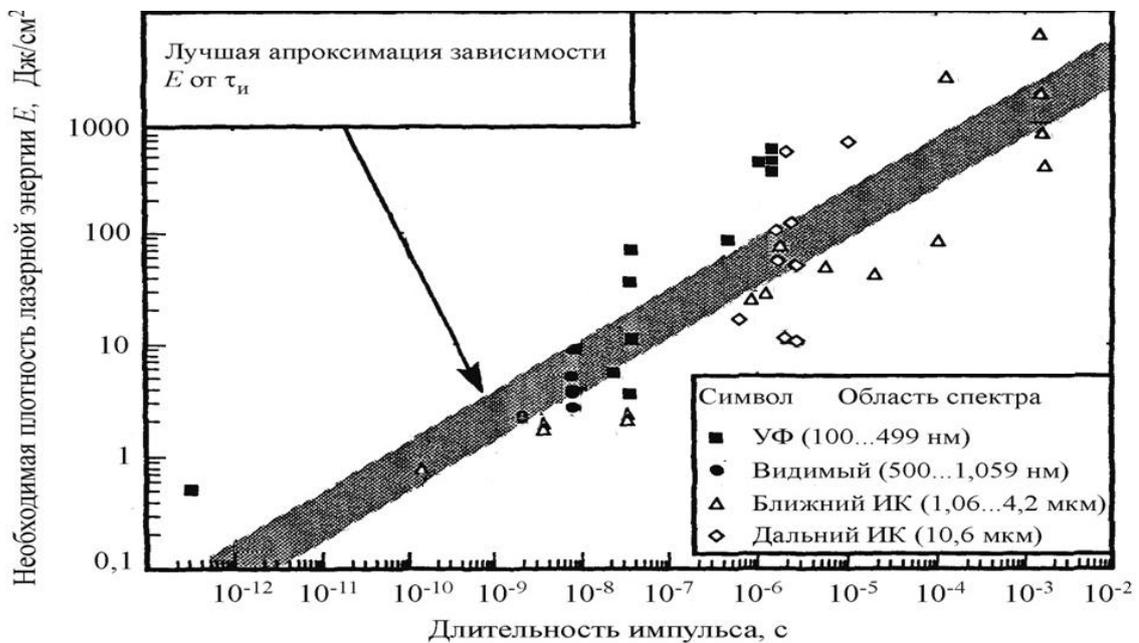


Рис. 3. Зависимость требуемой плотности энергии от длительности импульса для обеспечения оптимальных условий воздействия лазерного излучения [6].

В работе [10] выполнен расчет характеристик импульсно-периодического режима генерации излучения в крупноразмерном НФ-НХЛ [7] при модуляции добротности резонатора. Этот расчет показал, что при длительности импульса излучения ~ 10 нс возможно получение с единицы площади среза сопловой решетки плотности пиковой мощности излучения ~ 50 кВт/см² и плотности энергии в импульсе $\sim 0,5$ мДж/см². Частота повторения импульсов излучения определяется скоростью восстановления инверсии населенностей в активной среде НФ-НХЛ и составляет $f \approx 10^5$ Гц [12]. Поскольку плазма

эрозионного факела разлетается со скоростью (3...5) км/с, она успеет расшириться за время между импульсами (10^{-5} с) и не будет экранировать излучение последующего импульса. Площадь среза сопловой решетки рассматриваемого HF-НХЛ составляет 5400см^2 . Отсюда энергия импульса выходного излучения составит $E \approx 2,7$ Дж, а мощность импульса может достичь величины $P_{\text{пик}} = 2,7 \cdot 10^8$ Вт. При диаметре телескопа 1 м и достижимой расходимости, равной двум дифракционным пределам, площадь фокального пятна на начальном расстоянии эффективного воздействия импульсного излучения 1,7 км (как будет показано далее) составит $\sim 4,4$ см^2 , тогда интенсивность излучения составит $I = P_{\text{пик}}/S_{\text{ф}} = 2,7 \cdot 10^8 \text{ Вт} / 4,4 \text{ см}^2 \approx 0,6 \cdot 10^8 \text{ Вт/см}^2$ (соответственно $E \approx 0,6$ Дж/см²). Таким образом, интенсивность излучения в фокальном пятне на расстоянии 1,7 км уступает оптимальным значениям интенсивности и плотности энергии в импульсе в 3,3 раза. На меньших расстояниях начиная с 1 км, параметры излучения в фокальном пятне могут достигать оптимальных значений. Для учета этого обстоятельства нужно знать зависимость коэффициента связи C_m от интенсивности излучения в импульсе.

