

УДК 544.531:574

К вопросу борьбы с космическим мусором с помощью лазерной космической установки на основе HF-НХЛ

А.В. Авдеев

Аннотация

Показана возможность защиты космических аппаратов (КА) от опасных фрагментов космического мусора (ФКМ) с помощью космической лазерной установки (КЛЮ) на основе крупноразмерного автономного непрерывного химического HF-лазера (HF-НХЛ). Рассмотрены наиболее вероятные случаи сближения ФКМ с КА, когда КА движутся по круговым орбитам, а ФКМ по эллиптическим и пересекаются или под углами, или лежат в одной плоскости. Разработана методика воздействия импульсов лазерного излучения на ФКМ для рассматриваемых случаев сближения с КА.

Ключевые слова

космическая лазерная установка; автономный непрерывный химический HF-лазер; фрагменты космического мусора; эллиптическая орбита, истинная аномалия, импульсно-периодический режим генерации излучения

1. Введение

С самого начала освоения человеком космоса наряду с другими проблемами, возникающими при этом, обособленно стоит проблема защиты космических аппаратов (КА) от фрагментов космического мусора (ФКМ) и очистки околоземного пространства от них. По экспертным оценкам в околоземном пространстве уже к 1996г. насчитывалось около 3,5 млн. не отслеживаемых ФКМ размером менее 1 см, более 100 тысяч осколков размером в поперечнике от 1 до 10 см, размер около 8000 ФКМ превышает 10 см [1]. На низких орбитах под действием атмосферы довольно быстро происходит их самоочищение, поскольку время жизни ФКМ на орбитах с высотой около 200 км составляет в среднем около недели [2]. На более высоких орбитах высотой 600 км их самоочищение может занять (25...30) лет, а на

высотах около 1000 км – 2 тысячи лет [2]. Оценки, выполненные в работе [3], показали, что вероятность столкновения КА диаметром 10 м в течение одного года его эксплуатации составляет $0,45 \cdot 10^{-2}$ для ФКМ с размером 2...4 см и 0,4 для ФКМ с размером (0,2...0,4) см, а частота столкновений с каталогизированными объектами (≥ 10 см) находится на уровне одного столкновения за 30 лет. И каждый год число ФКМ регулярно увеличивается (рис. 1). Отсюда понятна реальность угрозы столкновения с ФКМ за весь период эксплуатации КА.

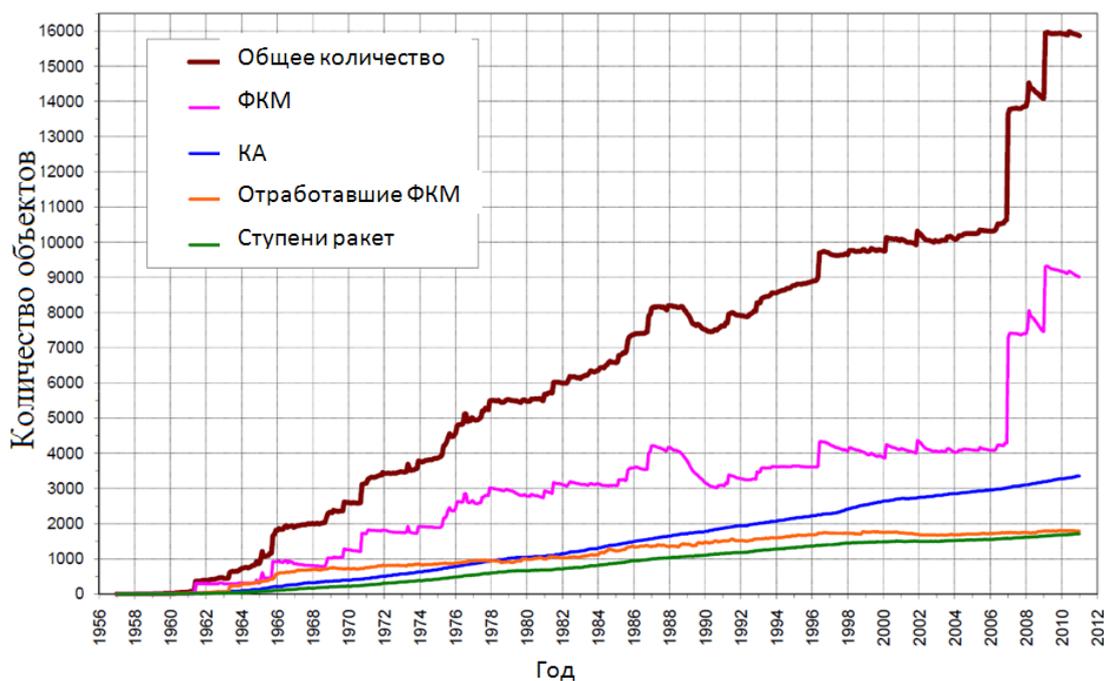


Рисунок 1 - Ежемесячное количество объектов на околоземной орбите по типам объектов [4].

В нашей предыдущей работе [5] было предложено для защиты от опасных ФКМ (ФКМ размером от 1 до 10 см) использовать космическую лазерную установку (КЛУ) на основе созданного в НПО Энергомаш крупноразмерного HF-НХЛ с мощностью излучения в непрерывном режиме до 400 кВт. Для достижения высокой эффективности воздействия лазерного излучения на налетающие ФКМ было 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 в [6] пиковая мощность импульса излучения лазера $> 10^8$ Вт достаточна для создания

реактивных импульсов отдачи эрозионного плазменного факела, формируемого в фокальном пятне лазерного излучения на поверхности ФКМ.

