

# Анализ возможности очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе автономного непрерывного химического HF-лазера

А.В.Авдеев, А.С.Башкин, Б.И.Каторгин, М.В.Парфеньев

*Обоснована возможность очистки околоземного космического пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе крупноразмерного автономного непрерывного химического HF-лазера и определены требования к ее характеристикам: мощности и расходу лазерного излучения, длительности импульсов при работе установки в импульсно-периодическом режиме, частоте повторения импульсов и продолжительности воздействия на фрагменты космического мусора для увода их с орбит защищаемых космических аппаратов. Рассмотрена возможность вывода предложенной космической лазерной установки 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.

## 1. Введение

В последнее время большое внимание уделяется изучению возможности использования лазеров для очистки околоземного пространства от фрагментов космического мусора (ФКМ), которые создают в ряде случаев большую угрозу для космических аппаратов (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 диаметром более 10 см обнаруживаются современными средствами наблюдения и заносятся в специальные каталоги. Самым эффективным методом защиты от таких ФКМ является маневрирование КА. Наиболее опасные для космических аппаратов ФКМ имеют диаметр 1–10 см. Алюминиевый ФКМ размером 1×5 см (масса ~13.5 г) при скорости его сближения с КА ~2.5 км/с обладает энергией, эквивалентной энергии направленного взрыва 10 г тротила [1]. Избежать столкновения с таким ФКМ за счет маневрирования КА невозможно, т.к. на экране радара он не виден, а нужную степень пассивной защиты не удается осуществить из-за неприемлемо большого ее веса. Сейчас число таких ФКМ составляет ~6×10<sup>5</sup> [2].

На низких орбитах под действием атмосферы довольно быстро происходит самоочищение от ФКМ. Например, время жизни ФКМ на орбитах высотой ~200 км составляет в среднем около недели [3]. На более высоких орбитах (высотой 600 км) самоочищение может занять 25–30 лет, а на высотах ~1000 км – две тысячи лет [3].

**А.В.Авдеев, А.С.Башкин.** Московский авиационный институт (государственный технический университет), Россия, 125871 Москва, Волоколамское ш., 4; e-mail: alex021894@mail.ru

**Б.И.Каторгин, М.В.Парфеньев.** ОАО «Научно-производственное объединение «Энергомаш» им. Акад. В.П.Глушко», Россия, Московская область, 141400 Химки, ул. Бурденко, 1; e-mail: energo@online.ru

Поступила в редакцию 13 января 2011 г., после доработки – 5 июня 2011 г.

В работе [4] показано, что вероятность столкновения КА диаметром 10 м с ФКМ размером 2–4 см в течение одного года эксплуатации составляет 0.45×10<sup>-2</sup>. Для ФКМ размером 1–10 см эта вероятность увеличивается до ~2×10<sup>-2</sup>. 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, успеваала 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  $\Delta v$ , в результате чего ФКМ начнет снижаться по направлению к центру Земли с ускорением  $a_n$  и через время  $t$  радиус орбиты ФКМ уменьшится на величину

$$\Delta H = \frac{a_n t^2}{2} = \frac{\Delta v (\Delta v - 2v_0)}{R_E + H} t^2, \quad (1)$$

где  $R_E$  – радиус Земли;  $H$  – высота полета ФКМ над Землей. Если величина  $\Delta H$  больше габаритов КА, то ФКМ пролетит мимо КА.

С помощью воздействия лазерного излучения можно решить и другую задачу – создать такой импульс отдачи на поверхности ФКМ, при котором высота его орбиты уменьшится до 200 км. Тогда за счет дальнейшего торможения в атмосфере частицы ФКМ будут достаточно быстро сгорать, т.е. КА с лазерной установкой на борту может выполнять роль «чистильщика» наиболее используемых орбит. Зависимость требуемого уменьшения скорости ФКМ в апогее эллиптической орбиты от высоты исходной круговой орбиты представлена на рис.1. Аналогичная зависимость была приведена в работе [5]. Из рис.1 видно, что ФКМ, находящийся на орбите высотой ~400 км, снизится до высоты 200 км, если его скорость уменьшится всего на 60 м/с.