В работе [6] отмечается, что коэффициент связи C_m очень слабо зависит от интенсивности импульса вблизи значений $C_m^{\text{опт}}$, то есть эта зависимость имеет широкий максимум. Такой же широкий максимум был получен для миллисекундных (рис. 4) [11] и фемтосекундных (рис.5) [13] импульсов. Причем, как следует из рис. 4, зависимость величины коэффициента C_m от интенсивности импульса излучения для неметаллических ФКМ намного слабее, чем для металлических, поэтому дальнейшее рассмотрение будем проводить на примере металлических ФКМ как более худшего случая.

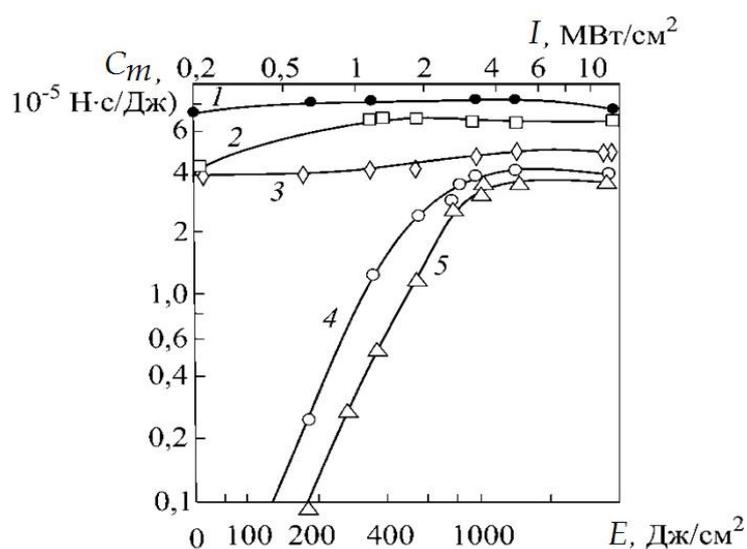


Рис. 4. Зависимости коэффициента C_m от плотности энергии в фокальном пятне E для различных конструкционных материалов в вакууме при воздействии импульсов излучения

неодимового лазера с длительностью 0,3 мс: теплозащитное покрытие (1), органопластик (2), углепластик (3), сплавы на основе титана (4) и на основе алюминия (5) [11].

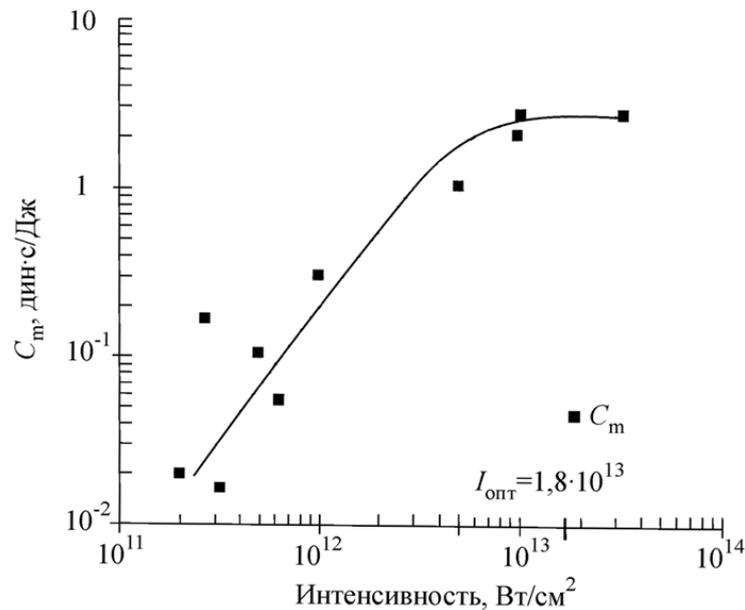


Рис. 5. Зависимости коэффициента C_m от плотности энергии в фокальном пятне E для вольфрама при воздействии импульсов излучения неодимового лазера с длительностью ~ 100 фсек [13].

