Использование плазменных потоков для очистки околоземного пространства*А. Р. Каримов, С. А. Терехов, А. Е. Шиканов, В. А. Ямщиков*

Предложена система очистки околоземного пространства от объектов космического мусора в верхних слоях атмосферы на основе плазменного ускорителя, использующего среду верхних слоев атмосферы и излучение Солнца для создания плазменных потоков требуемой интенсивности. Получены оценки основных материальных и энергетических характеристик системы, которые демонстрируют техническую реализуемость предлагаемого устройства.

Ключевые слова: плазменный двигатель, солнечное излучение, космический мусор, разрядная камера, ионосфера.

DOI: 10.51368/2307-4469-2021-9-1-3-17

Введение

Освоение околоземного космоса сопровождается постоянно идущим техно-

генным засорением околоземного пространства. Динамику данного процесса наглядно иллюстрирует рис. 1. Очевидно, что дальнейший рост подобных техногенных отходов может затруднить космическую деятельность человечества, и поэтому становится необходимой задача расчистки ближнего космоса от производимого космического мусора.

Каримов Александр Рашатович^{1,2,3}, в.н.с., профессор, д.ф.-м.н.

E-mail: ARKarimov@mephi.ru

Терехов Святослав Алексеевич^{1,4}, м.н.с., аспирант.

E-mail: SATerekhov@mephi.ru

Шиканов Александр Евгеньевич¹, профессор, д.т.н.

E-mail: aeshikanov14@mail.ru

Ямщиков Владимир Александрович⁴, директор московского филиала ИЭЭ РАН, д.т.н., чл.-корр. РАН.

E-mail: Yamshchikov@ras.ru

¹ Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ».

Россия, 115409, Москва, Каширское шоссе, 31.

² Объединенный институт высоких температур РАН.

Россия, 125412, Москва, ул. Ижорская, 13, стр. 2.

³ Российский экономический университет имени Г. В. Плеханова.

Россия, 117997, Москва, Стремянный пер., 36.

⁴ Институт электрофизики и электроэнергетики РАН.

Россия, 191186, Санкт-Петербург, Дворцовая набережная, 18.

Статья поступила в редакцию 13 августа 2020 г.

© Каримов А. Р., Терехов С. А., Шиканов А. Е., Ямщиков В. А., 2021

Рис. 1. Рост числа объектов искусственного происхождения на околоземной орбите [1].

Как показывают наблюдения [1], наибольшее количество космического му-

сора в околоземном пространстве сосредоточено на орбитах высотой от 600 до 1000 км. Наиболее опасными являются объекты, чей характерный размер превышает 10 см. Попадание такого тела в космический аппарат приведёт к полному разрушению аппарата с образованием множества новых обломков разной величины. К 2015 году на околоземных орбитах насчитывалось порядка 17 тысяч объектов искусственного происхождения, включая 4 тысячи функционирующих космических аппаратов, подверженных риску столкновений с элементами космического мусора [2].

Столкновение космического аппарата с космическим мусором, имеющим характерные размеры от 1 до 10 см, приведёт к разрушению аппарата. К тому же отследить движение такого образования, а тем более предупредить его столкновение с космическими аппаратами очень сложно. Объекты малого космического мусора (характерный размер меньше 1 см), с точки зрения воздействия на космическую технику, менее опасны. Поскольку индивидуальное отслеживание таких мелких тел невозможно, то применяют пассивную защиту космических аппаратов, устанавливая специальные защитные экраны [3]. Таким образом, можно подойти к заключению, что наиболее опасными являются обломки в диапазоне от 1 до 10 см.

Учитывая трудность обнаружения мусора таких размеров, его удаление может быть эффективно реализовано только тогда, когда воздействие осуществляется не на сам объект, а в целом на некоторый объем, в котором заведомо находится удаляемое тело. Существует несколько технических подходов к этой задаче. Рассматриваются варианты удаления мусора под действием лазерного излучения [4, 5], а также при помощи воздействия на удаляемый объект ионного потока из ионных двигателей [6, 7], когда происходит или изменение траектории объекта, который необходимо уничтожить, или его полное разрушение.

С точки зрения физико-технической реализации подход, основанный на прямом воздействии интенсивных плазменных потоков на материю мусора, выглядит потенциально наиболее привлекательным. В рамках этого подхода рассматривается возможность создания системы очистки верхних слоев атмосферы на основе плазменного ускорителя, использующего захват вещества верхних слоев атмосферы и излучение Солнца для создания плазменных потоков требуемой интенсивности [8, 9]. Обсуждается возможная схема такой системы, проводится оценка основных материальных и энергетических характеристик исходя из параметров окружающей атмосферы и доступной солнечной радиации.

Схема предлагаемого устройства

Для удаления космического мусора малых и средних размеров ($l_d \leq 10$ см) из околоземного пространства предлагается воспользоваться высокоскоростными плазменными потоками, состоящими из электронов, ионов и заряженных макроскопических частиц, которые формируются плазменным ускорителем, выведенным на заданную орбиту. Схема устройства, реализующая такой подход, изображена на рис. 2. Как видно из данного рисунка, ускоренные тяжелые частицы, столкнувшись с фрагментами космического мусора, меняют импульс этих объектов. В результате предлагаемые к удалению объекты либо теряют скорость и падают в атмосферу Земли, где сгорают, либо они приобретают дополнительную скорость и уходят с орбиты Земли в дальний космос.

