

Предложенная модель роста усталостных трещин позволяет оценить остаточный ресурс трубопровода при наличии поверхностной или сквозной трещины. Для этого интегрируется уравнение (5) и определяется остаточный ресурс N_{op} , т.е. число циклов нагружения от момента регистрации трещины $l_{рег}$ до критического размера трещины $l_{кр}$

$$N_{op} = \int_{l_{рег}}^{l_{кр}} \frac{1}{C_1 (\Delta K_{\sigma 0})^{n_1}} da \quad (5)$$

V. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

По уравнению (4) были определены точки, в которых скорости роста трещин имеют наибольшие значения $V_1 > V_2 > V_3 > V_4 > V_5 > V_6$.

В данной работе произведено исследование оценки опасности дефектов коррозионного происхождения, в результате чего была разработана математическая модель усталостного дефекта трубопровода, позволяющая производить оценку развития выявленных дефектов, оценивать срок безопасной эксплуатации, вводить ограничения по эксплуатируемым нагрузкам данного участка.

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам анализа трещиностойкости выявленных коррозионных дефектов в рамках данной методики могут быть приняты следующие решения о дальнейшей эксплуатации магистрального трубопровода:

- экстренная остановка эксплуатации;
- проведение срочного ремонта;
- назначение срока ремонта;
- снижение рабочего давления в МТ до заданной величины, определяемой расчетами, приведенными в методике;
- назначение метода контроля за размерами обнаруженного дефекта и их периодичность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вансович К. А., Аистов И. П. Критерий оценки скорости роста трещин в условиях двухосного нагружения // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2011. № 3 (31). С. 57–61.
2. Плювинаж Г., Буледруа О., Хадж-Мелиани М. Оценка опасности коррозионных дефектов при помощи диаграммы оценки областей разрушения // Наука и технологии трубопроводного транспорта нефти и нефтепродуктов. 2018. № 4. С. 384–396.
3. Остёмин А. А., Заварухин В. Ю. Прочность нефтепровода с поверхностными дефектами // Проблемы прочности. 1993. № 12. С. 1–59.
4. Фокин М. Ф. Оценка прочности труб магистральных трубопроводов с дефектами стенки, ориентированными по окружности трубы, по критерию возникновения течи перед разрушением // Прикладная механика и технологии машиностроения: труды Интелсервис. Нижний Новгород, 2005. С. 69–76.

УДК 629.76

АНАЛИЗ БЕСТОПЛИВНЫХ СРЕДСТВ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

С. Ю. Онищук

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

Аннотация. В работе произведен анализ трех систем увода объектов космического мусора (ОКМ), в условиях низкой околоземной орбиты. По принципу действия на ОКМ они являются физическими полями, действующими на заряженный ОКМ. В анализе трех систем затрагивается кулоновское, лоренцевское взаимодействие, а также действие силы Ампера. Силы Лоренца и Ампера возникают при воздействии магнитного поля Земли на заряженный ОКМ, а сила Кулона от воздействия электрического поля

одноименно заряженного буксира. Приведены приближенные расчеты массы систем увода ОКМ, а также реактивного ускорения, необходимого для сопоставления и определения перспективной системы увода.

Ключевые слова: космический мусор, реактивное ускорение, удельный заряд, бестопливные системы увода.

DOI: 10.25206/2310-4597-2019-1-174-180

I. ВВЕДЕНИЕ

Проблема космического мусора не раз затрагивалась на международных конференциях и саммитах. По данным [1] при постоянном росте числа объектов космического мусора (ОКМ) к 2060 году нас ожидает увеличение на 30% их общего числа (рис. 1).

