

УДК 629.78

## ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ

© 2019 г. В. М. Кульков<sup>1, \*</sup>, Ю. Г. Егоров<sup>1</sup>, С. А. Тузиков<sup>2</sup>, С. О. Фирсюк<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования “Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)” (НИИ ПМЭ МАИ), Москва, Россия

<sup>2</sup>Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования “Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)”, Москва, Россия

\*e-mail: riame@sokol.ru

Поступила в редакцию 03.04.2019 г.

После доработки 19.04.2019 г.

Принята к публикации 26.04.2019 г.

Статья посвящена формированию проектного облика малого космического аппарата с электродинамической тросовой системой (ЭДТС), а также анализу технических решений ЭДТС в составе малых космических аппаратов. Рассмотрен проектный облик ЭДТС, разработанный с целью проведения электродинамического эксперимента на орбите. В статье нашли отражение вопросы математического моделирования динамических процессов функционирования орбитальной тросовой системы. Представлены математические модели электродинамических процессов, связанных с взаимодействием тока в электрической цепи, формируемой космической тросовой системой, с магнитным полем Земли. Разработаны методы оценки динамических и электродинамических характеристик ЭДТС. Электродинамические системы с тросово-кабельной связью и плазменными контакторами на концевых модулях играют роль генераторов или движителей орбитального маневрирования. Рассмотрены режимы функционирования развернутой ЭДТС и способы развертывания ЭДТС в рабочее положение. Представлены аналитические решения по методам развертывания орбитальной связки, даны результаты численных расчетов. Приводится компоновка двухмодульного тросового космического аппарата (КА) для отработки в космосе процессов “тросового” маневрирования. ЭДТС состоит из базового модуля и отделяемого модуля, соединенных изолированным тросом-кабелем, и обеспечивает замыкание электрической цепи через ионосферу с помощью плазменных контакторов.

*Ключевые слова:* малоразмерная электродинамическая тросовая система, проектный облик, трос-кабель, тросовые концевые модули, ионосфера, плазменный контактор

**DOI:** 10.1134/S0002331019030117

### ВВЕДЕНИЕ

Космические электродинамические тросовые системы являются перспективным направлением развития современной космонавтики. Реализованы и получили теоретическое обоснование эксперименты развертывания и управления движением ЭДТС, связанного движения КА в гравитационном поле с учетом атмосферы и электромагнитных сил взаимодействия троса-кабеля с магнитным полем Земли, разделения тросовых связей и маневрирования концевых масс [1]. ЭДТС представляет собой орби-

тальную связку концевых модулей, основанную на комплексном использовании гравитационного и магнитного полей Земли и свойств плазменной среды ионосферы.

Электродинамические системы с тросово-кабельной связью и электроплазменными контакторами на концевых модулях играют роль электрогенераторов или движителей орбитального маневрирования при переводе малых космических аппаратов (МКА) с промежуточной на рабочую орбиту, для поддержания орбиты отдельного спутника или орбитальной структуры спутников в системах глобальной связи и наблюдения, а также в системе ориентации КА [1–3]. Потенциально возможно решение следующих задач: осуществление тросового маневрирования при сходе с орбиты и подъеме высоты орбиты, проведение маневрирования с целью изменения параметров орбиты и обеспечения входа в атмосферу [4].

В связи с развитием перспективного направления космической техники – малых космических аппаратов, актуальной является задача проведения космического эксперимента (КЭ) с применением электродинамических тросовых систем в составе МКА для исследования режимов развертывания и функционирования тросово-кабельной связки [5, 6].

К настоящему времени осуществлено около 30 тросовых экспериментов в космосе. В 2007 г. на российском КА “Фотон-М” с участием специалистов ESA был проведен тросовый эксперимент “YES2”. Со спутника “Фотон-М3” выполнена попытка развертывания тросовой связки с баллистической капсулой “Фотино”, которую предполагалось отделить от троса в режиме либрации и вернуть на Землю [7]. Тросовый модуль “FLOYD”, установленный на спутнике “Фотон-М3”, разрабатывался и создавался европейскими инженерами и студентами. Эксперимент предполагал развертывание 30-километрового полиэтиленового троса диаметром 0.5 мм в условиях невесомости. Трос был развернут на длину 8.5 км. Таким образом, динамическая задача развертывания троса на полную длину в данном эксперименте не была решена.

Современному этапу состояния исследований в области механики и электродинамики космических тросовых систем (КТС) соответствует перспективный космический эксперимент с КА “Фотон-М”. Предполагается использование малых КА в серии механических и электродинамических экспериментов в условиях орбитального полета в составе базового аппарата “Фотон-М” и в автономных режимах отделяемых привязных модулей [8].

В Московском авиационном институте создан обширный научный задел в области ЭДТС, имеются макетные образцы оборудования КТС. Теоретические исследования, математическое моделирование и наземная отработка элементов ЭДТС должны подтверждаться результатами экспериментальных исследований в условиях космического полета. Для верификации теоретических разработок и математических моделей, положенных в основу конструкции тросового модуля и получения данных о динамике орбитального полета развернутой тросовой системы, целесообразно провести космический эксперимент.

Экспериментальные исследования, методология которых разработана в МАИ, направлены на освоение технологии ЭДТС и практическую отработку режимов развертывания и разделения тросовой связки в космосе. Выполнение такого КЭ, по сравнению с КЭ “YES2”, расширяет возможности экспериментальных исследований в космосе на базе тросовых технологий. Эти исследования укладываются в концепцию развития тематики орбитальных тросовых систем в ЦНИИмаш [9].

## ПОСТРОЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА НА БАЗЕ МКА С ЭДТС

Для построения КЭ на основе проведенных исследований и анализа существующих прототипов были сформированы варианты проектного облика ЭДТС с использованием связки “базовый КА–привязной модуль” [10–12]. Экспериментальный МКА с