В настоящей работе будет рассмотрен случай удаления объектов космического мусора в атмосфере, а именно торможение объектов с помощью плазменного потока, с переводом на более низкие орбиты, где будет происходить сгорание мусора. Будем считать, что плотная атмосфера, где

начинает действовать сила трения, приводящая к сгоранию свободно падающих тел, начинается на высоте 100 км над уровнем моря (так называемая линия Кармана).

Рис. 2. Схема предлагаемого устройства: 1 – орбита устройства; 2 – солнечная батарея; 3 – система коррекции и стабилизации орбиты; 4 – поток набегающего газа; 5 – газодинамическая ловушка; 6 – поток плазмы; 7 – космический мусор.

Техническая идея предлагаемого устройства состоит в том, чтобы на платформе космического аппарата разместить плазменный ускоритель для создания потока плазмы, который фокусируется в область возможного нахождения космического мусора. Одновременно этот ускоритель должен использоваться для коррекции орбиты аппарата, которая необходима из-за импульса отдачи плазменного потока, а также для изменения орбиты мусорщика вслед за космическим мусором. Расходуемые же материя и энергия для создания требуемого потока плазмы берутся из окружающей среды. Также следует отметить, что можно увеличить количество захватываемого вещества за счет

увеличения геометрии ловушки, размещенной на носовой части аппарата (см. увеличенное изображение ловушки на рис. 3 [10]). Как видно из рисунка, захваченные частицы набегающего потока, многократно отражаясь от конической поверхности, попадают в область разрядной камеры. Плотность частиц в узкой части может превысить входную плотность в отношении площадей входного отверстия и разрядной камеры. Например, для концентратора, изображенного на рис. 3, при $D = 10$ м и $d = 10$ см за счет этого геометрического эффекта получаем $k = 10^4$ раз. Необходимая для ионизации и ускорения энергия получается от солнечной батареи, размещенной на поверхности аппарата.

Рис. 3. Схема газодинамической ловушки (пунктирной линией изображена траектория захватываемой частицы).

Далее этот поток нейтральных частиц ионизируется в разрядной камере и ускоряется до необходимых энергий одним из существующих способов. Например, можно воспользоваться методом коллективного ускорения, основанным на передаче импульса внешнего электромагнитного поля к частицам потока [11–15].

Рис. 4. Схема участка ускорения плазмы (а). Конструкция ускорителя (б).

Рисунок 4 поясняет физическую идею этого метода ускорения и его техническую реализацию. В данном случае переменное аксиальное магнитное поле порождает азимутальную компоненту электрического поля, которое закручивает электронный и ионный потоки в разные стороны. Взаимодействие этих токов с радиальным полем приводит к перебросу момента импульса в аксиальное направление и таким образом потоки ионов и электронов ускоряются в одном и том же направлении в условиях зарядовой квазинейтральности, т. е. в данном случае снимаются ограничения на ионный поток, связанные с пространственным зарядом согласно закону Богуславского-Чайлда-Ленгмюра. Другими словами, в обсуждаемой схеме принципиально отсутствует ограничение на достижимую величину ионного тока. При этом основная энергия потока из-за значительной разности масс тяжелого и легкого компонентов плазмы определяется ионами. Также следует отметить, что данная система позволяет ускорить не только потоки плазмы, состоящей из электронов и однозарядных ионов, но также она применима к ускорению пылевой плазмы [14, 15].

Оценка накопления материи из ионосферы

Поскольку предлагаемое устройство должно обеспечить очистку околоземного пространства от объектов космического

мусора за разумное время за счет внешнего подвода энергии и вещества, перейдем к оценке технических параметров устройства, исходя из доступных характеристик окружающей среды. Рассмотрим аппарат, летающий на низкой орбите между линией Кармана (100 км над уровнем моря) и высотами 300–400 км.

В данном ионосферном слое преобладают атомарные и молекулярные азот и кислород, а также их соединения, тогда как на больших высотах следует учитывать присутствие водорода и гелия [16–18]. Это является непосредственным следствием гидростатического приближения, когда распределение нейтральных составляющих ионосферы по высотам можно описать, используя барометрическую формулу Больцмана. При этом по массовому составу атмосфера Земли достаточно однородна до линии Кармана (после которой наблюдается краткий высотный промежуток турбопаузы) из-за процессов турбулентного перемешивания. Результаты масс-спектрометрических измерений выше турбопаузы показаны на рис. 5 [18]. Для дальнейшего рассмотрения нам интересен диапазон высот от 150 до 300 км. Поскольку в этом слое концентрация азота значительно выше концентрации кислорода, согласно [17, 18] приблизительно в отношении 4:1, и молекулярные массы этих веществ близки, то для упрощения дальнейших оценок будем считать, что среда состоит только из азота.