Однако, поскольку главной задачей в [5] было показать возможность использования КЛЮ для защиты КА от опасных ФКМ и для очистки околоземного пространства, то в расчетах воздействия импульсно-периодического излучения КЛЮ на ФКМ было введено упрощение, что ФКМ, как и КА, движутся по круговым орбитам, а их орбиты лежат в одной плоскости.

В данной работе за основу расчета защиты КА от ФКМ принят тот факт, что ФКМ, как правило, движутся по эллиптическим орбитам, имеющим преимущественно направление движения с запада на восток [7]. В проводимых нами дальнейших расчетах будут рассмотрены три круговые орбиты защищаемых КА с высотами 400 км (характерно для МКС), 700 км и 1000 км (спутники связи, исследовательские и метеорологические). При этом нами будут рассмотрены два случая возможного столкновения ФКМ с КА – когда угол между их орбитами $\varphi=0^\circ$ (компланарные орбиты) и случай, когда $\varphi>>0$.

2. Случай компланарных орбит

2.1 Постановка задачи

Рассмотрим сначала случай сопряжения круговых орбит КА с эллиптическими орбитами ФКМ (случай компланарных орбит).

Опираясь на данные по характеристикам ФКМ, которые представлены в таблице 1 [8], проведем детальное рассмотрение возможных случаев столкновения КА, движущихся по круговым орбитам с высотами 400 км, 700 км и 1000 км.

Таблица 1. Характеристики ФКМ (проект Орион)

ФКМ	Сферыды Na/K	Осколки феноуглерод а	Поверхности (многослойные покрытия) пластик- алюминий	Осколки алюминия	Стальные опоры баков
Наклонение, (град.)	65	87	99	30	82
Апогей, (км)	930	1190	1020	800	1500

ФКМ	Сферыды Na/K	Осколки феноуглерод а	Поверхности (многослойные покрытия) пластик- алюминий	Осколки алюминия	Стальные опоры баков
Перигей, (км)	870	610	725	520	820
S/m , (см ² /г)	1,75	0,7	2,5	0,37	0,15
Реальный размер, (см)	1,0	1×5	0,05×30	1×5	1×10
Требуемое Δv (м/с)	190	110	140	90	160
Оценка числа ФКМ	50 000	20 000	60 000	10 000	10 000

Помимо рассмотрения случаев столкновения КА с ФКМ, движущимся по эллиптическим орбитам с параметрами, представленными в таблице 1, также будет рассмотрен случай столкновения с ФКМ, движущимся по эллиптической орбите с высотой перигея $H_p=400$ км и высотой апогея $H_a=2000$ км с КА, движущемся по стандартной круговой орбите на высоте 400 км (точка столкновения находится в перигее).

Сначала вычислим скорости движения КА и ФКМ на их орбитах. Скорость КА, движущегося вокруг Земли по круговой орбите с высотой H , вычисляется по известной зависимости [9]

$$V_{кр} = \sqrt{G \frac{M_3}{(R_3 + H)}}, \quad (1)$$

где $R_3=6731$ км – радиус Земли, $M_3=5,9736 \cdot 10^{24}$ кг – масса Земли, $G=6,67384 \cdot 10^{-20}$ км³/с²·кг – гравитационная постоянная Земли. Значения скорости движения КА на рассматриваемых нами трех круговых орбитах представлены в таблице 2.

Рассчитаем теперь скорость движения ФКМ по эллиптическим орбитам, используя выражение [9]

$$V_{эл} = \sqrt{GM_3 \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (2)$$

где r – радиус-вектор до текущей точки на орбите ФКМ, a – значение большой полуоси эллиптической орбиты. Как видно из этого выражения, скорость ФКМ в каждой точке орбиты разная, поэтому в дальнейшем она будет вычисляться для точек столкновения с КА.

Поскольку в качестве параметров орбиты ФКМ обычно задаются значения перигея H_p и апогея H_a , перейдем сначала к перигейному q и апогейному расстоянию Q соответственно

$$q = R_z + H_p;$$

$$Q = R_z + H_a.$$

Тогда, учитывая, что

$$q = a(1 - e), \quad (3)$$

$$Q = a(1 + e), \quad (4)$$

где e – эксцентриситет эллиптической орбиты,

получим, что

$$a = \frac{Q + q}{2}.$$

Величина текущего радиус-вектора орбиты для эллиптической орбиты дается выражением

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos(\theta)}, \quad (5)$$

где θ – полярный угол (см. рис. 2) или так называемая истинная аномалия.

Эксцентриситет эллиптической орбиты e , необходимый для вычисления текущего радиус-вектора r можно выразить из (3) или (4)

$$e = \frac{a - q}{a}. \quad (6)$$

Значение радиус-вектора орбиты ФКМ в точке предполагаемого столкновения с КА должно быть равно радиусу орбиты КА. Исходя из этого из выражения (5) вычисляется значение θ истинной аномалии для точки столкновения, а затем с помощью выражения (2) рассчитывается значение текущей скорости ФКМ в данной точке. Результаты расчетов для каждого рассматриваемого нами случая, в котором возможно столкновение (орбиты ФКМ и КА пересекаются), значение истинной аномалии для точки столкновения, эксцентриситет орбит и эскизы столкновительной ситуации на орбите в масштабе приведены в таблице 2.