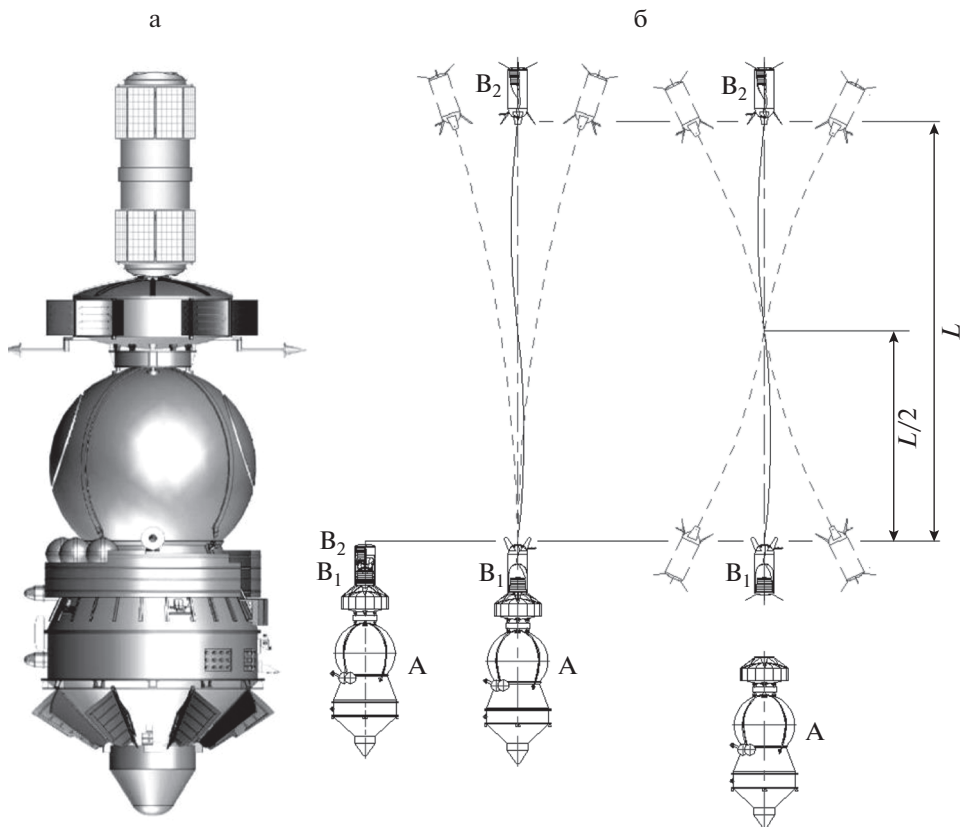


Рис. 1. Экспериментальный МКА с ЭДТС в составе базового КА “Фотон-М” (а) и схемы комплексного и автономного эксперимента с ЭДТС (б).

ЭДТС в составе КА “Фотон-М” (рис. 1а) предназначен для реализации широкого круга механических и электродинамических орбитальных экспериментов. Габариты, масса и состав борта МКА совместимы с аппаратом “Фотон-М” [13], возможен комплексный эксперимент с базовым КА “Фотон-М” и автономное использование МКА при попутном выведении. В комплексе с базовым КА и в автономном режиме возможна отработка троса-кабеля в качестве генератора электроэнергии и движителя орбитального маневрирования [12].

На рисунке 1б показаны основные этапы проведения КЭ с использованием МКА с ЭДТС. На этапе комплексного КЭ (в составе КА “Фотон-М”) МКА с ЭДТС по своему составу содержит основной модуль  $B_1$  (установленный на базовом аппарате А) и отделяемый модуль  $B_2$ , соединенные между собой тросово-кабельной связью. На этапе автономного КЭ развернутая ЭДТС отделяется от базового КА.

При проведении космического эксперимента возможно освоение следующих технологий применения ЭДТС: разворачивание ЭДТС с последующей вертикализацией или переходом в режим либрации; свертывание ЭДТС, изменение длины троса; управление внутренней динамикой ЭДТС, демпфирование колебаний связки относительно центра масс; исследования, создание и применение электродинамических тросовых систем; разделение концевых объектов.

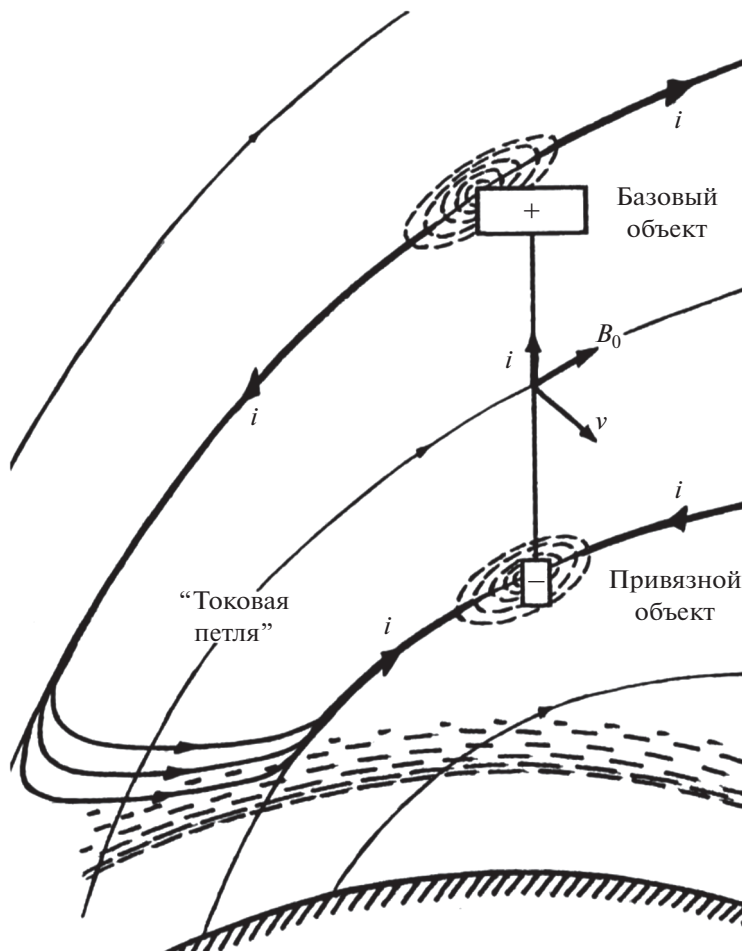


Рис. 2. Схема замыкания тока ЭДТС через ионосферу.

- В ходе выполнения основных этапов КЭ потенциально решаются следующие задачи:
1. Интеграция МКА с ЭДТС на КА “Фотон-М” на орбите высотой 400–250 км;
  2. Развертывание ЭДТС в комплексе с КА “Фотон-М”;
  3. Разделение и осуществление автономного полета МКА с развернутой ЭДТС;
  4. Регистрация показаний датчиков в ходе развертывания ЭДТС и орбитального полета с передачей информации на Землю при нахождении КА в зоне радиовидимости.
  5. Разделение концевых модулей автономной ЭДТС.

#### РЕЖИМЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РАЗВЕРНУТОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

В работах [10–12] приведены математические модели электродинамических процессов, связанных с взаимодействием тока в электрической цепи, формируемой космической тросовой системой, с магнитным полем Земли. На рисунке 2 показана схема замыкания электрического тока ЭДТС через ионосферу, а на рисунке 3 приведен график распределения потенциала в электрической цепи ЭДТС [2].

