

Оценка применимости автономного электродинамического троса для управления орбитальным движением низкоорбитальных космических аппаратов

© П.М. Бечаснов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

В отличие от ранее известного электродинамического троса, автономный электродинамический трос характеризуется наличием автономного источника зарядов на ионизации бортового запаса рабочего тела. Рассмотрена возможность применения такого троса для управления орбитальным движением низкоорбитальных космических аппаратов. Уточнены оценки тяги, энергопотребления и массы этих тросов, показавшие осуществимость достижения удельного импульса в несколько сотен километров в секунду при цене тяги на уровне 20 кВт/Н и собственном ускорении примерно 1 мм/с². Сформирована схема троса с использованием стабилизации наддувом, уточнен состав и облик его основных подсистем. Определен диапазон рабочих орбит автономного электродинамического троса, предусматривающий ограничение по наклонению не менее 45 град для обеспечения маневрирования спутника с сохранением возможности поддержания приэкваториальной орбиты. Предложено использовать такие устройства для проведения длительных маневров с большой характеристической скоростью, например, поддержания сверхнизких орбит, обеспечения многократного перенацеливания космических аппаратов, разведения их по орбитальным плоскостям после выведения, множественной инспекции космического мусора на различных орбитах, возврата к орбитальной станции для обслуживания и т. п.

Ключевые слова: двигатели космических аппаратов, автономный электродинамический трос, оценка параметров, область применения

Введение. Электродинамический трос (ЭДТ) — устройство, собирающее электроны из ионосферы с одного конца длинного проводника и выпускающее их с другого, создавая при этом тягу за счет взаимодействия получающегося тока с магнитным полем Земли. Автономный электродинамический трос (АЭДТ) отличается от известного ранее электродинамического троса наличием ионизатора, создающего заряды ионизацией бортового рабочего тела, автономно от ионосферы. Концепция АЭДТ была впервые предложена в работе [1].

Фактически это ионно-плазменный электрореактивный двигатель, ускорительная камера и нейтрализатор которого разнесены на разные концы длинного проводника. Такая модификация позволяет обеспечить работу АЭДТ вне ионосферы в различных задачах, существенно уменьшить необходимую длину проводника, облегчая работу с ним, и повысить тягу без ограничения по доступности внешних зарядов. Ввиду наличия у разворачиваемой конструкции троса

в составе АЭДТ и значительного влияния его использования на облик космического аппарата (КА) в целом, исследования АЭДТ, скорее, относятся к проектированию КА, чем только его двигательной установки (ДУ).

Целью данной статьи является подтверждение потенциальной применимости АЭДТ как двигателя низкоорбитальных космических аппаратов. Для этого необходимо решить следующие задачи:

- уточнить оценки тяги, энергопотребления и массы АЭДТ;
- сформировать облик АЭДТ;
- определить ограничения использования АЭДТ;
- предложить области применения АЭДТ.

Материалы и методы. Оценки тяги, энергопотребления и массы АЭДТ выполнялись на основе базовых физических закономерностей с привлечением сведений из литературных источников о значениях определяющих параметров. Целевые характеристики КА с использованием АЭДТ и альтернативных технологий оценены на конкретном примере, при этом определяющие параметры его брались без проведения оптимизации. Результаты проведенных расчетов предназначены для получения грубых оценок проектных параметров и формирования выводов о перспективности дальнейших исследований в данном направлении.

Устройство и работа АЭДТ. Автономный электродинамический трос состоит из концевых плазменных устройств — анода (источника ионов) и катода (источника электронов), системы питания и управления плазменными устройствами, системы хранения и подачи рабочего тела, первичного источника, проводящего троса и системы его стабилизации.

Плазменные устройства снабжаются рабочим телом от системы хранения и подачи (источник электронов также нуждается в расходуемом рабочем теле при использовании полых катодов). Плазменные устройства снабжаются энергией посредством системы питания и управления от первичного источника энергии через высоковольтные кабели.

Анод выбрасывает в окружающее пространство ионы, получаемые ионизацией бортового запаса рабочего тела. Образующиеся при этом электроны проходят через трос, создавая ток, и сбрасываются из АЭДТ катодом. На трос, через который протекает ток, в магнитном поле Земли действует сила Ампера, создающая распределенную нагрузку. Сохранение формы троса под этой нагрузкой и передачу управляющего усилия на КА обеспечивает система стабилизации.

Для того чтобы форма нежесткого электродинамического троса оставалась стабильной, необходимо создавать на нем растягивающее усилие. В неизменном и произвольном направлении такое усилие может быть создано внутренним давлением газа в тонкостенной

трубчатой конструкции (аналогично создается усилие в несущих баках жидкостных ракетных двигателей — ЖРД). Такая конструкция может разворачиваться в автоматическом режиме, исключая необходимость в сборочных операциях.

Сравнительно успешный опыт разворачивания надувной трубчатой конструкции из отверждаемых полимерных материалов был получен НПО им. С.А. Лавочкина в проекте космического аппарата IRIS [2]. Вместо полимеров в качестве материала пневматической мачты целесообразнее использовать проводник троса, например, алюминий. При этом для сохранения стабилизации в случае пробоя микрометеоритами трос можно выполнять из нескольких независимых герметичных трубок.

Если масса аппарата сосредоточена по центру троса, то для обнуления суммарного момента следует располагать два троса симметрично с разных сторон КА (рис. 1). Нагрузка на тросы тогда становится консольной, поэтому требуется разгрузка конструкции от изгибающего усилия. Это может быть выполнено с помощью растяжек, которые крепятся к хвосту аппарата и работают на растяжение, в то время как мачта троса нагружена на сжатие.

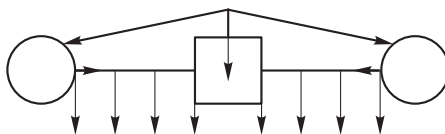


Рис. 1. Силовая схема АЭДТ

Растягивающее усилие от системы стабилизации должно обеспечивать как удержание формы троса, так и передачу силы сжатия мачты как одной из пары сил изгибающего момента консольного элемента. По мере возрастания развиваемого АЭДТ усилия может потребоваться установка дополнительной мачты для увеличения плеча установки растяжек и снижения сжимающей нагрузки на трос. Количество растяжек и схема их размещения определяются из расчета АЭДТ на прочность и жесткость. Для обеспечения жесткости конструкции АЭДТ при переориентации троса возможна установка дополнительных растяжек в других плоскостях.

Управление ориентацией КА с АЭДТ может проводиться исполнительными органами, установленными на корпусе аппарата, либо моментом, создаваемым различием тяг двух консолей троса. Снижению амплитуды колебаний и сохранению формы троса будет также способствовать запас растягивающего усилия относительно минимально необходимого.

При достаточно коротком тросе возможно создание жесткой несущей сборной фермы, наличие которой позволяет сообщать тросу произвольную ориентацию относительно внешнего поля с меньшими колебаниями, чем у разворачиваемой конструкции, что расширяет возможности управления КА. Однако масса такой фермы относительно велика, технология изготовления сложна, и с высокой вероятностью потребуется сборка фермы на орбите. Поэтому более предпочтительным является использование нежестких тросов.

Источники электронов и ионов, которые предполагается использовать в АЭДТ, являются типовыми элементами ионно-плазменных электрореактивных двигателей (ЭРД). Однако требования АЭДТ к ним значительно отличаются от предъявляемых ЭРД. Так, практически отсутствуют требования к направлению разлета получаемых частиц: типовые рабочие токи выше, чем у ЭРД, а ускоряющие напряжения ниже, что сближает их, скорее, с сильноточными двигателями, в которых, однако, обычно не производится разделение плазмы.