Для более точных расчетов при больших скоростях сближения нужно учитывать динамику изменения значений Δv и текущего расстояния между частицей ФКМ и КА после воздействия каждого импульса при импульсно-периодическом облучении ФКМ. Для этого была составлена следующая система уравнений:

- для изменения радиус-вектора орбиты ФКМ - формула (2)
- для изменения скорости ФКМ Δv за счет возникновения импульса отдачи при воздействии одного импульса лазерного излучения - формула (6) ;
- плотность энергии одного импульса – $E=I \cdot \tau_{и}$;
- интенсивность излучения в фокальном пятне – $I=P_{пик}/S_{ф}$;
- площадь фокального пятна – $S_{ф}=\pi \cdot d^2/4$;
- диаметр пятна при фокусировке на расстоянии L (км) – $d=\theta \cdot L$;
- расходимость лазерного излучения – $\theta=k \cdot \theta_{диф}$, где $\theta_{диф}=2,44\lambda/D$ - дифракционная расходимость лазерного излучения, а k – отношение реальной расходимости к дифракционной, $D=1$ м – диаметр главного зеркала выходного телескопа;
- зависимость C_m от E для металлической частицы задана исходя из [11,13], как $C_m=3,8$ дин·с/Дж при $E > 1$ Дж/см², $C_m=(5,1 \cdot E-1,3)$ дин·с/Дж при $0,4$ Дж/см² < E < 1 Дж/см², $C_m=1$,

$85 \cdot E$ дин·с/Дж при $0,025 \text{ Дж/см}^2 < E < 0,4 \text{ Дж/см}^2$, $C_m=0$ при $E < 0,025 \text{ Дж}$, а для неметаллической частицы коэффициент связи C_m принят постоянным и равным $C_m=6$ дин·с/Дж.

На основании этой системы уравнений было разработано программное обеспечение расчета воздействия импульсно-периодического лазерного излучения на динамику сближения ФКМ с КА, дающее возможность варьировать ряд основных исходных параметров: начальные и конечные расстояния, характеризующие область воздействия импульсно-периодического излучения на ФКМ, материал ФКМ (металл – неметалл), размер и массу ФКМ, начальную скорость сближения ФКМ с КА и высоту орбиты ФКМ над Землей. На основании этих входных данных производился расчет влияния каждого единичного импульса излучения на изменение скорости и высоты полета ФКМ. Учитывая на каждом шаге расчета эти изменения, рассчитывалось воздействие следующего импульса на полученные в предыдущем шаге итераций текущие величины. Параллельно рассчитывались текущие значения расстояния между ФКМ и КА, диаметра и площади пятна при фокусировке. Значения C_m при расчете анализировались на каждом шаге интегрирования, и исходя из того, какой материал взят, выбиралось соответствующее значение C_m по приведенной выше зависимости C_m от плотности энергии импульса излучения, считая, что характер поведения этих зависимостей не изменится для случая воздействия импульсов наносекундной длительности. По окончании расчета определялось итоговое количество импульсов и полное время воздействия излучения на ФКМ.

Результаты расчетов

Сначала рассмотрим, как изменяется величина Δv в зависимости от расстояния между ФКМ и КА при начале воздействия импульсно-периодического излучения на ФКМ с расстояния $L_n=10$ км (рис. 6). Здесь в качестве исходных данных приняты следующие значения: скорость сближения ФКМ с КА (наихудший вариант) $v_{сб}=2463$ м/с, высота орбиты $H=400$ км, отношение $S/m=0,3 \text{ см}^2/\text{г}$ или $1,6 \text{ см}^2/\text{г}$ соответственно для типичных ФКМ: металлических (алюминиевого) или неметаллических (см. табл. 1), размер ФКМ 1,5 см, диаметр главного зеркала формирующего телескопа $D=1$ м, расходимость излучения равна удвоенному дифракционному пределу. Из рис. 6а видно, что для металлических ФКМ заметное уменьшение Δv начинается с расстояния $L_k \approx 3$ км и при $L_k=200$ м скорость такого ФКМ уменьшается на величину $\Delta v \approx 1600$ м/с, суммарное время воздействия излучения в импульсно-периодическом режиме $\sim 3,2$ сек. Согласно рис. 1, этой величины вполне

достаточно, чтобы ФКМ перешел с орбит высотой до 1000 км на эллиптическую орбиту с перигеем, находящимся в плотных слоях атмосферы, в результате чего данный ФКМ должен в конечном счете сгореть.