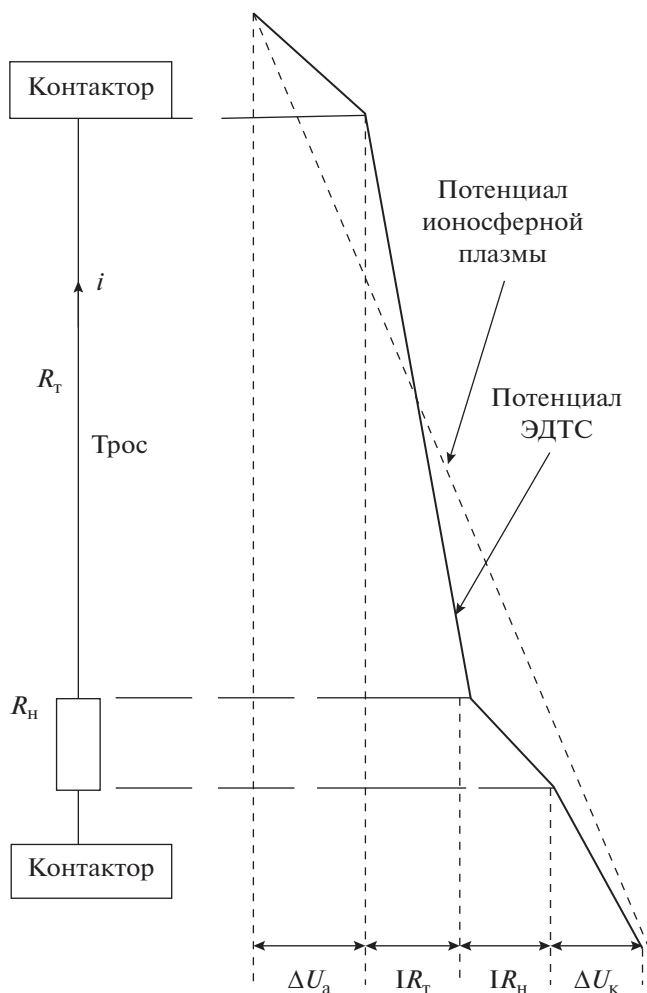


Рис. 3. Распределение потенциала в ЭДТС.

Электрическая цепь замыкается на ионосферу за счет использования полых катодов (ПК) на концевых модулях [12]. В соответствии с блок-схемой, приведенной на рис. 4, в состав плазменного контактора на базе полого катода входит катодный блок – полый катод, блок подачи и регулирования расхода рабочего тела, блок хранения рабочего тела и система преобразования и управления [13].

На рисунке 5 представлена электропневматическая схема плазменного контактора на базе полого катода, разработанная в МАИ применительно к эксперименту МКА с ЭДТС в составе КА “Фотон-М”, в табл. 1 приведены условные обозначения элементов плазменного контактора.

Как видно из электропневматической схемы, в состав плазменного контактора входят четыре основных блока: блок хранения ксенона (БХК); блок подачи ксенона (БПК); блок катодный (БК); блок регулирования расхода (БРР). Основные блоки соединены с помощью межблочных трубопроводов (МБТ). Все системы основных блоков работают в соответствии с алгоритмом определенной программы и по командам по электрическим цепям от системы преобразования и управления (СПУ).

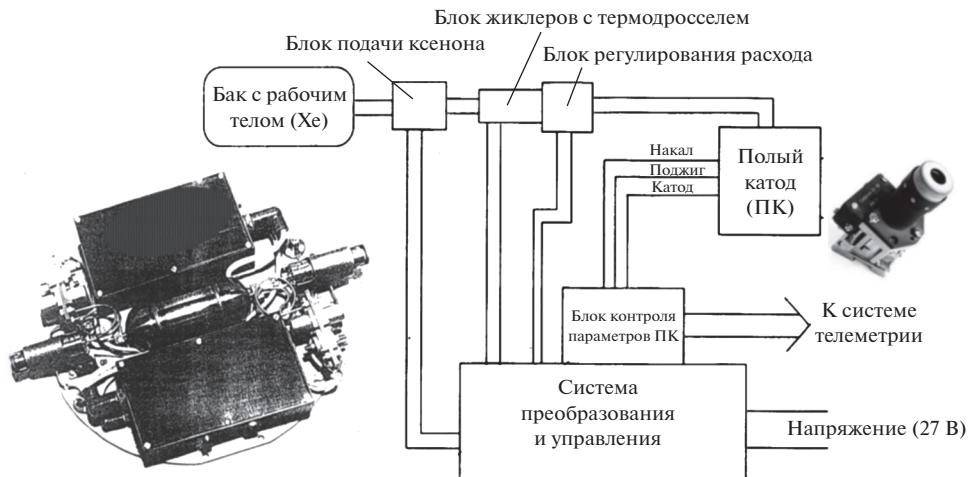


Рис. 4. Блок-схема плазменного контактора на базе полого катода.

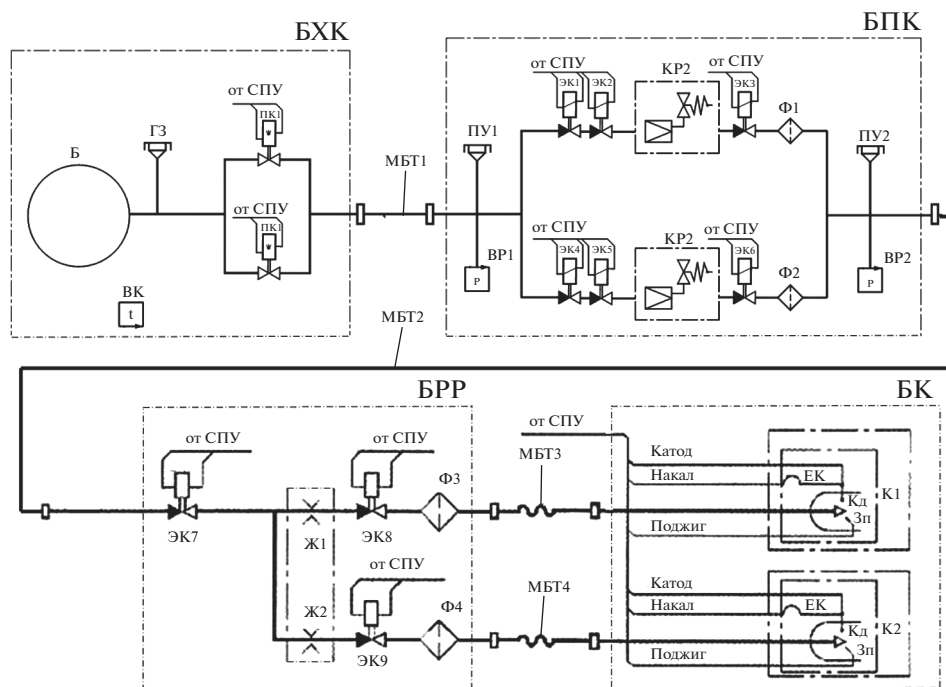


Рис. 5. Электропневматическая схема плазменного контактора.

Катодный блок БК1 (БК2) подключен к схеме трактом подачи рабочего тела в соответствующий катод К1 (К2) и электрическими цепями питания приведенных на схеме элементов катодного блока. Каждый из катодных блоков содержит катод К<sub>д</sub>, нагреватель ЕК, предназначенный для нагрева соответствующего катода во время подготовки

**Таблица 1.** Обозначения элементов плазменного контактора

Обозначение	Наименование
БХК	1. Блок хранения ксенона
Б	Бак
ВК	Датчик температуры
ПК1, ПК2	Пироклапан
ГЗ	Горловина заправочная
БПК	2. Блок подачи ксенона
ВК1...ВК3	Датчик температуры
ВР1	Датчик высокого давления
ВР2	Датчик низкого давления
КР1, КР2	Регулятор давления
ПУ1, ПУ2	Проверочное устройство
Ф1, Ф2	Фильтр
ЭК1...ЭК6	Клапан
НГ1, НГ2	Нагреватель
БК	3. Блок катодный
БРР	4. Блок регулирования расхода
Ж1, Ж2	Жиклер
Ф3...Ф4	Фильтр
ЭК7...ЭК9	Клапан
МБТ1...МБТ4	5. Межблочный трубопровод
СПУ	6. Система преобразования и управления

двигателя к включению, и пусковой электрод  $\Theta_{\text{П}}$ . Во время подготовки и работы плазменного контактора задействован один из катодов, второй находится в резерве (в случае дублирования). Выбор катода, включение, его подготовка к работе (нагрев), и, при необходимости, переход с одного катода на другой, осуществляется автоматически по программе СПУ в соответствии с алгоритмом функционирования плазменного контактора. В режиме подготовки катода к включению, по программе СПУ осуществляется подача питания в цепь нагревателя ЕК выбранного катода К1 (К2).