Оптимальными рабочими телами для АЭДТ являются низкомолекулярные вещества, дающие максимальный заряд на единицу массы: литий (минимальные энергозатраты на ионизацию) либо водород/аммиак (максимальный удельный импульс). Это также отличает АЭДТ от ЭРД, где обычно используются рабочие тела с высокой молярной массой. Тем не менее в РКК «Энергия» уже создавались ЭРД, работающие на литии [3].

В зависимости от потребных рабочих параметров АЭДТ в нем могут использоваться источники электронов и ионов различных типов. Однако среди наиболее отработанных в космосе вариантов источники Кауфмана и Пеннинга, обычно используемые в ионно-плазменных двигателях, имеют высокую цену ионов. Для двигателей, работающих на цезии, она составляет 80...100 Вт/А, на ксеноне — 140...180 Вт/А [4]. Источники с высокочастотной ионизацией обеспечивают данную величину на уровне 400...600 Вт/А.

Для источников с замкнутым дрейфом электронов цена ионов может составить около пяти потенциалов ионизации рабочего тела [5], что по сравнению с остальными рассматриваемыми вариантами означает снижение энергозатрат на получение иона в несколько раз. Поскольку для сильноточных анодов АЭДТ это имеет даже более высокое значение, чем для ЭРД, в дальнейших оценках рассматриваются именно источники ионов с замкнутым дрейфом электронов. Для снижения нейтрализационного электронного тока может потребоваться установка сетки-дефлектора.

Анод АЭДТ может быть выполнен и без разделения плазмы на уровне источника. В этом случае плазменное устройство реализуется как ионизатор, подающий плазму на контактор-сборник электронов,

по принципу действия аналогичный устройству классического электродинамического троса. Электроны тогда будут улавливаться этим устройством, а ионы — отражаться в окружающее пространство. Для оценки эффективности подобного решения по сравнению с использованием источника ионов потребуется провести дополнительные исследования.

В качестве катода-нейтрализатора современных ЭРД обычно используют полые катоды. Их применяют и в АЭДТ как наиболее отработанные и имеющие минимальные габаритные размеры и массу. Однако для понимания возможности использования электронных пушек и других типов источников электронов, отработанных в космосе, необходимо провести их сравнительный анализ.

Внешнее магнитное поле не препятствует свободному оттоку частиц, выбрасываемых АЭДТ, вдоль линий его индукции. Даже для случая классического ЭДТ (при наличии затрат энергии на сбор зарядов извне) сопротивление внешней среды составляет от долей до единиц Ом [6]. Можно ожидать, что для АЭДТ эта величина окажется пренебрежимо малой и будет, скорее, определяться неустраняемыми запасами по ускоряющему напряжению его плазменных устройств. Хотя получение тяги от анода АЭДТ как электроракетного двигателя принципиально возможно завышением ускоряющего напряжения, малая молекулярная масса его рабочих тел приведет к завышенным расходам энергии для создания значимой тяги.

Оценка тяги АЭДТ. Тяга АЭДТ внутри магнитного поля Земли создается воздействием силы Ампера на проводящий трос, при этом масса планеты отбрасывается двигателем как реактивная. Индукция магнитного поля, создаваемого давлением ионосферной плазмы, значительно уступает индукции, создаваемой магнитным полем Земли.

Выражения для оценки тяги АЭДТ были получены в [1]. По определению силы Ампера, тягу ЭДТ F можно рассчитать по формуле

$$F = IBL \sin \alpha, \quad (1)$$

где I — ток в тросе, А; B — индукция внешнего магнитного поля, Тл; L — длина троса, м; α — угол между тросом и вектором индукции.

Расход рабочего тела АЭДТ и, соответственно, удельный импульс при известной индукции внешнего поля могут быть оценены следующим образом [1]. Заряд q , пройдя через трос, создаст полный импульс тяги $P_{\text{т}} = qBL \sin \alpha$. При этом из вещества при его ионизации можно получить заряд:

$$q = \frac{n m e N_A}{M}, \quad (2)$$

где n — степень ионизации рабочего тела; m — масса рабочего тела, кг; e — заряд электрона, Кл; N_A — число Авогадро, моль⁻¹; M — молярная масса рабочего тела, кг/моль.

Приравнивая эти заряды, можно записать для удельного импульса (УИ) выражение

$$I_1 = \frac{n e N_A B L \sin \alpha}{M}. \quad (3)$$

Уточненная оценка потребляемой мощности АЭДТ. Предварительное оценивание энергопотребления АЭДТ выполнено в [1] исходя из основных видов энергозатрат и статистически осредненного КПД концевых плазменных устройств. Точность оценки можно повысить, учитывая КПД отдельных процессов в АЭДТ и его конкретные режимы работы.

Укрупненно основные составляющие затрат энергии в АЭДТ следующие:

- энергия преодоления рабочим током электродвижущей силы (ЭДС), возникающей под действием силы Лоренца, действующей во внешнем магнитном поле на свободные электроны троса — проводника (далее ЭДС Лоренца);
- омические потери в тросе;
- потери различной природы в аноде и катоде (в том числе энергозатраты на получение плазмы, а также потери в системах питания и управления).

Наведенная ЭДС Лоренца E_L в АЭДТ создается действием силы Лоренца на свободные заряды, как и тяга АЭДТ F (рис. 2). Вектор тяги определяется векторным произведением направления тока в АЭДТ, т. е. скорости V зарядов q , и индукции магнитного поля Земли B : $\vec{F} = q\vec{V} \times \vec{B}$. Производимая силой Лоренца работа над свободными зарядами определяется как скалярное произведение ее модуля на путь, проходимый зарядом в направлении действия силы, откуда следует формула для ЭДС:

$$E_L = VBl \sin \alpha,$$

где l — проекция длины троса на направление тяги, м.

Поэтому ЭДС Лоренца не возникает, например, при расположении троса вдоль по вектору скорости. При этом тяга АЭДТ не является нулевой, поскольку она, в свою очередь, по закону Ампера определяется векторным произведением вида $\vec{F} = \vec{I} \times \vec{B}l$ (при записи вместо заряда и скорости через ток и длину троса) и может быть максимальной, если в этой ориентации линии индукции внешнего магнитного поля перпендикулярны направлению троса. Также, очевидно, ЭДС Лоренца отсутствует, если АЭДТ покоится относительно внешнего поля. Таким образом, если сила Лоренца не изменяет кинетическую энергию АЭДТ и не производит работы, ЭДС Лоренца, работа которой должна компенсировать это изменение энергии по закону сохранения, также отсутствует.

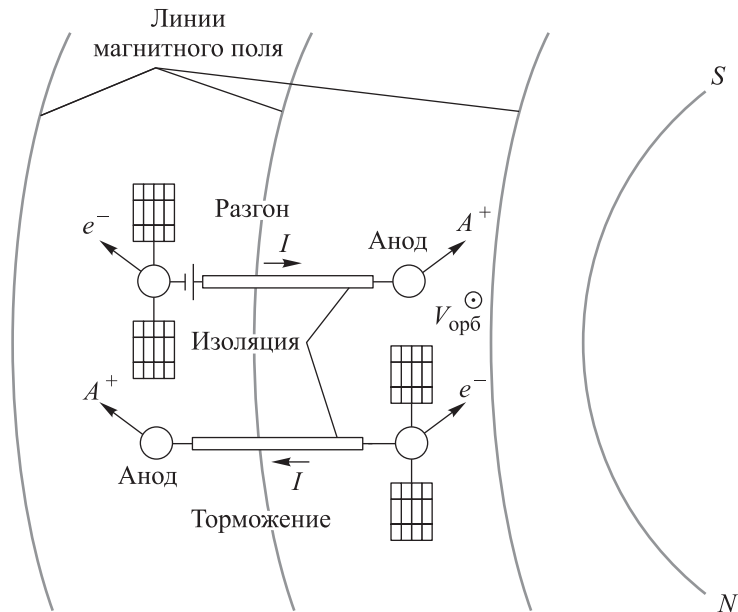


Рис. 2. Схема работы АЭДТ [1]:

e^- — электроны; A^+ — ионы; $V_{орб}$ — скорость орбитального движения АЭДТ;
 S, N — южный и северный магнитные полюса Земли

Согласно второму закону Кирхгофа, сумма ЭДС и напряжений в замкнутом контуре должна быть равна нулю. АЭДТ является замкнутым контуром с учетом внешних нейтрализующих токов, поэтому справедливо следующее равенство:

$$E_{л} + E_a + E_k + U_{ом} + U_{вн} = 0, \quad (4)$$

где E_a и E_k — ускоряющая ЭДС в аноде и катоде соответственно, В; $U_{ом}$ — омическое напряжение, В, создаваемое рабочим током АЭДТ на сопротивлении троса; $U_{вн}$ — напряжение, В, создаваемое нейтрализационным замыкающим током на сопротивлении внешней среды.