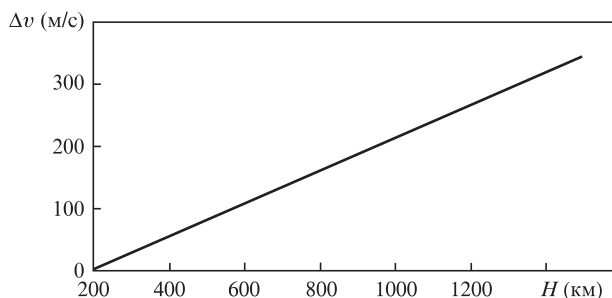


Рис.1. Уменьшение скорости ФКМ  $\Delta v$ , необходимое для перехода ФКМ с исходной круговой орбиты высотой  $H$  на орбиту высотой 200 км над поверхностью Земли.

В настоящей работе рассмотрена возможность защиты КА и плановой очистки орбит от опасных ФКМ диаметром 1–10 см с помощью космической лазерной установки (КЛУ) на основе крупноразмерного автономного непрерывного химического HF-лазера (HF-НХЛ) с мощностью излучения до 400 кВт, созданного в НПО «Энергомаш» (длина активной среды 135 см, высота – 40 см) [6].

В ряде работ (см., напр., [7, 8]) 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, т. к. расстояние от земной поверхности до ФКМ слишком велико. По этим причинам наиболее целесообразным является расположение лазерной установки непосредственно в космосе. С учетом уже достигнутых значений мощности излучения и удельных энергетических параметров для этой цели подойдет автономный HF-НХЛ, который, как показано в [9], способен обеспечить достаточно высокие энергетические характеристики короткого импульса излучения длительностью  $\sim 10$  нс при работе в импульсно-периодическом режиме генерации.

## 2. Методика расчетов

В работе [10] 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

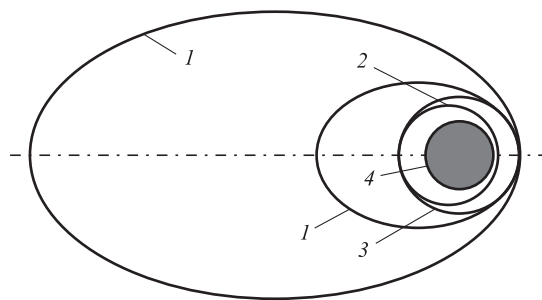


Рис.2. Компланарные орбиты: эллиптические орбиты с высотой апогея, расположенного выше круговой орбиты, и высотой перигея, находящегося на круговой орбите (1), эллиптическая орбита с высотой апогея, равной высоте круговой орбиты, и перигеем, расположенным ниже круговой орбиты (2), круговая орбита (3) и Земля (4) [10].

высотой в апогее  $H_{a1} = 2000$  км или  $H_{a2} = 4000$  км. В этих случаях в перигее существуют области, где плоскости орбит КА и ФКМ совпадают, а скорость их сближения максимальна, причем именно в данных областях скорости КА и ФКМ лежат на одной прямой (рис.2), т. е. воздействием излучения лазера нельзя придать ФКМ боковую составляющую скорости, как в более благоприятном случае наклона плоскостей орбит КА и ФКМ относительно друг друга. Рассчитанные в [10] для этих двух вариантов максимальные скорости сближения составили 395 м/с для  $H_{a1}$  и 2463 м/с для  $H_{a2}$ . Для ФКМ, летящих по круговым орбитам на высоте 200, 400 и 700 км, расчетные скорости их сближения с КА не превышают 343 м/с, поэтому рассмотрением этих случаев можно пренебречь.

Уменьшение скорости сближения ФКМ  $\Delta v$  (в см/с) за счет возникновения импульса отдачи при воздействии одного импульса лазерного излучения с плотностью энергии  $E$  (в Дж/см<sup>2</sup>) на ФКМ определяется из следующего выражения [5]:

$$\Delta v = C_m E S / m, \quad (2)$$

где  $S = S_f$  (в см<sup>2</sup>) – площадь фокального пятна, если она меньше площади поперечного сечения ФКМ, и  $S = S_{\text{ФСГ}}$  – площадь ФКМ, если он засвечивается полностью;  $m$  (в г) – масса ФКМ;  $C_m$  (в дин·с·Дж<sup>-1</sup>) – коэффициент пропорциональности, зависящий от типа ФКМ. Характеристики наиболее распространенных ФКМ представлены в табл.1 [5].