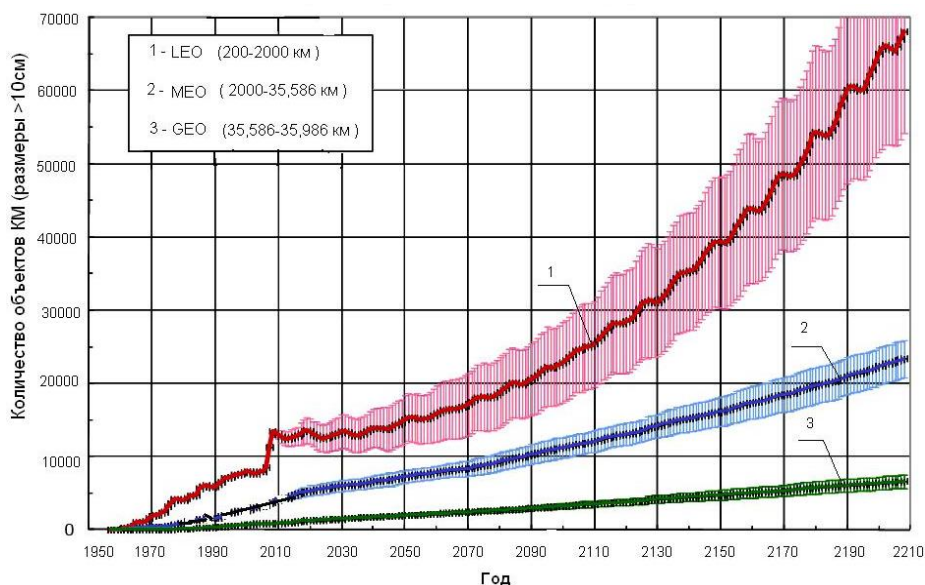


Рис. 1. Прогноз образования космического мусора [1]

На протяжении последних 20 лет активно разрабатываются системы очистки околоземной орбиты. Среди них представлены как сети, подобные рыболовным, установленные на космическом аппарате [2], так и тросовые системы с применением устройств захвата, например, гарпун [3]. Еще одним активным средством увода ОКМ можно считать разгонный блок успешно выполнивший свою основную функцию, вывод спутников, после становящийся сборщиком космического мусора, на котором установлен автономный стыковочный модуль [4].

Применение лазерного луча является инновационным, но достаточно дорогостоящим и малоэффективным относительно величины силы тяги [5].

В [6] рассмотрено применение частного случая силы Лоренца – силы Ампера, действующей на заряженный трос. В [7] представлена система спуска, включающая в себя алюминиевую сферу подключенную к устройству формирования заряда. В [8] рассмотрено управление моментом сил, возникающим вследствие воздействия на него силы Лоренца. Во всех этих способах используется магнитное поле Земли.

В [9] рассмотрено кулоновское взаимодействие двух заряженных тел.

II. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Задачей исследования является определение массы и ускорения, действующего на заряженный ОКМ. Изучение возможности реализации предложенных средств очистки околоземной орбиты, используя силу Ампера, Лоренца и Кулона.

III. ТЕОРИЯ

1. Электродинамическая тросовая система

Электродинамический трос рассмотрен в [6] в качестве взаимодействия МПЗ на проводник с током. Это взаимодействие характеризуется силой Ампера.

Сила Ампера определяется как

$$F_A = I \cdot L \cdot B \cdot \sin \theta \quad (1)$$

где B – индукция магнитного поля Земли.

Если представить ток I как отношение величины заряда q , протекающего за единицу времени t , и длину троса L расписать в виде произведения скорости движения заряда V на время t , то получим выражение для расчета силы Лоренца:

$$F_A = I \cdot L \cdot B \cdot \sin \theta = \frac{q}{t} \cdot (V \cdot t) \cdot B \cdot \sin \theta = q \cdot V \cdot B \cdot \sin \theta \quad (2)$$

Результат данного преобразования говорит об одной природе электромагнитного взаимодействия и подтверждает факт, что сила Ампера является частным случаем силы Лоренца. Поэтому всякий раз упоминая силу Ампера можно численно приравнять ее к силе Лоренца. Магнитное поле Земли с большой точностью можно заменить магнитным диполем с магнитным моментом диполя B_0 .

