

Технологии удаления фрагментов космического мусора мощным солнечным излучением

Technologies for removing space debris fragments with powerful solar radiation

Хомич / Khomich V.

Владислав Юрьевич
(khomich@ras.ru)

доктор физико-математических наук,
профессор, академик РАН.
ФГБУН «Институт электрофизики и
электроэнергетики РАН» (ИЭЭ РАН),
научный руководитель.
г. Москва

Свиридов / Sviridov K.

Константин Николаевич
(sviridovkn@yandex.ru)

доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки РФ,
заслуженный изобретатель РФ.
ИЭЭ РАН,
главный научный сотрудник.
г. Москва

Шахматов / Shakhmatov E.

Евгений Владимирович
(shakhm@ssau.ru)

доктор технических наук,
профессор, академик РАН.
ФГАОУ ВО «Самарский
национально-исследовательский университет
им. Королева, научный руководитель.
г. Самара

Ключевые слова: фрагменты космического мусора – space debris fragments; космическая матрица субтелескопов – space matrix subtelescopes; апертурный синтез в оптике – aperture synthesis in optics; мощное солнечное излучение – powerful solar radiation; абляция поверхности фрагмента – fragment surface ablation; плазма торможения – braking plasma; эллиптическая орбита – elliptical orbit; сгорание в атмосфере – combustion in the atmosphere.

Предложены и запатентованы технологии удаления фрагментов космического мусора техногенного происхождения мощным излучением Солнца. Для формирования мощного солнечного излучения осуществляют апертурный синтез в оптике и когерентно суммируют путем наведения, фазирования и фигуризации излучения N субпучков, сформированных N субтелескопами синтезируемой многоапертурной оптической системы, находящейся на гелиосинхронной космической орбите и постоянно ориентированной на Солнце. Сформированное мощное солнечное излучение фокусируют, наводят и удерживают на удаляемом фрагменте до образования плазмы торможения, переводящей фрагмент с круговой орбиты на эллиптическую с последующим входом фрагмента в плотные слои земной атмосферы и сгоранием в ней.

Technologies for removing fragments of technogenic space debris using powerful solar radiation are proposed and patented. To form powerful solar radiation, aperture synthesis is performed in optics and N subbeams are coherently summed by pointing, phasing and figuring radiation. The subbeams are formed by N subtelescopes of a synthesized multiaperture optical system located in a heliosynchronous space orbit and constantly oriented to the Sun. The formed powerful solar radiation is focused, directed and held on the fragment to be removed until the formation of braking plasma, which transfers the fragment from a circular orbit to an elliptical one with subsequent entry of the fragment into the dense layers of the Earth's atmosphere and its combustion in it.

Введение

В связи с засорением околоземного космического пространства нефункционирующими ИСЗ и их фрагментами, так называемым космическим мусором техногенного происхождения, проблема очистки околозем-

ного космического пространства приобрела особую актуальность

В соответствии с Концепцией национальной безопасности Российской Федерации, утвержденной Указом Президента № 24 от 10.01.2000, важнейшим направлением государственной политики РФ является

«...решение острых экологических проблем глобального характера...». Одной из таких проблем безопасного освоения околоземного космического пространства является международная экологическая проблема космического мусора.

Исследования по этой проблеме в обеспечение безопасности космических полетов интенсивно ведутся в Российской Федерации и за рубежом. В целом проблема космического мусора включает как его контроль, так и его удаление. Концепция построения и применения наземной оптической системы контроля фрагментов космического мусора техногенного происхождения была рассмотрена нами в работе [1]. В данной работе мы рассматриваем технологию удаления фрагментов космического мусора, предложенную и запатентованную в [2].

Угрозы космического мусора

К объектам космического мусора техногенного происхождения относятся списанные или нефункционирующие ИСЗ, их фрагменты, технологические отходы и т. п. Положение усугубляет тот факт, что при столкновении космических аппаратов с космическим мусором аппараты разрушаются и превращаются в мусор, то есть происходит лавинообразное нарастание космического мусора. Возрастающая популяция космического мусора в околоземном космическом пространстве приводит к следующим угрозам:

- риск для пилотируемых полетов из-за возможного столкновения космических кораблей с фрагментами космического мусора;
- риск неуправляемого падения опасных космических объектов на Землю при их неконтролируемом сходе с орбиты и неполном сгорании в атмосфере Земли;
- риск повреждения или потерь функционирующих ИСЗ из-за их столкновения с космическим мусором (например, столкновение ИСЗ Iridium-33 (США) с космическим мусором Космос-2251 (РФ) 10 февраля 2009 года);
- перенаселение околоземного космического пространства, если отработавшие ИСЗ не будут переводиться на орбиты захоронения. Это может привести к ситуации, соответствующей так называемому синдрому Кesslera (консультант NASA), когда космический мусор, появившийся в результате многочисленных запусков и столкновений ИСЗ, приведет к полной непригодности ближнего космоса для практического использования [3];
- постоянные повреждения космических аппаратов мелкими фрагментами космического мусора, приводящие к необходимости частого ремонта.

При этом, если крупные фрагменты космического мусора (>10 см) отслеживаются и каталогизируются, что позволяет прогнозировать ситуацию и предот-

вращать столкновения, то более мелкие фрагменты (<10 см) не отслеживаются, и столкновения с ними неизбежны.

Известные технологии борьбы с космическим мусором (аналоги)

Сегодня основными существующими методами борьбы с космическим мусором были и остаются пассивные методы, такие как увеличение прочности обшивки космических аппаратов и их маневрирование с целью уклонения от столкновений. Эти известные способы, взятые в качестве аналогов предложенного нами способа [2], описаны, например, в работе [4].

В качестве другого пассивного аналога предложенного нами способа удаления фрагментов космического мусора рассматриваются способы, предусматривающие создание крупных мишеней на орбите, при столкновении с которыми уничтожаются фрагменты космического мусора. Эти идеи, типа пенных шаров, пленочных баллонов и т. п., описаны в работе [5]. Проблемой для реализации этих идей является наличие на орбите функционирующих ИСЗ, а не только удаляемого космического мусора.

Еще одним способом удаления космического мусора, упомянутым в работе [4] и взятым нами в качестве аналога предложенного способа, является способ активного обнаружения и сбора фрагментов космического мусора. Это самый очевидный способ поиска крупных фрагментов космического мусора с Земли или из космоса и снятия обнаруженного фрагмента с орбиты при помощи пилотируемого или беспилотного устройства типа «космический челнок». Недостатком данного способа является его дороговизна, в связи с чем он может быть использован только для отдельных особо ценных или опасных объектов на орбите.

Наибольшую опасность на орбите представляют малоразмерные фрагменты космического мусора с размерами от 1 см до 10 см, многие из которых находятся на высотах 800–600 км и движутся со скоростью 10–12 км/сек. Их трудно отслеживать радиолокационными средствами, число их (более 10^5) слишком велико для того, чтобы избежать столкновения с ними, а защита от них весьма проблематична и обходится дорогой ценой.

Известные технологии, взятые нами в качестве аналогов, не применимы для удаления фрагментов космического мусора малых размеров 1–10 см, обладающих высокой скоростью и кинетической энергией.

Новые технологии удаления фрагментов космического мусора

В отличие от известных технологий, нами предложена технология удаления фрагментов космического мусора с размерами 1–10 см путем формиро-

вания мощного излучения Солнца и его фокусировки на удаляемый фрагмент космического мусора. При достаточной мощности излучения мелкие фрагменты можно сжигать, а более крупные – переводить на низкие эллиптические орбиты с последующим сгоранием фрагментов в плотных слоях земной атмосферы. Основной идеей предложенной технологии является применение апертурного синтеза в многоапертурной оптической системе космического базирования для формирования, фокусировки и удержания мощного потока солнечного излучения на удаляемом фрагменте до образования на поверхности фрагмента плазмы торможения, переводящей фрагмент с круговой орбиты на эллиптическую.

