

ТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ БОРЬБЫ С КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара

В работе рассмотрена проблема техногенного загрязнения околоземного космического пространства, которая стала актуальной в последние десятилетия. Предложены некоторые способы борьбы с объектами, порождающими это загрязнение.

Ключевые слова: космический мусор, технические аспекты, модель.

М. Г. Головки, В. А. Безуглий, С. Г. Бондаренко, Ю. А. Рубаха, Р. О. Покровский

Дніпропетровський національний університет ім. О. Гончара

ТЕХНІЧНІ АСПЕКТИ БОРОТЬБИ З КОСМІЧНИМ СМІТТЯМ

У роботі розглянуто проблему техногенного забруднення навколоземного космічного простору, яка стала актуальною в останні десятиліття. Запропоновані деякі способи боротьби з об'єктами, що породжують це забруднення.

Ключові слова: космічне сміття, технічні аспекти, модель.

M. G. Golovko, V. A. Bezugly, S. G. Bondarenko, Y. A. Rubakha, R. O. Pokrovskiy

O. Gonchar Dnipropetrovsk National University

TECHNICAL ASPECTS OF SPACE REFUSE CONTROL

In the work the problem of technogenic pollution of a near-earth space which became actual last decades is considered. Some ways of struggle against the objects generating this pollution are offered.

Key words: space refuse, technical aspects, model.

Из года в год проблема засорения околоземного космического пространства (ОКП) объектами космического мусора (КМ) становится все более актуальной. В настоящее время отслеживается более 22 000 объектов КМ (Orbital Debris Quarterly News Volume 15, 2011), что составляет около 10 % от его общего количества (только крупный КМ) ([http:// rnd. cnews.ru](http://rnd.cnews.ru); <http://Lenta. ru>), а в 2009 году объектов КМ насчитывалось около 15 000 ([http:// rnd. cnews.ru](http://rnd.cnews.ru); <http://Lenta. ru>). Отследить объекты мелкого КМ практически невозможно, что приводит к столкновению КМ с космическими аппаратами. Поэтому важной является разработка способов борьбы, как с мелким (МКМ), так и с крупным КМ (ККМ).

На сегодняшний день КМ изучен достаточно хорошо. По данным Российской академии наук, около 85 % массы КМ приходится на долю крупных частей РН и КРБ, а также отработанных спутников. Еще 12 % – это элементы конструкций, отделяющиеся в процессе запуска спутников и последующей их эксплуатации (пироболты, заглушки, переходники и т.д.). Все остальное – мелкие фракции и осколки, возникшие в результате соударения космических объектов (<http://ru.wikipedia.org>).

Поэтому для решения проблемы загрязнения ОКП международное сотрудничество развивается по следующим приоритетным направлениям (<http://ru.wikipedia.org>):

- Экологический мониторинг ОКП, включая область геостационарной орбиты (ГСО): наблюдение за космическим мусором и ведение каталога объектов космического мусора.
- Математическое моделирование космического мусора и создание международных информационных систем для прогноза засоренности ОКП и ее опасности для космических полетов, а также информационного сопровождения событий опасного сближения КМ и их неконтролируемого входа в плотные слои атмосферы.
- Разработка способов и средств защиты космических аппаратов от воздействия высокоскоростных частиц космического мусора.

- Разработка и внедрение мероприятий, направленных на снижение засоренности ОКП.

Цель данной работы заключается в проведении анализа существующего техногенного загрязнения ОКП и предложении новых способов борьбы с ним.

В результате анализа предложений по борьбе с КМ для утилизации крупного КМ (ККМ) были выделены следующие способы:

1. Использование космического мусоросборщика (КМС) для захвата КМ и перевода его на орбиту захоронения. Для маневрирования могут быть использованы различные средства: химические двигатели (Robotic Geostationary orbit Restorer, 2003), «солнечный парус», аэродинамическая или электродинамическая системы (Dardini С, 2006).

2. Использование КМС для захвата КМ и его управляемого сведения в плотные слои атмосферы Земли. Для маневрирования также возможны различные способы (Robotic Geostationary orbit Restorer, 2003, Dardini С, 2006). Возможно многократное использование КМС.

3. Использование многоразовых КК типа «Спейс Шаттл». Позволяет эффективно осуществить захват КМ и его доставку на Землю. Недостатком является высокая стоимость, ограничения по орбите, габаритам и массе КМ.

4. Использование тонкостенных конструкций, при столкновении с которыми происходит разрушение КМ с последующим сгоранием его фрагментов в атмосфере Земли (Патент 2092409 РФ, 1997). Однако часть фрагментов разрушения останется на орбите, что приведет к увеличению количества мелкого КМ, что неприемлемо.

5. Использование лазера (Патент 2092408 РФ, 1997) либо солнечного концентратора (Патент 5120008 США, 1992). С их помощью предлагается сводить крупный КМ в плотные слои атмосферы за счет создания реактивной силы при сублимации материала КМ под воздействием лазерного или солнечного излучения.