Принятые схемные решения ЭДТС позволяют оценить ее основные энергомассовые характеристики.

Для нахождения требуемой мощности  $N$  ЭДТС определяется сила тока  $I$ , электродвижущая сила ЭДТС  $E_{\text{инд}}$  и источника  $E_{\text{ист}}$ , общее сопротивление электрической цепи ЭДТС  $R_{\Sigma}$ .

Электродвижущая сила  $E_{\text{инд}}$  ЭДТС вычисляется по формуле:

$$E_{\text{инд}} = B_0 L V_{\text{орб}} \cos i,$$

где  $B_0$  – модуль магнитной индукции геомагнитного поля;  $L$  – длина троса-кабеля;  $V_{\text{орб}}$  – скорость орбитального движения КА;  $i$  – наклонение орбиты.

Электродвижущая сила источника  $E_{\text{ист}}$ :

$$E_{\text{ист}} = E_{\text{инд}} + IR_{\Sigma},$$

где  $R_{\Sigma}$  – общее сопротивление электрической цепи ЭДТС:

$$R_{\Sigma} = R_{\text{тр}} + R_{\text{п.к}} + R_{\text{ион}} + R_{\text{н}},$$

здесь  $R_{\text{тр}}$  – сопротивление троса ( $R_{\text{тр}}/L \approx 10\text{--}50$  Ом/км);  $R_{\text{п.к}}$  – сопротивление плазменных контакторов ( $R_{\text{п.к}} \approx 10$  Ом);  $R_{\text{ион}}$  – сопротивление ионосферного промежутка цепи ( $R_{\text{ион}} \approx 1$  Ом);  $R_{\text{н}}$  – сопротивление нагрузки.

Таблица 2. Технические характеристики ЭДТС

Масса, кг	
– общая	200
– центрального блока	50
– привязных модулей	$75 \times 2$
Параметры троса	
– длина, м	$5000 \times 2$
– диаметр, мм	2
– электрическое сопротивление, Ом	$\sim 200 \times 2$
Параметры плазменных контакторов	
– мощность, Вт	70
– ток, А	1.8
Силовые факторы	
– натяжение троса-кабеля, мН	750
– тяга системы, мН	$125 \times 2$
Мощность, Вт	
– потребляемая (двигатель)	$\sim 1000$
– генерируемая (при нагрузке $\sim 500$ Ом)	$\sim 1500$

Мощность ЭДТС в режиме генератора  $N_{\text{ген}}$ , выделяемая на нагрузку, определяется по формуле:

$$N_{\text{ген}} = (E_{\text{инд}}/R_{\Sigma})^2 R_{\text{н}}.$$

Мощность ЭДТС в режиме двигателя  $N_{\text{дв}}$  определяется по формуле:

$$N_{\text{дв}} = E_{\text{инд}} I = -\frac{Mg}{2} \frac{dH}{dt},$$

где  $M$  – масса КА;  $g$  – ускорение свободного падения;  $H$  – высота орбиты.

Цена тяги  $C_{\text{т}}$ , определяющая эффективность ЭДТС в режиме двигателя:

$$C_{\text{т}} = N_{\text{дв}}/F_{\text{а}} = V_{\text{орб}},$$

где  $F_{\text{а}}$  – сила Ампера (тяга ЭДТС).

Приведенные математические зависимости позволяют оценить основные электродинамические характеристики МКА с ЭДТС в составе КА “Фотон-М” для проведения космического эксперимента.

В табл. 2 приведены результаты электродинамического расчета ЭДТС на базе мало-размерного КА.

### СПОСОБЫ РАЗВЕРТЫВАНИЯ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

Динамика разворачивания троса определяется модулем и ориентацией начальной скорости отделения концевой массы и управлением натяжением троса в процессе его разворачивания по выбранному закону (функции силы натяжения разворачиваемого троса от управляющих параметров). Применительно к космическому эксперименту решаются задачи определения основных характеристик процесса разворачивания ЭДТС: начальной скорости разворачивания ЭДТС и изменения коэффициентов усиления в программе управления разворачиванием. Законы управления натяжением троса,