Величина силы Ампера зависит от угла наклона орбиты, на которой находится спутник. На экваториальной орбите сила Ампера максимальна (рис. 2).

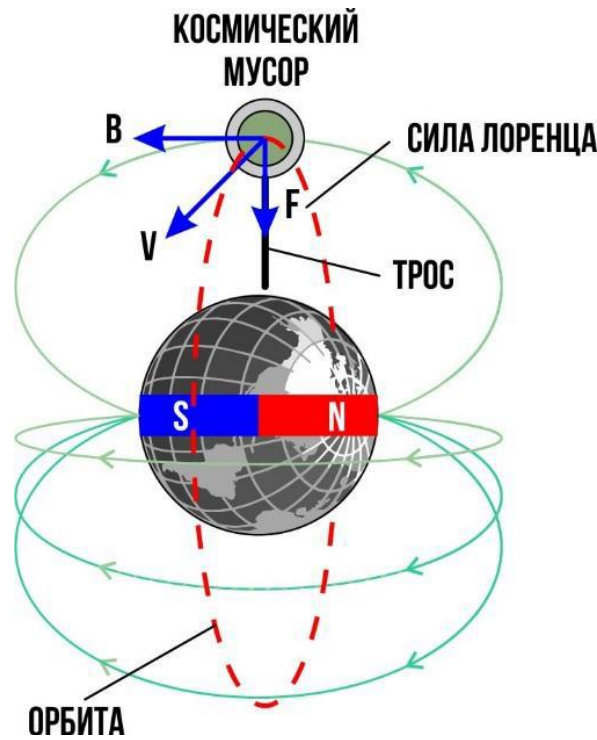


Рис. 2. Электродинамическая тросовая система [10]

Ускорение электродинамического троса равно на расстоянии r от центра Земли:

$$a_A = \frac{L}{m} \cdot I \cdot \frac{B_0}{r^3} \quad (3)$$

Масса ОКМ с системой увода m равна:

$$m = \left(m_0 + L \cdot \pi \cdot \frac{d^2}{4} \cdot \rho \right) \quad (4)$$

где m_0 – масса ОКМ и приборов системы, L , d и ρ – длина, диаметр и плотность материала троса. Подставляя (3) в (4) получим:

$$a_A = \frac{L}{m_0 + L \cdot \pi \cdot \frac{d^2}{4} \cdot \rho} \cdot I \cdot \frac{B_0}{r^3} \quad (5)$$

2. Сферический конденсатор, состоящий из двух концентрических сфер

В данном способе рассмотрены две концентрические сферы наружного радиуса R толщиной s и расстоянием между обкладками δ (рис.3). Емкость одной концентрической сферы определяется выражением:

$$C_{сф} = 4 \cdot \pi \cdot \varepsilon \cdot \varepsilon_0 \cdot R \quad (6)$$

где ε – диэлектрическая проницаемость среды, в вакууме равна 1, а ε_0 – электрическая постоянная.

Если внутрь данной сферы поместить концентрическую сферу с радиусом $R_2 = R - \delta$, то емкость конденсатора будет равна:

$$C = \frac{4 \cdot \pi \cdot \varepsilon \cdot \varepsilon_0}{\left(\frac{1}{R_2} - \frac{1}{R} \right)} \quad (7)$$

или:

$$C = \frac{4 \cdot \pi \cdot \varepsilon_0 \cdot \varepsilon \cdot R \cdot (R - \delta)}{\delta} \quad (8)$$

Что эквивалентно заряду одной сферы с множителем:

$$C = C_{сф} \cdot \left(\frac{R}{\delta} - 1 \right) \quad (9)$$

Две концентрические сферы имеют большую емкость против одной, если $R > 2 \cdot \delta$.