Для утилизации ККМ в НИИ энергетики ДНУ одним из авторов был разработан способ использования космического мусоросборника (КМС).

Определим способы удаления крупногабаритного космического мусора с точки зрения энергетики при удалении одного объекта ККМ с орбит высотой 500 и 1200 км. Критерием оценки будет величина ΔV , на которую нужно изменить орбитальную скорость КМ, чтобы его удалить.

Запас характеристической скорости на борту для перевода КМ, удаляемого из круговой орбиты высотой 500 км на орбиту захоронения, будет равен (Блізніченко, 2007):

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_3}} \cdot \left(\frac{\sqrt{2} \cdot \left(\frac{r_3}{r_1} - 1 \right)}{\sqrt{\frac{r_3}{r_1}} \cdot \left(1 + \frac{r_3}{r_1} \right)} + \frac{1 - \sqrt{\frac{r_3}{r_1}}}{\sqrt{\frac{r_3}{r_1}}} \right)$$

где $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная Земли; $r_3 = 8371$ км – радиус орбиты захоронения; $r_1 = 6871$ км – радиус нижней рабочей орбиты.

$$\Delta V_1 = 714 \text{ м / с.}$$

Запас характеристической скорости ΔV_2 на борту для перевода КМ, удаляемого из круговой орбиты высотой 1200 км на орбиту захоронения, будет равен:

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_3}} \cdot \left(\frac{\sqrt{2} \cdot \left(\frac{r_3}{r_2} - 1 \right)}{\sqrt{\frac{r_3}{r_2}} \cdot \left(1 + \frac{r_3}{r_2} \right)} + \frac{1 - \sqrt{\frac{r_3}{r_2}}}{\sqrt{\frac{r_3}{r_2}}} \right)$$

где $r_2 = 7571$ км – радиус верхней рабочей орбиты.

$$\Delta V_2 = 355 \text{ м / с.}$$

Запас характеристической скорости на борту для сведения КМ с круговой орбиты высотой 500 км в атмосферу Земли будет равен:

$$\Delta V_3 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2}{\frac{r_1}{r_{II}} + 1}} \right)$$

где $r_{II} = 6421$ км – радиус перигея орбиты сведения в атмосферу.

$$\Delta V_3 = 130 \text{ м / с.}$$

Запас характеристической скорости на борту для сведения КМ с круговой орбиты высотой 1200 км в атмосферу Земли будет равен:

$$\Delta V_4 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \cdot \left(1 - \sqrt{\frac{2}{\frac{r_2}{r_{II}} + 1}} \right)$$

$$\Delta V_4 = 304 \text{ м / с.}$$

С энергетической точки зрения КМ выгоднее сводить в атмосферу Земли. В случае наличия в его составе радиоактивных веществ сведение КМ в атмосферу не может быть реализовано. Тогда КМ нужно выводить на орбиту захоронения. В то же время недостатком захоронения на высокой орбите является необходимость в ее очистке в будущем.

Исходя из вышесказанного, как основной принцип удаления крупногабаритного КМ из околоземного космического пространства, дальше будет рассматриваться управляемое сведение КМ в плотные слои атмосферы по одноимпульсной схеме.

Крупногабаритный космический мусор имеет свои особенности. Подавляющее его количество сосредоточено в узких участках наклонений, что исключает необходимость в маневре изменения наклонения.

В дальнейших расчетах будем считать, что средняя масса отдельного крупногабаритного КМ составляет 1000 кг. Достоверных данных относительно углового движения крупногабаритного КМ на данное время нет. Однако его средняя угловая скорость разными специалистами оценивается несколькими градусами в секунду (Space Transport Development Using Orbital Debris, 2002) Для реализации удаления крупногабаритного КМ используется КМС. При этом процесс удаления состоит из следующих этапов (рис. 1):

- а) вывод КМС на опорную круговую орбиту высотой 200 км;
- б) перевод КМС собственными средствами на орбиту объекта КМ, который удаляется;
- в) маневрирование КМС для сближения с КМ;
- г) маневрирование КМС возле КМ;
- д) захват КМ;
- е) маневр ввода в атмосферу связи КМС+ КМ;
- ж) отстрел КМ от КМС;
- з) маневр перехода КМС на орбиту следующего объекта КМ ;
- и) повторение этапов в)-з) до достижения критического уровня топлива в КМС;
- к) управляемое сведение связи КМС+ КМ или КМС в атмосферу Земли.

Наиболее сложным в реализации является этап захвата КМ. Он должен обеспечить надежную механическую связь между КМС и КМ. Поскольку КМ имеет остаточную угловую скорость, это очень затрудняет начальный механический

контакт. Как правило, на КМ отсутствуют специализированные средства обеспечения захвата, а также навигационные средства.