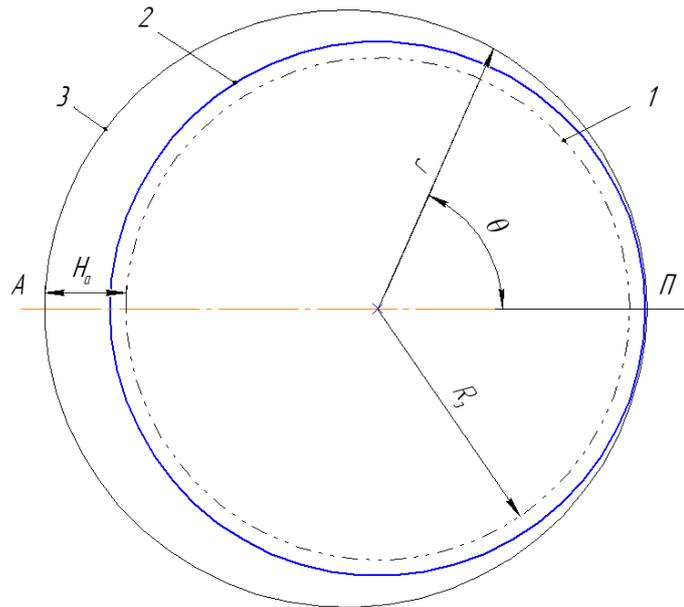


Рисунок 2 – Компланарные орбиты: 1 – Земля, 2 – круговая орбита КА, 3 – эллиптическая орбита ФКМ.

С учетом того, что векторы скоростей КА и ФКМ в точке столкновения во всех рассматриваемых нами случаях практически параллельны, то значение скорости сближения $V_{сб}$ ФКМ с КА в данной точке вычисляется, как разность величин их скоростей:

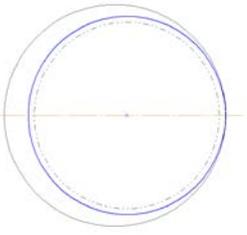
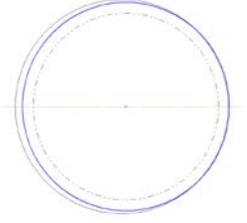
$$V_{сб} = V_{эл} - V_{кр}. \quad (7)$$

Время прохождения ФКМ сектора эллиптической орбиты, отсчитывая от точки перигея и до заданного значения истинной аномалии θ_i вычисляется следующим образом [9]:

$$t_{сектФКМ} = \frac{T_{фкм} \cdot (\theta_i - 2 \cdot e \cdot \sin(\theta_i))}{2\pi}, \quad (8)$$

где $T_{ФКМ} = 2\pi \cdot \frac{\sqrt{a^3}}{\sqrt{G \cdot M_3}}$ - период обращения по эллиптической орбите.

Таблица № 2 Параметры орбит КА и ФКМ и случаи их пересечения.

№ п.п.	Круговая орбита КА, км	Скорость КА $V_{кр}$, м/с	Тип ФКМ	Перигей/апогей эллиптической обиты ФКМ, км/км	Эксцентриситет	Схема сближения	Значение истинной аномалии θ в точке столкновения, град	Скорость ФКМ в предполагаемой точке столкновения, $V_{эл}$, м/с	Скорость сближения ФКМ с КА ΔV , м/с
1.	400	7673	Металл размером 4 см	400/2000	0,1057		0	8068	395
2.	700	7509	Осколки феноуглерода	610/1190	0,0399		48,08	7611	102
3.			Осколки алюминия	520/800	0,0199		107,7	7487	21

№ п.п.	Круговая орбита КА, км	Скорость КА $V_{кр}$, м/с	Тип ФКМ	Перигей/апогей эллиптической обиты ФКМ, км/км	Эксцентриситет	Схема сближения	Значение истинной аномалии θ в точке столкновения, град	Скорость ФКМ в предполагаемой точке столкновения, $V_{эл}$, м/с	Скорость сближения ФКМ с КА ΔV , м/с
4.	1000	7354	Осколки феноуглерода	610/1190	0,0399		112,3	7303	-51
5.			Поверхности (многослойные покрытия) пластик-алюминий	725/1020	0,0203		150,4	7289	-65
6.			Стальные опоры баков	820/1500	0,045		64,25	7432	77

Знак минус в столбце «Скорость сближения ФКМ с КА ΔV , м/с» означает, что КА догоняет ФКМ перед столкновением. В остальных случаях ФКМ догоняет КА в точке столкновения.

2.2 Методика расчет лазерного воздействия на ФКМ

Рассмотрим теперь воздействие импульсов излучения КЛЮ на ФКМ перед угрозой столкновения. 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 [8]:

$$\Delta v = C_m \cdot E \cdot S / m, \quad (9)$$

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.

В работе [10] была приведена графическая зависимость (рис. 3) коэффициента связи C_m от плотностью энергии E для импульса длительностью 5 нс для металлических и неметаллических поверхностей. Это зависимость и будет использован в наших дальнейших расчетах уменьшения скорости ФКМ Δv .

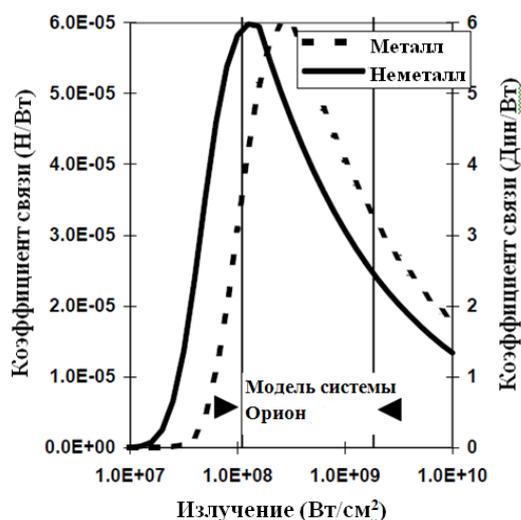


Рисунок 3 - Коэффициент связи Излучение (Вт/см²) пульса 5 нс [10].