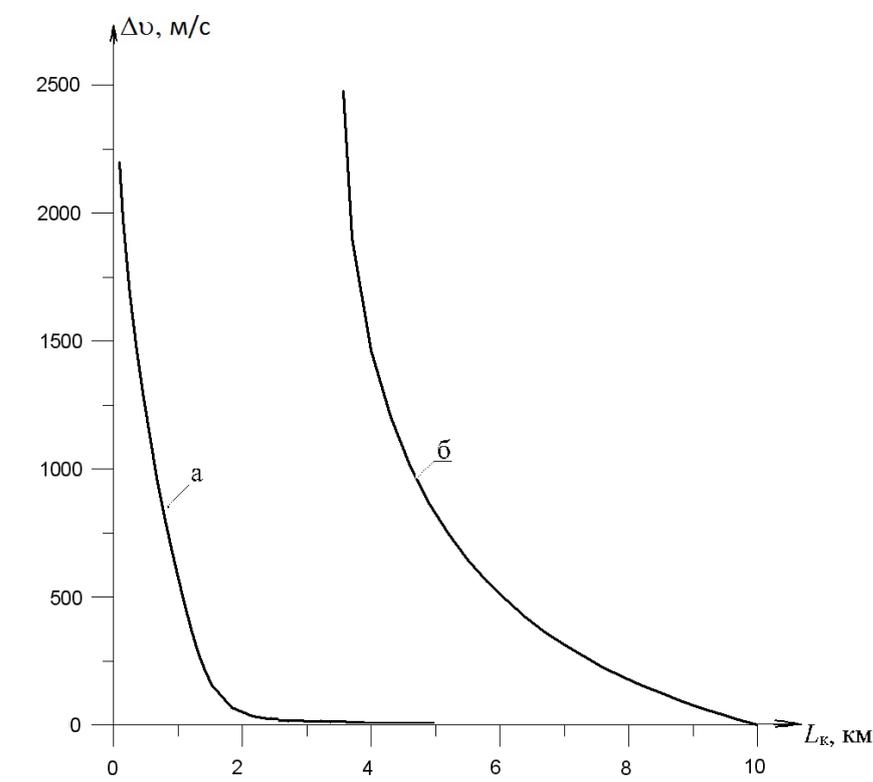


Рис.6. Зависимость изменения Δv от расстояния L_k , на котором прекращается лазерное воздействие на металлические (а) и неметаллические (б) ФКМ при начале воздействия на расстоянии $L_n=10$ км и начальной скорости сближения ФКМ с КА 2,5 км/с.

При воздействии лазерного излучения на неметаллические ФКМ (рис.6б) заметное уменьшение скорости сближения начинается сразу (с расстояния 10 км), и при $L_k=3,5$ км скорость такого ФКМ уменьшится на величину $\Delta v \approx 2500$ м/с, то есть сближение ФКМ с КА прекратится. Это обусловлено намного меньшей объемной плотностью неметаллических ФКМ и гораздо большей величиной C_m для них при более малой интенсивности излучения. Длительность облучения в данном случае составит $\sim 3,5$ сек. Такого же значения Δv при воздействии на данный ФКМ можно достичь, начиная облучение на расстоянии $L_n=750$ м и заканчивая на расстоянии $L_k=500$ м. Длительность суммарного облучения в данном случае уменьшится в ~ 20 раз и составит $\sim 0,15$ сек.

Рассмотрим теперь возможность безопасного разлета ФКМ с КА, когда ФКМ догоняет КА. На рис.7 показана зависимость величины уменьшения высоты орбиты металлических (а) и неметаллических (б) ФКМ от расстояния, на котором прекращается лазерное воздействие на эти ФКМ при начале воздействия на расстоянии $L_n=10$ км. Из рис.