На основе (Space Transport Development Using Orbital Debris, 2002) можно принять, что наиболее целесообразным является использование так называемой двухступенчатой схемы захвата, которая предусматривает наличие в составе МКС маневренного микроспутника (ММС).

Двухступенчатая схема захвата состоит из следующих этапов (рис. 2):

- а) сближение КМС с КМ;
- б) отделение ММС от основного блока (ОБ);
- в) маневрирование ММС у КМ;
- г) предварительный захват КМ;
- д) уменьшение угловой скорости ММС + КМ;
- е) отделение ММС от КМ;
- ж) основной захват КМ;
- з) сближение связки ММС + КМ с ОБ;
- и) стыковка связки ММС + КМ с ОБ.

Вывод КМС на опорную орбиту осуществляет РН «Зенит-2».

Для проведения маневров КМ используется РДПТ (ракетный двигатель на пастообразном топливе) с глубоким дросселированием уровня тяги (Пат. 48295 Україна, 2002). Несмотря на низкий, по сравнению с другими ЖРД, удельный импульс тяги, РДПТ имеет ряд важных преимуществ. В частности, глубокое дросселирование уровня тяги (до десяти раз) обеспечивает более точное выведение КМС в район нахождения КМ, который удаляется, а также уменьшает разброс участков падения обломков КМ, которые не сгорели. Кроме того, упрощается конструкция маршевой двигательной установки (МДУ) и системы ее питания.

Управление ориентацией, стабилизацией и маневрированием КМС, связки КМС + КС и основного блока КМС обеспечивается качанием соплового блока работающей МДУ, а также использованием двигателей причаливания и ориентации (ДПО). При этом при работе МДУ стабилизация углового положения по тангажу и рысканью происходит путем качания соплового блока, а по крену – ДПО. Ориентация, стабилизация и маневрирование при выключенной МДУ осуществляется по всем осям и направлениям исключительно посредством ДПО. Управление ориентацией, стабилизацией и маневрированием ММС обеспечивается использованием двигателей маневрирования и ориентации (ДМО).

Как топливо для ДПО и ДМО используется пара азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин (АТ + НДГД). Эта топливная пара является хорошо отработанной и, несмотря на токсичность, обеспечивает высокий удельный импульс (до 3500 м/с), стабильность и сохранность в течение длительного времени (Алемасов, 1989).

Сближение КМС с КМ обеспечивается использованием бортовых радиолокационных, оптических и лазерных средств, приемной части GPS (Global Position System), а также данных наземных средств слежения. Для обеспечения захвата КМ в состав ММС входят оптические и лазерные средства (Space Transport Development Using Orbital Debris, 2002). Маневрирование и захват КМ могут осуществляться как в автоматизированном, так и в ручном режимах.

На всех этапах полета обеспечивается двусторонняя связь по линии Земля-КМС за счет использования спутников-ретрансляторов на геостационарной орбите. Во время автономного полета ММС имеет место двусторонняя связь по линии ОБ-ММС.

Энергообеспечение КМС осуществляется от фиксированных солнечных (СБ) и аккумуляторных (АБ) батарей. В процессе маневрирования КМС используются только АБ, которые после удаления очередного КМ подзаряжаются от АБ. Энергообеспечение ММС осуществляется только от АБ, расположенных на борту ММС. Их подзарядка осуществляется от энергосистемы основного блока КМС.

Перечисленные выше принципы могут быть положены в основу построения высокоэффективных космических транспортных систем (КТС) для очистки околоземного пространства от мелкого и крупногабаритного космического мусора.