Рис. 3. Алюминиевая сфера и генератор Ван де Граафа [11]

Напряжение между обкладками V задается с помощью генератора Ван де Граафа (рис. 3). Удельный заряд генерируемый представленной системой равен:

$$\lambda = \frac{C \cdot V}{m} \quad (10)$$

где полная масса системы равна:

$$m = m_0 + 4 \cdot \pi \cdot \rho \cdot s \cdot (R^2 + (R + \delta)^2) \quad (11)$$

$$\lambda = \frac{4 \cdot \pi \cdot \varepsilon_0 \cdot R \cdot (R - \delta) \cdot V}{\delta \cdot (m_0 + 4 \cdot \pi \cdot \rho \cdot s \cdot (R^2 + (R + \delta)^2))} \quad (12)$$

Ускорение придаваемое силой Лоренца

$$a_L = \lambda \cdot \frac{B_0}{r^2} \cdot \left(\sqrt{\frac{\mu}{r^3}} - \omega_3 \right) \quad (13)$$

где μ – гравитационный параметр Земли, а ω_3 – угловая скорость вращения Земли. Таким образом, ускорение можно определить по формуле (14).

$$a_L = \frac{4 \cdot \pi \cdot \varepsilon_0 \cdot R \cdot (R - \delta) \cdot V}{\delta \cdot (m_0 + 4 \cdot \pi \cdot \rho \cdot s \cdot (R^2 + (R + \delta)^2))} \cdot \frac{B_0}{r^2} \cdot \left(\sqrt{\frac{\mu}{r^3}} - \omega_3 \right) \quad (14)$$

3. Электростатическое взаимодействие двух заряженных тел

Использование силы Кулона кардинально отличается от двух предыдущих систем характером взаимодействия. В первых двух случаях было рассмотрено взаимодействие магнитного поля Земли с движущимися в нем зарядами. В рассматриваемом случае взаимодействуют электростатическое поле, создаваемое буксиром, и ОКМ, имеющий поверхностный заряд (рис. 4).

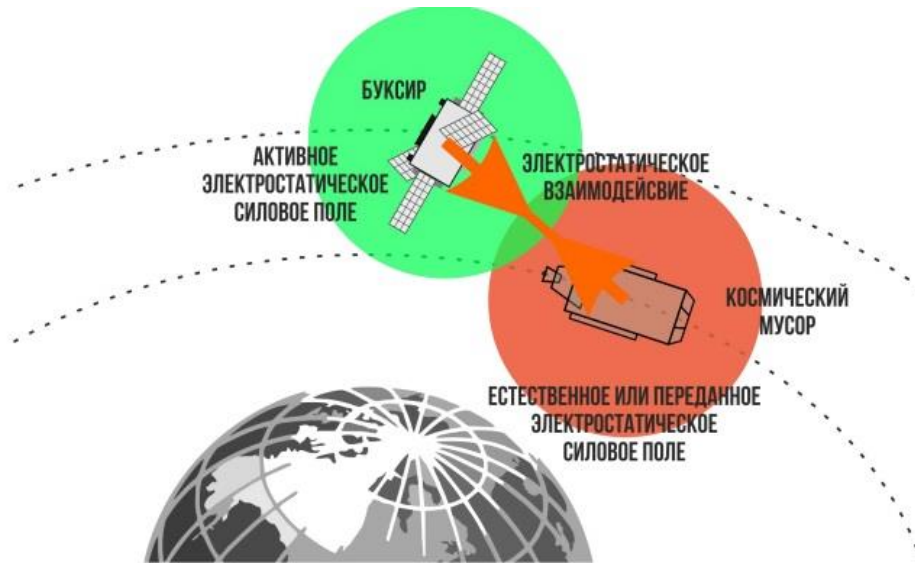


Рис. 4. Схема кулоновского взаимодействия [10]

Сила кулона равна:

$$F_K = k \cdot \frac{|q| \cdot |Q|}{r^2} \quad (15)$$

где $|Q|$ – заряд буксира, k – коэффициент пропорциональности, равный:

$$k = \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot \varepsilon \cdot \varepsilon_0} \quad (16)$$

