



## МОСТОВОЙ РЕЗОНАНСНЫЙ ИСТОЧНИК ПИТАНИЯ ЭЛЕКТРОДУГОВОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В настоящей работе решается прикладная задача проектирования мостового резонансного преобразователя с системой высоковольтного зажигания дуги в канале электродугового двигателя. Представлена разработка мостового резонансного источника питания, проведен обзор и анализ источников питания дуговых двигателей различной мощности.

Рассмотрены теоретические аспекты расчета основных параметров источника. Приведена передаточная функция, описывающая коэффициент усиления резонансного контура источника питания. С помощью передаточной функции построены диаграммы усиления при разных значениях добротности контура. Представлен опытный образец источника питания, системы запуска и электродугового двигателя. Проведена серия экспериментов, направленных на выявление работоспособности источника.

По результатам экспериментов максимальная выходная мощность источника составила 182,4 Ватта, а максимальная эффективность — 87,5 %. Получены частотные спектры выходного тока источника питания. Построены вольтамперные характеристики для рабочего тела Ar и N<sub>2</sub>.

В процессе исследования обнаружены явления связанные с хаотической динамикой дуги в канале двигателя. Хаотические колебания наблюдались в момент запуска двигателя и исчезали после установившегося режима работы.

**Ключевые слова:** резонансный преобразователь, электродуговой микродвигатель, малый космический аппарат, низкоорбитальная группировка, термодатика.

**Введение.** В настоящее время развитие космических аппаратов направлено на увеличение срока активного существования, оптимизации массы полезной нагрузки и повышение надежности. Малые космические аппараты являются одним из перспективных направлений космической деятельности. В последнее время все чаще используются как средство исследования природных ресурсов и объектов земной поверхности. Они широко применяются для организации систем связи, навигации, телевидения, изучения погодных условий и природных ресурсов Земли, предоставления интернет-услуг, а также освоения и изучения дальнего космоса [1]. Особенно круг решаемых задач расширяется, если у космического аппарата появляется возможность маневрирования, но для этого необходимо в состав космического аппарата вводить двигательную установку, обеспечивающую аппарат необходимыми импульсами тяги.

Таким образом, становится актуальной разработка источников питания двигателей космических

аппаратов мощностью до 300 Вт и массой не более 100 кг, которые могут работать в течение длительного периода времени. Кроме того, дальнейшее снижение потребляемой мощности также является актуальной задачей, но для этого необходимо снижать массу источника питания и увеличивать его эффективность. Это возможно только за счет более эффективного распределения энергии внутри источника или, например, применяя более совершенную топологию силовой части и системы управления. Электродуговые двигатели имеют ряд особенностей, связанных с генерацией плазменной струи, которые могут приводить к хаотическому режиму работы и требуют особого подхода к управлению. Плазменная струя образуется в результате прохождения электрического тока через газовую среду, что приводит к ионизации газа и образованию плазмы. В электродуговых двигателях эта струя используется для создания тяги путем выброса газов из сопла. Одним из основных факторов, влияющих на характеристики плазменной струи, является

сила тока, проходящего через электродугу. При недостаточном токе струя может быть неустойчивой и непредсказуемой, что снижает эффективность двигателя. С другой стороны, при слишком большом токе возможно повреждение двигателя. Таким образом, для стабилизации работы электродугового двигателя необходимо вводить цепи обратной связи по току и напряжению.

Активные исследования в области построения источников питания дуговых двигателей начаты около 50 лет назад. За прошедшее время изучено и разработано достаточно много типов источников питания, способных обеспечивать широкий диапазон выходной мощности.

В электродуговых двигателях с тепловым ускорением получение тяги происходит за счет превращения в сопле потенциальной энергии газа в кинетическую. Энергия истекающего газа определяется его температурой перед критическим сечением сопла [2]. Нагрев рабочего тела осуществляется за счет пропускания его через электрическую дугу. В этом случае температура газа может значительно превышать температуру электродов двигателя и, следовательно, удельный импульс тяги будет являться значительным преимуществом. В зависимости от использованного рабочего тела удельный импульс тяги может достигать до 550 с для гидразина и до 1500 с для водорода.

В работе [3] рассмотрены особенности проектирования источника питания электродуговых и плазменных двигательных установок, используемых для коррекции орбиты малых космических аппаратов. Показана возможность увеличения удельной мощности данных систем с помощью совмещения функций нескольких преобразователей электрической энергии, работающих последовательно. Приведены функциональная схема устройства, построенного на базе совмещенного преобразователя, его основные параметры и показан внешний вид.