Рис. 5. Состав дневной атмосферы для спокойного Солнца по масс-спектрометрическим измерениям. Измерения гелия получены в ночное время.

Следует иметь в виду, что существующая техника обеспечивает организацию разряда низкого давления при $P \sim 10^{-1}$ Торр (см., например, [19, 20]). При нормальных условиях это давление соответствует плотности частиц $n_0 \sim 10^{15} \div 10^{16} \text{ см}^{-3}$ в области разрядной камеры, тогда как исходная концентрация частиц окружающей среды $n_c \ll n_0$, т. е. явно недостаточно для разряда.

Поэтому для данных орбит следует принимать меры для увеличения плотности в области разрядной камеры, например, используя конструкцию, изображенную на рис. 3. Однако, чтобы время накопления частиц в камере было приемлемым, необходима достаточно большая скорость космического аппарата при заданном объеме разрядной камеры, т. е. необходима некоторая техническая детализация конструкции. Для определенности примем величину необходимой плотности среды в области разрядной камеры равной $n = 10^{15} \text{ см}^{-3}$, а объем цилиндрической разрядной камеры возьмем равным $V = 10^6 \text{ см}^3$. Пренебрегая движением окружающей среды и исходя из условия непрерывности потока, приходим к заключению, что набегавший на концентратор поток частиц заполнит выделенный объем до заданного числа частиц $N = nV$ за время τ_n :

$$\tau_n = \frac{4N}{\pi D^2 v n_c} = \frac{n}{n_c} \frac{d^2}{D^2} \frac{L_c}{v}, \quad (1)$$

где n_c – концентрация налетающих частиц среды; D – входной диаметр ловушки; d и L_c – входной диаметр и длина разрядной камеры; v – относительная скорость налетающего потока, совпадающая в данном случае с орбитальной скоростью космического аппарата на заданной высоте h :

$$v = \sqrt{G \frac{M_p}{R_0 + h}} \approx \sqrt{g R_0 \left(1 - \frac{h}{2R_0} \right)},$$

где G – гравитационная постоянная; M_p и R_0 – масса и радиус планеты; g – ускорение свободного падения на поверхности планеты; h – высота над уровнем моря. Из выражения следует, что с увеличением высоты первая космическая скорость незначительно уменьшается. Так, на высоте 100 км над уровнем моря она составляет 7 844 м/с, а на высоте 300 км – 7 726 м/с. Учитывая выражение для относительной скорости налетающего потока, выражение (1) можно преобразовать к виду

$$\tau_n = \frac{n}{n_c} \frac{d^2}{D^2} \frac{L_c}{\sqrt{g R_0 \left(1 - \frac{h}{2R_0} \right)}}. \quad (2)$$

Из анализа выражения (2), а также учитывая, что по факту время накопления частиц в разрядной камере будет зависеть не столько от параметра высоты, сколько от изменения концентрации частиц окружающей среды, которые планируется использовать в качестве рабочего тела, логично сделать срез по высоте и посмотреть, как изменение концентрации налетающих частиц среды влияет на время накопления. Самым интересным участком для рассмотрения является промежуток высот 200–300 км над уровнем моря, где находятся МКС и другие космические аппараты. Из состава дневной атмосферы для спокойного Солнца по масс-спектрометрическим измерениям (см. рис. 5) можно увидеть, что для данного промежутка высот интерес для рассмотрения представляют молекулярное состояние азота и атомарное кислорода (N_2 , O – см. рис. 6, а) с пределами концентрации от 10^8 до 10^9 см^{-3} , а также ионизованные состояния азота и кислорода (N^+ , O^+ , NO^+ , N_2^+ и O_2^+ – см. рис. 6, б) с пределами концентрации от 8×10^2 до 10^6 см^{-3} . На рис. 6 (а, б) представлены соответствующие зависимости времени накопления от концентрации и сорта налетающих частиц среды.

Рис. 6. Зависимость времени накопления от концентрации и сорта налетающих частиц среды: а) N_2 , O ; б) N^+ , O^+ , NO^+ , N_2^+ и O_2^+ .

Проанализируем представленные на рис. 6 графики зависимостей времени накопления от концентрации и сорта налетающих частиц среды. С одной стороны, мы видим существенную разницу между временем накопления частиц среды: от 0,5 до 4 сек для молекулярного азота и атомарного кислорода и от 1 часа до 6 суток для ионизованных состояний азота и кислорода, что позволяет судить о выгоде использования первого сорта частиц для накопления. С другой стороны, использование ионизованных кислорода и азота может повысить скорость ионизации и повысить интенсивность ускорения частиц в разрядной камере. Данная возможность будет рассмотрена в последующих публикациях по данной теме. В текущей работе, как ранее мы указывали, мы ограничимся рассмотрением ситуации, когда в качестве собираемого вещества будет азот.

Оценка энергетических характеристик

Перейдем к оценке требуемых условий для ионизации нейтральных частиц и разгона плазменного потока, который воздействует на удаляемый объект так, что за не-

которое время он перейдет с текущей орбиты r_0 на орбиту, соответствующую линии Кармана r_K .