Впервые использовать Солнце в качестве оружия предложил греческий ученый Архимед, который, согласно легенде, во время осады Сиракуз (214–212 годы до н. э.) использовал набор зеркал, действующих вместе как фокусирующий параболический отражатель солнечного излучения, для того, чтобы сжечь вражеские корабли, атакующие Сиракузы [6]. Это предполагаемое оружие было предметом продолжающихся дебатов о его достоверности со времен Возрождения. Экспериментальное подтверждение достоверности оружия Архимеда было проведено в 1973 году греческим ученым Иоаннисом Саккасом. В эксперименте было использовано 70 плоских зеркал, каждое с медным покрытием и размером 1,5х1 м. Зеркала

фокусировались на фанерный макет римского военного корабля на расстоянии около 50 м. Когда зеркала были точно сфокусированы, корабль за несколько секунд загорелся [7].

В 1927 году поражающее воздействие мощного оптического излучения было описано в фантастическом романе А. Н. Толстого «Гиперболоид инженера Гарина» [8]. Здесь в качестве источника мощного оптического излучения был упомянут лазер, тогда еще не существовавший.

В качестве прототипа предложенного нами способа [2] взят способ удаления фрагментов космического мусора, предложенный и исследованный в проекте «Орион». Проект «Орион» является проектом NASA (США) по очистке околоземного космического пространства от фрагментов космического мусора при помощи мощного оптического излучения лазера наземного базирования и описан в техническом отчете NASA [9]. Постановка этого исследования опиралась на предположении, что лазерная энергия будет выжигать тонкий поверхностный слой с космического фрагмента, вызывая образование плазмы на его поверхности. В результате динамической реакции после воздействия одного или нескольких импульсов лазера происходит торможение фрагмента образовавшейся плазмой, снижение перигея его орбиты и ускорение входа фрагмента в плотные нижние слои атмосферы с последующим его сгоранием в них. В прото-

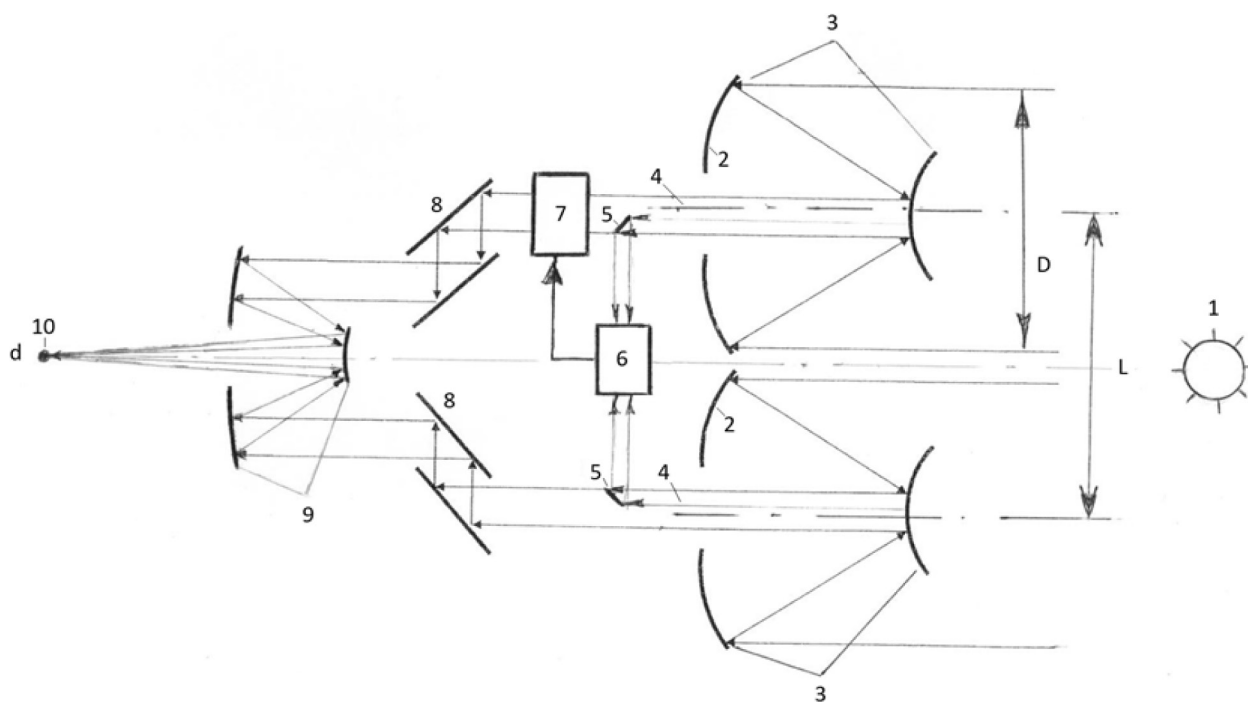


Рис. 1. Схема комбинирования субпучков в космической матрице апертурного синтеза для формирования, фокусировки, наведения и удержания мощного солнечного излучения на удаляемом фрагменте космического мусора

типе речь шла об удалении фрагментов космического мусора с размерами порядка 1–10 см, то есть о таких же объектах, как и в предложенном нами способе [2]. Поэтому для обоснования предложенного нами способа мы использовали некоторые результаты исследований проекта «Орион», но с учетом имеющихся отличий, а именно:

– во-первых, в прототипе речь идет о наземной оптической системе удаления фрагментов космического мусора, функционирующей через атмосферу Земли со всеми присущими этому недостатками: ослаблением оптического излучения в атмосфере, наличием турбулентных искажений и нелинейных эффектов дефокусировки, возникающих при прохождении мощного лазерного излучения через атмосферу, а также наличием облачности, ограничивающей всепогодность применения прототипа для удаления фрагментов космического мусора;

– во-вторых, в прототипе рассматривается работа лазера воздействия в импульсном режиме (импульсы от 22 нс до 1 мс), тогда как в нашем предложении используется солнечное облучение фрагмента космического мусора, и время непрерывного воздействия на фрагмент (при достаточно быстрой системе наведения) может быть намного большим, чем в прототипе, а именно, порядка нескольких секунд, и, кроме того, солнечное излучение, в отличие от лазерного, является широкополосным, что также в целом повышает эффективность энергетического воздействия на удаляемый фрагмент космического мусора;

– в-третьих, что особенно важно, предлагаемый способ не требует энергетических затрат на создание мощного оптического излучения воздействия.

Техническим результатом (целью) предложенного нами способа является сокращение энергетических затрат и устранение влияния атмосферы.