Пренебрегая сравнительно малым $U_{вн}$, можно записать уравнение, определяющее потребные ускоряющие напряжения плазменных устройств $U_{y.a}$ и $U_{y.k}$:

$$E_{л} + U_{ом} = U_{y.a} + U_{y.k}. \quad (5)$$

Однако часть мощности разряда затрачивается на ионизацию рабочего тела и приэлектродные потери. Поэтому при использовании источника ионов с замкнутым дрейфом электронов в качестве анода АЭДТ рабочее напряжение превышает ускоряющее на величину, необходимую для компенсации этих потерь:

$$U_p = U_{y.a} + 5\phi,$$

где ϕ_i — потенциал ионизации рабочего тела, эВ.

По известному рабочему напряжению U_p и току АЭДТ I рассчитывается мощность анода:

$$P_a = U_p I.$$

Дополнительные затраты энергии возникают на работу собственных систем анода (1...5 % общей мощности) и потери мощности от выпадения ионов на стенку источника (5...20 % общей мощности), поэтому общий КПД источника ионов (без учета энергозатрат на ионизацию рабочего тела) будет $\eta = 75...94$ %, а мощность анода рассчитывается по формуле

$$P_a = \eta^{-1}(U_{y.a} + 5\varphi)I. \quad (6)$$

Мощность полых катодов АЭДТ будет пропорциональна рабочему току, где энергетическая цена электрона C_φ составит от 5...8 Вт/А при работе катода на цезии и до 15...20 Вт/А — при работе на ксене.

Ускоряющие напряжения анода и катода могут выбираться равными исходя из требования нулевого потенциала АЭДТ в целом либо оптимизироваться под минимальные общие энергозатраты в зависимости от отношения КПД анода и катода. В первом приближении их можно принять равными. Тогда суммарная мощность плазменных устройств $P_{пл}$ определяется выражением

$$P_{пл} = \eta^{-1}(E_{л} + U_{ом} + 5\varphi + C_\varphi)I. \quad (7)$$

Следует отметить, что работа плазменных устройств АЭДТ в рамках изложенного подхода будет характеризоваться значительно меньшей энергией испускаемых электронов и ионов, чем в ЭРД. Это объясняется тем, что энергия ускоряющего потенциала в основном расходуется на преодоление потерь и не требуется непосредственно для создания тяги. Однако от энергии этих частиц линейно зависит ресурс плазменных устройств [4], поэтому можно ожидать, что в АЭДТ он будет значительно выше, чем в электрореактивных двигательных установках (ЭРДУ).

Омические потери в тросе $P_{ом}$ определяются в зависимости от длины троса и его поперечного сечения, их снижение возможно ценой увеличения массы троса:

$$P_{ом} = \sigma L \frac{I^2}{S_{тр}}, \quad (8)$$

где σ — удельное сопротивление проводящего материала троса, Ом·м; L — длина троса, м; $S_{тр}$ — площадь сечения проводника троса, м².

Учитывая, что энергия, теряемая на омические потери в тросе, вводится через плазменные устройства, энергопотребление АЭДТ можно оценить как

$$P = P_{\text{пл}} + P_{\text{ом}} = \eta^{-1} (E_{\text{л}} + (3,5 \dots 4) \varphi + C_3 + I \frac{\sigma L}{S_{\text{тр}}}) I. \quad (9)$$

Анализ устойчивости троса АЭДТ. Длинный трос, стабилизированный внутренним наддувом, является пневматической балкой большого удлинения. Поэтому при оценке его несущей способности встают вопросы обеспечиваемой им жесткости под нагрузкой и местной устойчивости оболочки. Местная устойчивость троса цилиндрической формы обеспечивается только в том случае, если растягивающее усилие от внутреннего давления полностью разгружает оболочку от сжимающих усилий [7].

По методу эквивалентных нагрузок расчет воздействия на трос сжимающей силы и изгибающего момента может быть сведен к случаю нагружения приведенной сжимающей силой N [8]:

$$N = F_{\text{сж}} + 4 \frac{M_{\text{изг}}}{d}, \quad (10)$$

где $F_{\text{сж}}$ — сжимающая сила, Н; $M_{\text{изг}}$ — изгибающий момент, Н·м; d — диаметр троса, м.

Значение изгибающего момента из построения эпюры для консольной балки троса, нагруженной распределенной силой тяги, определяется как отношение $M_{\text{изг}} = \frac{FL}{2}$, тогда $N \approx \frac{2FL}{d}$.

Полная разгрузка от сжимающих усилий обечайки троса достигается при давлении наддува

$$p_{\text{над}} = N / S_{\text{тр}} = \frac{4N}{\pi d^2} = \frac{8FL}{\pi d^3}. \quad (11)$$

Тогда массу газа-наполнителя $m_{\text{г}}$ можно рассчитать из условия обеспечения потребного давления наддува во всем объеме троса:

$$m_{\text{г}} = \frac{p_{\text{над}}}{RT} S_{\text{тр}} L = \frac{N}{RT} L = \frac{2FL^2}{dRT}, \quad (12)$$

где R и T — газовая постоянная, Дж/(кг·К) и температура газа наддува, К.

Толщина оболочки троса δ из соображений прочности к давлению наддува не может быть меньше, чем

$$\delta = \frac{k p_{\text{над}} d}{\sigma_{\text{в}}}, \quad (13)$$

где k — коэффициент запаса; σ_b — предел прочности материала обечайки троса, Па.

Учитывая, что площадь сечения троса, исходя из его кольцевой формы, может быть записана как $S_{тр} = \pi d \delta$, справедливо следующее выражение для максимального растягивающего трос усилия, равного приведенной сжимающей силе:

$$N_{\max} = \frac{2FL}{d} = \frac{1}{4} k S_{тр} \sigma_b. \quad (14)$$

Здесь $N_{\max}$ не зависит от диаметра троса и давления наддува, что дает возможность выбирать сочетание d и $p_{\text{над}}$ из удобства раскрытия пневматической мачты.

Аналитическое выражение для деформаций пневматической балки с многоточечным закреплением не представлено в известных автору литературных источниках. Частный случай консольной балки под распределенной нагрузкой описан в [7]. В указанной работе получено численное решение уравнений равновесия моментов, сведенное к номограмме зависимости деформаций сдвига и изгиба, а также максимальных напряжений от безразмерной нагрузки. Это позволяет оценить максимальную длину неподкрепленного растяжками консольного пролета АЭДТ.

Для балок большого удлинения деформация сдвига пренебрежимо мала по сравнению с деформацией изгиба. Для последней, согласно [7], при давлении, равном минимально необходимому для обеспечения местной устойчивости обечайки, можно записать:

$$\Delta_{\text{изг}} \approx 0,5 \frac{p_{\text{над}} L^2}{E \delta}, \quad (15)$$

где $\Delta_{\text{изг}}$ — абсолютная деформация изгиба балки, м; E — модуль Юнга материала балки, Па.