Полная энергия на орбите r объекта с массой M и орбитальной скоростью $v(r)$ складывается из потенциальной $\Pi = Mgr$ и кинетической $K = Mgr/2$ энергии, т. е. $\epsilon = K + \Pi = 3Mgr/2$. Чтобы за счет торможения утилизируемого объекта потоком плазмы, как это изображено на рис. 2, перевести объект с орбиты r_0 на r_K , необходимо уменьшить энергию объекта на величину $\Delta\epsilon = 3MgL/2$, где $L = r_0 - r_K$. При этом количество энергии, которое может быть подведено к объекту, потоком плазмы за время τ_ϵ есть

$$\Delta\epsilon_i = \alpha v_i n_i \epsilon_i S \tau_\epsilon,$$

где S – площадь выходного сечения плазменного потока из космического устройства (в частности, в рассматриваемом случае S определяется диаметром разрядной камеры – d); α – доля плазменного потока, попадающая на удаляемый объект; m_i – масса ионов потока; n_i – плотность плазмы (считая, что вся захваченная среда ионизируется, положим $n_i \approx n$); v_i – скорость потока плазмы, связанная с энергией пучка соот-

ношением $\varepsilon_i = \frac{m_i v_i^2}{2}$. Здесь мы пренебрегли вкладом электронов в $\Delta\varepsilon_i$ ввиду малости массы электрона по сравнению с массой ионов. Также отметим, что величина коэффициента α в общем случае зависит от геометрических размеров удаляемого объекта, его удаленности, а также расходимости пучка, обусловленной столкновениями с частицами окружающей среды. Тогда из соотношения $\Delta\varepsilon = \Delta\varepsilon_i$ приходим к оценке необходимого минимального времени воздействия на удаляемый объект для его перехода на орбиту схода:

$$\tau_\varepsilon = \frac{3MgL\sqrt{m_i}}{2^{3/2}\alpha S n_i \varepsilon_i^{3/2}}. \quad (3)$$

Даже в этом простом случае время утилизации зависит через ряд параметров, характеризующих состояние плазмы, атмосферы и удаляемого объекта. Здесь следует сразу пояснить, что в текущей работе под временем утилизации понимается величина времени, необходимая для сообщения удаляемому объекту энергии, достаточной для изменения его импульса, которое повлечет за этим изменение орбиты объекта. При этом время, в течение которого объект перемещается с текущей орбиты на линию Кармана не оценивается, поскольку для решения текущей задачи очистки околоземного пространства данная величина не имеет принципиального значения, а процесс передачи энергии удаляемому объекту сопровождается неупругими соударениями. Величина потери энергии на тепло при таких соударениях не оценивается, так как она мала по сравнению с передаваемым импульсом.

Чтобы показать, как данные характеристики влияют на процесс удаления объектов космического мусора, оценим необходимое время τ_ε утилизации объекта массой $M = 10$ кг с околоземной орбиты

под действием потока плазмы в зависимости от плотности, энергии пучка, расстояния до линии Кармана и массы ионов. Соответствующие зависимости представлены на рис. 7, *а–в* для плазмы, состоящей из однозарядных ионов азота и электронов, а на рис. 7, *г* приведена зависимость τ_ε от массы ускоряемых ионов. В частности, из результатов, представленных на рис. 7, *а*, видно, что с увеличением расстояния до линии Кармана нам необходимо больше времени для удаления объекта: от 7,5 мин на высоте 50 км от уровня Кармана до 40 мин на высоте 300 км от линии Кармана. Из графика рис. 7, *б*, построенного при $L = 50$ км и плотности $n_i = 10^{15}$ см⁻³, следует, что для энергии потока $\varepsilon_i = 20$ кэВ нам потребуется около 1,5 часов, тогда как при $\varepsilon_i = 100$ кэВ нам потребуется порядка 7 минут. На рис. 7, *в* приведена зависимость времени τ_ε от плотности плазменного потока при постоянной энергии $\varepsilon_i = 10$ кэВ и $L = 50$ км. Как видно, при росте n_i величина времени τ_ε уменьшается – от 10 часов до 10 минут при изменении концентрации от 10^{13} до 10^{15} см⁻³ соответственно. Поскольку в рассматриваемом ионосферном слое помимо азота содержатся также кислород и различные азотно-кислородные соединения, хотя и в меньшей концентрации, то также целесообразно обсудить влияние состава, захватываемого газа на величину τ_ε , зафиксировав $n_i = 10^{15}$ см⁻³, $\varepsilon_i = 10$ кэВ и $L = 50$ км. Учитывая информацию о составе атмосферы (см. рис. 5), установим диапазон возможного изменения массы m_i от $23,25 \times 10^{-27}$ кг до $102,93 \times 10^{-27}$ кг. Соответствующая этому диапазону зависимость представлена на рис. 7, *г*. Как видно из данного графика время τ_ε необходимое для удаления объекта космического мусора с орбиты с ростом массы частиц увеличивается от 6,5 до 14 минут.

Рис. 7. Зависимость времени утилизации от: расстояния до линии Кармана (а); энергии потока плазмы (б); концентрации пучка (в); массы частиц пучка (г).