Поставленная цель достигается тем, что в качестве источника излучения используют Солнце, а для формирования его мощного оптического излучения осуществляют апертурный синтез в оптике и когерентно суммируют путем наведения, фазирования и фигуризации излучения N субпучков, сформированных N субтелескопами синтезируемой многоапертурной оптической системы, находящейся на гелиосинхронной космической орбите высотой 2000–2500 км и постоянно ориентированной на Солнце, а сформированное мощное излучение Солнца фокусируют и наводят на удаляемый фрагмент космического мусора по целеуказаниям локационной оптической системы, расположенной в космосе рядом с силовой оптической системой, после чего под контролем локационной оптической системы удерживают сфокусированное мощное излучение на фрагменте до образования плазмы торможения и перевода фрагмента с круговой орбиты на эллиптическую, при этом суммарную светособирающую поверхность синтезируемой апертуры площади S_{Σ} определяют исходя из

величины солнечной постоянной плотности мощности (интенсивности) излучения в околоземном космическом пространстве, равной $I_c=1367$ Вт/м², а также, учитывая требование достижения интенсивности синтезируемого суммарного излучения I_{Σ} , превышающей ее пороговое значение $I_{\text{пор}}=10$ кВт/см², необходимое для образования плазмы в пятне воздействия площади $S_d=1$ см² на удаляемом фрагменте, и получают $S_{\Sigma}=10$ м², а для обеспечения 4-кратного энергетического запаса в интенсивности воздействия, равного $I_{4\Sigma}=40$ кВт/см², получают суммарную светособирающую поверхность матрицы, равную $S_{4\Sigma}=40$ м², причем для достижения этого конфигурацию синтезируемой многоапертурной оптической системы формируют как частично заполненную матрицу разнесенных жестко связанных субтелескопов с неизбыточным расположением их субапертур, а размер каждой субапертуры субтелескопа матрицы площади S выбирают исходя из предельных возможностей по весам и габаритам носителя, доставляющего субтелескопы в космос для сборки матрицы, при этом число субтелескопов в матрице N определяют как $N=S_{4\Sigma}/S$, а для фокусировки сформированного излучения средней длины волны $\lambda=0,5$ мкм в пятно воздействия размера $d=1$ см на расстоянии до фрагмента космического мусора $R=1000$ км максимальное базовое расстояние L между субапертурами в матрице определяют равным $L=\lambda R/d=50$ м.

Признаки и суть заявленного изобретения поясняются в последующем детальном описании, иллюстрируемом чертежами рис. 1–рис. 7 и таблицей.

Дадим обоснование предложенного способа и рассмотрим его реализацию в соответствии с рис. 1–рис. 7. Здесь:

- 1 – источник оптического излучения – Солнце;
- 2 – субапертура формирующей оптики многоапертурной оптической системы;
- 3 – формирующая оптика афокального субтелескопа синтезируемой многоапертурной оптической системы космического базирования;
- 4 – сформированные коллимированные (афокальные) субпучки излучения Солнца;
- 5 – плоское зеркало;
- 6 – интерферометр белого света;
- 7 – компенсатор разностей длин оптических путей (оптическая линия задержки) для фазирования комбинируемых субпучков;
- 8 – плоские зеркала перископической системы для наведения субпучков и их фигуризации в соответствии с «золотым

живающий мощное оптическое излучение на удаляемом фрагменте космического мусора;

10 – удаляемый фрагмент космического мусора.

В предлагаемом способе источником энергии, необходимой для эффективного воздействия на фрагменты космического мусора, является Солнце. Основной энергетической характеристикой солнечного излучения считают солнечную постоянную – суммарный поток солнечного излучения, проходящий за единицу времени через единичную площадку, ориентированную перпендикулярно потоку на расстоянии 1 астрономической единицы (149597870,61 км) от Солнца вне земной атмосферы. По данным внеатмосферных измерений в околоземном космическом пространстве солнечная постоянная составляет $I_c = 1367$ Вт/м² [11]. На величину солнечной постоянной влияет солнечная активность, которая изменяется с циклом в 11 лет (цикл Швабе). Однако относительное изменение по данным прямых измерений не превышает 0,1 %, что для данной работы несущественно.

Энергетический спектр Солнца вне атмосферы практически соответствует спектру абсолютно черного тела с температурой $T = 5778$ К°. Спектр такого абсолютно черного тела, нормированный к единице, представлен на рис. 2.

Относительную энергию излучения абсолютно черного тела, приходящуюся на длины волн видимого диапазона $\Delta\lambda$ от $\lambda_1 = 0,38$ мкм до $\lambda_2 = 0,78$ мкм, исходя из закона Стефана – Больцмана, можно вычислить как [9]

$$\varepsilon = E_{\Delta\lambda} / E_{\text{общ.}} = (15/\pi^4) \int_{x_1}^{x_2} x^3 / (e^x - 1) dx, \quad (1)$$

где пределы интегрирования: $x_2 = hc/\lambda_2 kT = 3,192$ (нижний) и $x_1 = hc/\lambda_1 kT = 6,553$ (верхний).

Численное значение интеграла в (1) приблизительно составляет 3,022, а величина ε приблизительно равна $\varepsilon \approx 0,45$. Следовательно, можно утверждать, что в видимом диапазоне находится около 45 % энергии Солнца, то есть плотность мощности потока энергии солнечного излучения в видимом диапазоне вне атмосферы Земли составляет около 620 Вт/м². Если учитывать еще и ближний ИК диапазон до 1,5 мкм, то аналогичные оценки дают суммарный поток оптического излучения Солнца в полосе $\Delta\lambda = (0,38 \div 1,5)$ мкм около 1000 Вт/м² при солнечной постоянной $I_c = 1367$ Вт/м². Учитывая это, для дальнейших оценок будем считать входной поток мощности солнечного излучения, попадающего на матрицу апертурного синтеза, равным $I_b = 1000$ Вт/м².

Результирующая энергия, передаваемая на фрагмент космического мусора, и ее спектральное распределение будут определяться не только энергетическими характеристиками Солнца, но и передаточной спектральной характеристикой оптического тракта системы апертурного синтеза. Максимум спектральной характеристики солнечного излучения достигается на длине волны порядка $\lambda = 0,55$ мкм, в связи с чем необходимо использовать покрытия зеркал, хорошо работающие в видимом диапазоне длин волн. Оптимальным будет использование зеркал с серебряным покрытием, работающих в оптическом (видимом и ближнем ИК) диапазоне $\Delta\lambda = (0,38 \div 1,5)$ мкм с коэффициентом отражения порядка 0,90–0,96 рис. 3 [12].

Оценим энергию, необходимую для эффективного воздействия на удаляемые фрагменты космического мусора. Основная идея предлагаемого способа удаления космического мусора, как и прототипа, состоит в том, что при воздействии на фрагменты космического мусора излучением достаточно высокой интенсивности будет происходить их торможение и изменение

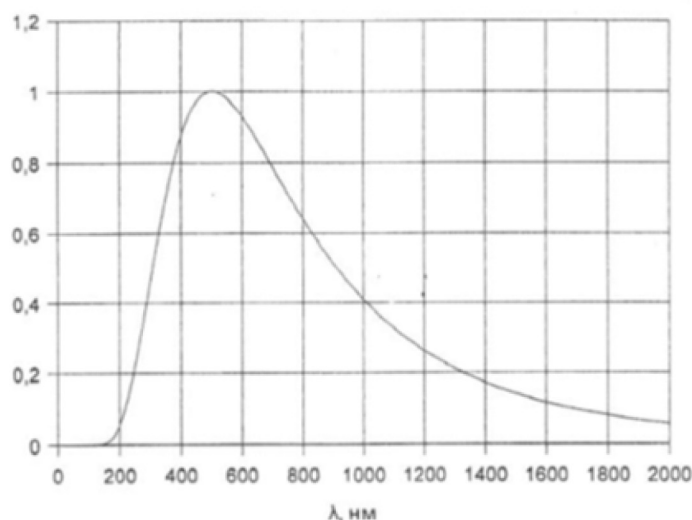


Рис. 2. Нормированная спектральная характеристика абсолютно черного тела с $T = 5778$ К°

орбит. Процесс торможения фрагмента при воздействии на него излучением высокой интенсивности связан не с давлением света, а с испарением тонкого слоя с поверхности фрагмента, ионизацией паров и формированием плазмы (в результате процесса, называемого «абляцией»). Данный процесс достаточно сложен для теоретических оценок, поэтому в прототипе [9] его рассматривают экспериментально и оценивают лишь результаты, не вдаваясь в подробности процессов, происходящих в испаряемом слое. Для этого вводят коэффициент связи C_m как отношение переданного объекту импульса к доставленной на него энергии излучения. Коэффициент связи есть нелинейная функция интенсивности для данного материала и, кроме того, C_m зависит от длительности облучения. На рис. 4 представлена зависимость $C_m(I)$ для одного материала и одной длительности импульса. Пик функции $C_m(I)$ соответствует оптимальной интенсивности, при которой максимальное изменение импульса фрагмента достигается при наименьшей величине вложенной энергии.