В работе [5] показано существование оптимального соотношения между плотностью энергии и длительностью импульса (рис.3), когда коэффициент  $C_m$  (см. табл.1) принимает оптимальное значение  $C_m^{\text{opt}}$  при оптимальном соотношении между плотностью энергии импульса  $E_{\text{opt}}$  и его интенсивностью  $I_{\text{opt}}$ . Из анализа представленных на рис.3 результатов 48 экспериментов для различных областей спектра и пяти указанных в табл.1 материалов следует, что уменьшение длительности импульсов (до разум-

Табл.1. Характеристики наиболее распространенных ФКМ [5].

Тип космического мусора	Наклонение орбиты (град)	Апогей (км)	Перигей (км)	$S/m$ (см <sup>2</sup> /г)	Размер (см)	Альbedo	$C_m^{\text{opt}}$ (дин·с·Дж <sup>-1</sup> )
Сфероиды Na (K)	65	930	870	1.75	1.0	0.4	6 ± 2
Осколки феноуглерода	87	1190	610	0.7	1×5	0.02	7.5 ± 2
Фрагменты пластик-алюминия	99	1020	725	2.5	0.05×30	0.05/0.7	5.5 ± 2
Осколки алюминия	30	800	520	0.37	1×5	0.05/0.7	4 ± 1.5
Стальные опоры баков	82	1500	820	0.15	1×10	0.5	4 ± 1.5

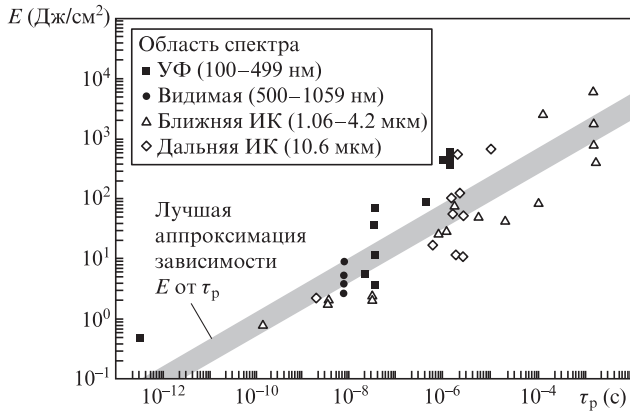


Рис.3. Зависимость требуемой для обеспечения оптимальных условий воздействия лазерного излучения плотности энергии от длительности импульса [5].

ных пределов) обеспечивает оптимальный коэффициент связи  $C_m^{opt}$  при меньшей плотности энергии. Например, длительности импульса  $\tau_p = 10$  нс в ближнем ИК диапазоне соответствуют оптимальные значения плотности энергии  $E_{opt} \approx 2$  Дж/см<sup>2</sup> и интенсивности  $I_{opt} \approx 2 \times 10^8$  Вт/см<sup>2</sup>.

В работе [9] выполнен расчет характеристик импульсно-периодического режима генерации излучения в крупноразмерном НФ-НХЛ [6] при модуляции добротности резонатора. Этот расчет показал, что при длительности импульса излучения  $\sim 10$  нс можно получить с единицы площади среза сопловой решетки плотность пиковой мощности излучения  $\sim 50$  кВт/см<sup>2</sup> и плотность энергии в импульсе  $\sim 0.5$  мДж/см<sup>2</sup>. Частота повторения импульсов излучения  $f$  определяется скоростью восстановления инверсии населенностей в активной среде НФ-НХЛ и составляет  $\sim 10^5$  Гц [11]. Поскольку плазма эрозионного факела разлетается со скоростью 3–5 км/с, она успеет расширяться за время между импульсами ( $10^{-5}$  с) и не будет экранировать излучение последующего импульса. Площадь среза сопловой решетки рассматриваемого НФ-НХЛ равна 5400 см<sup>2</sup>, поэтому энергия импульса выходного излучения составит  $\sim 2.7$  Дж, а мощность импульса может достигнуть  $P_m = 2.7 \times 10^8$  Вт. При диаметре телескопа 1 м и достижимой расходимости, равной двум дифракционным пределам, площадь фокального пятна  $S_f$  на начальном расстоянии эффективного воздействия импульсного излучения 1.7 км (как будет показано далее) составит  $\sim 4.4$  см<sup>2</sup>, тогда интенсивность излучения  $I = P_m/S_f$  будет равна  $\sim 0.6 \times 10^8$  Вт/см<sup>2</sup> (соответственно  $E \approx 0.6$  Дж/см<sup>2</sup>). Таким образом, интенсивность излучения в фокальном пятне на расстоянии 1.7 км меньше оптимальных значений интенсивности 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 импульса.