Также в дальнейших расчетах будут приняты следующие параметры КЛЮ [5]:

- энергия импульса выходного излучения $E \approx 1$ Дж;
- диаметр выходного телескопа 1 м;
- расходимость излучения равна двум дифракционным пределам;
- длительность импульса – 10 нс,
- частота повторения импульсов – 10^5 Гц.

Для дальнейших расчетов было разработано программное обеспечение расчета

воздействия импульсно-периодического лазерного излучения на динамику сближения ФКМ, движущегося по эллиптической орбите с заданными параметрами, с КА, движущимся по круговой орбите, дающее возможность варьировать ряд основных исходных параметров: начальные и конечные расстояния воздействия, материал (металл – неметалл), размер и массу ФКМ. На основании этих входных данных производился расчет влияния каждого единичного импульса излучения на изменение скорости ФКМ. Учитывая на каждом шаге расчета эти изменения, рассчитывается воздействие следующего импульса на полученные в предыдущем шаге итераций текущие величины. Параллельно рассчитывается текущие значения расстояния между ФКМ и КА, диаметра и площади пятна при фокусировке. Значения C_m при расчете анализируется на каждом шаге интегрирования, и исходя из того, какой материал взят, выбирается соответствующее значение C_m по приведенной на рис. 3 зависимости C_m от плотности энергии импульса излучения, считая, что характер поведения этих зависимостей не изменится для случая воздействия импульсов 10-наносекундной длительности.

Изначально, задав значение истинной аномалии θ_l , как начальную точку для лазерного воздействия и зная параметры точки, в которой должно произойти столкновение (точка пересечения круговой орбиты КА и эллиптической орбиты ФКМ (θ_{ct} , r_{ct})), согласно выражению (8) определяется время прохода ФКМ от начальной точки воздействия до точки столкновения без учета лазерного воздействия, как

$$t_{доCm} = \frac{T_{фкм}}{2\pi} [(\theta_{cm} - 2 \cdot e \cdot \sin(\theta_{cm})) - (\theta_l - 2 \cdot e \cdot \sin(\theta_l))]. \quad (10)$$

Далее, связав начало системы координат с КА, а направление одной из осей (ось x) выбрав параллельным касательной к орбите КА в точке столкновения. Учитывая то, что в рассматриваемых малых диапазонах истинной аномалии при воздействия лазерным излучением на ФКМ отрезки траекторий КА и ФКМ являются практически прямыми линиями, то расстояние между ФКМ и КА можно оценить следующим образом:

$$L = \sqrt{L_x^2 - L_y^2},$$

где $L_x = (V_{ФКМ}(\theta_{cm}) - V_{КА}) \cdot t_{доCm}$, $L_y = r_{ФКМ}(\theta_{cm}) - R_{КА}$.

Далее, исходя из рассчитанного расстояния между ФКМ и КА, определяется диаметр d фокального пятна на этом расстоянии, как

$$d = \theta \cdot L,$$

где $\theta = k \cdot \theta_{\text{диф}}$ - расходимость лазерного излучения, здесь $\theta_{\text{диф}} = 2,44\lambda/D$, а k – отношение реальной расходимости к дифракционной, $D=1$ м – диаметр главного зеркала выходного телескопа.

Вычислив площадь фокального пятна $S_{\text{ф}} = \pi \cdot d^2/4$, в зависимости от введенных пользователем характеристик ФКМ (материал, размер, особенности формы) идет анализ эффективной засвеченной излучением площади воздействия $S_{\text{эф}}$ в том случае, если диаметр фокального пятна больше размеров частицы. И, согласно выражению (9), вычисляется изменение скорости ФКМ ΔV от единичного импульса. Затем вычисляется новая текущая скорость ФКМ $V_{\text{эл}j}$ с учетом того, что вектора $V_{\text{эл}}$ и ΔV не параллельны. Поэтому, разложив вектор ΔV от лазерного воздействия на перпендикулярные компоненты, одна из которых параллельна вектору $V_{\text{эл}}$, параллельная его составляющая идет на изменения значения скорости $V_{\text{эл}}$, а перпендикулярная составляющая поворачивает вектор $V_{\text{эл}}$. Расчеты показывают, что в рассматриваемых нами случаях столкновения, параллельная составляющая вектора ΔV находится в диапазоне значений 0,85...1 полного вектора ΔV , что и учитывалось в расчетах.

Также на каждом шаге вычисляется часть испаряющейся массы ФКМ за импульс и оставшаяся масса ФКМ вычисляется, как $m = m_0 - \sum_i \mu \cdot E$ [11], 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 [12], для металлической частицы $\mu = 8 \cdot 10^{-8}$ кг/Дж, а для неметаллической $\mu = 1,25 \cdot 10^{-8}$ кг/Дж.