7а видно, что для металлических ФКМ и конечного расстояния воздействия $L_k=200$ м высота орбиты ФКМ, во-первых, уменьшится на 15 м (что можно считать достаточным уменьшением, чтобы ФКМ пролетел мимо КА), а, во-вторых, изменение ΔH , как и Δv начинается только с расстояния ~ 3 км. Следовательно, импульсное лазерное воздействие на металлические ФКМ нужно начинать именно с этого расстояния, а не с 10 км. Суммарная длительность облучения при этом составит $\sim 1,8$ сек.

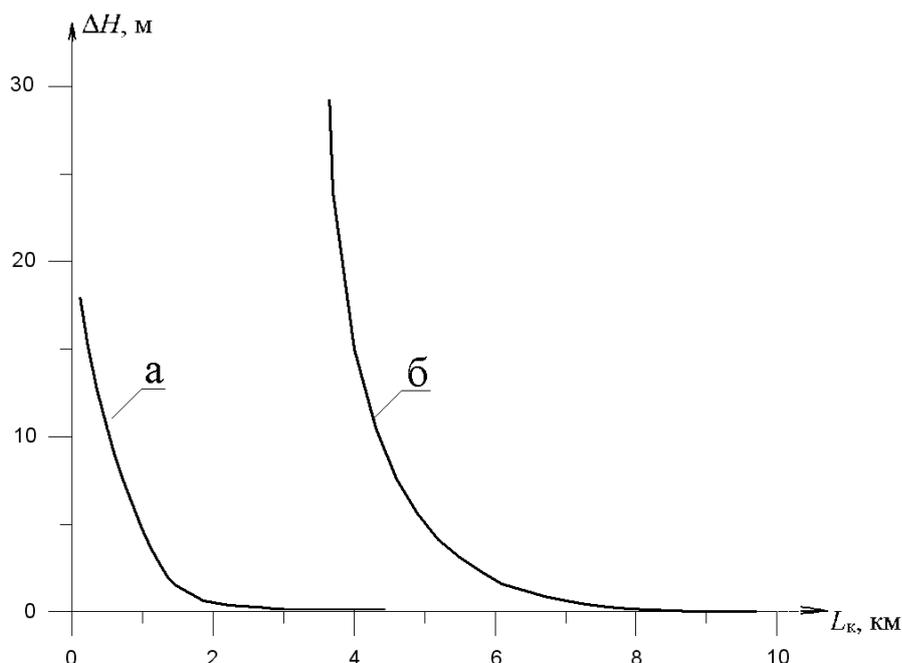


Рис.7. Зависимость уменьшения высоты орбиты металлических (а) и неметаллических (б) ФКМ ΔH от расстояния L_k , на котором прекращается лазерное воздействие при начале воздействия на расстоянии $L_n=10$ км и начальной скорости сближения ФКМ с КА 2,5 км/с.

Для неметаллических ФКМ заметное изменение ΔH начинается с расстояния ~ 8 км и уже на конечном расстоянии $L_k \approx 4$ км достигает значений $\Delta H \approx 20$ м, позволяющих уверенно избежать столкновения КА с такими ФКМ. Суммарная длительность облучения в данном случае составит ~ 3 сек. Намного большая эффективность воздействия импульсов лазерного излучения на неметаллические ФКМ стимулировала постановку задачи определения величины возможного снижения требований к мощности космической лазерной установки для воздействия на такие ФКМ. Было найдено, что добиться снижения высоты орбиты указанных ФКМ на $\Delta H \approx 20$ м при воздействии в диапазоне от $L_n=8$ км до $L_k=200$ м можно при уменьшении энергетических параметров НФ-лазера в 8 – 10 раз, что даст значительную экономию компонентов лазерного топлива. Для существенного уменьшения мощности излучения НФ-НХЛ целесообразно использовать в нем модульный принцип конструкции

лазера [14], когда генератор активной среды состоит из нескольких последовательно расположенных модулей, объединенных одной оптической схемой. Тогда для получения необходимого уровня мощности лазера можно использовать соответствующее число модулей.