В работе [5] отмечается, что коэффициент связи  $C_m$  очень слабо зависит от интенсивности импульса при  $C_m \sim C_m^{opt}$ , т.е. эта зависимость имеет широкий максимум. Такой же широкий максимум был получен для миллисекундных (рис.4) [11] и фемтосекундных (рис.5) [12] импульсов. При этом, как следует из рис.4, зависимость коэффициента  $C_m$  от интенсивности импульса излучения для неметаллических ФКМ намного слабее, чем для металлических.

Для более точных расчетов при больших скоростях сближения нужно учитывать динамику изменения  $\Delta v$  и те-

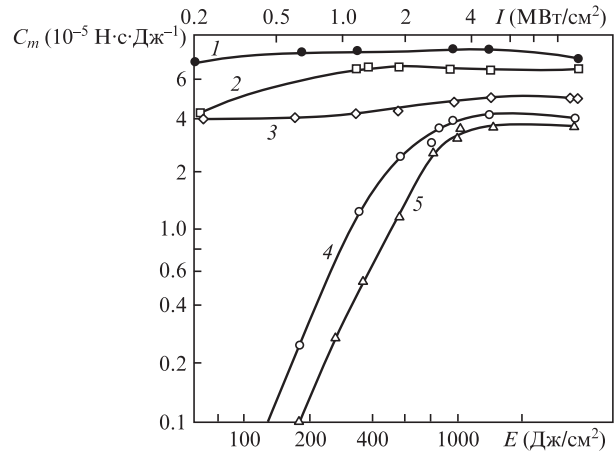


Рис.4. Зависимости коэффициента  $C_m$  от плотности энергии в фокальном пятне  $E$  при воздействии в вакууме импульсов излучения неодимового лазера длительностью 0.3 мс для различных конструкционных материалов: теплозащитное покрытие (1), органический пластик (2), углепластик (3), сплавы на основе титана (4) и на основе алюминия (5) [10].

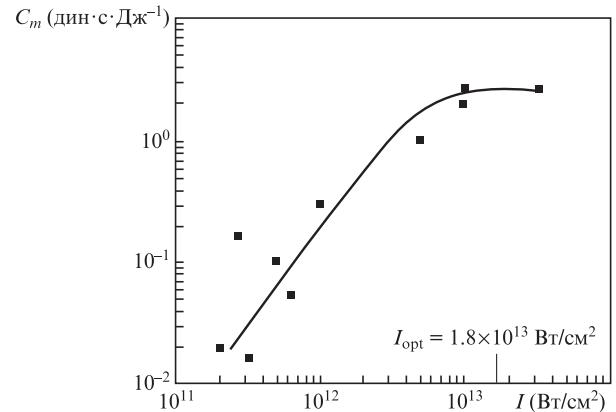


Рис.5. Зависимости коэффициента  $C_m$  от плотности энергии в фокальном пятне  $E$  для вольфрама при воздействии импульсов излучения неодимового лазера длительностью  $\sim 100$  фс [12].

кущего расстояния между частицей ФКМ и КА после воздействия каждого импульса при импульсно-периодическом облучении ФКМ. Для этого была составлена система из уравнений (1) и (2) с учетом соотношений для плотности энергии одного импульса  $E = I\tau_p$ , интенсивности излучения в фокальном пятне  $I = P_m/S_f$ , площади фокального пятна  $S_f = \pi d^2/4$ , диаметра пятна  $d = \theta L$  при фокусировке на расстоянии  $L$  (в км), расходимости лазерного излучения  $\theta = k\theta_{dif}$  ( $\theta_{dif} = 2.44\lambda/D$  – дифракционная расходимость лазерного излучения;  $k$  – отношение реальной расходимости к дифракционной;  $D = 1$  м – диаметр главного зеркала выходного телескопа). Зависимость  $C_m$  от  $E$  для металлической частицы задана, исходя из [10, 12], как  $C_m = 3.8$  дин·с·Дж<sup>-1</sup> при  $E > 1$  Дж/см<sup>2</sup>,  $C_m = 5.1E - 1.3$  при  $0.4 < E < 1$  Дж/см<sup>2</sup>,  $C_m = 1.85E$  при  $0.025 < E < 0.4$  Дж/см<sup>2</sup> и  $C_m = 0$  при  $E < 0.025$  Дж/см<sup>2</sup>, а для неметаллической частицы коэффициент связи  $C_m$  принят постоянным и равным 6 дин·с·Дж<sup>-1</sup>.