В следующих работах приведены результаты зарубежных экспериментальных исследований. В работе [4] показан источник питания для водородных дуговых двигателей. Описывается проектирование, результаты испытаний, разработка схемы источника мощностью 10 кВт. Силовая часть реализована с помощью мостовой схемы, которая аналогична той, что используется в современных мощных преобразователях. Фильтрация выходного тока осуществлялась с помощью дросселя с интегрированной обмоткой генерации высоковольтных импульсов, необходимых для зажигания дуги.

Регулирование и стабилизация тока дуги выполнены с использованием фазовой широтно-импульсной модуляции (ШИМ). Низкая индуктивность обмоток силового трансформатора позволила минимизировать динамические потери. Для минимизации потерь проводимости использовались полупроводниковые полевые транзисторы. Потери на переключение были сведены к минимуму с помощью быстродействующей, оптической изолирующей схемы. Входное напряжение питания для устройства составляло 150 В, а максимальное выходное напряжение — 225 В при частоте коммутации 20 кГц. Эффективность источника питания составила 94 %.

В работе были продемонстрированы надежные запуски двигателя и переходы к установившемуся режиму работы. Расчетная удельная масса для полетного агрегата составляла 2 кг/кВт.

В работе [5] описан источник дугового двигателя мощностью 1 кВт. Конструкция содержит ШИМ преобразователь, который имеет замкнутый контур для обеспечения быстрого регулирования тока. Представлены экспериментальные данные эффективности, отклика регулирования системы управления и пульсации выходного напряжения и тока. Испытания показали, что разработанный источник питания способен запускать дугу в двигателе менее чем за секунду и при этом не разрушать электроды.

Система управления источника питания построена на ШИМ-контроллере UC1846. Микросхема UC1846 содержит источник опорного напряжения, усилитель ошибок, генератор, ограничитель импульсного тока. ШИМ-контроллер управляет парой силовых транзисторов. Транзисторы защищены от бросков напряжения с помощью снабберов и стабилизаторов.

В работе [6] разработан источник питания дугового двигателя мощностью 1,8 кВт, работающий на частоте 33 кГц. Представлены структура и основные электрические характеристики. Особое внимание уделено пусковому блоку и преобразователю. Также описана система управления источника. Система управления разделена на два основных блока: аналоговый и цифровой. Описана методика управления запуска двигателя. После проведенных испытаний представлены характеристики и параметры разработанного устройства.

Также становятся популярны многофазные резонансные источники питания. Мощность источников составляет 4 кВт при входном напряжении 80-160 В. Выходное напряжение до 200 В. Эффективность источников около 96 %. Для резонансных преобразователей законы управления более сложны, чем для преобразователей, основанных на ШИМ-контроллерах. Еще один недостаток резонансных источников — это большие потери холостого хода относительно преобразователей, основанных на ШИМ-контроллерах. Однако они имеют низкие входные пульсации тока, что позволяет использовать небольшую величину емкости конденсаторов на шине питания, обладают низким уровнем электромагнитного излучения и имеют высокую эффективность. Поэтому в настоящее время перспективным направлением является разработка и исследование многофазных и однофазных резонансных преобразователей. Многофазные резонансные преобразователи используются для питания двигателей мощностью более 1 кВт, что является избыточным для малых космических аппаратов с мощностью источника не более 300 Вт, но при этом источник питания должен иметь минимальный вес и максимальную надежность.

**Теория.** Рассмотрим теоретический аспект работы преобразователя и приведем расчет основных параметров, необходимых для проектирования источника питания с применением резонансной технологии [7]. Особенность данной технологии заключается в том, что переключение силовых транзисторов происходит либо когда ток в резонансном контуре переходит через нулевое значение, либо когда напряжение на резонансном контуре близко к нулю. Это позволяет уменьшить потери на переключение и увеличить эффективность.

Составим общую схему преобразователя, схему замещения и структурную схему. Упрощенная схема резонансного источника питания показана на рис. 1. Она состоит из инвертора, построенного на МОП-транзисторах (VT1-VT4), резонансной

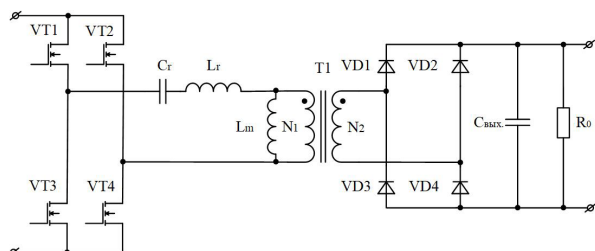


Рис. 1. Обобщенная схема резонансного преобразователя

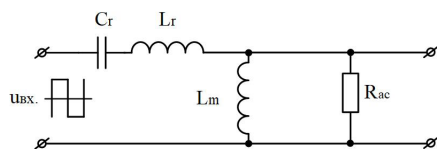


Рис. 2. Схема замещения резонансной цепи преобразователя

емкости  $C_r$  и индуктивности  $L_r$  силового трансформатора T1 и мостового выпрямителя (VD1-VD4). С выхода инвертора формируется переменное напряжение прямоугольной формы, которое поступает на резонансный контур, образованный конденсатором, первичной обмоткой трансформатора и индуктивностью  $L_r$ .