Описанные ранее зависимости приведены из соображений, что вся доля плазменного потока попадает на объект космического мусора, т.е. коэффициент α в выражении (3) равен 1. Из представленной на рис. 8 зависимости времени утилизации от коэффициента доли плазменного потока, попадающего на удаляемый объект, можно понять, что представленные ранее на рис. 7 зависимости и полученные значения могут претерпеть существенные изменения. Так из представленного на рис. 8 графика видно, что время утилизации с уменьшением коэффициента α существенно растет: от 6,5 минут при $\alpha = 1$ до бесконечности при приближении значения

коэффициента $\alpha = 0$ при энергии пучка 100 кэВ, и от 5 до 120 часов соответственно при энергии пучка 10 кэВ. Также из графика видно, что оптимальный режим работы нашего устройства наблюдается при значениях $\alpha = 0,4 \div 0,8$. Тут же следует учесть, что ускоряемый плазменный поток может быть использован не только для непосредственной очистки околоземного пространства, но также и для коррекции орбиты самого устройства, а также и для изменения орбиты аппарата вслед за удаляемым объектом космического мусора, т.е. реальный диапазон доли плазменного потока будет лежать в пределах $\alpha = 0,3 \div 0,5$.

Рис. 8. Зависимость времени утилизации от доли плазменного потока, попадающей на удаляемый объект.

Таким образом, приведенные зависимости демонстрируют приемлемые характеристики обсуждаемого электродинамического способа удаления объектов космического мусора на существующем техническом уровне развития плазменных ускорителей в достаточно широком диапазоне геофизических параметров окружающей среды. Однако, чтобы показать реализуемость данного способа, следует сделать оценку необходимой энергии для ионизации и ускорения потока плазмы, получаемой от Солнца. Мощность солнечного излучения в околоземном пространстве известна и составляет $W_c = 1367 \text{ Вт/м}^2$ [21].

Для простоты оценок будем учитывать лобовые столкновения пучка с поверхностью объекта космического мусора неупругими, считая, что вся энергия ударяющихся частиц идет на торможение данного объекта. В этом случае энергетический баланс можно записать в виде

$$\zeta W_c S_c \tau_c - S_D v m_i n \tau_c \frac{v^2}{2} = (U_i + \varepsilon_i) N, \quad (4)$$

где U_i – потенциал ионизации; S_D – эффективная площадь столкновения частиц среды с нашим аппаратом (для простоты мы положили ее равной площади входного

отверстия ловушки, изображенной на рис. 3); S_c – площадь солнечных пластин, установленных на поверхности ловушки (здесь мы положили $S_c \approx S_D$); τ_c – время накопления необходимой солнечной энергии. Поскольку лишь некоторая часть энергии излучения Солнца непосредственно идет на ускорение частиц, т. к. есть потери на солнечных батареях и в ходе ионизации и ускорения до энергии ε_i , то в соотношении (4) данный момент учтен параметрически с помощью коэффициента использования энергии ζ . Приняв во внимание

$$S_D v n \tau_n = N,$$

перепишем (4) в виде

$$\zeta W_c S_c \tau_c = N \left(U_i + \varepsilon_i + \frac{\tau_c}{\tau_n} \frac{m_i v^2}{2} \right). \quad (5)$$

Поскольку мы рассматриваем нерелятивистское движение корабля, то при

$$\frac{\tau_c}{\tau_n} \ll 1$$

последним членом в правой части (5) можно пренебречь. Тогда из (5) получаем искомую оценку

$$\tau_c = \frac{N}{\zeta W_c S_c} (U_i + \varepsilon_i). \quad (6)$$

Более того, учитывая $U_i \ll \varepsilon_i$, приходим к заключению, что влияние потенциала ионизации на величину τ_c мало, т. е. время накопления энергии слабо зависит от сорта ионизируемых частиц. В данном случае характерное время накопления энергии τ_c определяется прежде всего скоростью корабля, определяемой временем набора частиц, мощностью солнечного излучения и суммарной площади солнечных панелей. Чтобы понять, как данные параметры влияют на время ионизации и ускорения потока плазмы, проанализируем зависимости, приведенные на рис. 9.

Рис. 9. Зависимость времени ионизации и ускорения потока плазмы от энергии пучка (а), концентрации потока плазмы (б), объема вакуумной камеры (в), площади солнечных батарей (г).

Как видно из выражения (6) зависимость от таких параметров, как энергия пучка, концентрация плазменного потока и объем вакуумной камеры будет прямо пропорциональной, что и подтверждается приведенными зависимостями (см. рис. 9, а, б, в). При этом, как следует из выражения энергетического баланса (6), энергия солнечного излучения будет расходоваться на ионизацию и ускорение потока плазмы. Как уже было сказано ранее, влияние изменения потенциала ионизации частиц несоизмеримо мало по сравнению с энергией, необходимой для ускорения потока плазмы, в связи с этим время ионизации и ускорения потока плазмы будет слабо зависеть от сорта газа, используемого в качестве топлива.