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 исходных параметров: начальные ( $L_b$ ) и конечные ( $L_c$ ) расстояния, характеризующие область воздействия им-

пульсно-периодического излучения на ФКМ, материал ФКМ (металл или неметалл), размер и массу ФКМ, начальную скорость сближения ФКМ с КА и высоту орбиты ФКМ над Землей. С использованием этих данных проводился расчет влияния каждого единичного импульса излучения на изменение скорости и высоты полета ФКМ. С учетом на каждом шаге расчета этих изменений рассчитывалось воздействие следующего импульса на полученные на предыдущем шаге итераций текущие величины. Параллельно рассчитывались текущие значения расстояния между ФКМ и КА, диаметра и площади фокального пятна при фокусировке. Значения  $C_m$  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 (считалось, что характер поведения этой зависимости не изменится для случая воздействия импульсов наносекундной длительности). По окончании расчета определялось итоговое количество импульсов и полное время воздействия излучения на ФКМ.

### 3. Результаты расчетов

Сначала рассмотрим, как изменяется  $\Delta v$  в зависимости от расстояния между ФКМ и КА при начале воздействия импульсно-периодического излучения на ФКМ с расстояния  $L_b = 10$  км (рис.6). В качестве исходных данных использовались следующие значения: скорость сближения ФКМ с КА (наихудший вариант)  $v_{\text{appr}} = 2463$  м/с, высота орбиты  $H = 400$  км, отношение  $S/m = 0.3$  см<sup>2</sup>/г и  $1.6$  см<sup>2</sup>/г соответственно для металлических (алюминиевых) и неметаллических ФКМ (см. табл.1), размер ФКМ  $1.5$  см, диаметр главного зеркала формирующего телескопа  $D = 1$  м, расходимость излучения равна удвоенному дифракционному пределу. Из рис.6 (кривая 1) видно, что для металлических ФКМ заметное уменьшение скорости сближения начинается с расстояния  $L_c \approx 3$  км, и при  $L_c = 200$  м она уменьшается на  $\sim 1600$  м/с; время воздействия излучения в импульсно-периодическом режиме составляет  $\sim 3.2$  с. Согласно рис.1, этого значения вполне достаточно, чтобы ФКМ перешел с орбит высотой до

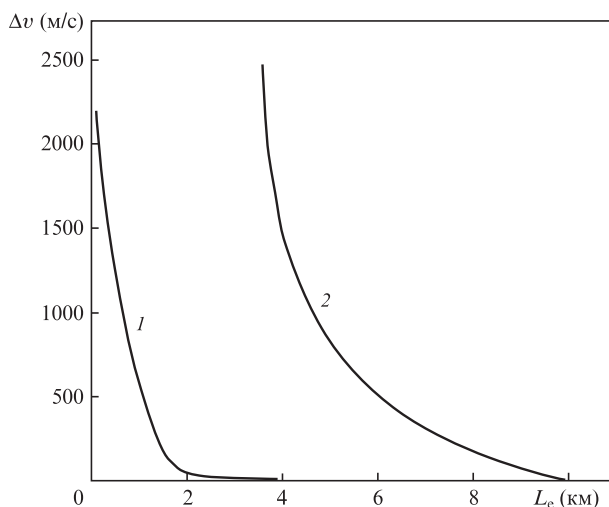


Рис.6. Зависимости  $\Delta v$  от расстояния  $L_c$ , на котором прекращается лазерное воздействие на металлические (1) и неметаллические (2) ФКМ, при начале воздействия на расстоянии  $L_b = 10$  км и начальной скорости сближения ФКМ с КА  $2.5$  км/с.

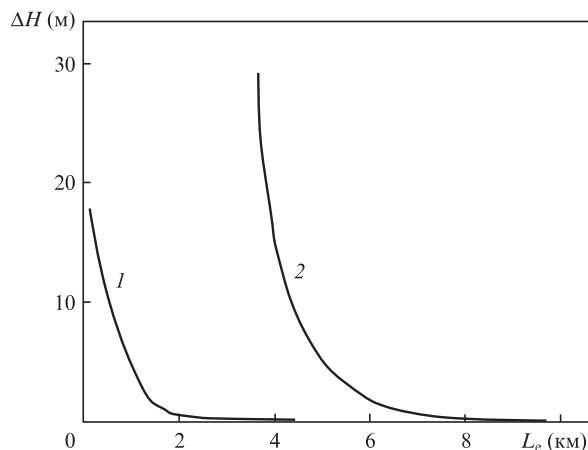


Рис.7. Зависимости уменьшения высоты орбиты  $\Delta H$  металлических (1) и неметаллических (2) ФКМ от расстояния  $L_c$ , на котором прекращается лазерное воздействие, при начале воздействия на расстоянии  $L_b = 10$  км и начальной скорости сближения ФКМ с КА  $2.5$  км/с.