Таблица 3. Способы развертывания ЭДТС

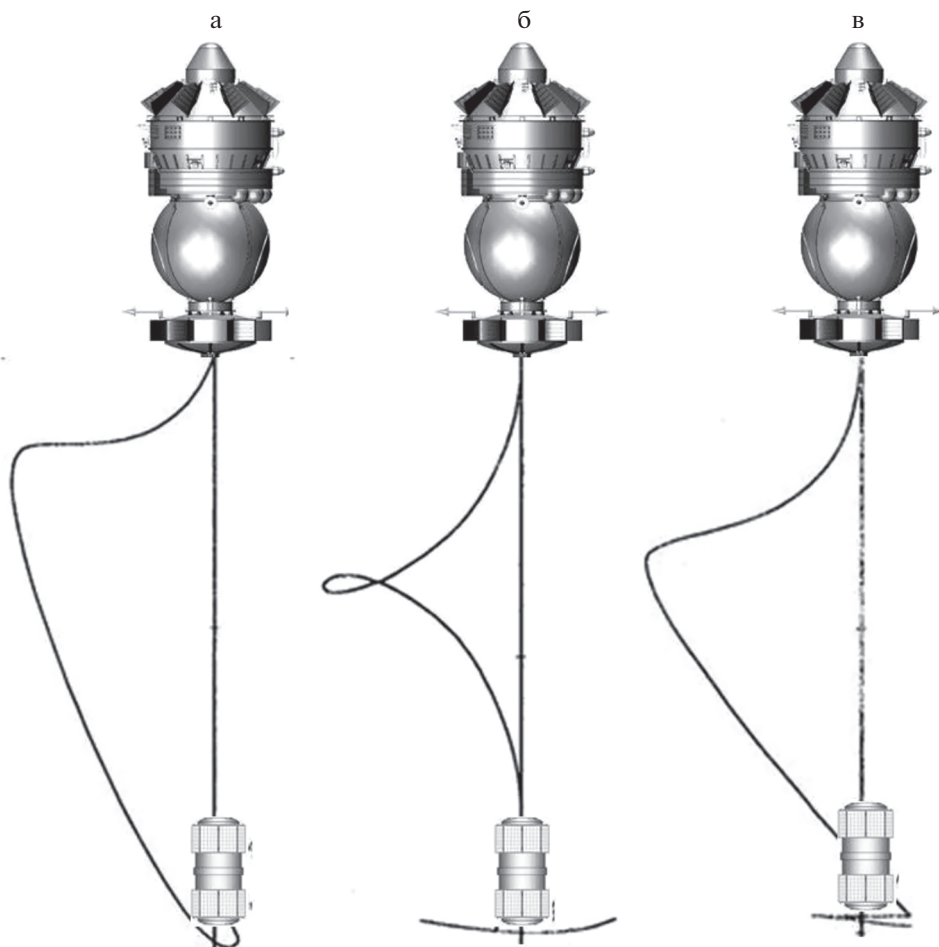
Управление развертыванием	Закон натяжения	Начальная ориентация	Начальная скорость	Ошибка по натяжению
Развертывание с постоянным торможением [14]	$N_A = \text{const}$ без втягивания	$-115^\circ < \varphi_0 < -25^\circ$ $65^\circ < \varphi_0 < 155^\circ$	$1.4\omega\ell_n \pm 7\%$	$\pm 10\%$
Развертывание с натяжением, пропорциональным длине троса [14]	$N_A = 3(m_B + \rho\ell/2)\omega^2\ell$ со втягиванием	$-110^\circ < \varphi_0 < -35^\circ$ $70^\circ < \varphi_0 < 145^\circ$	$\omega\ell'_{\text{ном}} \pm 20\%$	$\pm 17\%$
Развертывание с оптимальным демпфированием угловых колебаний [15]	$N_A = (m_B + \rho\ell/2)\omega^2 \times$ $\times (6\ell + 4\ell'/\omega - 3\ell_n)$ со втягиванием	Любая	$0.2 < \frac{\ell'_0}{\omega\ell_n} < 4$	$\pm 15\%$
Развертывание по закону Раппа с натяжением, пропорциональным длине троса и скорости выпуска связи [15]	$N_A = (m_B + \rho\ell/2)\omega^2 \times$ $\times (6\ell + 4\ell'/\omega - 2.7\ell_n)$ без втягивания	$-125^\circ < \varphi_0 < 30^\circ$ $55^\circ < \varphi_0 < 210^\circ$	$0.2 < \frac{\ell'_0}{\omega\ell_n} < 3$	$\pm 12\%$
Развертывание с натяжением, пропорциональным невязке скорости выпуска связи [14]	$N_A = (m_B + \rho\ell/2)\omega^2 \times$ $\times (3\ell + a(\ell' - \ell'_{\text{ном}})/\omega)$ без втягивания	$-110^\circ < \varphi_0 < -40^\circ$ $70^\circ < \varphi_0 < 140^\circ$	$1 < \frac{\ell'_0}{\omega\ell_n} < 10$	$\pm 10\%$

обеспечивающие непрерывное натяжение троса в процессе вертикализации тросовой системы, формируются с учетом комплекса требований по обеспечению минимального угла либрации тросовой связки, перегрузок, координат и скорости базового и привязного модулей в процессе развертывания, параметров режима схода троса с безинерционной катушки. В табл. 3 приведены формулы для расчета параметров развертывания ЭДТС.

Обозначения, принятые в табл. 3:  $N_A$  – сила натяжения троса, формируемая устройством для управления развертыванием тросовой системы на базовом модуле;  $m_B$  – масса отделяемого модуля;  $\ell$ ,  $\ell'$  – текущие длина и скорость выпуска троса;  $\ell_n$  – полная длина троса;  $\omega$  – угловая скорость орбитального движения КА;  $\ell'_0$  – начальная скорость отделения привязного модуля;  $\varphi_0$  – начальный угол отделения привязного модуля;  $\rho$  – плотность троса-кабеля.

Траектория движения отделяемого модуля определяется на основе методики расчета динамики развертывания ЭДТС, приведенной в работе [16]. На рисунке 6 приведены траектории движения привязного модуля в процессе развертывания для характерных режимов развертывания ЭДТС.

Для осуществления управления развертыванием троса в ходе КЭ предполагается простой закон, включающий: отделение привязного модуля с начальной скоростью  $\ell'_0$ , выпуск троса на длину  $\ell \approx 0.6\ell_n$ , торможение троса с выходом в либрационный режим, освобождение троса в момент времени  $t \approx 1.8/\omega$  (около 30 мин) и развертывание на полную длину  $\ell_n$  под действием гравитационных сил в течение  $t \approx 3/\omega$  с начала развертывания (около 50 мин). Такой алгоритм развертывания по длине  $\ell$  и времени  $t$  не требует сложной системы управления и может быть реализован для малоразмерной ЭДТС [2].



**Рис. 6.** Траектории движения привязного модуля при отделении вертикально вниз ( $\varphi_0 = -90^\circ$ ): (а) развертывание с натяжением, формируемым по закону Раппа; (б) развертывание с натяжением, пропорциональным длине выпущенной связи; (в) развертывание с натяжением, пропорциональным невязке скорости выпуска связи.

### РЕЖИМЫ МАНЕВРИРОВАНИЯ МКА С ЭДТС

Маневрирование космических аппаратов с электродинамической тросовой системой осуществляется с использованием силы Ампера, возникающей при взаимодействии тока в тросе-кабеле с геомагнитным полем [8]. При орбитальном движении КА закон изменения силы Ампера:

$$\begin{aligned} F_{ax} &= ILB_0 r_0^3 / r^3 \cos i U(u), \\ F_{ay} &= 0, \\ F_{az} &= -ILB_0 r_0^3 / r^3 \sin i \cos u U(u), \end{aligned}$$

где  $I$  – модуль силы тока в тросе-кабеле;  $L$  – длина троса-кабеля;  $r_0$ ,  $r$  – радиус Земли и радиус орбиты;  $B_0$  – модуль магнитной индукции геомагнитного поля при  $r_0$ ;  $i$  – на-

**Таблица 4.** Режимы управления для изменения основных параметров орбиты

Элемент орбиты	Функция управления	Изменение элемента орбиты
Фокальный параметр $p$	$U(u) = 1$	$\Delta p \approx \cos i \frac{kLI}{M} \int_t U(u) dt$
Эксцентриситет $e$	$U(u) = \cos(u - \omega)$	$\Delta e \approx \cos i \frac{kLI}{Mp} \int_t U(u) \cos(u - \omega) dt$
Аргумент перигея $\omega$	$U(u) = \sin(u - \omega)$	$\Delta \omega \approx \cos i \frac{kLI}{Mpe} \int_t U(u) \sin(u - \omega) dt$
Наклонение $i$	$U(u) = -\cos(2u)$	$\Delta i \approx -\sin i \frac{kLI}{2Mp} \int_t U(u) \cos^2 u dt$
Долгота восходящего узла $\Omega$	$U(u) = -\sin(2u)$	$\Delta \Omega \approx -\sin i \frac{kLI}{2Mp} \int_t U(u) \sin u \cos u dt$