Теперь проанализируем график зависимости времени от площади солнечной батареи (см. рис. 9, г), из которого можно сделать логичный вывод, что с увеличением площади солнечной батареи наша установка будет получать больше энергии в единицу времени, соответственно нам потребуется меньше времени для ее накопления (от 4 минут при 100 м^2 до 40 секунд при 500 м^2). Это может быть полезно в условиях смены позиции Земли относительно Солнца, так как при расчетах мы не принимаем во внимание тот факт, что орбита обращения Земли, также как и околоземные орбиты спутников, имеет свой апогей и перигей, в связи с чем мощность солнечного излучения может изменяться в

течение одного календарного года, хотя данное изменение может быть не таким существенным. В любом случае, в связи с этим для обеспечения бесперебойной и практически постоянной работы нашего устройства необходимо разрабатывать систему автоматических «сезонных» солнечных батарей, которые будут разворачивать дополнительные модули в зависимости от местоположения Земли при движении по орбите.

Отдельное место в оценке влияния использования солнечных батарей в нашем устройстве занимает коэффициент использования энергии. Ранее представленные зависимости времени ионизации и ускорения потока плазмы представлены с учетом современного состояния солнечной энергетики. На сегодняшний день КПД солнечных батарей достигает от 40 до 50 %. В настоящее время рассматривается перспективное направление использования наноантенн, работающих на непосредственном выпрямлении токов, наводимых в антеннах малого размера, светом. Подобная технология имеет потенциальный КПД 85 % [22]. Поэтому отдельно стоит обсудить также влияние коэффициента использования энергии, т. к. представленные ранее результаты получены при коэффициенте использования энергии $\zeta = 0,6$, т. е. при условии, что вся энергия солнечного излучения будет расходоваться на ионизацию и ускорение плазменного потока. На рис. 10 представлена зависимость времени ионизации и ускорения от коэффициента использования энергии для двух значений ускоренного потока плазмы – 10 и 100 кэВ. Из графика видно, что при увеличении ζ время ионизации и ускорения уменьшается. Также следует отметить, что даже при условии наличия довольно высокого КПД солнечных фотоэлементов, не вся энергия будет расходоваться непосредственно на ионизацию и ускорение плаз-

мы, а лишь ее часть, т. е. реально следует рассматривать диапазон $\zeta = 0,2 \div 0,4$.

Рис. 10. Зависимость времени ионизации и ускорения потока плазмы от коэффициента использования энергии.

Заключение

В настоящей работе обсуждается один из возможных технических подходов к очистке околоземного пространства от космического мусора техногенного происхождения, основанный на использовании высокоскоростных плазменных потоков, состоящих из электронов, ионов и заряженных макроскопических частиц, для изменения траектории объектов. Такой поток высокоскоростных частиц формируется в плазменном ускорителе за счет материи, захватываемой при движении устройства по некоторой орбите (см. зависимости на рис. 7, 8), используя солнечное излучение в качестве необходимого энергетического источника (см. зависимости на рис. 9, 10). В отличие от других технических решений [4]–[9] в данном случае процесс очистки может осуществляться за счет окружающей среды.

Мы ограничились рассмотрением случая, когда объекты космического мусора в процессе очистки переводятся на более низкие орбиты, на которых уже начинает

действовать сила трения достаточная для того, чтобы, попав в плотные слои атмосферы, они разрушились. В качестве характерного примера был рассмотрен случай удаления с орбиты объекта массой $M = 10$ кг, находящейся на расстоянии $L = 50$ км выше линии Кармана, ниже которой начинается плотная атмосфера. Выбор таких параметров в качестве характерных был продиктован распределением космического мусора по размерам (см. работу [1]). Как было указано ранее, именно мелкие объекты, трудно обнаруживаемые, составляют значительную часть всего мусора и представляют опасность. Процесс очистки данного сегмента космического мусора затруднителен как с точки зрения технической реализации, так и его стоимости.

Развиваемый технический подход должен помочь обойти эти трудности, поскольку всегда будет расхождение потока частиц, т. е. в данном случае транспортировка частиц происходит не к конкретному объекту, а скорее к некоторому объему, содержащему объект космического мусора. Можно сказать, стрельба происходит не конкретным целям, а по площадям. Более того, если наша установка будет находиться на геостационарной орбите, то с течением времени может быть обработан весь объем пространства, находящийся под устройством на расстоянии, до которого может распространиться поток частиц.

В данном случае ограничение метода обусловлено двумя факторами, связанными с захватом материи при движении утилизатора по орбите, превышающей радиус Кармана. Во-первых, чем выше орбита устройства, тем меньше материи пригодной для ионизации (см. рис. 5), и, следовательно, существенно растет необходимое время для перевода объекта на орбиту Кармана (см. выражение (3)). Тогда, приняв за приемлемое время величину в диа-

пазоне от 1 до 12 месяцев, из (3) можно оценить диапазон предельной высоты L над линией Кармана.