Выше были приведены результаты расчетов для ФКМ диаметром 1,5 см. Кратко опишем результаты расчетов для более крупных размеров ФКМ. Для примера в качестве ФКМ был выбран алюминиевый осколок с размером 1×5 см (см. табл. 1) массой ~ 13,5 г. В расчетах динамики сближения такого ФКМ с КА учитывалось изменение площади облучения прямоугольной поверхности осколка при воздействии сфокусированного лазерного излучения с круглой апертурой. В качестве исходных данных были приняты следующие значения: $v_{сб}=2463$ м/с, высота орбиты $H=400$ км, начальное эффективное расстояние воздействия для данного случая составит $L_n=3,5$ км. Расчет показал, что снижения орбиты такого ФКМ при расстоянии $L_k \approx 200$ м составит весьма небольшую величину $\Delta H \approx 6$ м при том, что уменьшение скорости данного ФКМ достигнет $\Delta v \sim 500$ м/с. Суммарное время облучения при этом составит ~ 1,6 с.

Однако следует учесть тот факт, что часть массы ФКМ при лазерном облучении испаряется и оставшаяся масса ФКМ вычисляется, как $m = m_0 - \sum_i \mu * E$ [15], где m_0 – начальная масса ФКМ, i – номер импульса, μ – коэффициент испарения, который при $E < 1$ Дж/см² принят равным нулю, а при $E \geq 1$ Дж/см², согласно [16], для металлической частицы $\mu = 8 * 10^{-8}$ кг/Дж, а для неметаллической $\mu = 1,25 * 10^{-8}$ кг/Дж. Расчет с учетом изменения массы ФКМ при испарении его части показывает, что эффективный процесс испарения начинается на расстоянии ~1300 м от КА, и для случая воздействия на алюминиевый ФКМ с размером 1×5 см при $L_k = 800$ м масса испаренного материала составит 4,5 г, а при $L_k = 300$ м - 11 г, то есть будет испарено 80% массы ФКМ и оставшаяся масса составит 2,5 г. Изменение скорости при этом достигнет величины $\Delta v = 2463$ м/с, то есть сближение ФКМ с КА прекратится. При учете изменения массы ФКМ за счет испарения для металлической частицы размером 1,5 см (~5,5 г) оказывается, что такой ФКМ будет полностью испарен на расстоянии $L_k = 800$ м.

Расчет изменения динамики сближения с КА наиболее крупного из опасных ФКМ размером 1x10 см из стали ($S/m=0,15$ см²/г, $m \approx 70$ г (согласно табл. 1)) при $v_{сб}=2463$ м/с, $H=400$ км, $L_n=3,5$ км и $L_k \approx 200$ м показал, что масса испаренной части ФКМ составит ~22 г, $\Delta v \sim 210$ м/с и $\Delta H \approx 1,1$ м. Но металлические ФКМ с таким размером уже могут быть обнаружены радиолокационными средствами.

Эффективность увода ФКМ с траектории КА можно значительно улучшить, если использовать промежуточное передающее зеркало, как было предложено в работе [15], расположенное на значительном расстоянии от КЛЮ (10-20 км).

Анализ возможности размещения КЛЮ на КА

В данной работе была также проведена оценка массовых характеристик основных составных частей указанной выше КЛЮ для определения возможности вывода её в космос ракетой-носителем «Протон-М», который при старте с космодрома «Байконур» способен вывести на орбиту высотой ~ 350 км с наклоном $\sim 50^\circ$ КА общей массой полезной нагрузки ~ 20 т. Предлагаемая КЛЮ может быть размещена в негерметичном отсеке невозвращаемого КА. Оценка массы КА без лазерной установки при сроке активного существования на орбите $\sim 0,5$ года с системой ориентации и корректировки орбиты на базе жидкостных ракетных двигателей, произведенная по методике «относительных массовых показателей» по рекомендациям [17, 18], где этот вопрос рассмотрен на примерах КА для мониторинга поверхности Земли («Ресурс-Ф2», «Кубань»), спутников связи и телевидения, дает значение массы собственно КА системой жизнеобеспечения ~ 6 т. Тогда масса лазерной установки не должна превышать ~ 14 т, что составляет $\sim 70\%$ от общей массы КА.