**Таблица 5.** Зависимость скорости изменения параметров орбиты от силы тока в тросе-кабеле

Параметры	Раз- мерность	Сила тока $I, A$				
		1	2	3	4	5
Электродинамическая сила $F_a$	$H$	0.125	0.250	0.375	0.500	0.625
Скорость изменения фокального параметра орбиты, $dp/dt$	м/с (км/сут)	0.04 (2.6)	0.08 (5.2)	0.12 (7.8)	0.16 (10.4)	0.20 (13.0)
Скорость изменения долготы восходящего узла орбиты, $d\Omega/dt$	рад/с (рад/сут)	$3.1 \times 10^{-9}$ ( $2.7 \times 10^{-5}$ )	$6.2 \times 10^{-9}$ ( $5.4 \times 10^{-4}$ )	$9.3 \times 10^{-9}$ ( $8.1 \times 10^{-4}$ )	$1.2 \times 10^{-8}$ ( $1.1 \times 10^{-3}$ )	$1.5 \times 10^{-8}$ ( $1.4 \times 10^{-3}$ )
Скорость изменения наклона орбиты, $di/dt$	рад/с (рад/сут)	$6.2 \times 10^{-9}$ ( $5.4 \times 10^{-4}$ )	$1.2 \times 10^{-8}$ ( $1.1 \times 10^{-3}$ )	$1.9 \times 10^{-8}$ ( $1.6 \times 10^{-3}$ )	$2.5 \times 10^{-8}$ ( $2.1 \times 10^{-3}$ )	$3.1 \times 10^{-8}$ ( $2.7 \times 10^{-3}$ )

клонение орбиты;  $u$  – аргумент геомагнитной широты;  $U(u)$  – функция управления силой тока в тросе-кабеле.

Выбирая режимы изменения силы тока при движении КА с ЭДТС по орбите, можно изменять параметры орбиты при выборе в качестве независимой переменной аргумента геомагнитной широты  $u$  [6].

В табл. 4 приведены зависимости для оценки изменения параметров орбиты (здесь  $M$  – масса КА;  $t$  – текущее время полета КА;  $k \approx 4.63 \times 10^{-2}(r_0/r)^{1.5}$  кг/(А с)).

Приведенные математические формулы для расчета изменения параметров орбиты с учетом функций управления позволяют оценить основные динамические характеристики орбитального маневрирования МКА с ЭДТС в составе КА “Фотон-М” при проведении космического эксперимента.

В табл. 5 приведены оценки изменения фокального параметра орбиты  $p$  и долготы восходящего узла орбиты  $\Omega$  в зависимости от силы тока  $I$  в тросе-кабеле для КА массой  $M = 7$  т и длине троса  $L = 10$  км при движении по орбите высотой  $H = 300$  км и наклонением  $i = 51.6^\circ$ .

Представленные методы исследования проектных параметров и режимов движения орбитальных комплексов на базе ЭДТС позволяют оценить основные характеристики электродинамических тросово-кабельных систем для сформированного проектного облика МКА с ЭДТС [17, 18].

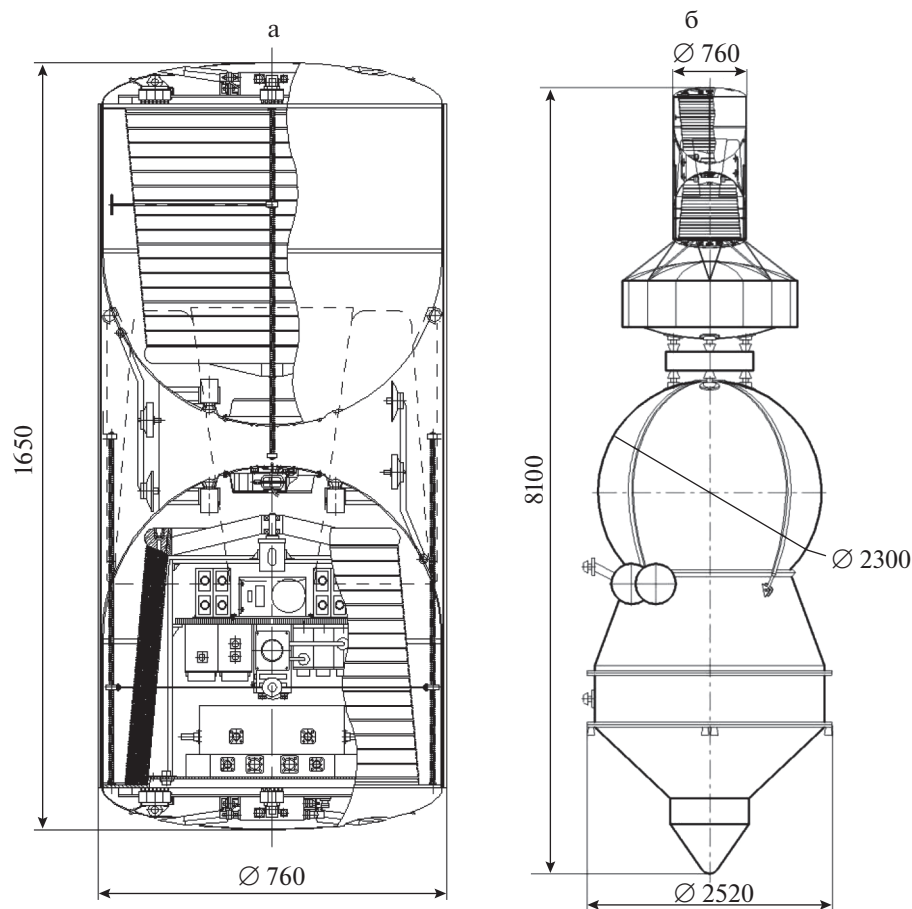
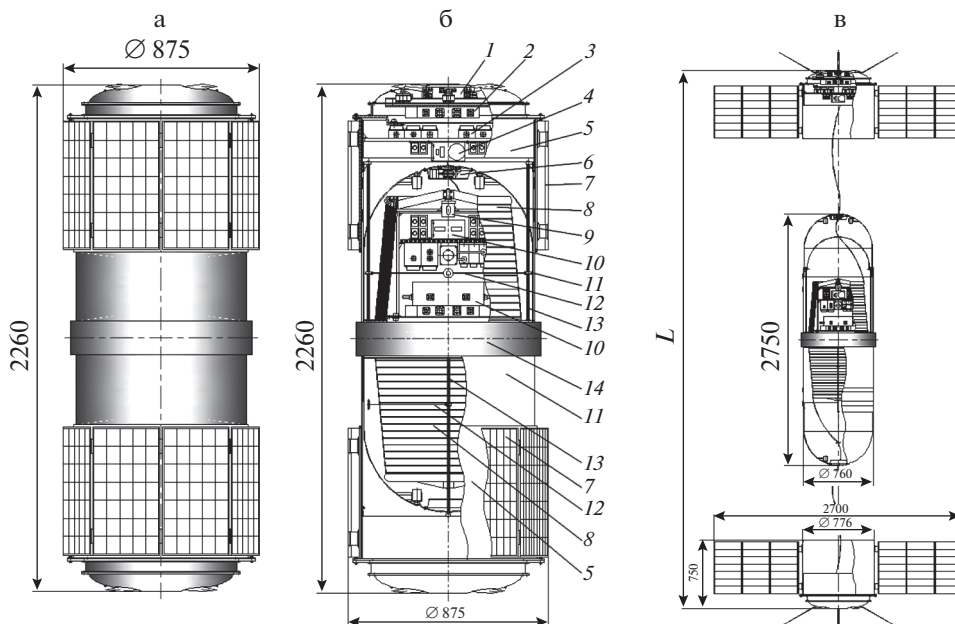


Рис. 7. Компонувочные решения МКА с ЭДТС с базовым КА “Фотон-М”.