В [9] было отмечено, что маневры, осуществляемые под действием импульса силы, лежащей в плоскости орбиты (а в случае компланарных орбит для КА и ФКМ это условие выполняется всегда), не приводят к изменению положения плоскости орбиты в пространстве. В результате выполнения таких маневров изменяются такие элементы орбиты, как большая полуось a и эксцентриситет e . Поэтому, рассчитав новую скорость ФКМ $V_{\text{эл}j}$, считаем параметр a_j новой эллиптической орбиты ФКМ, выразив его из уравнения (2), учитывая то, что за время одного импульса текущий радиус-вектор r мгновенно не изменится и полагая его фиксированной величиной на данном шаге итераций

$$a_j = \frac{r_j \cdot GM_3}{2GM_3 - r_j \cdot V_{\text{эл}j}^2}. \quad (11)$$

Выражение для величины изменения эксцентриситета орбиты Δe вычисляется согласно выражению [9]

$$\Delta e_j = \frac{r_j \cdot (e + \cos \theta_j) \cdot \Delta a_j}{a(2a - r_j)}. \quad (12)$$

Вычислив новое значение истинной аномалии θ_j , изменившееся за время одного импульса и время между соседними импульсами, рассчитывается новый текущий радиус-вектор для эллиптической орбиты

$$r_j = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos(\theta_j)}. \quad (13)$$

После этого идет пересчет всех параметров движения ФКМ: его скорости, изменение значения истинной аномалии θ за время импульс и время между двумя соседними импульсами, расчет нового значения радиус-вектора r , скорости сближения ФКМ и КА, расстояния между ФКМ и КА, текущей массы ФКМ. Далее считается влияние следующего импульса на параметры динамики ФКМ и так далее до того момента, пока счетчик времени воздействия не сравняется с введенным пользователем временем воздействия или до полного испарения ФКМ.

1.3 Результаты расчетов

Расчеты воздействия лазерного излучения на динамику сближения ФКМ с КА, варианты столкновения которых показаны в таблице 2, приведены в таблице 3.

По окончании всех расчетов, зная новую текущую скорость ФКМ и параметры его новой эллиптической орбиты производится оценка расстояния прогнозируемого промаха ФКМ от КА. Для этого, считая, что изменение скорости происходило практически мгновенно и во время передачи ФКМ импульса он двигался по старой орбите, берем значение текущего радиус вектора r_j для момента, когда лазерное воздействие прекращено. И зная параметры новой орбиты a_j и e_j подставляем их в выражение (5) разрешаем его относительно истинной аномалии θ , тем самым получая значение θ_n' новой орбиты для точки, в которой прекращено лазерное воздействие. Сопоставив его со значением истинной аномалии θ_n для точки прекращения лазерного воздействия старой орбиты, найдем угол $\Delta\theta_n$, на который повернулась большая ось новой орбиты относительно старой. Данные по расчету $\Delta\theta_n$ представлены в таблице 3.

Теперь, сопоставив значения истинной аномалии для точки столкновения $\theta_{ст}$ на старой и $\theta_{ст}'$ на новой орбитах, для оценки величины промаха ФКМ от КА остается подставить в выражение (5) параметры новой орбиты $\theta_{ст}'$, a_j и e_j и получить значение

текущего радиус-вектора в этой точке. Разница между высотой орбиты КА и этим значением и будет являться величиной промеха ΔH , значение которого для рассматриваемых нами случаев также представлены в таблице 3.

Знаки «-» в таблице 3 означают, что при большой величине уменьшения скорости ФКМ, описанная нами выше система решения для вычисления дальнейшей траектории движения частицы не имеет решения. Это означает, что в данном случае ФКМ движется уже не по эллиптической орбите, а по некоторой другой кривой второго порядка. Однако, величины изменения скорости ФКМ ΔV для случая длительного воздействия все же приведены в таблице для показа запаса энергетических возможностей КЛУ. Проанализировав данные в таблице 3 можно полагать, что для столь больших величин ΔV величина промеха ΔH будет еще больше значений, приведенных в таблице.

Хочется также заметить, что величина промеха для случаев более длительных воздействий, приведенных в таблице немного занижены из-за того, что в нашей системе расчета мы учитывали, что частица приобретает новую орбиту лишь по окончании лазерного воздействия, а не после самого первого импульса, хотя бы незначительно меняющего скорость ФКМ.

Теперь проанализируем полученные результаты. Во-первых отметим, что для металлических частиц эффективное расстояние воздействия нашей КЛУ составляет ~ 2 км, а для неметаллических - $\sim 3,5$ км. Случаи 1, 2, 6, рассмотренные в таблице № 3 соответствуют случаям, когда ФКМ догоняет КА в точке столкновения. Соответственно, воздействие на такой ФКМ может придать ему дополнительный импульс, который уменьшает его скорость. Любое уменьшение скорости ФКМ даже на незначительную величину уменьшает значение большой оси его орбиты и уменьшает её эксцентриситет. При этом, для защиты КА совсем не обязательно добиваться полного торможения ФКМ относительно КА путем длительного лазерного облучения. Оценки величины промеха ΔH составляет несколько сотен метров даже при незначительном уменьшении скорости ФКМ на 15-30 м/с, что даёт уверенную возможность избежать столкновения ФКМ с КА. При этом в ряде случаев, когда расстояние между ФКМ и КА уменьшается до 1 км, мощность импульсов на поверхности ФКМ становится достаточной для испарения части массы ФКМ. Следует особо отметить, что рассматриваемая нами КЛУ может легко увести от столкновения с КА даже самую тяжелую, из представленных в таблице № 1 частиц, масса которой составляет 66,7 г, а размер 1×10 см² (случай столкновения № 6).

Таблица № 3. Влияние воздействия лазерного излучения на ФКМ на его параметры. Случай компланарных орбит.