Для оценки продолжительности генерации излучения КЛЮ был оценен по материалам работы [10] суммарный массовый расход компонентов лазерного топлива, составивший $\sim 1,9$ кг/с, который обеспечивает достижение использованных в разделе 2 параметров импульсов лазерного излучения при молярном составе компонентов топлива $CS_2 : NF_3 : He : H_2 = 1 : 7 : 40 : 40$ и давлении в активной среде 3,5 мм рт.ст. С целью увеличения суммарной продолжительности излучения КЛЮ компоненты лазерного топлива предлагается хранить на борту КА в жидком агрегатном состоянии, причем NF_3 , He и H_2 при криогенных температурах в баках низкого давления (~ 1 ата) с экранно-вакуумной теплоизоляцией, используя компенсацию теплопритока из окружающей среды с помощью холодильных криогенных машин с питанием за счет электроэнергии от солнечных батарей.

Газификацию криогенных жидкостей также предполагается осуществлять за счет энергии солнечных батарей, накапливаемой в электрических аккумуляторах с емкостью, рассчитанной на 10 с работы КЛЮ. В общем балансе системы хранения и подачи компонентов (СХПК) лазерного топлива требуемый вес аккумуляторов (Li-Ion, 160Вт*час/кг [19]) учтен и составляет малую величину ~ 100 кг.

Оценка массы составных частей такого КА с указанной КЛУ на борту представлена в табл. 2. При этом для обеспечения функционирования системы СХПК средняя потребляемая мощность от солнечных батарей, определяемая в основном лазерной установкой, не превысит 5 кВт, а суммарная продолжительность излучения составит ~30 минут. Аналогичные оценки для мощности непрерывного излучения НФ-НХЛ 40 кВт дают значение суммарной продолжительности излучения 300 минут (~5 часов).

Таблица 2. Масса составных частей КА с КЛУ, кг.

Конструкция собственно КА с системой жизнеобеспечения	6000
Конструкция НХЛ	2000
Система формирования и наведения излучения	1000
Система хранения и подачи компонентов лазерного топлива (без заправки компонентами)	7500
Компоненты лазерного топлива	3500
Суммарная масса КА с КЛУ (кг)	20000

Таким образом, данная КЛУ способна увести от столкновения с КА и очистить наиболее используемые орбиты от нескольких десятков тысяч опасных ФКМ.

Выводы и рекомендации

Показана принципиальная возможность использования космической лазерной установки на основе созданного в НПО Энергомаш НФ-НХЛ с мощностью излучения в непрерывном режиме до 400 кВт для увода ФКМ с наиболее опасными размерами от 1 до 10 см с орбиты защищаемых КА. Для достижения высокой эффективности воздействия лазерного излучения на налетающие ФКМ обосновано использование в лазере импульсно-периодического режима генерации коротких импульсов с длительностью ~10 нс и частотой повторения 10^5 Гц (определяемой временем восстановления инверсии населенностей в активной среде за время между соседними импульсами), когда рассчитанная пиковая мощность импульса излучения лазера $\sim 2,7 \cdot 10^8$ Вт достаточна для создания реактивных импульсов отдачи эрозионного плазменного факела, формируемого в фокальном пятне лазерного излучения на поверхности ФКМ.

Рассмотрена возможность применения указанной выше установки не только для увода ФКМ с орбиты КА, но и для плановой очистки наиболее эксплуатируемых орбит от этих ФКМ, когда данная установка будет выполнять роль “чистильщика” этих орбит. Для этого под воздействием излучения нужно перевести ФКМ на эллиптическую орбиту, перигей которой находится в плотных слоях атмосферы, где ФКМ должен сгореть. Получена зависимость необходимого уменьшения скорости ФКМ от высоты их орбиты над Землей.

Обоснована возможность размещения данной космической установки вместе с системой хранения и подачи компонентов лазерного топлива под обтекателем тяжелой ракеты-носителя «Протон-М» (допустимые габариты КА и масса полезной нагрузки составляют соответственно $\varnothing 3000 \times 10500$ мм и ~ 20 тонн). Показано, что такая установка способна защитить КА от десятков тысяч опасных ФКМ при одной заправке компонентами лазерного топлива. При необходимости суммарное время функционирования установки может быть увеличено за счет дозаправки её систем хранения компонентов топлива.