На рис. 4 показан коэффициент связи для обычного нейлона, облучаемого KrF (krypton fluoride) эксимерным лазером изменяемой интенсивности с длительностью импульса 22 нс. При интенсивности $I_0 = 2,5 \cdot 10^8$ Вт/см² энергия излучения наиболее эффективно (оптимально) согласуется с изменением импульса фрагмента, причем уменьшение величины интенсивности на 50 % уменьшает коэффициент связи с максимального 6,5 до 6,0 дин-с/Дж.

В действительности оптимальная интенсивность связи I_0 зависит как от длительности импульса воздействия, так и от материала. По мере уменьшения длительности импульса остается меньше времени для попадания энергии воздействия на поверхность

мишени и ее проникновения внутрь, при этом оптимальная интенсивность падает. Кроме того очевидно, что для металлов нужна несколько большая интенсивность для максимального коэффициента связи, чем для неметаллов, поскольку металлы являются лучшими проводниками тепла. В работе [9] (прототип) приводится достаточно простая формула зависимости оптимального потока энергии от времени воздействия. А именно, оптимальная плотность энергии, обеспечивающая получение максимального коэффициента связи C_m для большинства материалов и длин волн, имеет степенную зависимость от времени (2), представленную на рис. 5.

$$\Phi_{\text{опт}}(t) = 2,3 \cdot 10^4 t^{0,446} \text{ [Дж/см}^2\text{]}, \quad (2)$$

где $\Phi_{\text{опт}}(t)$ – оптимальный поток энергии, t – время воздействия.

Экспериментальные исследования процесса образования плазмы, проведенные в проекте «Орион», как уже отмечалось выше, имеют частичное применение к предлагаемому нами способу. Во-первых, данные, представленные авторами проекта «Орион», относятся к длительностям импульса лазерного воздействия 1/1000 сек и менее, а в предлагаемом нами способе можно организовать практически непрерывное воздействие излучения Солнца на фрагмент, и во-вторых, лазер работает на фиксированной длине волны, тогда как солнечное излучение имеет широкий спектр. Это свидетельствует о преимуществах использования солнечного излучения, повышающих эффективность воздействия по сравнению с лазерным, наряду с использованием внеатмосферного (космического) канала воздействия без атмосферных искажений, а также наличием возможности круглосуточной работы.

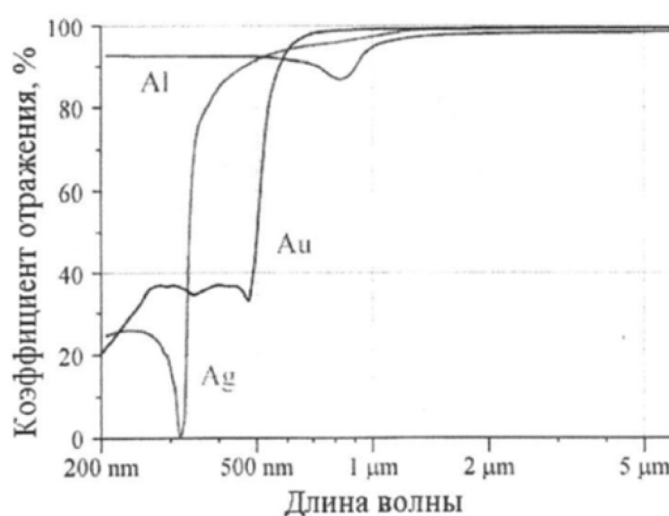


Рис. 3. Зависимость коэффициента отражения металлических покрытий зеркал от длины волны

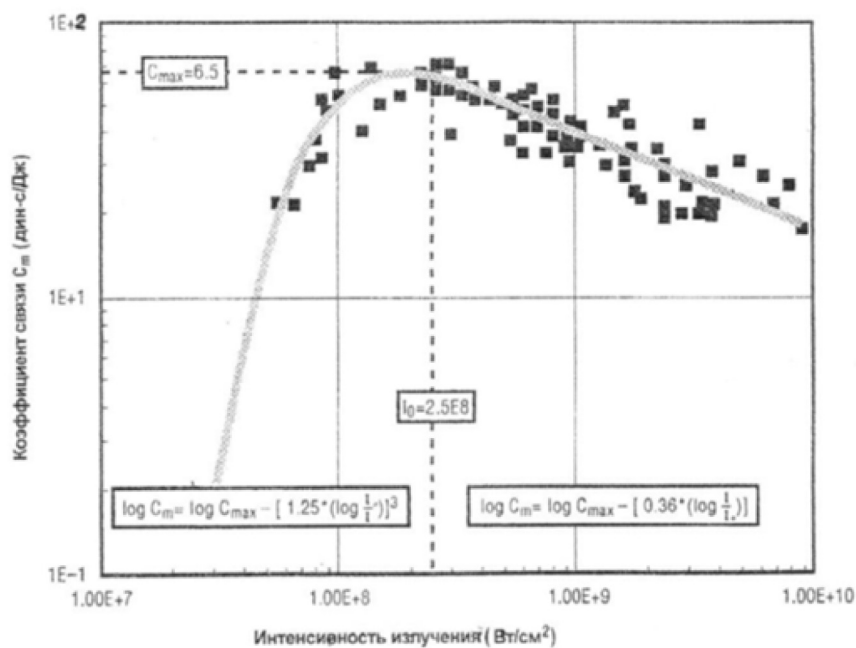


Рис. 4. Коэффициент связи для нейлона при длительности импульса 22 нс

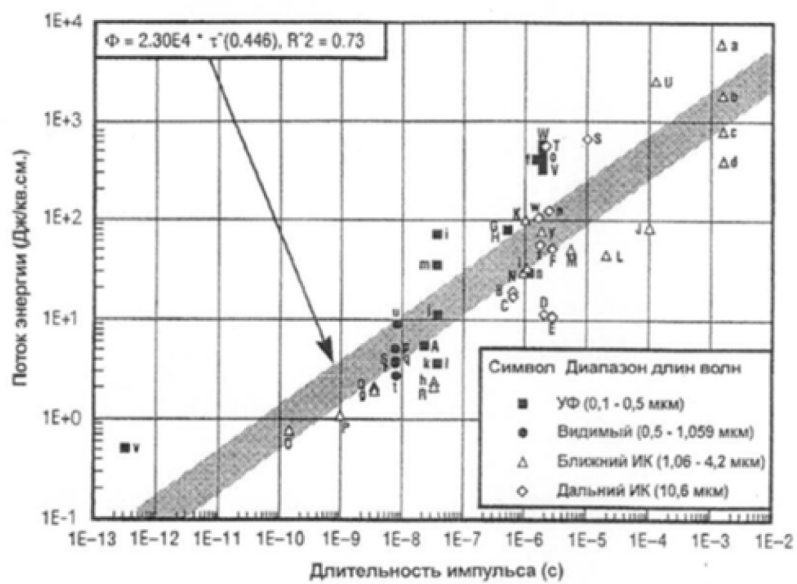


Рис. 5. Зависимость оптимального потока от времени воздействия

Проведенные в прототипе эксперименты позволили дать оценку требуемой (пороговой) интенсивности при длительности воздействия 1 сек и более, как $I_{\text{пор}} \approx 10$ кВт/см². Полученная оценка интенсивности излучения, необходимой для образования плазмы, по порядку величины согласуется с приводимыми в отечественной литературе данными по требуемой плотности мощности для лазерной сварки металлов [13], что позволяет принять указанную оценку $I_{\text{пор}}$ как достоверную.