№ случая столкновения (№ п.п. из таб. 2)	Расчетная масса ФКМ, г	«a», км / «e» орбиты ФКМ начальное	Значение θ для ФКМ при начале воздействия, град	Расстояние между ФКМ и КА, км	Время до столкновения, с	Время воздействия, с	Расстояние между ФКМ и КА по прекращению воздействия	ΔV , м/с	Новое значение «a», км / «e»	Разность $\Delta\theta_{\text{п}}$ углов между большими осями стар и нов орбит, град	ΔH , м	Испаряемая масса за время воздействия
1.	34	7571 / 0,1056	0,3	1,7	4,3	1,5	1,11	15	7536 / 0,101	1,05	313	0
						4	0,41	286	6970 / 0,035	36,65	1900	13,2
2.	7,1	7271 / 0,0399	48,5	1,66	6,74	1	1,42	25	7220 / 0,035	7,673	413	0
						1,8	1,25	94	7085 / 0,0229	38,4	382	0
						3	2,91	354	-	-	-	0
3.	13,5	7031	108,2	1,2	8	0,8	1,1	-23,8	7075 / 0,018	-18,2	-938	0
						1,6	0,985	-56,6	7137,6 / 0,015	- 54	-795	0
			108,3	1,44	9,8	2,5	1,1	-56,9	7137 / 0,0154	- 54,14	-972	0

№ случая столкновения (№ п.п. из таб. 2)	Расчетная масса ФКМ, г	«a», км / «e» орбиты ФКМ начальное	Значение θ для ФКМ при начале воздействия, град	Расстояние между ФКМ и КА, км	Время до столкновения, с	Время воздействия, с	Расстояние между ФКМ и КА по прекращению воздействия	ΔV , м/с	Новое значение «a», км / «e»	Разность $\Delta\theta_{\text{п}}$ углов между большими осями стар и нов орбит, град	ΔH , м	Испаряемая масса за время воздействия
4.	7,1	7271 / 0,0399	112,8	1,95	7,1	2,6	1,24	-60	7372 / 0,034	-24,15	-390	0
5.	0,6	7243,5 / 0,02	150,9	0,88	9	0,4	0,85	-68,7	7378 / 0,0039	-74,23	-610	0
6.	66,7	7531 / 0,0399	64,5	1,4	4,3	2	0,79	31,25	7464,4 / 0,041	10,25	1150	0,5
						2,5	0,64	68	7388 / 0,0364	24,15	1300	5,35
						4	0,3	171,5	-	-	-	17,4
			64,6	1,93	6,1	3	1,01	10,4	7507 / 0,0437	3,5	745	0
						4	0,72	56,3	7411,7 / 0,0379	19,5	1210	3,32

Еще одним из неоспоримых преимуществ рассмотренного нами воздействия на ФКМ является то, что после воздействия ФКМ переходят на орбиты с более низким перигеем. Если это значение достигает 200 км, то под действием торможения атмосферы ФКМ будет продолжать снижаться, пока не сгорит в плотных слоях атмосферы. Таким образом, КЛЮ может играть не только роль «защитника» КА, но и «чистильщика наиболее используемых орбит».

Случаи столкновения №№ 3, 4, 5 соответствуют случаям, когда в точке столкновения КА догоняет ФКМ. Поэтому, поскольку КА находится позади ФКМ, схема воздействия на него направлена на увеличение его скорости. При этом орбита ФКМ станет еще более вытянута, но, однако, только таким образом удастся избежать столкновения в этом случае. Режим воздействия, параметры которых отражены в таблице № 3, подобраны таким образом, что бы изменение скорости ФКМ за счет лазерного воздействия ΔV немного превысило значение скорости сближения КА с ФКМ (что бы уверенно не произошло столкновение, но и что бы минимально безопасно менять значения большой полуоси a и эксцентриситета e орбиты ФКМ в сторону увеличения). При этом, если времени облучения будет не достаточно, что бы увеличить скорость ФКМ до скорости КА, оценки пролета ΔH над КА, составляющие порядка нескольких сотен метров и более дают основания полагать, что и в это случае КА будет уверенно защищен от столкновения.

3. Случай пересечения орбит ФКМ и КА под углами

3.1 Постановка задачи

Рассмотрим второй вариант пересечения орбит ФКМ и КА под углами $\varphi \gg 0$. Этот вариант пересечения соответствует случаю пересечения орбит с близкими параметрами, но с разными углами наклона их плоскостей к экватору. Случай, когда $\varphi \approx 0$ нами рассматриваться не будет, так как этот случай по всем параметрам очень близок к случаю компланарных орбит. [13].

В зависимости от целевого назначения спутников, углы наклона их круговых орбит к плоскости экватора составляют от 30° для навигационных спутников до 90° для метеорологических. Поскольку пересечение двух орбит с плоскостями, расположенными под углом друг к другу, маловероятны в случае, если перигей и апогей у них разный, то поскольку КА имеет круговую орбиту, опасный ФКМ должен иметь практически круговую орбиту того же радиуса (эллиптическая орбита с маленьким эксцентриситетом e , значение апогея практически равно радиусу орбиты КА). В таблице № 1 данным условиям

соответствует орбита ФКМ (сфериды Na/K) с апогеем 930 км и перигеем 870 км, поэтому в дальнейшем и будем рассматривать случай пересечения данной орбиты с круговой орбитой КА высотой 900 км.

Часто используемые углы наклона орбит для КА находятся от $\sim 50^\circ$ [14] до 83° , то есть максимальная разность углов наклона орбит составляет $\sim 30^\circ$. Поэтому в нашем дальнейшем рассмотрении целесообразно ограничиться крайним случаем, когда защищаемый КА находится на наиболее вероятной орбите со средним углом наклона, а ФКМ – на наименее вероятной, которая пересекает орбиту КА под углами $\pm 15^\circ$.

3.2 Методика расчета лазерного воздействия на ФКМ

Идеология расчетов параметров столкновения абсолютно идентичны за исключением расчета для величины увеличенной скорости сближения ФКМ с КА за счет разных наклонов орбит ФКМ и КА.