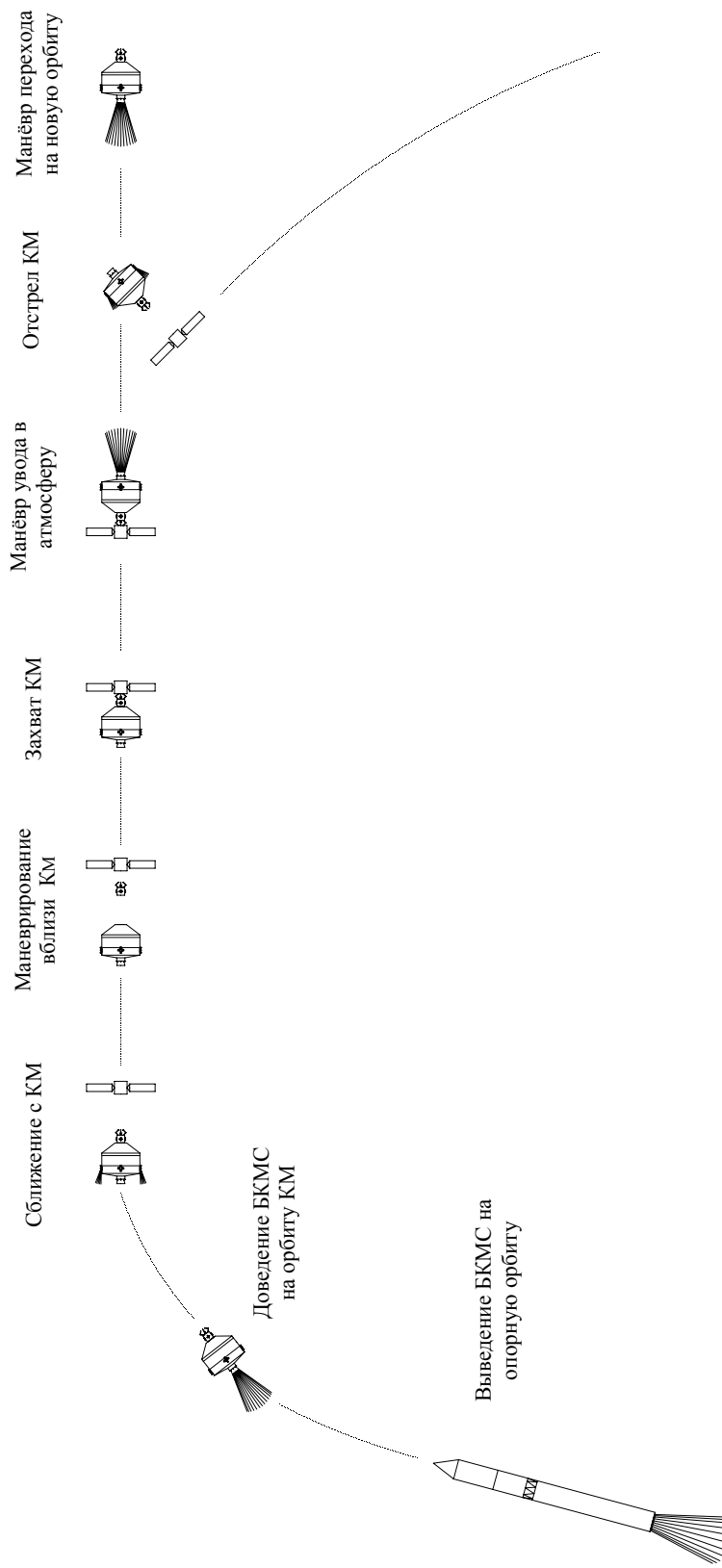


Рис. 1. Схема удаления крупногабаритного КМ

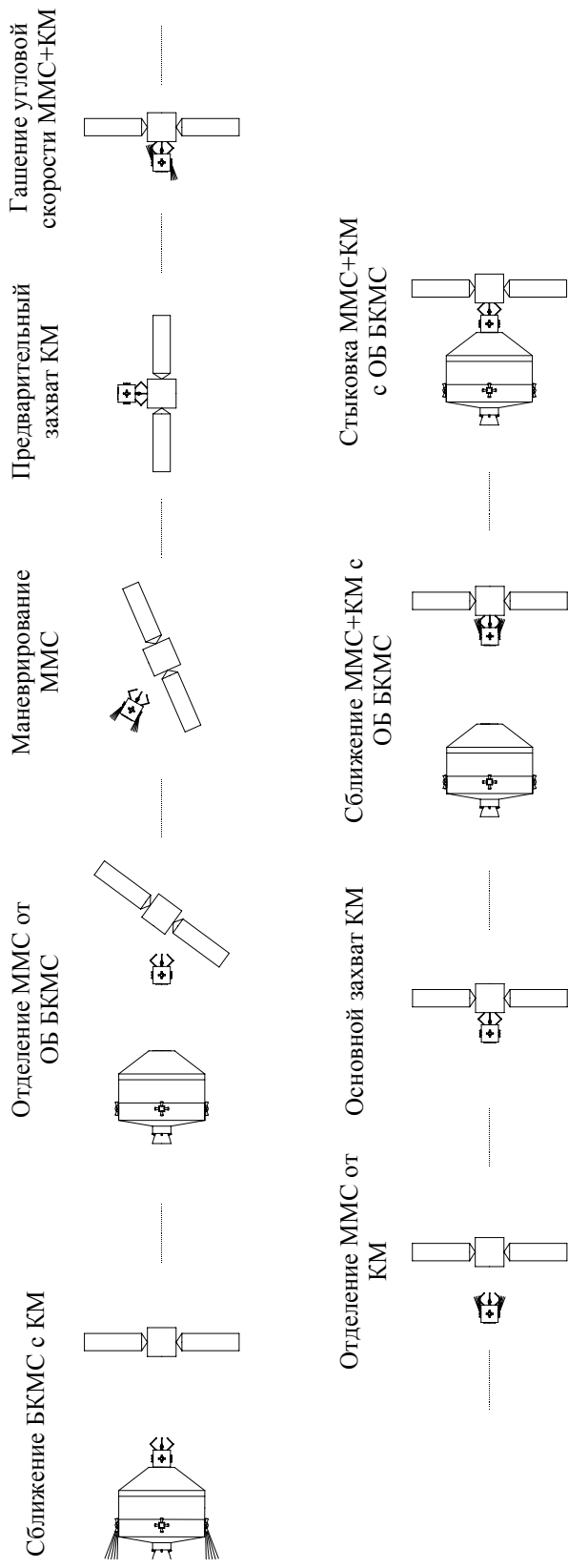


Рис. 2. Схема захвата ККМ

Следующим разработанным способом борьбы с КМ является предложение одного из авторов воздействовать на объект КМ струей из электрического ракетного двигателя (ЭРД) (в частности, ионного) специально созданного для цели сведения КМ в плотные слои атмосферы или перевода его на орбиту, где его присутствие будет не столь нежелательным и опасным, КА.

Главной особенностью специализированного КА (СКА) являются два электрических ракетных двигателя, способных создавать равную тягу в противоположных направлениях. Работа СКА состоит в выходе на орбиту объекта КМ, требующего устранения, расположения за ним или перед ним по ходу движения по орбите (в зависимости от плана операции) и длительное воздействие на него струей из направленного к нему ЭРД. Второй ЭРД при этом будет компенсировать действие первого, позволяя СКА длительное время находиться на расчетном расстоянии от КМ.

Такой подход обладает важным преимуществом: позволяет работать с объектами КМ почти любого размера, формы, массы, находящимися в любом состоянии. Но эти характеристики обязательно повлияют на длительность операции. Кроме того, СКА является многоразовым, будучи ограниченным только по запасу топлива и ресурсу его компонентов.

Из недостатков такого подхода можно отметить достаточно большое время, которое придется затрачивать СКА на выход на орбиту КМ и ее изменение. Кроме того, в ходе операции СКА и КМ могут проходить через большое количество используемых орбит, поэтому такие операции должны быть тщательно спланированы.

Для анализа взаимодействия КМ со струей, истекающей из ионного ЭРД, автором была разработана специальная программная система (ПС), выстраивающая физическую модель ионной струи в зависимости от заданных параметров. ПС учитывает неоднородность распределения плотности истечения вещества вдоль радиуса и неоднородность нейтрализации струи.

При расчетах, касающихся испускаемых ЭРД частиц, была построена следующая модель.