Исходя из этой величины требуемой пороговой интенсивности воздействия можно определить требуемые параметры оптической системы апертурного синтеза, формирующей изображение Солнца на удаляемых фрагментах космического мусора. Простой расчет позволяет определить, что для сфокусированного на фрагменте пятна площади $S_d = 1$ см² и требуемой интенсивности воздействия $I_{\text{пор}} = 10$ кВт/см² с учетом полученной выше оценки для передаваемого многоапертурной оптической системой потока солнечного излучения на входе матрицы $I_B = 1$ кВт/м² требуется набор N субапертур матрицы апертурного синтеза с суммарной площадью $S_z = 10$ м². Для обеспечения надежности силового воздействия с образованием плазмы желательно иметь трехкратный (а лучше четырехкратный) энергетический запас, потому что:

- указанные оценки делались в предположении, что падающий световой поток перпендикулярен основным зеркалам, тогда как реально лучи будут падать под некоторыми углами;
- неизбежны дополнительные потери энергии за счет переотражений на нескольких зеркалах субтелескопов и оптической системы апертурного синтеза в целом.

Принимая 4-кратный энергетический запас, получаем, что суммарная площадь синтезируемой апертуры должна быть $S_{4z} = 40$ м², что соответствует, например, $N=6$ субапертурам диаметра $D=2,9$ м, $N=9$ субапертурам

диаметра $D=2,4$ м или $N=50$ субапертурам диаметра $D=1$ м. Выбор оптимального диаметра субапертуры следует производить исходя из критерия «эффективность – стоимость». Этот вопрос для наземных оптических систем апертурного синтеза подробно рассмотрен в работе [14]. Согласно [14], зависимость общей стоимости создания матрицы N субтелескопов C_N на единицу ее светособирающей поверхности S_M определяется соотношением

$$C_N/S_M = (4/\pi) [\alpha D^{\beta-2} + I/D^2], \quad (3)$$

где C_N определяется как $C_N = N(\alpha D^{\beta} + I)$, а S_M определяется как $S_M = N \cdot \pi D^2/4$, D – диаметр субапертуры субтелескопа матрицы, α и β – параметры масштабного закона стоимости $C = \alpha D^{\beta}$, а I – стоимость оборудования каждого субтелескопа матрицы. Результаты оценки оптимального размера субапертур матрицы по критерию «эффективность – стоимость» (3), приведенные в [14], дают оптимальный диаметр субапертуры одного субтелескопа матрицы в диапазоне $D_{\text{опт}} = (2 \div 5)$ м. Увеличение количества зеркал с уменьшением их диаметра приведет к увеличению в (3) второго слагаемого I/D^2 , так как для каждого субтелескопа требуется свой дорогостоящий комплект оборудования, что, как следствие, приведет к нежелательному увеличению стоимости всей системы. Учитывая изложенное, исходя из весовых и габаритных возможностей носителя, доставляющего субтелескопы в космос, выбираем для системы формирования мощного оптического излучения 6 субтелескопов космической матрицы с диаметрами субапертур $D=2,9$ м каждая или 9 субтелескопов матрицы с диаметрами субапертур $D=2,4$ м, обеспечивая требуемую светособирающую поверхность матрицы $S_M = S_{4z} = 40$ м². Существующие технологии позволяют добиться снижения веса каждого зеркала субапертуры матрицы до 80–100 кг и обеспечить его доставку в космос для сборки всей оптической системы апертурного синтеза на орбите [15].

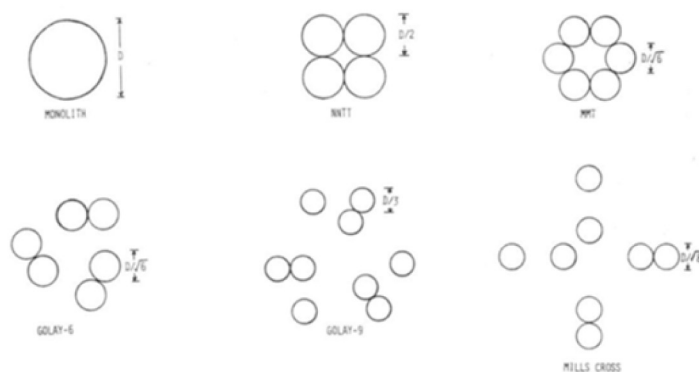


Рис. 6. Конфигурации синтезируемых апертур: сверху – избыточные, внизу – неизбыточные

Остановимся на выборе пространственной конфигурации расположения субапертур (субтелескопов) в матрице. Здесь предлагается избыточное расположение субапертур, когда расстояния между субапертурами субтелескопов матрицы не повторяются ни по величине, ни по направлению [16]. Преимущества избыточного расположения субапертур матрицы апертурного синтеза отмечены в работе [17]. Пример избыточного расположения субапертур для субтелескопов матрицы при $N=6$ (GOLAY-6) и $N=9$ (GOLAY-9) представлен на рис. 6 [18].

Здесь также представлены избыточные конфигурации монолитного телескопа одной апертуры диаметра D , нового национального технологического телескопа (NNTT), многозеркального теле-

скопа (ММТ) и избыточная конфигурация креста Миллса. Проведенные исследования избыточных конфигураций расположения субапертур матрицы показали, что в этом случае оптическая передаточная функция матрицы не имеет нулей в области пространственных частот вплоть до частоты отсечки матрицы, а функция рассеяния точки матрицы имеет минимальный уровень боковых лепестков и максимальную интенсивность центрального пика. Кроме того, избыточная матрица в меньшей степени подвержена воздействию абберационных инструментальных искажений в субтелескопах матрицы по сравнению с избыточной матрицей.

Оценим время, в течение которого требуется производить облучение удаляемого фрагмента. Для изме-

Таблица

Характеристики фрагментов космического мусора

Описание характеристик	Сфероиды Na/K	Фрагменты феноуглеродных соединений	Фрагменты многослойных поверхностей из пластика и алюминия	Алюминиевые фрагменты	Стальные фрагменты
Наклонение орбиты, град	65	87	99	30	82
Апогей, км	930	1190	1020	800	1500
Перигей, км	870	610	725	520	820
Размеры, см	1	1x5	0,05x30	1x5	1x10
Отношение площади поверхности к массе, см ² /г	1,75	1,7	25	0,37	0,15
Альбедо	0,4	0,02	0,05 ... 0,7	0,05 ... 0,7	0,5
Оптимальный коэффициент передачи, дин-с/Дж	6+2	7,5+2	5,5+2	4+1,5	4+1,5
Требуемое изменение скорости, м/с	190	110	140	90	160
Оценка числа фрагментов, тыс. штук	50	20	60	10	10

нения скорости и орбиты фрагмента в случае облучения всей его поверхности справедлива формула [9]

$$\Delta V(t) = C_m \cdot \Phi(t) \cdot S / m, \quad (4)$$

где C_m – коэффициент связи, рассмотренный выше, $\Phi(t)$ – требуемый поток энергии, определяемый (3), а S/m – отношение площади поверхности фрагмента к его массе. Изменения скоростей, требуемые для изменения орбит фрагментов, представлены здесь в таблице [9].

Принимая $C_m = 6 \text{ дин} \cdot \text{с} / \text{Дж} = 6 \cdot 10^{-5} \text{ Н} \cdot \text{с} / \text{Дж}$ и $S/m = 0,15 \text{ см}^2 / \text{г} = 150 \text{ см}^2 / \text{кг}$, можно получить оценку времени воздействия $\tau = 0,5 \text{ с}$. Таким образом, можно оценить необходимое время воздействия на фрагмент космического мусора площадью $S_d = 1 \text{ см}^2$ как $\tau_b = 1 \text{ с}$. Для более крупных фрагментов, соответственно, потребуется более длительное воздействие, возрастающее квадратично с увеличением площади. Уменьшить время воздействия можно лишь увеличив размер пятна воздействия с сохранением его интенсивности, что, в свою очередь, потребует увеличения светособирающей поверхности матрицы $S_{4\pi}$ и числа ее субтелескопов N .