Кулоновское ускорение:

$$a_K = \lambda \cdot \frac{1}{4 \cdot \pi \cdot \varepsilon \cdot \varepsilon_0} \cdot \frac{|Q|}{r^2} \quad (17)$$

IV. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

При анализе каждой системы масса полезного груза m_0 (в задаче увода – ОКМ) принимается равной 100 кг. Ускорения определены на высоте 1000 км от поверхности Земли ($r = 7371$ км от центра Земли). Дипольный момент B_0 равен $8 \cdot 10^{15}$ Тл·м³. Диэлектрическая проницаемость среды ε в вакууме равна 1. Электрическая постоянная ε_0 равна $8,85 \cdot 10^{-12}$ Ф/м. Угловая скорость вращения Земли $\omega_3 = 7,292 \cdot 10^{-5}$, рад/с

1) Для алюминиевого троса плотностью ρ 2700 кг/м³, L длиной 10 км, d диаметром 1 см, по которому протекает сила тока I равная 20А:

суммарная масса: $m_A = 2220$ кг; реактивное ускорение $a_A = 1,8 \cdot 10^{-3}$ м/с².

2) Для алюминиевого сферического конденсатора, радиус которого R равен 5 м, толщиной $s = 1$ мм и расстоянием между обкладками $\delta = 1$ см. С напряжением $V = 200$ кВ:

суммарная масса $m_L = 1800$ кг; удельный заряд $\lambda = 3 \cdot 10^{-5}$ Кл/кг; реактивное ускорение $a_L = 4 \cdot 10^{-6}$ м/с².

3) При расчете кулоновского взаимодействия масса и удельный заряд были взяты как для лоренцевского, т.е. заряд на ОКМ генерируется одинаковыми средствами. Буксир находится на расстоянии от ОКМ порядка 10 км, и несет заряд 0,054 Кл:

суммарная масса $m_L = 1800$ кг; удельный заряд $\lambda = 3 \cdot 10^{-5}$ Кл/кг; реактивное ускорение $a_K = 1,5 \cdot 10^{-4}$ м/с².

V. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

По результатам расчетов было определено, что электродинамическая тросовая система обладает наибольшей массой, что увеличивает стоимость развертывания системы. Однако тросовая система позволяет развить наибольшее ускорение. И в течение 2–3 лет увести ОКМ на орбиту утилизации. Остается немало вопросов и об механизме развертывания системы. Пока еще отсутствует концепция развертывания электродинамического троса длиной больше 1 км на орбите.

Буксир развивает приемлемую тягу, но в процессе увода могут возникнуть трудности с сохранением заданного расстояния между заряженными телами. Буксиру потребуется двигательная установка для продолжительного процесса спуска ОКМ.

Хоть и заряженная сфера обладает наименьшей тягой, но и малыми габаритами, что значительно упрощает процесс ее развертывания. Для ее увода не нужно генерировать электрическое поле, как в системе электростатического увода.

VI. ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Изучены бесконтактные системы активного увода с помощью воздействия физического поля на заряженный ОКМ. В статье было рассмотрено воздействие двух полей: магнитного поля Земли и электрического поля, генерируемым буксиром. Определены приближенные массы систем без учета массы генератора напряжения. Расчеты были произведены без учета времени работы двигателя. В дальнейшем планируется определить эквивалентные импульсы.

Определены реактивные ускорения систем. Среди представленных систем наибольшее ускорение развивает электродинамический трос и система кулоновского отталкивания, однако будет очень трудно их воплотить в жизнь из-за больших размеров, в одном случае, и необходимости поддерживать расстояния между заряженными телами во втором.

Наиболее перспективной является система увода с помощью силы Лоренца на низкой околоземной орбите (до 2000 км).

Источник финансирования. Благодарности

Исследования проведены при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках государственного задания подведомственным образовательным организациям, проект «Повышение экологической безопасности экономической эффективности ракет-носителей с маршевым и жидкостными ракетными двигателями» задание № 9.1023.2017/ПЧ.