С учетом выражения (13) для δ справедливо следующее равенство:

$$\frac{\Delta_{\text{изг}}}{l} \approx \frac{1}{2k} \frac{L}{d} \frac{\sigma_b}{E}. \quad (16)$$

Отсюда следует, что для алюминиевых тросов удлинение консольного пролета L/d при относительной деформации $\Delta_{\text{изг}}/L \sim 0,1$ ограничено величиной порядка 70. В связи с этим требуется увеличить диаметр троса, что приводит к повышению создаваемого им атмосферного сопротивления. Кроме того, уменьшается толщина алюминиевой стенки, которая при сохранении структуры обеспечивает практически абсолютную газонепроницаемость по гелию. При малых толщинах алюминия потери гелия будут происходить через микропоры и дефекты [9].

Устойчивость формы пневматической балки большого удлинения может быть обеспечена установкой нескольких поясов растяжек и/или переходом к висячей балке, работающей в основном не на изгиб, а на растяжение (рис. 3). Второй вариант конструктивно проще, однако приводит к увеличению фактической длины и массы троса при неизменной рабочей длине (проекция на заданное направление) за счет увеличения кривизны.

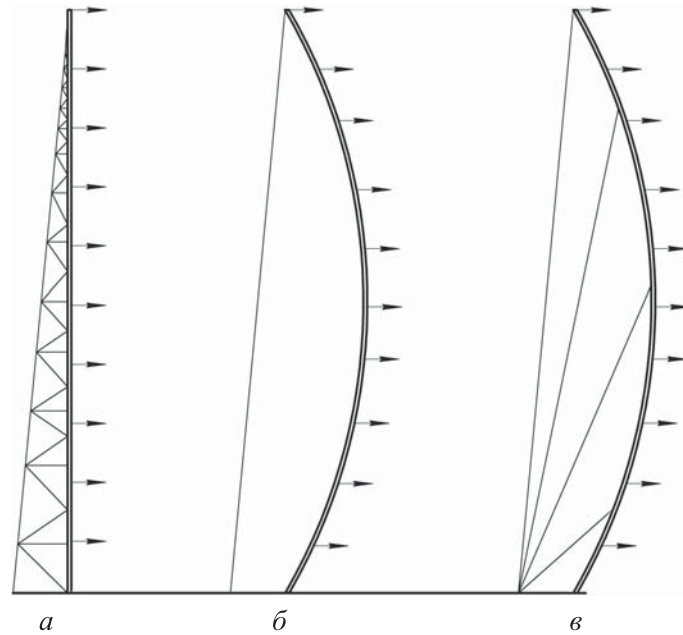


Рис. 3. Варианты схем стабилизации формы троса:

a — ферменная конструкция (аналог — стрела крана); *б* — висячая балка с одной растяжкой (аналог — мачта яхты); *в* — висячая балка с несколькими растяжками (аналог — судовой трап)

Применение растяжек позволяет сохранить массу троса практически неизменной. Их собственную массу можно оценить следующим образом. Для консольной балки с концевой нагрузкой, равной силе тяги F (рис. 4), уравнение можно записать из условия равновесия конца балки:

$$N_p \sin \alpha = F; \quad N_p \cos \alpha = N_6,$$

где N_p — сила натяжения растяжки, Н; N_6 — сжимающая сила, действующая на балку, Н.

При длине троса L , значительно превышающей плечо закрепления растяжки a ($L \gg a$), следует равенство $N_p \approx N_6 \approx \frac{L}{a} F$, а массу растяжки запишем как

$$m_p < \rho L^2 \frac{kF}{\sigma_b a}, \quad (17)$$

где ρ — плотность материала растяжки, кг/м³.

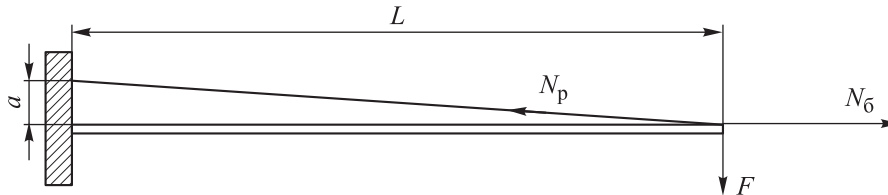


Рис. 4. Схема балки с концевой нагрузкой

Для случая распределенной нагрузки в АЭДТ и поясов растяжек, более близких к КА, масса растяжек будет меньше полученной при расчете. Однако при выполнении их из того же алюминия возможно пропускать через них часть рабочего тока АЭДТ и сократить на их массу основной трос. В большинстве случаев, впрочем, расчетная масса растяжек оказывается пренебрежимо малой по сравнению с массой основного троса. Предельное отношение $\frac{L}{a}$ для консольной балки из условия предельного растягивающего усилия (14) составит

$$\left(\frac{L}{a}\right)_{\max} \approx \frac{S_{\text{тр}} \sigma_b}{4kIB}. \quad (18)$$

В целом задача передачи на аппарат распределенной нагрузки с консольной балки и обеспечения ее устойчивости хорошо исследована. Большое количество инженерных решений из области парусного флота и авиации может быть применено в конструкции АЭДТ. Однако требуется провести дальнейшие исследования конкретных конструктивных решений стабилизации длинных тросов и методов их проектирования.

Оценка массы АЭДТ. Полная масса АЭДТ как энергодвигательной установки складывается из масс ее составных частей. Анализ данных о стационарных плазменных двигателях (СПД) различных моделей отечественного и зарубежного производства [11] показывает, что для большого количества существующих и разрабатываемых двигателей удельная масса составляет приблизительно $S_{\text{ЭРД}} = 1,5$ кг/кВт. Удельная масса системы питания и управления (СПУ) зависит от ее мощности и составляет $S_{\text{СПУ}} = 5 \dots 10$ кг/кВт для типовых мощностей СПД [12]. При этом для современных малых КА удельная масса наиболее распространенных фотоэлектрических первичных источников энергии (ИЭ) может составлять $S_{\text{ИЭ}} = 7 \dots 11$ кг/кВт [13].

Масса системы хранения и подачи (СХП) существенно зависит от применяемого рабочего тела. Например, для лития, обеспечивающего АЭДТ минимальные энергозатраты на ионизацию рабочего тела при достаточно низкой массе на единицу заряда, в [14] предлагается принимать массу системы хранения и подачи $C_{\text{СХП}} = 0,384$ от массы рабочего тела $m_{\text{р.т.}}$. Для жидких при нормальных условиях рабочих тел эти величины значительно ниже.

Масса троса с системой стабилизации зависит от конструкции. Для оценки массы рассмотрим простейший случай: стабилизация гелиевым наддувом при использовании в качестве корпуса трубы токопроводящего троса. Тогда сечение троса определяется из принятого норматива силы тока на единицу площади сечения, масса троса $m_{\text{тр}}$ — как произведение длины на площадь сечения и на плотность его материала:

$$m_{\text{тр}} = LS_{\text{тр}}\rho_{\text{тр}}. \quad (19)$$

Масса газа наддува определяется из анализа жесткости и устойчивости троса. Дополнительно к массе гелия в составе массовой сводки должна учитываться масса баллонов для его хранения, которая по результатам анализа характеристик существующих изделий превышает массу хранимого газа приблизительно в 5 раз.