Запишем параметры описанного выше случая столкновения:

круговая орбита КА – $H=900$ км;

скорость КА – $V_{кр}=7404,7$ м/с;

тип ФКМ - сфериды Na/K;

размер – 1 см;

масса – 0,45 г;

перигей орбиты ФКМ - $H_{п}=870$ км;

апогей орбиты ФКМ – $H_{а}=930$ км;

величина большой полуоси $a=7271$ км;

эксцентриситет – $e=0,0041$;

период обращения по орбите $T_{фкм}=6174,1$ с;

угол наклона орбиты ФКМ к орбите КА – $\varphi=\pm 15^\circ$;

значение истинной аномалии в точке столкновения $\theta_{ст}=90,24^\circ$;

скорость ФКМ в предполагаемой точке столкновения - $V_{эл}=7404,7$ м/с;

скорость сближения ФКМ и КА с учетом наклона орбит КА и ФКМ друг другу можно вычислить как:

$$\Delta V = V_{эл} - V_{кр} \cdot \cos(\varphi) = 252,7 \text{ м/с.}$$

Однако, из-за того, что величины скоростей КА и ФКМ в точке столкновения одинаковы, а за некоторое небольшое время до столкновения, когда КА и ФКМ приближаются к точке столкновения, почти одинаковы, задача расчета воздействия

лазерным излучением на ФКМ в данном случае принципиально отличается от случая расчета лазерного воздействия для случая компланарных орбит. Дело в том, что в данном случае вектор воздействия лазерного излучения, а, следовательно, и вектор уменьшения скорости ФКМ $\Delta V_{эл}$ направлен практически перпендикулярно вектору ФКМ $V_{эл}$. Поэтому скорость ФКМ практически уменьшаться не будет, а будет лишь поворачиваться её вектор, тем самым лишь отодвигая время и расстояние столкновения на некоторую величину. Для точных оценок проведем все изложенные выше рассуждения более подробно.

Рассчитав расстояние L между КА и ФКМ

$$L = AB = \sqrt{AO^2 + BO^2 - 2 \cdot AO \cdot BO \cdot \sin^2(\varphi)} \quad (16)$$

в рассматриваемой точке, которая задается по времени до столкновения или расстоянию от текущей точки КА до точки столкновения, аналогично расчетам в разделе 2.2 вычисляется значение вектора $\Delta V_{эл}$, сообщаемого ФКМ с помощью лазерного воздействия каждым импульсом. Далее считаем, какая часть $\Delta V_{эл}$ направлена по вектору $V_{эл}$ и идет на торможение ФКМ. При угле наклона орбит ФКМ и КА друг к другу $\varphi = \pm 15^\circ$ это значение составляет 13%. Остальная часть вектора $\Delta V_{эл}$ приходится на поворот вектора $V_{эл}$ в сторону по ходу движения КА. Угол α , на который поворачивается вектор скорости ФКМ $V_{эл}$, можно найти, как

$$\alpha = \arctg\left(\frac{\Delta V_{эл}^\perp}{V_{эл}}\right),$$

где $\Delta V_{эл}^\perp$ - проекция вектора $\Delta V_{эл}$ на направление вектора $V_{эл}$ (рис. 4).

Теперь, зная расстояние L между ФКМ и КА (отрезок AB на рис. 4), и учитывая, что орбиты ФКМ и КА теперь пересекаются под углом $\varphi' = \varphi - \alpha$, вычислим расстояния до новой точки пересечения орбит O' от ФКМ (отрезок BO') и от КА (отрезок AO')

$$BO' = \frac{BO \cdot \sin \varphi}{\sin(\varphi - \alpha)}, \quad (17)$$

$$AO' = \frac{AO \cdot \sin \varphi \cdot \cos \alpha}{\sin(\varphi - \alpha)} + \frac{\sin(\alpha) \cdot \sqrt{AB^2 - AO^2 \cdot \sin^2(\varphi)}}{\sin(\varphi - \alpha)}. \quad (18)$$

Далее нужно рассчитать расстояние, которое прошли ФКМ и КА за время передачи импульса и времени между двумя соседними импульсами и вычесть их из полученных значения в выражения (17) и (18) соответственно. Затем, рассчитав новое расстояние между ФКМ и КА согласно (16), можно учитывать вклад в изменение динамики движения ФКМ

нового лазерного импульса и так далее до тех пор, пока длится время лазерного воздействия. В конечном итоге можно рассчитать время до столкновения после прекращения лазерного воздействия.

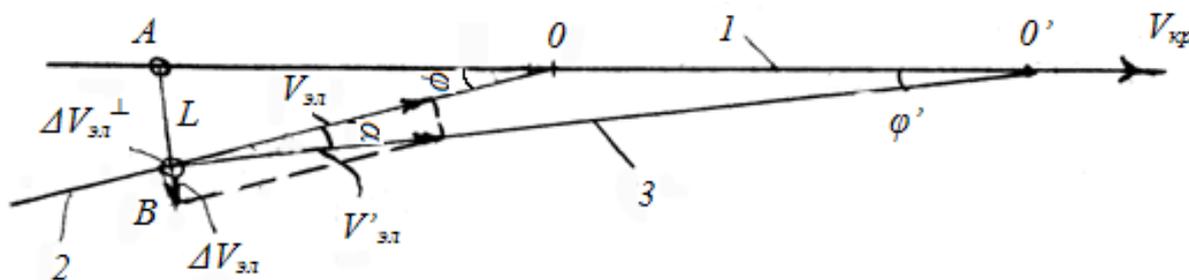


Рисунок 4 – Пересечение орбит КА (1) и ФКМ (2) под углом.

3.3 Результаты расчетов

Результаты расчетов рассматриваемого нами случая, полученные с помощью программы, разработанной по алгоритму, описанному выше, приведены в таблице № 4.