Построим схему замещения резонансной цепи преобразователя и определим коэффициент усиления (рис. 2).

Коэффициент усиления для представленной схемы определяется по выражению

$$K = K_s \cdot K_r \cdot K_T \quad (1)$$

где  $K_s$  — коэффициент преобразования схемы инвертора,  $K_r$  — коэффициент усиления резонансного контура,  $K_T$  — коэффициент преобразования силового трансформатора.

Коэффициент преобразования для мостовой схемы инвертора равен 1. Полумостовая схема имеет коэффициент  $K_s = 1/2$ . Для эквивалентной схемы усиление резонансного контура определяется с помощью функции

$$K_r(Q, m, F_x) = \frac{F_x^2(m-1)}{\sqrt{(m \cdot F_x - 1)^2 + F_x^2(F_x^2 - 1)^2 \cdot (m-1)^2 \cdot Q^2}} \quad (2)$$

Функция принимает три аргумента:  $Q$  — добротность резонансного контура;  $F_x = \frac{f_k}{f_r}$  — нормализованную частоту, где  $f_k$  — частота коммутации силовых ключей,  $f_r$  — резонансная частота контура; параметр  $m$ , определяющий отношение общей индуктивности первичной обмотки трансформатора к индуктивности резонансного контура.

Аргументы функции рассчитываются с помощью следующих выражений:

$$Q = \frac{\sqrt{L_r}}{R_{ac}}, \quad (3)$$

где  $L_r$  — индуктивность резонансного контура,  $C_r$  — емкость резонансного контура,  $R_{ac}$  — эквивалентное сопротивление нагрузки на переменном токе.

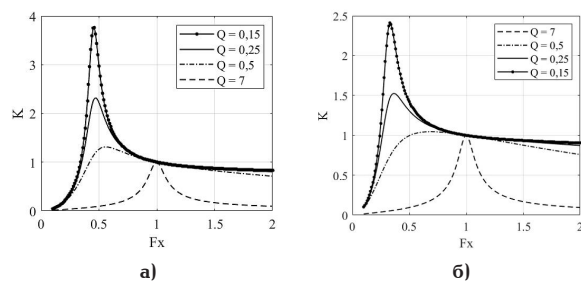


Рис. 3. Диаграммы коэффициента усиления для разных значений добротности резонансного контура при постоянном параметре  $m = 5$  (а) и влияние параметра  $m$  на усиление резонансного контура: б — величина  $m = 10$ ; в — величина  $m = 20$

$$R_{ac} = \frac{8}{\pi^2} \cdot \frac{N_1^2}{N_2^2} \cdot R_0, \quad (4)$$

где  $N_1$  — число витков первичной обмотки силового трансформатора,  $N_2$  — число витков вторичной обмотки силового трансформатора,  $R_0$  — сопротивление нагрузки.

$$m = \frac{L_r + L_m}{L_r}, \quad (5)$$

где  $L_m$  — индуктивность намагничивания первичной обмотки трансформатора.

Резонансная частота контура равна

$$f_r = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_r \cdot C_r}}. \quad (6)$$

С помощью передаточной функции (2) построим диаграммы коэффициента усиления. Проведем анализ влияния добротности контура на величину усиления, а также рассмотрим влияние параметра  $m$  (рис. 3).

Из рис. 3а видно, что кривые, построенные для уменьшающихся величин добротности, соответствуют работе преобразователя при снижении нагрузки в выходной цепи. Увеличение величины  $Q$  соответствует возрастанию нагрузки в выходной цепи. Коэффициент усиления  $K = 1$  на резонансной частоте  $F_x = 1$ , когда  $f_k = f_r$ . Также видно, что все диаграммы пересекаются в точке резонансной частоты  $F_x = 1$ .