Рассматриваем цилиндрическую систему координат (R, α, Z) , где ось Z направлена вдоль вектора тяги ЭРД. Все выбрасываемые из ЭРД положительные ионы имеют одинаковую осевую составляющую v . Радиальная составляющая скоростей ионов (определяющаяся их тепловыми скоростями и не идеальной фокусировкой пучка) определяется закладываемой в программу функцией $u(r)$, при этом требуется, чтобы $u(r)$ была возрастающей на всем промежутке $[0; R]$. Радиальное распределение плотности ионного пучка определяется функцией $\sigma(r)$. В зависимости от выбранного типа ЭРД эта функция соответствует либо равномерному распределению, либо наибольшей концентрации ионов на периферии (Фаворский, 1970; Гришин, 1975).

Считаем струю телом вращения с осью совпадающей с осью тяги. Струя разбивается на призматические элементы путем сечения ее плоскостями, перпендикулярными оси Z , путем разбиения струи на телесные сектора с равным углом разбиения ϕ , и радиальным разбиением на телесные слои.

Таким образом, радиальное движение частиц в струе описывается следующим выражением:

$$\frac{dv_{\downarrow}(R_1, Z_1, t)}{dt} = k \frac{q_0}{m_0} \iiint \frac{\sigma(R, Z, t)(R_1 - R \cos(\alpha_1 - \alpha))}{(R_1^2 + R^2 - 2R_1R \cos(\alpha_1 - \alpha) + (Z_1 - Z)^2)^{3/2}} dR d\alpha dZ,$$

где $v_{\downarrow}(R_1, Z_1, t)$ - зависимость радиальной составляющей скорости частиц от удаленности от оси (R_1) , удаленности от сопла СКА (Z) и времени (t) . Зависимости от Z и t не дублируют друг друга, т.к. до момента стабилизации струя продолжает менять свою форму. При $Z_1=0$ $v_{\downarrow}(R_1, Z_1, t) = u(r)$. $V(t)$ – тело, форму которого принимает струя. $\sigma(R, Z, t)$ – функция распределения плотности заряда в струе,

причем при $Z=0$, $\sigma(R, Z, t) = \sigma(r)$. Функции v_{\downarrow} и $\sigma(R, Z, t)$ не зависят от a_1 в силу осевой симметрии задачи.

Вышесказанное в полной мере касается поведения струи, состоящей из ионов одного типа. Струя же, выходящая из ЭРД, описывается сложнее, т.к. является частично нейтрализованной. Не смотря на то, что в состав ЭРД обязательно входит нейтрализатор, испускающий за единицу времени заряд, противоположный, испускаемому двигательной частью установки, струя не становится полностью нейтральной, из-за несогласованности распределения скоростей и объемной концентрации вводимых в струю электронов с составляющими ее ионами. Малые концентрации и высокие скорости так же препятствуют полной нейтрализации ионов электронами.