Таким образом, суммарную массу АЭДТ можно оценить как

$$m \approx P(C_{\text{ЭРД}} + C_{\text{СПУ}} + C_{\text{ИЭ}}) + C_{\text{СХП}}m_{\text{р.т.}} + \rho_{\text{тр}}S_{\text{тр}}L + \frac{10FL^2}{dRT}. \quad (20)$$

Ограничения управления движением КА с помощью АЭДТ. Предложенный способ стабилизации троса АЭДТ позволяет обеспечить любую потребную его ориентацию, что дает возможность КА производить все необходимые маневры (таблица) [15]. Варьирование величиной и направлением тока в сочетании с изменением ориентации троса принципиально дает возможность реализовать изменение любого элемента орбиты КА как по отдельности, так и совместно (рис. 5).

Направление троса АЭДТ для коррекции элементов орбиты

Элемент орбиты	Направление троса
Наклонение	Вертикальное около экватора
Долгота восходящего узла	По вектору скорости у полюса
Высота	Перпендикулярно плоскости орбиты около полюса или вертикально при малом наклонении
Фаза	Изменение высоты с баллистической паузой
Эксцентриситет и апоцентры	Разгон и торможение в пределах одного витка или по вектору скорости у экватора

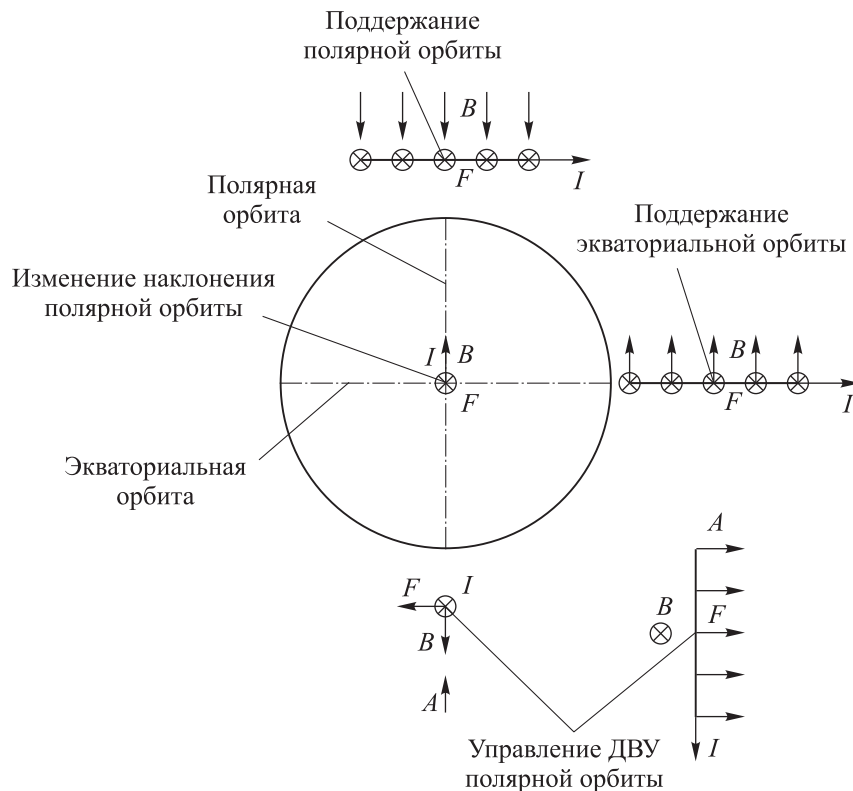


Рис. 5. Схема ориентации троса для управления основными элементами орбиты КА (ДВУ — долгота восходящего узла)

Однако из-за малой тяги АЭДТ и определенного направления магнитного поля Земли в ключевых точках орбиты управление движением КА с его помощью оказывается связанным. Поэтому работа такого двигателя по изменению выбранного элемента орбиты в ряде режимов будет сопряжена с изменением других элементов, которые затем также потребуются корректировать. В отличие от классического ЭДТ, для АЭДТ это будет сопряжено не только с большим временем выполнения маневра, но и с дополнительными затратами рабочего тела, а также ресурса плазменных устройств.

Так, для орбит малого наклона невозможно создать значимый импульс коррекции по наклону без одновременного импульса изменения высоты орбиты, кратно превосходящего его по величине. Поэтому выход с помощью АЭДТ на приэкваториальную орбиту и сход с нее с увеличением наклона будут крайне затруднены и применение АЭДТ для подобных задач вряд ли оправдано. Тем не менее АЭДТ может поддерживать орбиту КА, выведенного на приэкваториальную орбиту непосредственно ракетой-носителем. В то же время для околополярных орбит изменение наклона будет почти развязано с управлением по высоте орбиты, что открывает широкие

возможности маневрирования для КА на наиболее часто используемых в настоящее время солнечно-синхронных орбитах.

Для поддержания высоты околополярной орбиты трос АЭДТ должен выставляться перпендикулярно плоскости орбиты (почти горизонтально) в районе полюсов. Для создания тяги при этом используется вертикальная составляющая вектора индукции магнитного поля Земли, которая максимальна в районе магнитных полюсов и снижается к экватору. Поэтому существует возможность оптимизации работы АЭДТ по максимальному удельному импульсу при коротких включениях в районе полюсов или максимальной средней тяге с потерями удельного импульса, если длительность работы плазменных устройств увеличивается.

Поскольку вектор индукции не всегда параллелен плоскости орбиты, у тяги АЭДТ появляется составляющая, направленная на изменение долготы восходящего узла. В силу этого средняя скорость прецессии последнего для КА с АЭДТ будет отличаться от таковой для пассивных КА на той же орбите. Однако преднамеренная ориентация троса по вектору скорости дает возможность активно изменять этот параметр. При протяженном участке работы АЭДТ и приближении его рабочей зоны к экватору появляются и возмущения орбиты по наклонению.

В районе экватора на приполярных орбитах единственным возможным управлением с помощью АЭДТ является изменение наклона при близкой к вертикальной ориентации троса, поскольку горизонтальная ориентация троса в зависимости от конкретного положения в плоскости либо не создает тяги вообще при совпадении с линиями магнитного поля, либо создает тягу, направленную по вертикали. Это дает возможность корректировать возмущения, полученные в приполярных районах, управлять скоростью прецессии орбиты (как и изменением ее высоты), а также в ограниченных пределах изменять наклонение.

Так, для орбиты, близкой к орбите Международной космической станции, импульс тяги АЭДТ на экваторе будет почти в равной мере распределен между изменением наклона и высоты орбиты. Последний импульс впоследствии придется парировать импульсом в приполярных областях (или торможением об атмосферу, если происходит избыточный рост высоты орбиты).

Направление линий магнитного поля в южном полушарии противоположно северному, поэтому для сохранения направления тяги необходим поворот троса на 180° (с переходом через вертикальную ориентацию у экватора) либо реверс направления тока. При первом варианте снизится средний удельный импульс и потребуются регулирование рабочего тока АЭДТ для управления возмущениями элементов орбиты,

при втором — необходимы два включения АЭДТ за виток и наличие на каждой стороне троса как анода, так и катода, т. е. двойной комплект плазменных устройств.

Таким образом, из-за ограничений по направлению вектора индукции магнитного поля Земли предпочтительные рабочие орбиты АЭДТ находятся для поддержания орбиты и маневрирования в диапазоне по наклонению $45...135^\circ$, не имеющем четкой границы. Только для поддержания орбиты (с точностью, которую еще требуется установить в ходе дополнительных исследований) он может использоваться и на приэкваториальных орбитах.

По высоте рабочие орбиты АЭДТ также не имеют четкой границы и ограничены снизу атмосферным торможением (которое при его использовании сильнее, чем для пассивного КА, из-за дополнительного сопротивления троса), а сверху — снижением индукции магнитного поля. Например, на высоте 2000 км, которая считается условной границей диапазона низких орбит, индукция снижается в среднем в 2 раза, что приводит к пропорциональному снижению удельного импульса и тяги.