## СХЕМЫ ПОСТРОЕНИЯ И КОНСТРУКТИВНЫЕ РЕШЕНИЯ МКА С ЭДТС

Электродинамическая орбитальная связка структурно состоит из базового КА и привязного МКА модульного исполнения, связанных проводящим изолированным тросом. Принципиальной особенностью является бинарность конструкции – двоякая компоновка практически идентичных модулей, поскольку тросовые системы предполагают наличие, по крайней мере, двух концевых модулей, а их унификация повышает надежность реализации программы. На рисунке 7а приведена компоновочная схема МКА с ЭДТС, на рисунке 7б показан общий вид орбитальной электродинамической связки в составе КА “Фотон-М”.

Универсальный МКА (автономный или в составе комплекса “Фотон-М-МКА”) комплектуется из двух почти идентичных автономных модулей со стандартным бортовым оборудованием: катушка с системой “смотки-намотки” троса, система управления развертыванием троса, система замыкания электрической цепи ЭДТС, приборный блок. Размещенный на базовом КА основной модуль ЭДТС оснащен безинерци-



**Рис. 8.** Конструктивная схема МКА с ЭДТС

(а) – общий вид МКА с ЭДТС, (б) – компоновочная схема МКА с ЭДТС, (в) – МКА с ЭДТС в рабочем положении

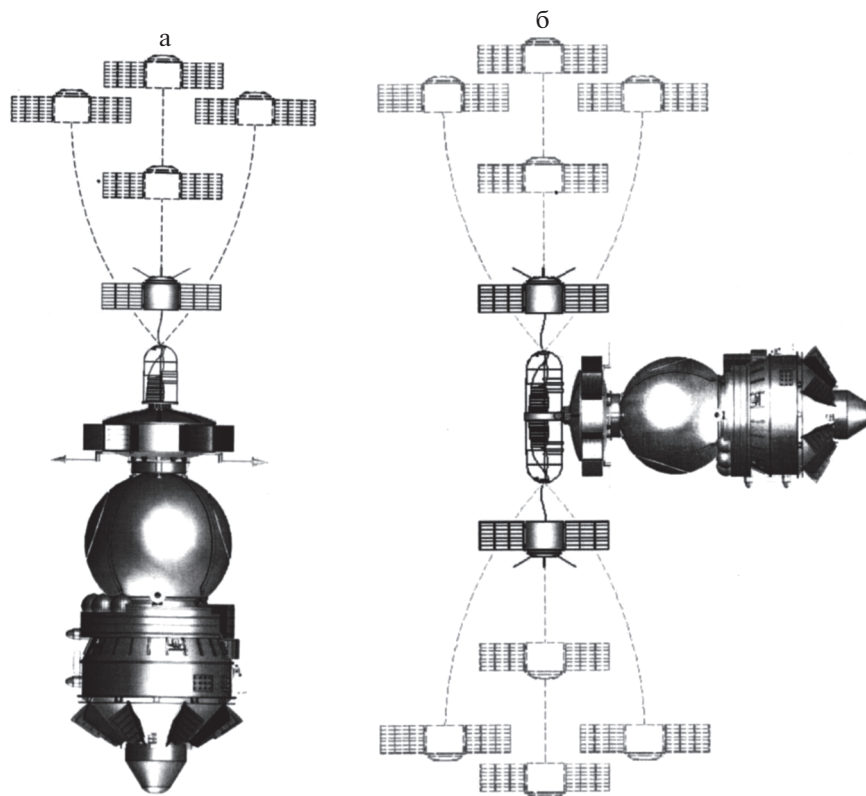
1 – плазменный контактор на базе полых катодов с баками для рабочего тела (ксенона) и аппаратурой; 2 – блок служебной аппаратуры привязного модуля; 3 – блок аккумуляторной батареи; 4 – трехосный блок управляющих двигателей-маховиков; 5 – корпус привязного модуля; 6 – устройство управления торможением при разворачивании троса-кабеля, установленное на полусферической выдвигной платформе; 7 – панели солнечной батареи; 8 – катушка с тросом-кабелем; 9 – электропривод вращения катушки в режиме намотки троса-кабеля; 10 – блоки служебной аппаратуры базового модуля; 11 – корпус базового модуля; 12 – полукольцо (“водило”) с фильерой, используемое при намотке и укладке троса-кабеля на катушку в режиме свертывания; 13 – шток с червячной парой и электроприводом для возвратно-поступательного движения “водила” при намотке троса-кабеля на катушку; 14 – проставка-адаптер для крепления к силовому элементу КА “Фотон-М”.

онной катушкой с тросом-кабелем и выдвигным устройством для управления процессом разворачивания троса за счет регулирования силы его натяжения.

При определении проектного облика орбитальной тросовой системы на базе космических аппаратов малого класса и выборе ее основных проектных параметров [16], возможным вариантом технического решения может являться конструктивное трехмодульное исполнение МКА с ЭДТС на базе типовых отделяемых привязных модулей, соединенных с центральным модулем (рис. 8).

В комплексе с КА “Фотон-М” электродинамическая орбитальная связка структурно состоит из базового КА и привязного субспутника модульного исполнения, связанных электродинамическим проводящим тросом. Каждый модуль (основной и отделяемый) снабжен идентичным оборудованием – источником электроэнергии, системой питания плазменных контакторов, рабочим телом, системой регулирования силы тока.

Проектный облик ЭДТС в вертикальной и горизонтальной ориентации КА “Фотон-М” в режимах движителя и генератора показан на рис. 9.



**Рис. 9.** Проектный облик МКА с ЭДТС в комплексе с базовым КА “Фотон-М” (а) – вертикальная ориентация КА “Фотон-М” двухмодульной тросовой связки; (б) – горизонтальная ориентация КА “Фотон-М” трехмодульной тросовой связки.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлен обзор возможных вариантов схем построения и технических решений ЭДТС, предназначенной для обеспечения режимов развертывания системы, создания электродинамических сил для управляемого маневрирования КА. Анализируется схема с электропроводящим тросом-кабелем и плазменными контакторами, моделирующая взаимодействие ЭДТС с геомагнитным полем и ионосферой.

Предложена схема КЭ, в ходе которого планируется осуществить следующие задачи: освоение и практическая проверка технологии развертывания тросовой связки в космосе; исследование динамики развернутой на околоземной орбите ЭДТС; моделирование режимов генератора и двигателя; отработка разделения тросовой связки.

Разработаны методы расчета, позволяющие оценить основные электродинамические характеристики ЭДТС при проведении космического эксперимента. Показано, что для ЭДТС с длиной троса-кабеля 10 км возможно создание двигатель-электрогенерирующей системы мощностью в единицы киловатт и тягой порядка десятых долей ньютона. Приведены математические формулы для расчета изменения параметров орбиты с учетом функций управления, позволяющие оценить основные динамические характеристики орбитального маневрирования МКА с ЭДТС в составе КА

“Фотон-М”. Показано, что с использованием ЭДТС возможно изменение орбиты до нескольких километров в сутки по высоте и до нескольких угловых минут в сутки по долготе восходящего узла.