$1000$  км на эллиптическую орбиту с перигеем, находящимся в плотных слоях атмосферы, в результате чего данный ФКМ должен в конечном счете сгореть.

При воздействии лазерного излучения на неметаллические ФКМ (рис.6, кривая 2) заметное уменьшение скорости сближения начинается сразу (с расстояния  $10$  км), и при  $L_c = 3.5$  км она уменьшится на  $\sim 2500$  м/с, т.е. сближение ФКМ с КА прекратится. Это обусловлено существенно меньшей объемной плотностью неметаллических ФКМ и гораздо большей величиной  $C_m$  при меньшей интенсивности излучения. Длительность облучения в данном случае равна  $\sim 3.5$  с. Такого же значения  $\Delta v$  при воздействии на рассматриваемый ФКМ можно достичь, начиная облучение на расстоянии  $L_b = 750$  м и заканчивая его на расстоянии  $L_c = 500$  м. Длительность облучения в данном случае уменьшится в  $\sim 20$  раз и составит  $\sim 0.15$  с.

Рассмотрим теперь возможность безопасного разлета ФКМ и КА, если ФКМ догоняет КА. На рис.7 показаны зависимости уменьшения высоты орбиты металлических и неметаллических ФКМ от расстояния, на котором прекращается лазерное воздействие на эти ФКМ, при  $L_b = 10$  км. Видно, что для металлических ФКМ и  $L_c = 200$  м, во-первых, высота орбиты ФКМ уменьшается на  $15$  м (что можно считать достаточным для того, чтобы ФКМ пролетел мимо КА), а во-вторых, уменьшение высоты, как и скорости сближения, начинается только с расстояния  $\sim 3$  км. Следовательно, импульсное лазерное воздействие на металлические ФКМ нужно начинать именно с этого расстояния, а не с  $10$  км. Длительность облучения при этом составит  $\sim 1.8$  с.

Для неметаллических ФКМ заметное изменение высоты орбиты  $H$  начинается с расстояния  $\sim 8$  км, и уже на расстоянии  $L_c \approx 4$  км она уменьшается на  $\Delta H \approx 20$  м, что позволяет уверенно избежать столкновения КА с этими ФКМ. Длительность облучения в данном случае равна  $\sim 3$  с. Существенно бóльшая эффективность воздействия импульсов лазерного излучения на неметаллические ФКМ стимулировала постановку задачи о возможности снижения требований к мощности КЛУ для воздействия на такие ФКМ. Было установлено, что добиться снижения высоты орбиты указанных ФКМ на  $\Delta H \approx 20$  м при воздействии на расстоянии от  $L_b = 8$  км до  $L_c = 200$  м можно при уменьшении энергетики НФ-лазера в  $8-10$  раз, что даст

значительную экономию компонентов лазерного топлива. Для существенного уменьшения мощности излучения НФ-НХЛ целесообразно использовать модульный принцип его конструкции [13], когда генератор активной среды состоит из нескольких последовательно расположенных модулей, объединенных одной оптической схемой. Тогда для получения необходимой 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 ФКМ. Для примера в качестве ФКМ был выбран алюминиевый осколок размером  $1 \times 5$  см (см. табл.1) с массой  $\sim 13.5$  г. В расчетах динамики сближения такого ФКМ с КА учитывалось изменение площади облучения прямоугольной поверхности осколка при воздействии сфокусированного лазерного излучения с круглой формой фокального пятна. В качестве исходных данных использовались следующие значения:  $v_{\text{арг}} = 2463$  м/с,  $H = 400$  км,  $L_b = 3.5$  км. Расчет показал, что снижение высоты орбиты такого ФКМ при расстоянии  $L_c \approx 200$  м весьма мало ( $\Delta H \approx 6$  м) при том, что уменьшение его скорости  $\Delta v$  достигнет  $\sim 500$  м/с. Длительность облучения при этом составит  $\sim 1.6$  с.