Для оценки коэффициента передачи импульса по сохраненным программой данным считается импульс, передаваемый призматическими элементами сферическому телу заданного радиуса на заданном расстоянии от выхода струи в космос. Удары считаются неупругими, т.е. каждый призматический элемент полностью передает условному объекту КМ компоненту своей скорости, перпендикулярную к касательной плоскости контура объекта КМ в точке касания. Т.к. струя является телом вращения, то непосредственно вычисления производятся только для одного телесного сектора, а скоростные характеристики всех остальных призматических элементов получаются из расчетного путем поворота. Это позволяет в десятки-сотни раз (в зависимости от плотности разбиения) сократить объем вычислений и объем сохраненных данных, описывающих развитие во времени объемного распределения зарядов, плотностей и скоростей в струе.

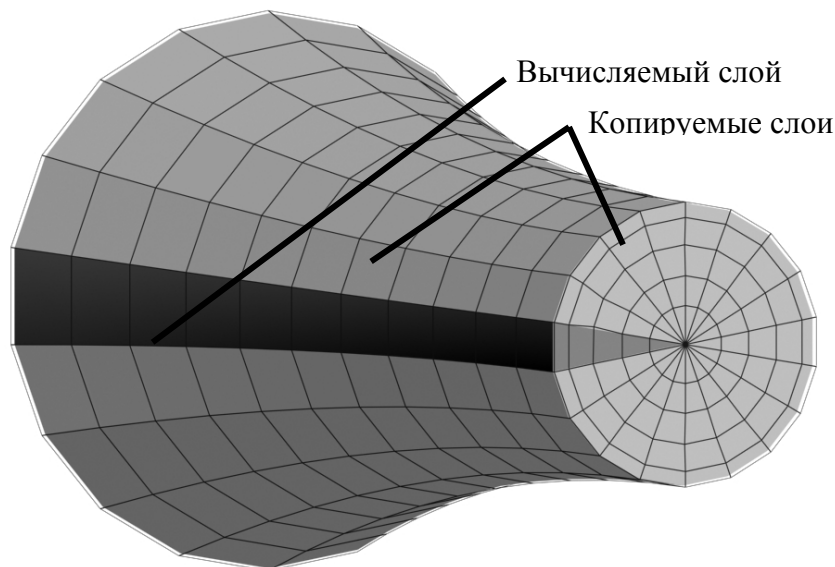


Рис. 3. Графическое изображение модели

Разбиение на призматические элементы производится таким образом, чтобы объемные заряды каждого элемента были одинаковы. Это достигается путем выбора переменной толщины слоя радиального разбиения. Это позволяет уменьшить количество призматических элементов в областях с малой плотностью заряда, что повышает производительность программы. После разбиения каждый призматический элемент рассматривается как заряженная материальная точка. В силу непрерывности задачи и наложенных дополнительных условий порядок следования призматических элементов не меняется. Призматические элементы могут отдаляться друг от друга или сближаться, но для каждого элемента «соседи» будут всегда те же самые.

На каждом временном такте модели вычисляются получаемые призматическими элементами ускорения от электростатического взаимодействия с другими элементами, вычисляется изменение вектора скорости и координаты. Эти данные сохраняются, что дает возможность в дальнейшем анализировать развитие во времени процессов в струе.

Результаты моделирования показывают, что предлагаемым способом СКА сможет передавать до 30 % импульса ионной струи сферическому ККМ с радиусом 1 м при прохождении оси струи через центр ККМ с расстояния в 5 м.

Для утилизации мелкого КМ (МКМ) принципиально были выделены следующие способы:

1. Использование КМС на основе крупногабаритных конструкций (тонкостенных либо с наполнителем) для захвата мелкого КМ с последующим сведением в плотные слои земной атмосферы или переводом на орбиты захоронения (Патент 2092409 РФ, 1997). Возможно использование средств маневрирования.

2. Использование КМС на основе крупногабаритных конструкций (тонкостенных либо с наполнителем) для торможения КМ, который при уменьшении орбитальной скорости быстро сходит в плотные слои земной атмосферы, где и сгорает (Патент 2092409 РФ, 1997). Возможно использование средств маневрирования.

3. Использование космического лазера (Патент 2092408 РФ, 1997) либо солнечного концентратора для испарения КМ (Патент 5120008 США, 1992). Это проблематично реализовать, поскольку мелкий КМ практически невозможно обнаружить дистанционным путем, а соответственно невозможно его точечное испарение. Кроме того, в случае использования лазера возникает проблема энергоснабжения.