Здесь следует заметить, что в прототипе [9] рассматривается случай воздействия на объект с земной поверхности, когда возникающая в результате облучения перпендикулярная составляющая скорости направлена вверх и является нежелательной. В нашем случае, когда система находится на более высокой орбите, чем фрагмент, перпендикулярная составляющая скорости наоборот направлена вниз и будет полезной, что позволит сократить время воздействия.

Рассмотрим принципы построения и стратегию применения системы, реализующей предлагаемый способ удаления фрагментов космического мусора. Для активного удаления фрагментов космического мусора мы предлагаем использовать силовую оптическую космическую систему апертурного синтеза, представленную на рис. 1. Для оптической локации космического мусора необходимо иметь отдельную от силовой информационную многоапертурную оптическую систему контроля, так как силовая система, формирующая изображение Солнца на фрагменте космического мусора, должна все время быть нацелена на Солнце, и ее использование для локации фрагментов космического мусора является проблематичным. Существующие системы оптической локации космического мусора, как правило, являются наземными и рассмотрены в прототипе [9] и в монографии [14]. Для контроля высокоорбитальных космических объектов и фрагментов космического мусора предложена и запатентована наземная оптическая система апертурного синтеза на базе матрицы отдельных подвижных субтелескопов и центральной неподвижной станции, когерентно комбинирующей субпучки от

субтелескопов и формирующей изображение контролируемого объекта космического мусора [19]. Принципы, лежащие в основе построения и функционирования наземных оптических систем контроля космического мусора, могут с успехом быть применены и в космосе. Основные преимущества космических систем перед наземными заключаются в отсутствии атмосферы и связанных с ней искажений, а также в большей яркости наблюдаемых объектов и возможности круглосуточной работы. Учитывая это, здесь мы предлагаем оптическую локационную систему контроля фрагментов космического мусора космического базирования, использующую в качестве источника подсвета Солнце и расположенную рядом с силовой космической системой удаления фрагментов космического мусора. Основные трудности создания космических систем связаны с ограничениями на размеры, массу и механические свойства конструкций в космосе. Оптические матрицы апертурного синтеза в космосе для наблюдения астрономических объектов активно разрабатываются в США, Франции и ряде других стран, подтверждая актуальность и перспективность этих исследований по контролю космического пространства из космоса. Различные подходы к созданию многоапертурных оптических систем в космосе изложены в трудах международного коллоквиума [20]. Учитывая это, считаем, что оптимальным для контроля фрагментов космического мусора является использование оптической системы локации фрагментов, подсвеченных Солнцем, расположенной на орбите высотой 2000–2500 км, то есть на таком же расстоянии 1000 км от орбит с наибольшей концентрацией космического мусора 800–1600 км, что и наземные системы контроля [9].

Оценим некоторые параметры оптической локационной системы контроля. Как будет показано ниже, размер изображения Солнца на фрагментах космического мусора, соответствующий современным возможностям по суммарной площади приемной апертюры и требуемой плотности мощности, составляет $d = 1 \text{ см}$. Следовательно требуется, чтобы система локации как минимум дифракционно разрешала подобный размер. Для расстояния $R = 1000 \text{ км}$ и средней длины волны солнечной подсветки космического мусора $\lambda = 0,5 \text{ мкм}$ имеем требуемую апертюру оптического локатора диаметра $D_{\text{л}} = \lambda R / d = 50 \text{ м}$, то есть такую же, как у силовой оптической системы воздействия. Очевидно, что построение монолитного зеркала с указанной апертюрой не представляется возможным (тем более в космосе), и система локации космического мусора, как и система воздействия, должна быть многоапертурной, состоящей из субтелескопов апертурного синтеза. Субпучки от отдельных субтелескопов будут сводиться в центральную станцию (выходной телескоп) аналогично [19], где будет производиться формирование и детектирование изображений удаляемых фрагментов космического мусора.

Оценим параметры детектора, требуемого для такой локационной системы. Разрешение детектора должно быть согласовано с разрешением оптической системы по критерию Найквиста, когда на элемент разрешения оптики приходится как минимум два элемента разрешения (пикселя) цифрового детектора [21]. Это согласование дает угловой размер элемента разрешения (пикселя) цифрового детектора порядка $\theta \approx 0,5 \cdot 1 \text{ см} / 1000 \text{ км} \approx 0,5 \cdot 10^{-8} \text{ рад}$. При скорости фрагментов космического мусора в 10 км/сек и времени экспонирования 1/1000 сек потребуется 10^4 элементов (пикселей) цифрового детектора (по горизонтали и вертикали) для надежного определения скорости и направления движения фрагмента. В настоящее время это является технически возможным, так как при размере одного пикселя детектора порядка 10 мкм потребуется цифровой детектор с размером ПЗС матрицы 10х10 см.

Общие принципы работы системы оптической локации космического базирования аналогичны принципам работы подобных систем наземного базирования, рассмотренных в работах [9, 14, 19]. Такая система должна осуществлять:

- поиск и автономное обнаружение фрагмента космического мусора;
- сопровождение фрагмента;
- быструю идентификацию фрагмента по данным траекторных и сигнальных измерений;
- передачу данных о фрагменте на следящее устройство выходного телескопа силовой оптической системы для наведения мощного солнечного излучения воздействия на удаляемый фрагмент;
- оценку факта воздействия мощного солнечного излучения на фрагмент.

Алгоритм функционирования локационной системы включает следующие операции:

- сканирование космического пространства в поисках фрагментов космического мусора (наблюдение в течение фиксированного времени выбранного участка космического пространства, а затем перемещение к следующему участку);
- при обнаружении фрагмента осуществляют слежение за его движением в поле зрения системы в течение нескольких кадров;
- производится расчет траектории и скорости движения фрагмента для предсказания его будущего положения;
- данные расчета передаются на силовую оптическую систему, которая осуществляет воздействие на фрагмент с учетом задержки наведения;
- одновременно с воздействием на фрагмент силовой оптической системой выполняют поворот матрицы субтелескопов оптической локационной системы для удержания фрагмента в поле зрения системы и оценки степени изменения его траектории в результате воздействия.

Перейдем к рассмотрению принципов построения и стратегии применения силовой оптической косми-

ческой системы, осуществляющей удаление фрагментов космического мусора в соответствии с предложенным нами способом.

При ее разработке требуется определить следующее:

- орбиту расположения силовой оптической системы и положение удаляемых ею фрагментов;
- тип многоапертурной оптической системы;
- число и расположение субапертур в многоапертурной оптической системе;
- комбинирование субпучков от отдельных субтелескопов силовой оптической системы для формирования мощного оптического излучения путем наведения, фазирования и фигуризации субпучков;
- фокусировку и наведение мощного оптического излучения Солнца на удаляемый фрагмент;
- удержание под контролем локационной оптической системы сфокусированного излучения воздействия на удаляемом фрагменте до возникновения плазмы и изменения его траектории.

Выбор орбиты, на которой должна располагаться система удаления фрагментов космического мусора, определяется в основном двумя факторами. С одной стороны, система должна быть расположена достаточно близко к фрагментам космического мусора, чтобы пятно диаметра $d=1 \text{ см}$ на фрагменте дифракционно разрешалось для синтезируемой апертуры. С другой стороны, при слишком большом приближении к фрагментам космического мусора потребуется наклон фокусирующей оптики на очень большие углы при осуществлении облучения удаляемого фрагмента. Например, при расстоянии до фрагмента космического мусора порядка 10 км потребуется работа системы наведения со скоростью до 1 рад/сек и с точностью 10^{-6} рад , что практически невозможно. Верхний предел расстояния до фрагмента космического мусора можно оценить в 1000 км, что соответствует 50-метровому разному (базису) субапертур многоапертурной оптической системы воздействия. Исходя из этих соображений, а также данных о преимущественном нахождении фрагментов космического мусора на орбитах 800–1600 км, можно сделать вывод о том, что оптимальным будет размещение силовой многоапертурной оптической системы воздействия, как и локационной, на орбитах 2000–2500 км. При этом в процессе работы системы возможен перевод их на более высокие или более низкие орбиты в зависимости от расчищаемого диапазона высот.