Однако следует учесть тот факт, что часть массы ФКМ при лазерном облучении испаряется и оставшаяся масса ФКМ вычисляется по формуле  $m = m_0 - \sum_i mE$  [14], где  $m_0$  – начальная масса ФКМ;  $i$  – номер импульса;  $\mu$  – коэффициент испарения, который при  $E < 1$  Дж/см<sup>2</sup> принят равным нулю, а при  $E \geq 1$  Дж/см<sup>2</sup> составляет  $8 \times 10^{-8}$  кг/Дж для металлической частицы и  $1.25 \times 10^{-8}$  кг/Дж для неметаллической [15]. Расчет с учетом изменения массы ФКМ при его частичном испарении показывает, что эффективный процесс испарения начинается на расстоянии  $\sim 1300$  м от КА и в случае воздействия на алюминиевый ФКМ размером  $1 \times 5$  см масса испаренного материала составит 4.5 г при  $L_c = 800$  м и 11 г при  $L_c = 300$  м, т.е. испарится 80% массы ФКМ, а оставшаяся масса будет равна 2.5 г. Уменьшение скорости при этом достигнет  $\Delta v = 2463$  м/с, т.е. сближение ФКМ с КА прекратится. При учете изменения массы металлического ФКМ размером 1.5 см ( $\sim 5.5$  г) за счет испарения оказывается, что он будет полностью испарен на расстоянии  $L_c = 800$  м.

Расчет изменения динамики сближения с КА наиболее крупного из опасных ФКМ размером  $1 \times 10$  см из стали ( $S/m = 0.15$  см<sup>2</sup>/г,  $m \approx 70$  г (см. табл.1)) при  $v_{\text{арг}} = 2463$  м/с,  $H = 400$  км,  $L_b = 3.5$  км и  $L_c \approx 200$  м показал, что масса испаренной части ФКМ составит  $\sim 22$  г,  $\Delta v \approx 210$  м/с и  $\Delta H \approx 1.1$  м. Отметим, что металлические ФКМ такого размера уже могут быть обнаружены радиолокационными средствами.

Эффективность увода ФКМ с траектории КА можно значительно увеличить, если использовать, как было предложено в работе [14], промежуточное передающее зеркало, расположенное на значительном расстоянии от КЛУ (10–20 км).

#### 4. Анализ возможности размещения КЛУ на КА

В настоящей работе была также проведена оценка массы основных составных частей указанной выше КЛУ для определения возможности вывода ее в космос ракетой-носителем «Протон-М», которая при старте с космодрома «Байконур» может вывести на орбиту высотой  $\sim 350$  км

с наклоном  $\sim 50^\circ$  КА с общей массой полезной нагрузки  $\sim 20$  т. Предлагаемая КЛУ может быть размещена в негерметичном отсеке невозвращаемого КА. При сроке активного существования на орбите около полугода оценка массы собственно КА (без лазерной установки) с системой ориентации и корректировки орбиты на базе жидкостных ракетных двигателей, проведенная по методике «относительных массовых показателей» по рекомендациям работ [16, 17], где этот вопрос рассмотрен на примерах КА для мониторинга поверхности Земли («Ресурс-Ф2», «Кубань»), спутников связи и телевидения, дает  $\sim 6$  т. Тогда масса лазерной установки не должна превышать  $\sim 14$  т, что составляет  $\sim 70\%$  от общей массы КА.

Для оценки продолжительности генерации излучения КЛУ по материалам работы [9] был оценен суммарный массовый расход компонентов лазерного топлива, составивший  $\sim 1.9$  кг/с, который обеспечивает достижение использованных в разд.2 параметров импульсов лазерного излучения при молярном составе компонентов топлива  $CS_2 : NF_3 : He : H_2 = 1 : 7 : 40 : 40$  и давлении активной среды 3.5 Тор. Для увеличения суммарной продолжительности излучения КЛУ 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 ( $\sim 1$  ат) с экранно-вакуумной теплоизоляцией и компенсацией теплопритока из окружающей среды с помощью холодильных криогенных машин, питающихся 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 КЛУ. В общем балансе системы хранения и подачи компонентов лазерного топлива требуемый вес аккумуляторов (литий-ионные,  $160 \text{ Вт} \cdot \text{ч} \cdot \text{кг}^{-1}$  [18]) учтен и составляет малую величину, равную  $\sim 100$  кг.

Оценки массы составных частей такого КА с указанной КЛУ на борту приведены ниже.