4. Использование взрывчатых веществ (ВВ) для изменения орбитальной скорости КМ после детонации вблизи него ВВ (Патент 5405108 США, 1995). При этом часть КМ сходит в плотные слои земной атмосферы, а часть переходит на более высокие орбиты. Проблематично использовать, поскольку после детонации ВВ образуется новый КМ, состоящий из продуктов детонации ВВ.

5. Использование облака ВВ, состоящего из мелкодисперсных частиц (Патент 2204508 РФ, 2003). При столкновении с КМ происходит уничтожение КМ. Проблематично использовать, поскольку сами частицы ВВ уже являются опасными для функционирующих объектов и являются КМ.

Для утилизации мелкого КМ целесообразным представляется использование КМС на основе крупногабаритных (тонкостенных или с наполнителем) конструкций. Часть мелкого КМ при столкновении с экспонируемой поверхностью данного КМС испаряется; часть захватывается, а оставшаяся часть тормозится и сгорает в плотных слоях атмосферы Земли.

Данный КМС может быть оборудован двигательной установкой для маневрирования. Предпочтительно использовать электроракетную двигательную установку (ЭРДУ). В конце срока активного существования КМ сводится в плотные слои земной атмосферы, где и сгорает.

Для борьбы с МКМ одним из авторов был предложен электростатический способ борьбы с МКМ, который основан на наличии электрического заряда у МКМ из-за явления фотоэффекта.

Предлагается использовать конструкцию из двух параллельных плоских проводящих пластин, покрытых слоем диэлектрика, к которым приложено постоянное напряжение, в результате чего между ними находится постоянное электростатическое поле. При попадании в него объекты МКМ будут притягиваться к одной из них, и «прилипать» к ней (но не перезаряжаться). Предполагается использование данной конструкции на КА, имеющих скорость относительно объектов МКМ, приблизительно равную 1 м/с.

Поскольку все объекты КМ находятся под действием солнечного излучения, то из-за фотоэффекта на них накапливается электрический заряд. Действие солнечного ветра можно не учитывать, потому что его суммарный заряд равен нулю (заряд

Солнца за долгий период времени не изменяется). Для расчетов были взяты данные о характерных металлах, используемые при создании космических аппаратов – алюминия и титана.

Работа выхода у алюминия и титана примерно одинакова – 4 эВ. В спектре Солнца заметный ультрафиолет (фотоны с максимальной энергией) с длиной волны 280 нм (<http://ru.wikipedia.org>). Это соответствует энергии фотона около 5 эВ. Тогда энергия выбитых электронов около 1 эВ и меньше. Значит максимальный потенциал тела будет около 1 В. Рассматривая тело для простоты в виде шарика с радиусом r (r – половина максимальной длины объекта), получаем его массу $m = \frac{4}{3}\pi r^3 \rho$, из уравнения Эйнштейна для фотоэффекта $h\nu - A_{\text{вых}} = U_0 e$ и потенциала шара

$U = k \frac{q}{r}$ получаем $q = \frac{(h\nu - A_{\text{вых}})r}{ek}$. Ускорение такого шарика в поле с

напряженностью E равно $a = \frac{qE}{m}$. Отношение заряда к массе этого шарика

$\frac{q}{m} = \frac{3(h\nu - A_{\text{вых}})}{4ek\rho r^2}$. Взяв оценочно $\rho = 3 \cdot 10^3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ и энергию электрона 1 эВ, получаем

$\frac{q}{m} = \frac{1}{10^{14} r^2}$. Пусть напряженность поля между пластинами равна $10^6 \frac{\text{В}}{\text{м}}$;

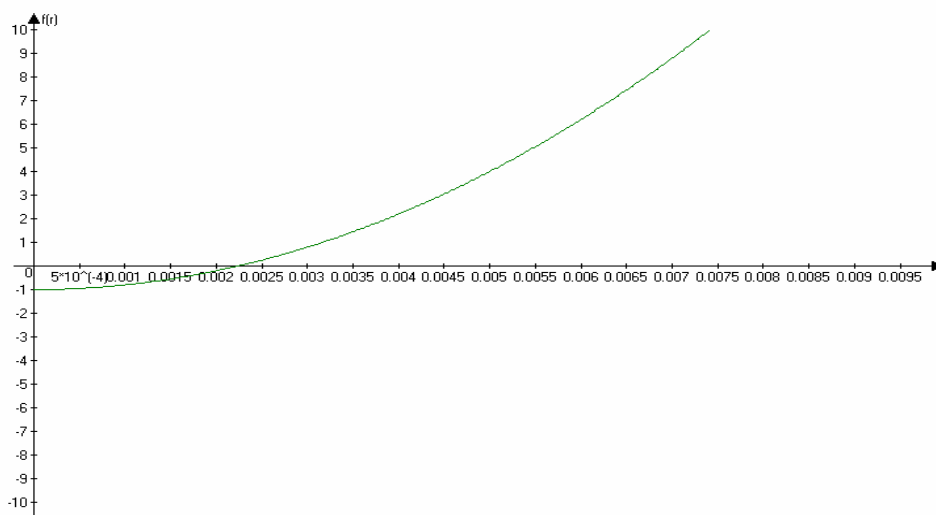
$a = \frac{qE}{m} = \frac{10^6}{10^{14} r^2} = \frac{1}{10^8 r^2}$; расстояние между пластинами – 10 м; ширина пластин –