Рассмотрим тип многоапертурной оптической системы, подходящей для реализации предлагаемого способа удаления фрагментов космического мусора. Существуют два основных подхода (концепции) к построению оптических матриц в космосе: это, во-первых, связанные матрицы, содержащие жестко соединенные элементы (субтелескопы) на несущем каркасе [22], аналогичные концепции многозеркального телескопа наземных оптических систем апертурного

синтеза [23], и во-вторых, это свободные матрицы, содержащие субтелескопы, свободно плавающие в космическом пространстве [24], аналогичные матрице отдельных телескопов наземных оптических систем апертурного синтеза [25].

В предлагаемом нами способе удаления космического мусора целесообразно использовать жесткую конструкцию связанной матрицы, так как:

- расстояние между отдельными субтелескопами матрицы здесь не так велико, чтобы создание такой жестко связанной конструкции в космосе было невозможно;

- в свободных матрицах требуются дополнительные системы позиционирования, но такие системы на основе реактивных двигателей могут не обеспечить требуемую точность, а конструкции на основе солнечных парусов для предлагаемой силовой оптической системы, постоянно направленной на Солнце, могут быть неоправданно сложными;

- жесткие матрицы подобного размера (50 м) хорошо изучены, в том числе и с точки зрения стабильности положения субтелескопов, а доступные материалы с малым коэффициентом теплового расширения (например, карбид кремния) делают такие системы практически реализуемыми.

Проведенная выше оценка оптимального числа зеркал в матрице воздействия показала, что для эффективного воздействия потребуется как минимум шесть зеркал ($N=6$) диаметра $D=2,9$ м или девять зеркал ($N=9$) диаметра $D=2,4$ м для достижения суммарной собирающей поверхности $S_{\Sigma}=40$ м² и расположенных в избыточной конфигурации, представленной на рис. 6. Итоговая система удаления космического мусора будет представлять собой частично заполненную матрицу апертурного синтеза (рис. 1), состоящую из трех

основных ступеней. Первую ступень представляет ряд отдельных входных афокальных субтелескопов (коллиматоров) – 3. Вторая ступень состоит из системы когерентного выравнивания субпучков – 4 (фазирования – 5, 6, 7, наведения и фигуризации – 8). И третья ступень состоит из выходного телескопа – 9, фокусирующего суммарное излучение субпучков и наводящего его на удаляемый фрагмент космического мусора – 10. Перед третьей ступенью в соответствии с «золотым правилом» обычно формируется изображение выходного зрачка, эквивалентное входному зрачку матрицы. Почти все требуемые юстировки матрицы выполняются с помощью наклонов и смещений плоских зеркал 8 второй ступени. В нее могут включаться оптические линии задержки 7 при различном удалении субтелескопов и их попарно комбинируемых субпучков от центра матрицы.

Пример локационной оптической системы апертурного синтеза, состоящей из линейки четырех избыточно расположенных субтелескопов космической системы "COSMIC" "Coherent Optical System of Modular Imaging Collectors" [22], представлен на рис. 7.

Здесь так же, как и в силовой оптической системе (рис. 1), присутствуют три ступени. Первую ступень образуют независимые афокальные телескопы (independent afocal telescopes). Вторая ступень состоит из зеркал, регулирующих фазу (phase adjusting mirrors) – выравнивателей оптических трасс (optical path equalizers). И третья ступень состоит здесь из выходного телескопа, комбинирующего пучки (beam combining telescope) и формирующего когерентное изображение (coherent image) в фокальной плоскости (focal plane).

Здесь (рис. 7) введены обозначения масштабных коэффициентов: $M_T = D_n/D'_n$ и $M_C = r_n/r'_n$, а при $M_C = M_T$

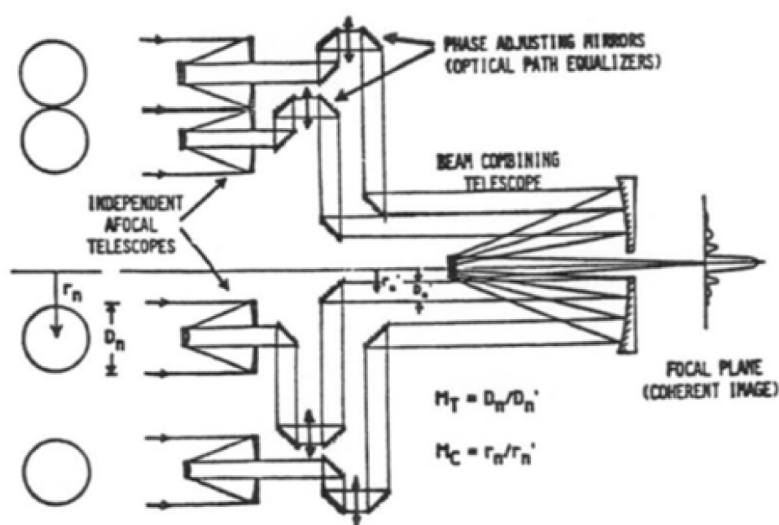


Рис. 7. Структурная оптическая схема избыточной локационной оптической матрицы апертурного синтеза в космосе

выполняется упомянутое выше «золотое правило» апертурного синтеза [10].

Рассмотрим стратегию применения всей системы удаления фрагментов космического мусора, включающей локационную и силовую многоапертурные оптические системы в космосе.

Оптическая локационная система контроля фрагментов космического мусора осуществляет поиск, обнаружение, захват и сопровождение удаляемого фрагмента космического мусора. Определив траекторию движения фрагмента, оптическая локационная система передает эту информацию на силовую оптическую систему удаления фрагментов космического мусора. Одновременно с этим силовая оптическая система апертурного синтеза формирует мощное оптическое излучение Солнца. По полученным от локационной системы целеуказаниям силовая оптическая система с помощью выходного телескопа 9 фокусирует суммарное мощное оптическое излучение N субпучков 4 от N субтелескопов 3 матрицы, прошедших последовательность операций фазирования, наведения субпучков и фигуризации системы апертурного синтеза 5–8, и наводит его на удаляемый фрагмент космического мусора. После наведения силовая оптическая система удерживает сфокусированное мощное оптическое излучение Солнца на удаляемом фрагменте до образования на его поверхности плазмы торможения и перевода фрагмента с круговой орбиты на эллиптическую для входа его в плотные слои атмосферы и сгорания. При этом оптическая локационная система наблюдает за изменением состояния удаляемого фрагмента, а именно – за возникновением плазмы на его поверхности, и фиксирует факт изменения его траектории. После чего начинается поиск и удаление следующего фрагмента космического мусора.

Тот факт, что в предлагаемом способе удаления фрагментов космического мусора энергетическое воздействие на удаляемые фрагменты осуществляется мощным излучением естественного источника – Солнца, свидетельствует о сокращении энергетических затрат на воздействие по сравнению с прототипом, формирующим для воздействия на фрагмент мощное лазерное излучение. А тот факт, что в предлагаемом способе в отличие от прототипа удаление фрагментов космического мусора осуществляется из космоса, минуя земную атмосферу, позволяет избежать негативных эффектов влияния атмосферы на распространение мощного пучка оптического излучения. Это свидетельствует о том, что цель предлагаемого способа удаления фрагментов космического мусора, а именно, сокращение энергетических затрат и устранение влияния атмосферы, достигнута.