Пиковые значения полученных диаграмм коэффициента усиления определяют границу между индуктивным и емкостным сопротивлением резонансного контура. Таким образом, появляется возможность определить области работы схемы инвертора преобразователя на индуктивную или емкостную составляющую. Область емкостной со-

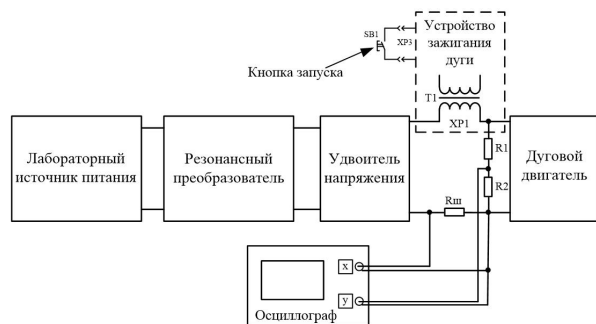


Рис. 4. Структурная схема

ставляющей находится слева от экстремума функции, а индуктивной — справа. Работа на емкостную составляющую контура дает возможность переключения силовых транзисторов инвертора переключаться в момент нулевого значения протекающего тока. Работа на индуктивную составляющую позволяет производить переключения в момент нулевого значения напряжения на резонансном контуре [8].

Представленные на рис. 3б и 3в диаграммы коэффициента усиления, полученные для разных значений  $m$ , показывают, что более низкие значения величины  $m$  обеспечивают более высокий коэффициент усиления. Однако при одинаковой величине добротности  $Q$  и резонансной частоте  $f_p$  это приводит к уменьшению индуктивности намагничивания  $L_m$  силового трансформатора, что, в свою очередь, приводит к увеличению мгновенного значения тока в первичной обмотке. Слишком низкое значение  $m$  увеличивает статические потери. Следова-

но, проектирование источника необходимо начать с выбора оптимального значения  $m$ , при котором достигается требуемое усиление преобразователя. В процессе проектирования важно установить значение добротности  $Q$  и величину параметра  $m$ .

**Структурная схема.** Общее понимание принципа работы установки изображено на структурной схеме (рис. 4). В качестве нагрузки источника питания используется дуговой двигатель. Регистрация выходного напряжения и тока производится осциллографом.

В схеме кнопка SB1 включает устройство зажигания дуги, что приводит к запуску дугового двигателя. После нажатия кнопки формируются импульсы высокого напряжения амплитудой 10,1 кВ и частотой следования  $f_{ca} = 850$  Гц.

**Разработка принципиальной схемы источника и цепи зажигания дуги.** Источник питания построен на микросхеме FAN762. Данная микросхема является контроллером частотно-импульсной модуляции (ЧИМ) и предназначена для проектирования полумостовых резонансных преобразователей. Источник включает в себя высоковольтную систему зажигания дуги, собранную на отдельной плате с применением микроконтроллера.

Принципиальная схема источника приведена на рис. 5.

Схема включает в себя инвертор, собранный на МОП-транзисторах, трансформатор, мостовой выпрямитель, цепь обратной связи по напряжению, цепь обратной связи по току, ЧИМ-контроллер и подключенные к нему драйверы.

Инвертор, выполненный на транзисторах VT7-VT10, образует мостовую схему [10].