Как видно из расчетов, даже довольно длительное лазерное воздействие не способно отклонить ФКМ от орбиты КА – оно лишь отодвигает точку столкновения вперед. Однако не следует забывать, что из-за уменьшения модуля скорости, ФКМ будет двигаться по новой круговой орбите с меньшим перигеем и оценки величины прохода ΔH показывают, что при величине полного уменьшения скорости $\Delta V=365$ м/с, он составит ~ 430 м, что может свидетельствовать об уверенной защите КА.

Хочется еще отметить тот факт, что при любых случаях сближения 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 КЛУ (10-20 км).

Таблица 4. Влияние воздействия лазерного излучения на ФКМ на его параметры. Случай пересечения орбит ФКИ и КА под углами.

№ п.п.	Время до столкновения при начале воздействия, с	Расстояние между ФКМ и КА, км	Время воздействия, с	Расстояние между ФКМ и КА по прекращению воздействия	$\Delta V_{эл}$, м/с / $\Delta V_{эл}^{\perp}$, м/с	Угол пересечение орбит после воздействия φ' , град	Расстояние до точки пересечения орбит от КА / от ФКМ	Время от прекращения воздействия до момента прохода ФКМ точки пересечения	Новое значение «а», км / «е»	Разность $\Delta\theta_{п}$ углов между большими осями старой и новой орбит, град	ΔH , м	Испаряемая масса за время воздействия, г
1	3	5,8	2	1,93	16,2 / 2,2	14,88	7,4837 / 7,4819	1,01	7266,7 / 0,00353	0,7	43	0
2			1,01	365,5 / 47,7	12,53	4,63 / 4,61	0,626	7178,8 / 0,00003	16,2	431	0	
3			1,47	2026,7 / 265	1,1	40,69 / 39,44	5,5	-	-	-	0	
4	2	3,8	1,5	1	368 / 93,7	12,5	4,63 / 4,606	0,626	-	-	-	0
5			1,8	1,64	2039,5 / 252,3	1	43,58 / 42,12	5,9	-	-	-	0,01

Выводы и рекомендации

Показана возможность использования космической лазерной установки на основе созданного в НПО Энергомаш крупноразмерного HF-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 при использовании в лазере импульсно-периодического режима генерации коротких импульсов с длительностью ~ 10 нс и частотой повторения 10^5 Гц, когда рассчитанная пиковая мощность импульса излучения лазера $> 10^8$ Вт достаточна для создания реактивных импульсов отдачи эрозионного плазменного факела, формируемого в фокальном пятне лазерного излучения на поверхности ФКМ. Составлена программа и проведены расчеты воздействия импульсно-периодического излучения космической лазерной установки на динамику сближения ФКМ с КА для разных случаев их сближения: ФКМ разных типов движутся по эллиптическим орбитам с известными параметрами, а КА движутся по круговым орбитам с высотами 400 км (характерно для МКС), 700 км и 1000 км (спутники связи, исследовательские и метеорологические). Рассмотрены два случая возможного столкновения ФКМ с КА – когда угол между их орбитами $\varphi=0^\circ$ и случай, когда $\varphi \gg 0$. Установлено, что избежать столкновения можно во всех рассмотренных случаях. Разработан механизм воздействия на ФКМ в различных рассматриваемых нами случаях. Рекомендованное расстояние воздействия на ФКМ составляет 3 км. Продемонстрировано, что рассматриваемая КЛУ может играть не только роль «защитника» КА, но и «чистильщика наиболее используемых орбит».

** Работа выполнена в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009 – 2013 годы. (Гос. контракт № 14.132.21.1580 от 23.10.12 г).*

Библиографический список

1. Иванов В.Л., Меньшиков В.А., Пчелинцев Л.А., Лебедев В.В. Космический мусор (Проблема и пути ее решения). М.: Патриот, 1986. С. 6,7.
2. 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.
3. Рыхлова Л.В. Проблемы космического мусора // Земля и вселенная. 1996. №6.
4. Сайт nasa.gov.

5. А.В. Авдеев, А.С. Башкин, Б.И. Каторгин, М.В. Парфеньев "Анализ возможности очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью космической лазерной установки на основе автономного непрерывного химического HF-лазера", *Квант. электроника*, 2011, **41** (7), 669–674.
6. А.В. Авдеев Особенности получения и усиления коротких импульсов излучения в активных средах HF-НХЛ// "Электронный журнал «Труды МАИ», выпуск № 52, 2012 г., 22 с.
7. 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.
8. Campbell I.W. Project ORION: orbital debris removal using ground-based sensors and lasers // *NASA Technical Memorandum 108522*. – 1996.
9. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов (М., Дрофа, 2004).
10. Jonathan W.Campbell Using Lasers in Space: Laser Orbital Debris Removal and Asteroid Deflection // *Occasional Paper № 20*, Center for Strategy and Technology Air War College, December 2000.
11. Schall W.O. Laser requirements for the removal of space debris from orbit // *SPIE*. (1998. V. 3574. p. 428).
12. 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).
13. Тарасенок М.В. Военные аспекты советской космонавтики. (М., Николь, 1992).
14. Чембровский О.А. и др. Общие принципы проектирования систем управления (М., Машиностроение, 1962).
15. Schall W.O. *Laser requirements for the removal of space debris from orbit* // *SPIE*. (1998. V. 3574. p. 428).

Сведения об авторах

Авдеев Алексей Валерьевич - аспирант Московского Авиационного Института (национального исследовательского университета).

МАИ, Волоколамское шоссе, д.4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

e-mail: alex021894@mail.ru