Работа выполнена при поддержке Федерального агентства по науке и инновациям (Гос. контракт от 7 июля 2009г. №02.740.11.0227).

Библиографический список

1. Поздняков З. Г., Росси Б. Д. Справочник по промышленным взрывчатым веществам и средствам взрывания. М., «Недра», 1977.
2. Агапов В. Лекция «Прикладная математика и проблема космического мусора». (Пятая ежегодная школа «Будущее прикладной математики», 20 ноября 2008г. с.2).
3. Хуторовский З.Н., Каменский С.Ю., Бойков В.Ф., Смелов В.Л. Риск столкновений космических объектов на низких высотах // В сб. "Столкновения в околоземном пространстве (Космический мусор)". (М.: Космосинформ, 1995. С.19–90).
4. Рыхлова Л.В. Проблемы космического мусора // Земля и вселенная. (1996. №6).
5. Балк М.Б. Элементы динамики космического полета. – (М.: Наука, 1965. 340с).
6. Campbell I.W. Project ORION: orbital debris removal using ground-based sensors and lasers // NASA Technical Memorandum 108522. (1996).
7. Путь в ракетной технике. НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко. / Под ред. Б.И. Каторгина. (2004. М.: Машиностроение. С. 165–170).
8. Phipps C., Michaelis M.M. LISK-BROOM: Clearing near-Earth space debris in 4 years using a 20 kW, 530-nm repetitively pulsed laser // Conf. "Physics of Nuclear Induced Plasmas and Problems of Nuclear Pumped Lasers". (September 26–30, 1994. – Arzamas, Russia).

9. Basov N.G., Zemskov E.M., П'каев R.I., et al. Laser system for observation and removal of space debris // Proc. SPIE. (1988. V. 3574. P. 437–439).

10. Александров Б.П., Каторгин Б.И. Импульсно-периодический режим работы сверхзвукового HF - химического лазера с горючим CS₂ // Труды НПО Энергомаш. (М., 2010. № 27, С.396-414).

11. Кузнецов Л.И., Савичев В.Ю., Тихонов Н.Н. Лазерно-реактивная защита космических аппаратов от малоразмерного мусора // Квантовая электроника. (М., 1998 Т. 25, №4. С.372–376).

12. Купренюк В.И., Максимов Ю.П., Машенджинов В.И., Родионов А.Ю., Ротинян М.А., Федоров И.А. Численное моделирование непрерывного химического HF-лазера, работающего в режиме модуляции добротности резонатора // Квантовая Электроника, (2007, Т. 37, №3, С. 248–254).

13. Phipps C.R., Luke J.R., Funk D.J., Moore D.S., Glowina J., Lippert T. Measurements of Laser Impulse Coupling at 130fs // Proc. SPIE. (2004. V. 5448. P. 1201–1208).

14. Семенов С.Н. Масштабирование при разработке вариантов конструкций генераторов активной среды HF/DF-НХЛ // Труды НПО Энергомаш. (М., 2008. № 26. С. 260–270).

15. Schall W.O. Laser requirements for the removal of space debris from orbit // SPIE. (1998. V. 3574. p. 428).

16. Булгаков А.В., Булгакова Н.М. Тепловая модель импульсной лазерной абляции в условиях образования и нагрева плазмы, поглощающей излучений // Квантовая электроника. (1999. – Т. 27, № 2. – С. 154–158).

17. Козлов Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов. (М.: Машиностроение, 1996. – 448с).

18. Гуцин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. (М.: Машиностроение, 2003. – 272с).

19. Таганова А.А., Бубнов Ю.И., Орлов С.Б. Герметичные химические источники тока: Элементы и аккумуляторы. (СПб.: Химиздат, 2005. – 264с).

Сведения об авторах

Авдеев Алексей Валерьевич - аспирант Московского Авиационного Института (государственного технического университета), МАИ, Волоколамское шоссе, д.4, г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993, e-mail: alex021894@mail.ru