100 м. Так как для эффективного улавливания объекта МКМ необходимо, чтобы время приближения объекта к пластине не превышало времени пролета объектом ширины пластины. Тогда для оценки размера нужно решить неравенство:

$$\sqrt{\frac{2(h-r)}{a}} \leq \frac{l}{v}$$

где h – расстояние между пластинами; l – ширина пластин; v – скорость объекта относительно пластин. Подставляя значения, получим неравенство:

$$2(10 - r)10^8 r^2 \leq 10000 \Leftrightarrow 2 \cdot 10^4 (10 - r)r^2 - 1 \leq 0.$$



При графическом решении неравенства получим: $r \leq 2,2 \cdot 10^{-3}$ м.

Такой МКМ повреждает оптические поверхности, поверхности солнечных батарей, что уменьшает их срок службы, поэтому данную конструкцию можно использовать для защиты таких поверхностей от МКМ.

ВЫВОДЫ

На основе анализа существующих способов борьбы с КМ была проведена детальная проработка одного из них, который заключается в использовании космического мусоросборщика. Также были разработаны принципиально новые способы борьбы с КМ, основанные на бесконтактном взаимодействии с КМ на расстоянии. Эти способы позволяют эффективно бороться как с мелким, так и с крупногабаритным КМ.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- Алемасов В. Е.** Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов высших технических учебных заведений / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегаллин, А. П. Тишин; под ред. В. П. Глушко. – М. : Машиностроение, 1989. – 464 с.
- Блізніченко В. В.** Проектування і конструкція ракет-носіїв: Підручник / В. В. Блізніченко, Є. О. Джур, Р. Д. Краснікова, Л. Д. Кучма, А. К. Линник та ін.; за ред. акад. С. М. Конохова. – Д. : Вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.
- Гришин С. Д.** Электрические ракетные двигатели / С. Д. Гришин, Л. В. Лесков, Н. П. Козлов. – М., 1975.
- Патент 48295** Україна, МКВ 7 F 02 K 9/26, 9/32, 9/70, 9/95. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі / А. М. Іванченко. – № 99074320; Заяв. 27.07.1999; Опубл. 15.08.2002 // Бюл. № 8.
- Патент 2092408** РФ, МКИ В64G9/00, Космический аппарат для очистки космического пространства от мусора, А. А. Масленников, В. В. Синявский, №93050919/11, заяв. 09.11.1993, опубл. 10.10.1997.
- Патент 2092409** РФ, МКИ В64G9/00, Способ очистки околоземного космического пространства от космических объектов и мелких частиц путем их разрушения и устройство для его осуществления, Ю. В. Корягин, В. Н. Долгих, В. И. Савин, В. П. Сенкевич, Э. Г. Семененко, №93052084/11, заяв. 16.11.1993, опубл. 10.10.1997.
- Патент 2204508** РФ, МКИ В64G 9/00, В64G 1/56, Способ разрушения фрагментов космического мусора, И. В. Денисов, №2002110406/28, заяв. 22.04.2002, опубл. 20.05.2003.
- Патент 5120008** США, МКИ В64G 1/10, В64G 1/44, F24J 2/02, F24J 2/38, Orbital Debris Processor and Method Therefor, K. Ramohall, №387583, filed Jul. 28, 1989, publ. Jun. 9, 1992.
- Патент 5405108** США, МКИ F45B 1/00, В64G 1/48, В64G 1/46, Space Debris Cleaning Device, L. Marin, Jr., W.K. DeVault, J.J. Secary, №940147, filed Sep. 3, 1992, publ. Apr. 11, 1995.
- Фаворский О. Н.** Основы теории космических электрореактивных двигательных установок / О. Н. Фаворский, В. В. Фишгойт, Е. И. Янтовский. – М., 1970.
- Dardini C., T. Hanada, P. H. Krisko,** Benefits and Risks of Using Electrodynamic Tethers to De-orbit Spacecraft, 2006.
- <http://rnd.cnews.ru/>
- <http://Lenta.ru/>
- <http://ru.wikipedia.org>.
- Orbital Debris Quarterly News** Volume 15, Issue 4. October, 2011.
- RObotic GEostationary orbit Restorer (ROGER)** Executive Summary ESA/ESTEC Contract No. 15678/01/NL/WK, 2003.
- Space Transport Development Using Orbital Debris:** Final Report on NIAC Phase I / Tether Applications, Inc.; J.A. Carroll. – Research Grant No. 07600-087. – 2002. – 43 p.

Надійшла до редколегії 15.02.12