Пример расчета АЭДТ. Рассмотрим АЭДТ, создающий тягу $F = 0,1$ Н на орбите высотой 300 км с тросом длиной $L = 300$ м, при использовании в качестве рабочего тела лития по сравнению с ДУ на основе СПД-100В, имеющего приблизительно ту же тягу. Индукция магнитного поля Земли на заданной орбите составит приблизительно $B = 5 \cdot 10^{-5}$ Тл у полюса.

При работе такого АЭДТ на поддержание орбиты в случае его горизонтальной ориентации (см. рис. 5) по формуле (3) без учета потерь получим расчетный удельный импульс $I_1 = 206$ км/с, значение которого почти в 12 раз выше, чем у СПД-100В. Рабочий ток в тросе $I = 6,7$ А. При плотности тока $I/S_{\text{тр}} = 3$ А/мм² площадь сечения троса составит $S_{\text{тр}} = 2,2$ мм², а масса троса $m_{\text{тр}} = 1,9$ кг, что вдвое меньше массы плазменных устройств.

По формуле (9) $P = 2,4$ кВт. Аналогично СПД-100В, КПД был принят $\eta = 50\%$, что дает оценку сверху, поскольку здесь уже учтены потери на ионизацию рабочего тела. Энергетическая цена тяги $P/F = 23,7$ кВт/Н. Наведенная ЭДС обуславливает затраты энергии $E_{\text{л}}I$, которые в 3 раза превышают затраты на ионизацию рабочего тела, и при заданной плотности тока $P_{\text{ом}} \sim 0,14P$.

Равный АЭДТ по показателю P/F , удельный импульс ЭРД был бы $I_1 = 23,7$ км/с, что реализуемо для ионно-плазменных двигателей. Однако данное значение является оптимальным только при суммарной продолжительности работы двигателя не более двух месяцев, если определять его по известной зависимости [16]:

$$I_1^{\text{опт}} \approx \sqrt{2\tau\eta C_{\text{иэ}}}, \quad (21)$$

где $I_1^{\text{опт}}$ — оптимальное значение удельного импульса; τ — полное время работы двигателя (моторное время).

Это ограничивает срок службы КА или интенсивность его коррекций. По формуле (20) для АЭДТ $m = 43,8$ кг, включая источник энергии и запас рабочего тела. Масса ДУ на основе ЭРД с данным I_1 и равным АЭДТ полным импульсом (при продолжительности работы 2 месяца) составила бы 63,7 кг. Повышение удельного импульса ЭРД до уровня АЭДТ практически мало реализуемо с использованием современных двигателей и приводит к кратному росту потребной электрической мощности при той же тяге. Поэтому с возрастанием потребной продолжительности работы ДУ выигрыш от использования АЭДТ увеличивается.

При изменении плоскости орбиты КА в АЭДТ не возникает наведенная ЭДС, что меняет его показатели. У экватора на заданной орбите $B = 2 \cdot 10^{-5}$ Тл. Соответственно, при работе АЭДТ в вертикальной ориентации $I_1 = 82,6$ км/с (по сравнению с СПД-100В выигрыш составляет 5,77 раза), $I = 16,7$ А, $m_{\text{тр}} = 4,6$ кг. Из-за прекращения действия наведенной ЭДС Лоренца, несмотря на повышение тока и соответствующее увеличение энергозатрат на ионизацию рабочего тела, значение P снижается до 2 кВт, а P/F — до 20 кВт/Н.

В этом режиме омические потери в тросе $P_{\text{ом}}$ возрастают до $0,4P$, поэтому утолщение троса даст значимое снижение цены тяги. Так, при $I/S = 1$ А/мм² и массе $m_{\text{тр}} = 13,9$ кг, а значение P/F снижается до 14,9 кВт/Н; $m = 45,4$ кг, что почти равно величине для режима поддержания орбиты, но с другими значениями составляющих.

Трос длиной 300 м разделяется на два троса по $l = 150$ м с двух сторон от КА (см. рис. 1), каждый из которых создает тягу $F = 0,05$ Н при площади сечения проводника $S_{\text{тр}} = 16,7$ мм². Примем диаметр троса $d = 20$ мм, тогда по формуле (11) $p_{\text{над}} = 2,4$ МПа при толщине стенки 0,3 мм и приведенной нагрузке в 15000 раз превышающей силу тяги. Тогда по (12) для стабилизации одного троса масса газа $m_{\text{г}}$ будет не более 0,2 кг, а масса баллонов для его хранения не превысит 1 кг.

По (16) максимальная длина консоли троса составит (при ее относительной деформации 0,1) не более 1,5 м, что означает необходимость установки нескольких десятков поясов растяжек на прямой ферменный трос или перехода к схеме висячей балки (см. рис. 3). Однако, согласно (17), суммарная масса растяжек при плече их установки $a = 1,5$ м (см. рис. 4) не превысит 20 г, что делает применение данной схемы выгодным с точки зрения массы АЭДТ. Поскольку масса самого троса по (19) составляет около 7 кг, удлинение троса в схеме висячей балки сравнительно невыгодно по массе, но потенциально данная схема может значительно упростить конструкцию и развертывание АЭДТ.

В целом, масса системы стабилизации составляет несколько десятков процентов от массы троса. При этом растягивающее трос усилие наддува взято потребным для обеспечения местной устойчивости консольной балки полной длины (без учета многоточечного закрепления) в целях снижения деформаций. Его снижение установкой растяжек до необходимого для равновесия балки по (18) позволит снизить значение $p_{\text{над}}$ до 0,032 МПа и пропорционально уменьшить массу газа и его баллонов, составляющих основную долю массовой сводки системы стабилизации троса. Выбор конкретной реализации этой системы следует делать на основе детального проектного расчета с учетом развертывания, колебаний при работе АЭДТ, конструкции узлов крепления, микрометеоритной опасности и т. п.

Рассмотрим установку такого АЭДТ на КА массой около 1 т. Данная масса выбрана исходя из типовой энерговооруженности современных КА, позволяющей обеспечить необходимое энергопотребление ДУ. Для такой массы КА она обеспечит ускорение около 0,1 мм/с² и характеристическую скорость 946 м/с.

Увеличение запаса рабочего тела позволит относительно безболезненно повысить характеристическую скорость до величины порядка орбитальной скорости КА. При характеристической скорости 7,8 км/с масса АЭДТ возрастает до 85 кг при расчете на 2,5 года моторного времени. Следует отметить, что тяговооруженность АЭДТ более чем на порядок выше, поэтому более легкие присоединенные массы будут транспортироваться им значительно быстрее.

Анализ возможных применений АЭДТ на низкоорбитальных КА. Применение АЭДТ с относительно коротким тросом без использования сверхпроводимости на низкоорбитальных КА потенциально позволяет реализовывать относительно длительные маневры с большой потребной характеристической скоростью. К их числу следует отнести: поддержание сверхнизких орбит, обеспечение многократного перенацеливания КА, разведение КА по орбитальным плоскостям после выведения, множественную инспекцию космического мусора на различных орбитах, возврат КА к орбитальной станции для обслуживания и т. п.

Спутник GOCE с площадью сечения около 1 м² использовал ионные двигатели с удельным импульсом до 3000 с, чтобы поддерживать орбиту высотой 235...255 км. Рассчитанная по опубликованным данным [17] его характеристическая скорость составила 840 м/с. Возрастание срока существования КА, дальнейшее снижение рабочей орбиты и особенно увеличение площади сечения способны кратно повысить потребную характеристическую скорость подобных КА.

Высокий удельный импульс сделал создание этого аппарата в принципе возможным, так как при использовании ЖРД срок активного существования такого КА не превысил бы нескольких суток.