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

При этом требуемая для обеспечения функционирования системы хранения и подачи компонентов топлива средняя потребляемая от солнечных батарей мощность, определяемая в основном лазерной установкой, не превышает 5 кВт, а продолжительность излучения составляет  $\sim 30$  мин. Аналогичные оценки при мощности непрерывного излучения НФ-НХЛ, равной 40 кВт, дают продолжительность излучения 300 мин ( $\sim 5$  ч).

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

#### 5. Заключение

Показана принципиальная возможность использования КЛУ на основе созданного в НПО «Энергомаш» НФ-НХЛ с мощностью излучения в непрерывном режиме до 400 кВт

для увода наиболее опасных ФКМ размером 1–10 см с орбиты защищаемых КА. Для достижения высокой эффективности воздействия лазерного излучения на налетающие ФКМ обосновано использование импульсно-периодического режима генерации лазером коротких импульсов длительностью  $\sim 10$  нс с частотой повторения  $10^5$  Гц (определяемой временем восстановления инверсии населенностей в активной среде в промежутке между соседними импульсами), в котором рассчитанная пиковая мощность импульса излучения лазера  $\sim 2.7 \times 10^8$  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 ФКМ, когда данная установка будет выполнять роль «чистильщика» этих орбит. Для этого под действием излучения нужно перевести ФКМ на эллиптическую орбиту, перигей которой находится в плотных слоях атмосферы, где ФКМ должен сгореть. Представлена 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  $\sim 20$  т). Показано, что такая установка способна защитить КА от десятков тысяч опасных ФКМ при одной заправке компонентами лазерного топлива. При необходимости время функционирования установки может быть увеличено за счет дозаправки систем хранения компонентов топлива.

Авторы выражают благодарность Е.М.Земскову за полезные обсуждения работы.

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

1. Поздняков З.Г., Росси Б.Д. *Справочник по промышленным взрывчатым веществам и средствам взрывания* (М.: Недра, 1977).
2. Агапов В. В сб.: *Пятая ежегодная школа «Будущее прикладной математики»* (М., 2008, с. 2).
3. Хугоровский З.Н., Каменский С.Ю., Бойков В.Ф., Смелов В.Л. В сб.: *Столкновения в околоземном пространстве (космический мусор)* (М.: Космосинформ, 1995, с. 19–90).
4. Рыхлова Л.В. *Земля и вселенная*, №6, 30 (1993).
5. Campbell I.W. et al. *Project ORION: Orbital Debris Removal Using Ground-based Sensors and Lasers* (Alabama, USA, NASA Technical Memorandum 108522, 1996).
6. *Путь в ракетной технике*. Под ред. Б.И.Каторгина (М.: Машиностроение, 2004, с. 165–170).
7. Phipps C., Michaelis M.M. *Proc. Conf. «Physics of Nuclear Induced Plasmas and Problems of Nuclear Pumped Lasers»* (Arzamas, Russia, 1994).
8. Basov N.G., Zemskov E.M., Il'kaev R.I., et al. *Proc. SPIE Int. Soc. Opt. Eng.*, **3574**, 437 (1988).
9. Александров Б.П., Каторгин Б.И. В сб.: *Труды НПО Энергомаши* (М., 2010, т. 27, с. 396–414).
10. Кузнецов Л.И., Савичев В.Ю., Тихонов Н.Н. *Квантовая электроника*, **25** (4), 372 (1998).
11. Купренюк В.И., Максимов Ю.П., Машенджинов В.И., Родионов А.Ю., Ротинян М.А., Федоров И.А. *Квантовая электроника*, **37** (3), 248 (2007).
12. Phipps C.R., Luke J.R., Funk D.J., Moore D.S., Glowina J., Lippert T. *Proc. SPIE Int. Soc. Opt. Eng.*, **5448**, 1201 (2004).
13. Семенов С.Н. В сб.: *Труды НПО Энергомаши* (М., 2008, т. 26, с. 260–270).
14. Schall W.O. *Proc. SPIE Int. Soc. Opt. Eng.*, **3574**, 428 (1998).
15. Булгаков А.В., Булгакова Н.М. *Квантовая электроника*, **27** (2), 154 (1999).
16. Козлов Д.И. *Конструирование автоматических космических аппаратов* (М.: Машиностроение, 1996).
17. Гушин В.Н. *Основы устройства космических аппаратов. Учебник для вузов* (М.: Машиностроение, 2003).
18. Таганова А.А., Бубнов Ю.И., Орлов С.Б. *Герметичные химические источники тока. Элементы и аккумуляторы* (СПб.: Химиздат, 2005).