С другой стороны, при увеличении плотности окружающей среды возрастают ионизационные потери, когда заряженные частицы за счет кулоновского взаимодействия рассеиваются на электронах и ядрах атомов, передавая им часть своей энергии, которая в основном идет на ионизацию атомов. Проведенный в [23] анализ экспериментальных данных по потерям энергии тяжелых заряженных частиц в веществе показывает, что в диапазоне энергий от нескольких кэВ до 50 МэВ потери можно описать эмпирической зависимостью

$$dE/dx = -(ay + by^2) / (0,01y^{2,55} + c) \times 10^{15} / n_c, \quad [\text{эВ/см}], \quad (7)$$

здесь параметр y представляет собой скорость частиц v , нормированную на $v_* = 10^7$ см/сек, а эмпирические коэффициенты a , b , c характеризуют среду, на атомах которой происходит рассеяние; n_c — концентрация частиц мишени, совпадающая в данном случае с концентрацией частиц окружающей среды на рассматриваемой высоте [23]. Согласно данным, представленным на рис. 5, в диапазоне высот от 100 до 300 км над уровнем моря в атмосфере наибольшее содержание имеет молекулярный и атомарный азот с концентрациями от 10^8 до 10^{11} см $^{-3}$, поэтому в качестве среднего значения концентрации возьмем $n_c = 10^{10}$ см $^{-3}$. Тогда проведем оценку энергетических потерь, ограничившись рассмотрением рассеяния ионов азота на мишени, состоящей только из атомов азота, для которых эмпирические коэффициенты принимают следующие значения: $a = 2,80$, $b = 0,018$, $c = 0,36$ [23]. На рис. 11 представлена зависимость потери энергии от скорости пучка. Из анализа графика можно сделать вывод, что при

энергии пучка 300 кэВ потери энергии будут составлять около 5 эВ/см, т. е. пучок полностью рассеется на расстоянии 600 м. Это означает, что для более эффективного процесса очистки околоземного пространства от космического мусора техногенного происхождения наше устройство должно переходить с орбиты на орбиту.

Рис. 11. Зависимость ионизационных потерь от скорости ионизированной частицы.

Также, как видно из приведенных на рис. 7 зависимостей, характерное время утилизации для выбранной массы лежит в диапазоне от 1,5 часа до 7 минут при изменении энергии потока от 10 до 100 кэВ, а учитывая линейную зависимость времени τ_e от M и L (см. выражение (3)), можно сделать заключение, что даже при увеличении этих параметров на порядок время утилизации будет иметь приемлемый порядок, соизмеримый с другими методами очистки околоземного пространства от объектов космического мусора. В заключение следует также отметить, что потенциально обсуждаемый подход также может быть применен в борьбе с астероидной опасностью, когда создаваемый поток частиц будет направлен с низких орбит в открытый космос, откуда движутся астероиды.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 19-32-90105).

ЛИТЕРАТУРА

1. Wood A. // Science Fiction Film and Television. 2014. Vol. 7. № 3. P. 441.
2. Bonnal C., Ruault J.-M., Desjean M.-C. // Acta Astronautica. 2013. Vol. 85. P. 51.
3. Schildknecht T. // The Astronomy and Astrophys. Rev. 2007. Vol. 14. № 1. P. 41.
4. Schmitz M., Fasoulas S., Utzmann J. // Acta Astronautica. 2015. Vol. 115. P. 376.
5. Авдеев А. В., Метельников А. А. // Труды МАИ. 2016. № 89.
6. Merino M. // Progress in Prop. Phys. 2013. Vol. 4. P. 789.
7. Kitamura S., Hayakawa Y., Kawamoto S. // Acta Astronautica. 2014. Vol. 94. № 2. P. 725.
8. Shan M., Guo J., Gill E. // Progress in Aerospace Sci. 2015. Vol. 80. P. 18.
9. Emanuelli M., Federico G., Loughman J., Prasad D., Chow T. // Acta Astronautica. 2014. Vol. 1. P. 197.
10. Каримов А. Р., Ильинский А. В., Терехов С. А., Кузнецов А. Ю., Баев В. К., Козловский К. И., Шиканов А. Е., Шиканов Е. А. // Сборник статей по материалам международной научно-практической конференции «Экологическая, промышленная и энергетическая безопасность – 2019» (23–26 сентября 2019 г.), с. 742–746.
11. Karimov A. R., Murad P. A. // IEEE Trans. on Plasma Sci. 2017. Vol. 45. P. 1710.
12. Karimov A. R., Murad P. A. // Journal of Space Exp. 2017. Vol. 6. P. 113.
13. Karimov A. R., Murad P. A. // IEEE Trans. on Plasma Sci. 2018. Vol. 46. P. 882.
14. Каримов А. Р., Терехов С. А., Шиканов А. Е. // Письма в ЖТФ. 2020. Т. 46. № 7. С. 24.
15. Karimov A. R., Terekhov S. A., Shikanov A. E., Murad P. A. // IEEE Trans. on Plasma Sci. 2019. Vol. 47. P. 1520.
16. Денисов А. В., Белянский М. А. // Изв. Вузов. Приборостроение. 2014. Т. 57. № 3. С. 13.
17. Аллен К. У. Астрофизические величины. – М.: Мир, 1977.
18. Шалимов С. Л. Атмосферные волны в плазме ионосферы (с геофизическими примерами). – М.: ИФЗ РАН, 2018.
19. Морозов А. И. Введение в плазмодинамику. – М.: Физматлит, 2008.
20. Райзер Ю. П. Физика газового разряда. Изд. 2-е, доп. и перераб. – М.: Наука, 1992.
21. Макарова Е. А., Харитонов А. В., Казачевская Т. В. Поток солнечного излучения. – М.: Наука, 1991.