Работа КА на настолько низких орбитах имеет существенные преимущества для дистанционного зондирования Земли, особенно радиолокационного. Использование солнечных батарей большой площади для запитывания мощных ЭРД при относительно малой высоте орбиты способно само по себе приводить к возрастанию аэродинамического сопротивления движению КА. Поэтому конструктивный компромисс в этом случае чаще всего приводит к необходимости снижения удельного импульса и, соответственно, энергопотребления ЭРД. Меньшая цена тяги АЭДТ способна привести к снижению потребной площади солнечных батарей, хотя длинный трос и создает дополнительное сопротивление.

Наиболее распространенным после поддержания орбиты применением ДУ спутников является их перенацеливание. Изменение периода обращения для сдвига положения КА в той же плоскости орбиты с использованием ЭРД впервые проведено в отечественной практике на КА «Метеор-Природа», запущенном в 1974 г. Увеличение периода на 1,8 с за виток обеспечило смещение экваториальной подспутниковой точки на 11 км/сут. Затраты характеристической скорости на этот маневр составили около 0,01 м/с на создание отклонения и столько же на возвращение к синхронной орбите [18].

Однако при подобном перенацеливании не удастся ни выбрать время прохождения КА над целевым объектом, определяемое плоскостью орбиты, ни обеспечить высокую частоту наблюдений этого объекта с помощью нескольких аппаратов, выводимых одной ракетой-носителем. Для этого нужны многоплоскостные группировки, которые в настоящее время создаются большим количеством запусков ракет-носителей сверхлегкого класса [19].

Альтернативой подобному подходу может быть разведение КА, выводимых одним пуском, по разным орбитальным плоскостям, различающимся долготой восходящего узла, с помощью прецессии. КА выходят на орбиту со скоростью прецессии, отличной от целевой, выжидают на ней необходимое время и затем переходят на целевую плоскость. Однако для этого нужна большая характеристическая скорость спутников.

Максимальный угол между плоскостями орбит группировки, выводимой одним пуском и разводимой в разных направлениях, составляет 90° . Для выведения на солнечно-синхронную орбиту с наклонением 98° возможен, например, перевод половины аппаратов на полярную орбиту, а половины — на встречную с наклонением 106° . Маневр по наклонению в данном случае выгоднее, чем по высоте.

В этом случае КА необходимо будет совершить два маневра изменения наклонения на 8° , суммарную характеристическую скорость которых можно оценить по методике [20] в 2200 м/с. Продолжительность формирования группировки после запуска тогда составит около

двух месяцев. С учетом необходимых после первоначального разведения КА по орбитам маневров, а также поддержания орбиты в течение срока существования потребный запас характеристической скорости КА значительно превысит это число.

К схожей баллистической задаче приводит постановка проблемы обслуживания КА на орбитальной станции. Например, обслуживание КА группировки «Рассвет» с наклонением 88° [21] на станции РОС с наклонением орбиты 97° [22] приведет к потребности в маневрах с суммарной характеристической скоростью уже на уровне 3 км/с.

Таким образом, при наличии технической возможности может быть поставлен ряд задач, для решения которых потребуется определенный запас характеристической скорости КА. Поэтому дальнейшие исследования АЭДТ, подтверждающие принципиальную возможность решения указанных задач, являются целесообразными.

Заключение. В результате проведенной работы были получены следующие результаты:

- уточнены оценки тяги, энергопотребления и массы АЭДТ, показавшие возможность достижения удельного импульса в несколько сотен километров в секунду при цене тяги на уровне 20 кВт/Н и собственном ускорении на уровне 1 мм/с^2 ;
- сформирован облик АЭДТ и его основных подсистем, уточнен их состав;
- определен диапазон рабочих орбит АЭДТ с ограничением по наклонению не менее 45° для обеспечения маневрирования КА;
- предложено использовать АЭДТ для проведения длительных маневров с большой характеристической скоростью, например, поддержания сверхнизких орбит, обеспечения многократного перенацеливания КА, разведения КА по орбитальным плоскостям после выведения, множественной инспекции космического мусора на различных орбитах, возврата КА к орбитальной станции для обслуживания и т. п.

Таким образом, потенциальная применимость АЭДТ в качестве двигателя низкоорбитальных КА была показана и дополнительно подтверждена, что дает возможность сделать вывод о выполнении цели работы.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Бечаснов П.М. Анализ работоспособности электродинамических тросов с автономной генерацией электронов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2010>
- [2] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. *Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов — прорывная технология в ракетно-космической технике*. Химки, НПО Лавочкина, 2019, 487 с.
- [3] Агеев В.П., Островский В.Г. Магнитоплазменный двигатель большой мощности непрерывного действия на литии. *Известия Российской академии наук. Энергетика*, 2007, № 3, с. 82–95.

- [4] Белан Н.В., Ким В.П., Оранский А.И., Тихонов В.Б. *Стационарные плазменные двигатели*. Харьков, ХАИ, 1989, 315 с.
- [5] Ким В.П. Конструктивные признаки и особенности рабочих процессов в современных стационарных плазменных двигателях Морозова. *Журнал технической физики*, 2015, т. 85, вып. 3, с. 45–59.
- [6] Drell S., Foley H., Ruderman M. Drag and Propulsion of Large Satellites in the Ionosphere: An Alfvén Propulsion Engine in Space. *Journal of Geophysical Research*, 1965, no. 70, pp. 3131–3145. DOI: 10.1029/JZ070i013p03131
- [7] Comer R.L., Levy S. Deflections of an Inflated Circular-Cylindrical Cantilever Beam. *AIAA Journal*, 1963, vol. 1, no. 7, pp. 1652–1655.
- [8] Гладкий В.Ф. *Прочность, вибрация и надежность конструкции летательного аппарата*. Москва, Наука, 1975, 454 с.
- [9] Лупаков И.С., Кузьмичев Ю.С. Исследование проницаемости стенок металлических труб для гелия. *Атомная энергия*, 1964, т. 17, вып.1, с. 49–52.
- [10] Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. *Стационарные плазменные двигатели Морозова*. Москва, Изд-во МАИ, 2012, 292 с.
- [11] Глибицкий М.М. *Системы питания и управления электрическими ракетными двигателями*. Москва, Машиностроение, 1981, 195 с.
- [12] Морданов М.Р., Сафронов С.Л. Анализ и совершенствование характеристик солнечной батареи малого космического аппарата типа «АИСТ-2». *Вестн. Самарского ун-та. Аэрокосм. техника, технологии и машиностроение*, 2024, т. 23, № 1, с. 55–66. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-1-55-66
- [13] Титов М.Ю. Влияние рабочего тела на проектные параметры космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой. *Космическая техника и технологии*, 2023, № 1, с. 52–64.
- [14] Pearson J., Levin E., Carroll J.A., Oldson J.C. Orbital Maneuvering with Spinning Electrodynamic Tethers. *2nd International Energy Conversion Engineering Conference, 16–19 August 2004*. Providence, Rhode Island. DOI: 10.2514/6.2004-5715
- [15] Квасников Л.А., Латышев Л.А., Пономарев-Степной Н.Н., Севрук Д.Д., Тихонов В.Б. *Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МАИ, 2001, 480 с.
- [16] Rummel R., Gruber T. *Gravity and Steady-State Ocean Circulation Explorer GOCE*. 2009. DOI: 10.1007/978-3-642-10228-8_16
- [17] Kazeev M., Khodnenko V. Orbital Maneuvers of Earth Observing Satellites Using Electric Propulsion Systems. *Plasma Physics Reports*, 2019, no. 45, pp. 159–165. DOI: 10.1134/S1063780X19010070
- [18] Бечаснов П.М. Анализ особенностей использования сверхлегких ракет-носителей на основе статистики пусков. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 12. EDN CKXDWH
- [19] Феоктистова К.П., ред. *Космические аппараты*. Москва, Воениздат, 1983, 319 с.
- [20] Россия заявила Rassvet. *ComNews*
URL: <https://www.comnews.ru/content/224619/2023-03-01/2023-w09/rossiya-zayavila-rassvet> (дата обращения: 01.10.2025).
- [21] «Роскосмос» утвердил эскизный проект российской орбитальной станции *Lenta.ru* URL: <https://lenta.ru/news/2024/04/02/ros/> (дата обращения: 01.10.2025).