Применительно к космическому эксперименту получены научные результаты по определению основных характеристик процесса развертывания ЭДТС, сформированы режимы управления натяжением троса, обеспечивающие процесс вертикализации тросовой системы, приводятся аналитические решения для законов управления развертыванием тросовой системы. Показаны траектории отделяемых модулей для характерных режимов движения, определяемые на основе методики расчета динамики развертывания ЭДТС. Предложен простой алгоритм управления натяжением троса, обеспечивающий развертывание троса-кабеля длиной 10 км в течение ~50 мин.

Представлен проектный облик космической электродинамической тросовой системы, предназначенной для обеспечения режимов развертывания системы, создания электродинамических сил для управляемого маневрирования КА. Для проведения космического эксперимента разработана компоновочная схема МКА с ЭДТС, предназначенного для обеспечения режимов развертывания-свертывания тросовой системы и создания электродинамических сил для изменения положения и перемещения в пространстве тросовой связки. Предлагаемая схема МКА с ЭДТС позволяет обеспечить управление либрационным и орбитальным движением системы, а также проведение экспериментальных тросовых маневров отделяемых модулей с тросово-кабельной связью.

Проведенные исследования показали, что с использованием МКА с ЭДТС в рассматриваемом диапазоне основных характеристик могут быть решены целевые задачи, связанные с экспериментальным исследованием механики и электродинамики тросовой системы на околоземных орбитах.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990.
2. Мальшев Г.В., Кульков В.М., Семенов А.В., Ермаков С.Л., Каменский И.В., Трусов В.Н., Шиликин Г.Г. Экспериментальные тросовые системы на базе малогабаритных ИСЗ // Зарубежная радиоэлектроника. М., 1992. № 12. С. 116–127.
3. Кульков В.М. Анализ проектных параметров и режимов работы многофункциональной электродинамической тросовой системы // Труды XXXIX Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Казань, Казанский гос. университет, 2005. С. 99–106.
4. Кульков В.М., Мальшев Г.В., Шарифуллин Р.Р. Прикладные задачи космических тросовых систем. // К.Э. Циолковский: исследование научного наследия: материалы XLIII научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: ИП Кошелев А.Б. (Издательство “Эйдос”), 2008. 349 с.
5. Мальшев Г.В., Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Шарифуллин Р.Р. Электромагнитодинамическая тросовая система в задачах управления движением низкоорбитальных ИСЗ. Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 1. С. 49–54.
6. Кульков В.М. Анализ проектных параметров и исследование режимов управления орбитальным движением электродинамической тросовой системой. Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 41–46.
7. Эксперимент YES-2. // Официальный сайт СГАУ [Электронный ресурс]. Дата обновления: 15.10.2007 URL: <http://www.ssau.ru/science/nid/ntr/0401/> (дата обращения: 15.03.2019).
8. Даниленко А.В., Ёлкин К.С., Лягушина С.Ц., Федоров С.Б. Использование тросовой системы для проведения космических экспериментов в составе перспективного КА “Фотон-М” или “Бιον-М”. Труды XXXVI академических чтений по космонавтике. Комиссия РАН, М., 2012.
9. Даниленко А.В., Ёлкин К.С., Лягушина С.Ц., Федоров С.Б. Концепция развития тематики орбитальных тросовых систем в ЦНИИмаш.: // Труды XXXV академических чтений по космонавтике / Комиссия РАН, М., 2011.
10. Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А. Анализ проектных параметров и исследование режимов функционирования электродинамической тросовой системы // Известия РАН. Энергетика. 2016. № 2. С. 118–128.

11. Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузи́ков С.А. Исследование интегральных энергетических характеристик космической электродинамической тросовой системы для орбитальных экспериментов // Известия РАН. Энергетика. 2017. № 3. С. 114–127.
12. Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузи́ков С.А. Исследование конфигурации и формирование проектного облика развернутой космической электродинамической тросовой системы в составе орбитальных космических аппаратов. // Известия РАН. Энергетика. 2018. № 3. С. 119–130.
13. Продукция АО “РКЦ “Прогресс”. // Официальный сайт АО “РКЦ “Прогресс” [Электронный ресурс]. Дата обновления: 13.03.2019 URL: [http://www.samspace.ru/products/satellites\\_of\\_scientific\\_purpose/ka\\_foton\\_m4/](http://www.samspace.ru/products/satellites_of_scientific_purpose/ka_foton_m4/) (дата обращения: 13.03.2019).
14. Левин Е.М. О развертывании протяженной связки двух тел на орбите. // Космические исследования. 1983. № 1. Т. 21. С. 121–124.
15. Rupp C.C., Lane J.H. Shuttle-tethered satellite system. // Journal of the Astronautical Sciences. 1978. V. 26. № 1. P. 1–17.
16. Yury G. Egorov, Vladimir M. Kulkov, Vadim V. Terentyev, Sergey A. Tuzikov, Sergey O. Firsyuk. Rational design of the orientation system of small spacecraft using mathematical models of motion in gravitational field // Applied Mathematical Sciences. 2015. V. 9. № 137. P. 6835–6848.
17. Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузи́ков С.А. Прикладные задачи механики космических тросовых систем и методы их исследования // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Аннотации докладов (Казань, 20–24 августа 2015 г.). Казань, Издательство академии наук РТ, 2015. С. 163.
18. Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Фирсюк С.О., Тузи́ков С.А. Вопросы проектирования малых космических аппаратов с тросовой системой для управления движением в гравитационном и магнитном полях. Труды XXV Международной научно-технической конференции “Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации”. 2016 г., Алушта. С. 114–115.

### Peculiarities of Design for Small-Size Space Electrodynamic Tether Systems

V. M. Kulkov<sup>a,\*</sup>, Yu. G. Yegorov<sup>a</sup>, S. A. Tuzikov<sup>b</sup>, and S. O. Firsyuk<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow Aviation Institute (RIAME MAI), Moscow, Russia

<sup>b</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University) (MAI), Moscow, Russia

\*e-mail: riame@sokol.ru

The article is devoted to the concept design of small spacecraft with electrodynamic tether system (EDTS), as well as to the analysis of engineering solutions for EDTS as a part of small spacecraft. The EDTS concept design that was developed for electrodynamic experiment in the orbit is considered. The article considers the problems of mathematical modeling of dynamic processes of the orbital tether system operation. The mathematical models of the electrodynamic processes associated with the interaction of current in the electric circuit formed by the space tether system and the Earth's magnetic field are presented. The methods of evaluation of EDTS dynamic and electrodynamic characteristics are developed. Electrodynamic systems with a tether-cable connection and plasma contactors at the end modules act as generators or thrusters for orbital maneuvering. The modes of operation of the deployed EDTS and the methods of its deployment to the working position are considered. Analytical solutions for the methods of deploying orbital mated configuration are presented, and the results of the calculations are given. Design layout is presented for a two-module tether spacecraft designed for testing “tether” maneuvering processes in space. EDTS consists of a basic module and a detachable module connected by insulated tether-cable and provides closing of electrical circuit through the ionosphere using plasma contactors.

**Keywords:** small-size electrodynamic tether system, concept design, tether-cable, tether end modules, ionosphere, plasma contactor