22. Краснож А. Е., Максимов И. С., Денисюк А. И., Белов П. А., Мирошниченко А. Е., Симовский К. Р., Кившарь Ю. С. // УФН. 2013. Т. 183. № 6. С. 561.

23. Готт Ю. В. Взаимодействие частиц с веществом в плазменных исследованиях. – М.: Атомиздат, 1978.

PACS: 52.27.Cm, 52.30.-q, 52.25.Jm

Using plasma flows to clean the near-earth space

A. R. Karimov^{1,2,3}, S. A. Terekhov^{1,4}, A. E. Shikanov¹, and V. A. Yamshchikov⁴

¹ National Research Nuclear University MEPhI
31 Kashirskoe shosse, Moscow, 115409, Russia

² Institute for High Temperatures, Russian Academy of Sciences
Bd. 2, 13 Izhorskaya st., Moscow, 127412, Russia

³ Plekhanov Russian University of Economics
36 Streymyanny lane, Moscow, 117997, Russia

⁴ Institute for Electrophysics and Electric Power, Russian Academy of Sciences
18 Dvortsovaya naberezhnaya, Saint-Petersburg, 191186, Russia

Received August 13, 2020

The paper discusses the electrodynamic space debris collection system in the upper atmosphere based on a plasma accelerator using the upper atmosphere medium and solar radiation to create plasma flows of the required intensity. Estimates of the basic material and energy characteristics of the system are obtained, which demonstrate the technical feasibility of the proposed device.

Keywords: plasma thruster, solar radiation, space debris, discharge chamber, ionosphere.

REFERENCES

1. A. Wood, Sci. Fiction Film and Television **7**, 441 (2014).
2. C. Bonnal, J.-M. Ruault, and M.-C. Desjean, Acta Astronautica **85**, 51 (2013).
3. T. Schildknecht, The Astronomy and Astrophys. Rev. **14**, 41 (2007).
4. M. Schmitz, S. Fasoulas, and J. Utzmann, Acta Astronautica, **115**, 376 (2015).
5. A. V. Avdeev and A. A. Metelnikov, Trudi MAI **89**, 10 (2016) [in Russian].
6. M. Merino, Progress in Prop. Phys. **4**, 789 (2013).
7. S. Kitamura, Y. Hayakawa, and S. Kawamoto, Acta Astronautica **94**, 725 (2014).
8. M. Shan, J. Guo, and E. Gill, Progress in Aerospace Sci. **80**, 18 (2015).
9. M. Emanuelli, G. Federico, J. Loughman, D. Prasad, and T. Chow, Acta Astronautica **1**, 197 (2014).
10. A. R. Karimov, A. V. Ilyinskiy, S. A. Terekhov, A. Y. Kusnetsov, V. K. Baev, K. I. Kozlowskii, A. E. Shikanov, and E. A. Shikanov, in a collection of articles on the materials of the international scientific and practical conference «Environmental, Industrial and Energy Security – 2019» (September 23–26, 2019), pp. 742–746.

11. A. R. Karimov and P. A. Murad, IEEE Trans. on Plasma Sci. **45**, 1710 (2017).
12. A. R. Karimov and P. A. Murad, Journal of Space Exp. **6**, 113 (2017).
13. A. R. Karimov and P. A. Murad, IEEE Trans. on Plasma Sci. **46**, 882 (2018).
14. A. R. Karimov, S. A. Terekhov, and A. E. Shikanov, Tech. Phys. Let. **46**, 327 (2020).
15. A. R. Karimov, S. A. Terekhov, A. E. Shikanov, and P. A. Murad, IEEE Trans. on Plasma Sci. **47**, 1520 (2019).
16. A. V. Denisov and M. A. Belyansky, Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroyeniye **57**, 13 (2014) [in Russian].
17. K. U. Allen, *Astrophysical values*. (Mir, Moscow, 1977) [in Russian].
18. S. L. Shalimov, *Atmospheric waves in the plasma of the ionosphere (with geophysical examples)*. (IPE RAS, Moscow, 2018) [in Russian].
19. A. I. Morozov, *Introduction to plasma dynamics*. (Fizmatlit, Moscow, 2008) [in Russian].
20. Yu P. Raizer, *Gas Discharge Physics*. (Springer, New York, 1991).
21. E. A. Makarova, A. V. Kharitonov, and T. V. Kazachevskaya, *Solar radiation flow*. (Nauka, Moscow, 1991) [in Russian].
22. A. E. Krasnok, I. S. Maksymov, A. I. Denisyuk, P. A. Belov, A. E. Miroshnichenko, C. R. Simovski, and Yu. S. Kishvar, Phys.-Uspekhi **56**, 539 (2013).
23. Yu. V. Gott, *Interaction of particles with matter in plasma research*, (Atomizdat, Moscow, 1978) [in Russian].