Благодарность научному руководителю д.т.н. проф. Трушлякову В.И.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алпатов А. П. Динамика космических летательных аппаратов: Киев. Научная мысль, 2016. 490 с.
2. Баркова М. Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве // Труды МАИ. 2018. № 103. С. 14.
3. Асланов В. С., Алексеев А. В., Ледков А. С. Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора // Труды МАИ. 2016. № 90. С. 2.
4. Пат. 2531679 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/64. Способ очистки орбиты от космического мусора / Трушляков В. И., Макаров Ю. Н., Олейников И. И., Шатров Я. Т. № 2012136161; заявл. 21.08.12; опубл. 27.10.14, Бюл. № 30
5. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // Progress in Aerospace Sciences. 2016. Vol. 80. P. 18–32.
6. Yang Y., Cai H. Extended time-delay autosynchronization method for libration control of electrodynamic tether using Lorentz force // Acta Astronautica. 2019. Vol. 159. P. 179–188.
7. Peck M. Prospects and Challenges for Lorentz-Augmented Orbits // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 15–18 August 2005, San Francisco, California. DOI: 10.2514/6.2005-5995.
8. Hughes J., Schaub H. Charged Geosynchronous Debris Perturbation Using Rapid Electromagnetic Force and Torque Evaluation // Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, held in Wailea, Maui, Hawaii, September 20–23, 2016. ID. 86.
9. Пикалов Р. С., Юдинцев В. В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Труды МАИ. 2018. № 100. С. 2.
10. Schaub H., Sternovsky Z. Active space debris charging for contactless electrostatic disposal maneuvers // Advances in Space Research. 2014. Vol. 53, no.1. P. 110–118.
11. Peck M. Prospects and Challenges for Lorentz-Augmented Orbits // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 15–18 August 2005, San Francisco, California. DOI: 10.2514/6.2005-5995.

УДК 629.76

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ ПО МОДЕЛИРОВАНИЮ ПРОЦЕССА ИСПАРЕНИЯ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

В. И. Трушляков, И. Ю. Лесняк, В. А. Севоян

Омский государственный технический университет, г. Омск, Россия

Аннотация. Предложена технология испарения ракетного топлива (керосина) в баках ракет, путём подачи во внутренний объём бака высокотемпературного газа, получаемого за счёт разложения перекиси водорода при взаимодействии с катализатором. Разработана программа и методика проведения экспериментальных исследований по моделированию процесса тепло- и массообмена при испарении керосина в баках ракет. Выбраны критерии подобия (Нуссельт, Рейнольдс, Прандтль и Био), учитывающие геометрические особенности конструкции баков ракет и характеристики внутрибаковых процессов, происходящих при испарении ракетного топлива. С учетом выбранных критериев подобия сформулированы требования к экспериментальному стенду и исходные данные для проведения экспериментов.

Ключевые слова: тепло- и массообмен, испарение ракетного топлива, топливные баки ракет.

DOI: 10.25206/2310-4597-2019-1-180-183

I. ВВЕДЕНИЕ

При эксплуатации ракет-носителей (РН) с жидкостными ракетными двигателями в топливных баках ракет остаются невырабатываемые жидкие компоненты ракетного топлива. Эти остатки являются причинами взрывов отработавших ступеней РН на орбитах в околоземном пространстве, на траекториях при спуске отработавших ступеней РН с орбит выведения. Для предотвращения загрязнения околоземного космического пространства и территории поверхности Земли от взрывов отработавших ступеней РН техническим подкомитетом ООН по мирному использованию космического пространства (COPUOS) и Межагентстским координационным комитетом по космическому мусору (IADC) приняты документы, рекомендующие обязательное удаление жидких остатков топлива из баков и магистралей РН после завершения их миссии.

Испарение жидких остатков топлива в баках отработавших ступеней РН в условиях невесомости и последующее использование образовавшейся парогазовой смеси для манёвров является наиболее эффективным методом решения этой проблемы [1–2]. Испарение остатков ракетного топлива (керосина) предлагается за счет