Статья поступила в редакцию 13.11.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бечаснов П.М. Оценка применимости автономного электродинамического троса для управления орбитальным движением низкоорбитальных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 3. EDN ZJZSLW

Бечаснов Павел Михайлович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: bechasnov@bmstu.ru

Assessment of the Autonomous Electrodynamic Tether Applicability for Controlling the Orbital Motion of Low-Earth-Orbit Spacecraft

© P.M. Bechasnov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The possibility of using an autonomous electrodynamic tether to control the orbital motion of low-Earth-orbit spacecraft was examined. An autonomous electrodynamic cable differs from previously known electrodynamic cables in that it has an autonomous source of charges for ionizing the onboard supply of working fluid. The autonomous electrodynamic tether differs from previously known electrodynamic tethers by the presence of an independent charge source for ionizing the onboard working fluid. The article clarifies estimates of the thrust, energy consumption, and mass of such tethers, demonstrating the possibility of achieving a specific impulse of several hundred kilometers per second at a thrust price of 20 kW/N and an acceleration of approximately 1 mm/s². A tether design using pressurization stabilization has been developed, and the composition and appearance of its main subsystems have been refined. The range of operating orbits for the autonomous electrodynamic tether has been determined, providing for a tilt limitation of at least 45 degrees to ensure satellite maneuverability while maintaining the ability to maintain a near-equatorial orbit. It was proposed to use such devices for performing long-term maneuvers at high characteristic speeds, for example, maintaining ultra-low orbits, ensuring multiple retargeting of spacecraft, separating them into orbital planes after launch, multiple inspections of space debris in various orbits, returning to the orbital station for maintenance, etc.

Keywords: spacecraft propulsion, autonomous electrodynamic tether, parameter assessment, application area

REFERENCES

- [1] Bechasnov P.M. Analiz rabotosposobnosti elektrodinamicheskikh trosov s avtonomnoy generatsiyey elektronov [Analysis of the performance of electrodynamic tethers with autonomous electron generation]. *Inzhenerniy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and innovation*, 2020, iss. 8. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2010>
- [2] Finchenko V.S., Pichkhadze K.M., Efanov V.V. *Naduvnye elementy v konstruktsiyakh kosmicheskikh apparatov — proryvnaya tekhnologiya v raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Inflatable elements in spacecraft structures — breakthrough technology in rocket and space engineering]. Khimki, Lavochkin Association, 2019, 487 p.
- [3] Ageev V.P., Ostrovskiy V.G. Magnitoplazmennyy dvigatel' bol'shoy moschnosti nepreryvnogo deystviya na litii [High-power continuous-action lithium magnetoplasma engine]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Energy*, 2007, no. 3, pp. 82–95.
- [4] Belan N.V., Kim V.P., Oranskiy A.I., Tikhonov V.B. *Statsionarnye plazmennye dvigateli* [Stationary plasma engines]. Kharkov, Kharkiv Aviation Institute Publ., 1989, 315 p.
- [5] Kim V.P. Konstruktsionnye priznaki i osobennosti rabochikh protsessov v sovremennykh statsionarnykh plazmennyykh dvigatelyakh Morozova [Design features and characteristics of operating processes in modern stationary Morozov

- plasma engines]. *Zhurnal tekhnicheskoy fiziki — Journal of Technical Physics*, 2015, vol. 85, no. 3, pp. 45–59.
- [6] Drell S., Foley H., Ruderman M. Drag and Propulsion of Large Satellites in the Ionosphere: An Alfvén Propulsion Engine in Space. *Journal of Geophysical Research*, 1965, no. 70, pp. 3131–3145. <https://doi.org/10.1029/JZ070i013p03131>
- [7] Comer R.L., Levy S. Deflections of an Inflated Circular-Cylindrical Cantilever Beam. *AIAA Journal*, 1963, vol. 1, no. 7, pp. 1652–1655.
- [8] Gladkiy V.F. *Prochnost, vibratsiya i nadezhnost konstruksii letatel'nogo apparata* [Strength, vibration, and reliability of aircraft structures]. Moscow, Nauka Publ., 1975, 454 p.
- [9] Lupakov I.S., Kuzmichev Y.S. Issledovanie pronitsaemosti stenok metallicheskikh trub dlya geliya [Investigation of the permeability of metal tube walls for helium]. *Atomnaya energia — Atomic Energy*, 1964, vol. 17, no. 1, pp. 49–52.
- [10] Arkhipov A.S., Kim V.P., Sidorenko E.K. *Statsionarnye plazmennye dvigateli Morozova* [Morozov stationary plasma engines]. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 2012, 292 p.
- [11] Glibitskiy M.M. *Sistemy pitaniya i upravleniya elektricheskimi raketnymi dvigatelyami* [Power and control systems of electric rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1981, 195 p.
- [12] Mordanov M.R., Safronov S.L. Analiz i sovershenstvovanie kharakteristik solnechnoy batarei malogo kosmicheskogo apparata tipa “AIST-2” [Analysis and improvement of the characteristics of the small spacecraft “AIST-2” solar array]. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2024, vol. 23, no. 1, pp. 55–66. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2024-23-1-55-66>
- [13] Titov M.Yu. Vliyanie rabochego tela na proektnye parametry kosmicheskikh apparatov s elektroraketnoy dvigatel'noy ustanovkoy [Effect of the working medium on the design parameters of spacecraft with electric rocket propulsion]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technologies*, 2023, no. 1, pp. 52–64.
- [14] Pearson J., Levin E., Carroll J.A., Oldson J.C. Orbital Maneuvering with Spinning Electrodynamic Tethers. In: *2nd International Energy Conversion Engineering Conference, 16–19 August 2004*. Providence, Rhode Island, 2004. <https://doi.org/10.2514/6.2004-5715>
- [15] Kvasnikov L.A., Latyshev L.A., Ponomarev-Stepnoi N.N., Sevruck D.D., Tikhonov V.B. *Teoriya i raschet energosilovykh ustanovok kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Theory and calculation of power and propulsion systems of spacecraft]. Moscow, Moscow Aviation Institute Publ., 2001, 480 p.
- [16] Rummel R., Gruber T. *Gravity and Steady-State Ocean Circulation Explorer*. GOCE, 2009. https://doi.org/10.1007/978-3-642-10228-8_16
- [17] Kazeev M., Khodnenko V. Orbital Maneuvers of Earth Observing Satellites Using Electric Propulsion Systems. *Plasma Physics Reports*, 2019, no. 45, paper 159165. <https://doi.org/10.1134/S1063780X19010070>
- [18] Bechasnov P.M. Analiz osobennostey ispolzovaniya sverkhlegkikh raket-nositeley na osnove statistiki puskov [Analysis of the use of ultralight launch vehicles based on launch statistics]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, no. 12. EDN CKXDWH
- [19] Feoktistova K.P., red. *Kosmicheskiye apparaty* [Spacecraft]. Moscow, Voenizdat, 1983, 319 p.
- [20] Rossiya zayavila Rassvet [Russia announced Rassvet]. *ComNews*. Available at: <https://www.comnews.ru/content/224619/2023-03-01/2023-w09/rossiya-zayavila-rassvet> (accessed October 1, 2025).

- [21] “Roscosmos” utverdil eskiznyy proyekt rossiyskoy orbitalnoy stantsii [“Roscosmos” approved the preliminary design of the Russian orbital station]. *Lenta.ru*. Available at: <https://lenta.ru/news/2024/04/02/ros/> (accessed October 1, 2025).

Bechasnov P.M. Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: bechasnov@bmstu.ru