Заключение

Предложенные в [2] и рассмотренные здесь технологии удаления фрагментов космического мусора

излучением Солнца в целом описываются следующей формулой изобретения:

«Способ удаления фрагментов космического мусора, основанный на оптической локации фрагмента космического мусора путем его поиска, обнаружения, захвата, сопровождения, идентификации и определения координат, а после идентификации и принятия решения об удалении фрагмента, передачи его координат на силовую оптическую систему для удаления фрагмента путем формирования мощного оптического излучения, его фокусировки и наведения на удаляемый фрагмент, создания при этом плазмы на поверхности фрагмента, его торможения плазмой и перевода удаляемого фрагмента с круговой орбиты на эллиптическую для последующего его входа в плотные слои атмосферы Земли и сгорания в ней, отличающийся тем, что с целью сокращения энергетических затрат и устранения влияния атмосферы в качестве источника излучения используют Солнце, а для формирования его мощного оптического излучения осуществляют апертурный синтез в оптике и когерентно суммируют путем наведения, фазирования и фигуризации излучения N субпучков, сформированных N субтелескопами синтезируемой многоапертурной оптической системы, находящейся на гелио-синхронной космической орбите высотой 2000–2500 км и постоянно ориентированной на Солнце, а сформированное мощное излучение Солнца фокусируют и наводят на удаляемый фрагмент космического мусора по целеуказаниям локационной оптической системы, расположенной в космосе рядом с силовой оптической системой, после чего под контролем локационной оптической системы удерживают сфокусированное излучение на фрагменте до образования плазмы торможения и перевода фрагмента с круговой орбиты на эллиптическую, при этом суммарную светособирающую поверхность синтезируемой апертуры площади S_{Σ} определяют, исходя из величины солнечной постоянной плотности мощности (интенсивности) излучения в околоземном космическом пространстве, равной $I_C = 1367 \text{ Вт/м}^2$, а также, учитывая требование достижения интенсивности синтезируемого суммарного излучения I_{Σ} , превышающей ее пороговое значение $I_{\text{пор}} = 10 \text{ кВт/см}^2$, необходимое для образования плазмы в пятне воздействия площади $S_d = 1 \text{ см}^2$ на удаляемом фрагменте, и получают $S_{\Sigma} = 10 \text{ м}^2$, а для обеспечения 4-кратного энергетического запаса в интенсивности воздействия, равного $I_{4\Sigma} = 40 \text{ кВт/см}^2$, получают суммарную светособирающую поверхность матрицы, равной $S_{4\Sigma} = 40 \text{ м}^2$, причем для достижения этого конфигурацию синтезируемой многоапертурной оптической системы формируют как частично заполненную матрицу разнесенных жестко связанных субтелескопов с неизбыточным расположением их субапертур, а размер каждой субапертуры субтелескопа матрицы площади S выбирают, исходя из предельных возможностей по весам

и габаритам носителя, доставляющего субтелескопы в космос для сборки матрицы, при этом число субтелескопов в матрице N определяют как $N=S_{\text{сх}}/S$, а для фокусировки сформированного излучения средней длины волны $\lambda=0,5$ мкм в пятно воздействия размера $d=1$ см на дальности до фрагмента космического мусора $R=1000$ км максимальное базовое расстояние L между субапертурами в матрице определяют равным $L=\lambda R/d=50$ м».

Благодарности

Результаты исследования были получены при финансовой поддержке Министерства Образования и Науки Российской Федерации (грант на проведение группных научных проектов по приоритетным направлениям научно-технического развития, соглашение №075-15-2024-558).

Литература

1. Khomich, V. Yu. Modeling of space debris fragment restoring technologies in the non-redundant array of aperture synthesis / V.Yu. Khomich, K.N. Sviridov // *Acta Astronautica*. – 2024. – Vol. 215. – P. 439–448.
2. Патент №2838005. Способ удаления фрагментов космического мусора : №2024121843 : заявл. 31.07.2024 : опубл. 08.04.2025 / К.Н. Свиридов, В.Ю. Хомич, В.Е. Шахматов ; заявитель, патентообладатель Институт электрофизики и электроэнергетики РАН.
3. Ключников, В. А. Синдром Кесслера: будет ли закрыта дорога в космос? / В.А. Ключников // *Воздушно-космическая сфера*. – 2021. – № 4 (109). – С. 32–43.
4. Мещеряков, С. А. О работах по защите космических аппаратов от воздействия частиц космического мусора / С.А. Мещеряков // *Космонавтика и ракетостроение*. – 2000. – № 18. – С. 109–113.
5. Горькавый, Н. Н. Проблемы экологии ближнего космоса и оценки эффективности искусственной очистки / Н.Н. Горькавый // *Сборник научных трудов «Проблема загрязнения якосмоса (космический мусор)»*. – 1993. – С. 142–146.
6. Зеркала Архимеда : Википедия. Свободная энциклопедия. – URL : https://ru.wikipedia.org/w/index.php?title=Зеркала_Архимеда&oldid=109623457 (дата обращения: 05.05.2025).
7. Dillon, L. Archimedes's Weapons of War: Embellished Stories or Deadly Devices? / L. Dillon. – 2022. – URL : <https://www.historicmysteries.com/myths-legends/archimedes-weapons/25553/> (дата обращения: 11.05.2025).
8. Толстой, А. Н. Гиперболоид инженера Гарина / А.Н. Толстой. – Москва : Советская Россия, 1988. – 293 с.
9. Campbell, G. W. Project ORION: Orbital Debris Removal Using Ground-Based Sensors and Lasers / G.W. Campbell // *NASA Technical memorandum № 108522*. – 1996. – 352 p.
10. Traub, W. A. Combining beams from separated telescopes / W.A. Traub // *Applied Optics*. – 1986. – Vol. 25, Iss. 4. – P. 528–532.
11. Sun Facts sheet // NASA : сайт. – URL : <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html> (дата обращения: 05.05.2025).
12. Characterization of silver and aluminum custom mirror coatings for the MRO in-terferometric telescopes / K.M. McCord, D.A. Klinglesmith, C.A. Jurgenson [et al.]. – 2009. – URL : https://www.researchgate.net/publication/253842376_Characterization_of_silver_and_aluminum_custom_mirror_coatings_for_the_MRO_interferometric_telescopes (дата обращения: 11.05.2025).
13. Лазерная обработка поверхности металлических сплавов для диффузионной сварки / Ю.А. Вашуков, С. Ф. Демичев, В. Д. Еленев [и др.] // *Прикладная физика*. – 2019. – № 1. – С. 82–87.
14. Свиридов, К. Н. Оптическая локация космического мусора / К.Н. Свиридов. – Москва : Знание, 2006. – 488 с.
15. Современные телескопы / под ред. Дж. Бербиджа, А. Хьюита. – Москва : Мир, 1984. – 312 с.
16. Russel, F. D. Nonredundant arrays and postdetection processing for aberration compensation in incoherent imaging / F.D. Russel, J.W. Goodman // *Journal of the Optical Society of America*. – 1971. – Vol. 61, Iss. 2. – P.182–187.
17. Roddier, F. Redundant versus nonredundant beam recombination in an aperture synthesis with coherent optical arrays / F. Roddier // *Journal of the Optical Society of America*. – 1987. – Vol. 4, Iss. 8. – P. 1396–1401.
18. Golay, M. J. E. Point arrays having compact non redundant autocorrelation / M.J.E. Golay // *Journal of the Optical Society of America*. – 1971. – Vol. 61, Iss. 2. – P. 272–273.
19. Патент № 2575538 Способ получения изображений космического объекта, наблюдаемого через турбулентную атмосферу : № 2014134182 : заявл. 21.08.2014 : опубл. 20.02.2016 / Свиридов К.Н. ; заявитель, патентообладатель АО «Россий