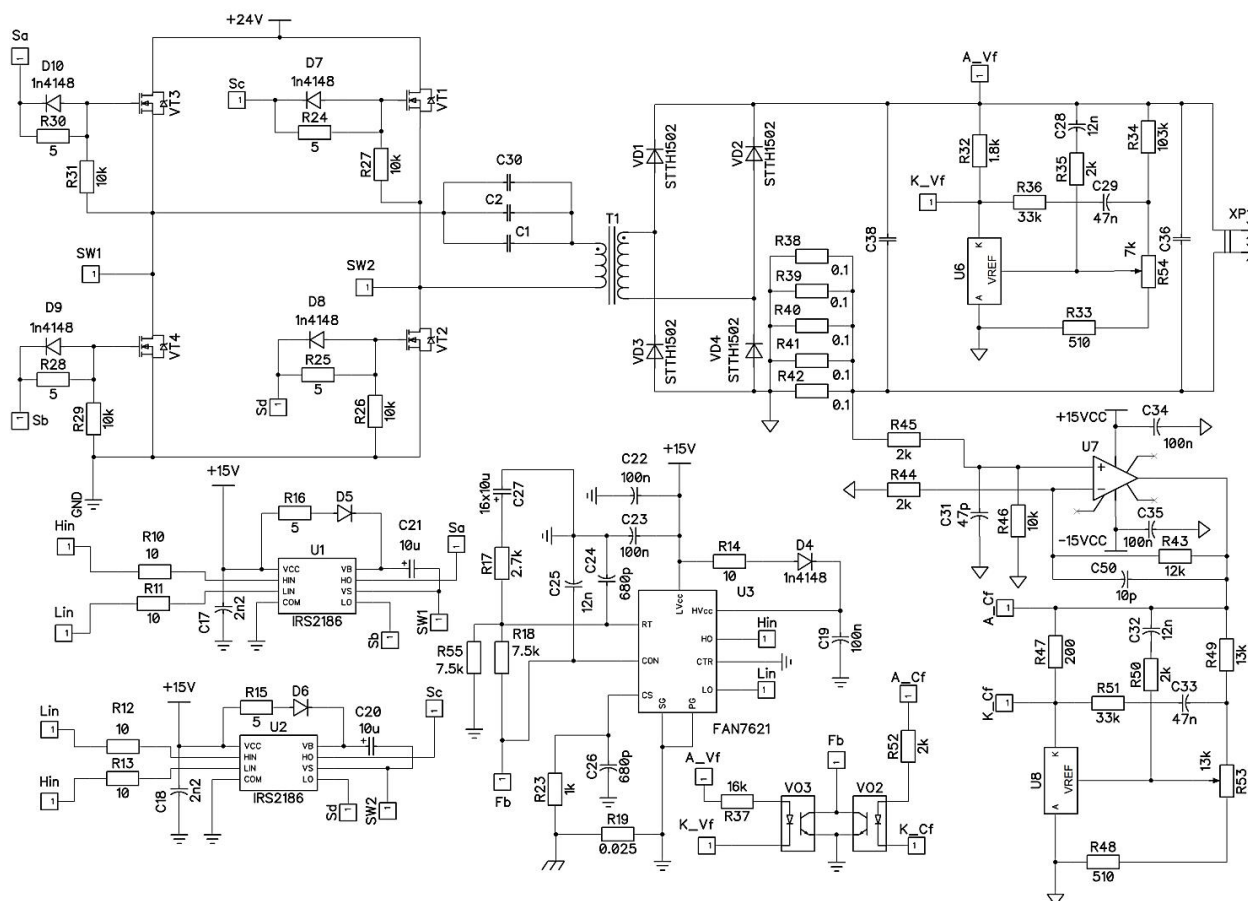


Рис. 5. Схема преобразователя

Цепи обратной связи реализованы на микросхеме TL431. Сигнал обратной связи по напряжению поступает с зажимов K\_Vf и A\_Vf на оптрон VO3, который подключен к выводу контроллера управления. Резисторы R38-R42 образуют токовый шунт для цепи обратной связи по току. Токковая обратная связь является основополагающей в данном устройстве, поскольку с помощью нее обеспечивается крутопадающая характеристика источника питания, что позволяет получить дуговой разряд в полости электродугового двигателя. На представленной схеме сигнал тока, поступающий с шунта, усиливается неинвертирующим усилителем U7.

Сопроотивлением R45 и емкостью C31 образован фильтр нижних частот (ФНЧ). Расчет коэффициента передачи фильтра по напряжению производился по выражению

$$K_U(f) = \frac{X_C(f)}{\sqrt{R_{39}^2 + X_C(f)^2}}, \quad (7)$$

где  $X_C(f) = \frac{1}{2\pi f C_{32}}$  — сопротивление емкости на частоте  $f$ . Частота среза, на которой  $K_U = 1/\sqrt{2}$  (или –3дБ) относительно нулевой частоты вычислялась по выражению

$$f_c = \frac{1}{2\pi R_{39} C}. \quad (8)$$

Выходная цепь неинвертирующего усилителя подключена к усилителю ошибки, собранному аналогично схеме цепи обратной связи по напряжению. Сигналы K\_Cf и A\_Cf поступают на оптопару VO2, включенную в цепь ЧИМ-контроллера. Таким

образом, и обратная связь по току, и обратная связь по напряжению имеют гальваническую развязку.

Так как микросхема предназначена для проектирования полумостовых преобразователей, была разработана схема расширения на драйверах верхнего и нижнего плеча, которая позволила реализовать управление мостовым инвертором. В схеме входные сигналы  $L_{in}$  и  $H_{in}$  поступают на входы драйверов от ЧИМ-контроллера. Выходные сигналы схемы  $S_a$ ,  $S_b$ ,  $S_c$  и  $S_d$  подаются на затворы МОП-транзисторов VT7-VT10 инвертора. Для увеличения скорости закрытия транзистора в цепь их затворов включены диоды D7-D10 параллельно резисторам. Чтобы высоковольтная и силовая часть источника имела гальваническую развязку с системой управления, создан дополнительный источник питания мощностью 5 Вт с выходным напряжением  $\pm 15$  В. Источник необходим для питания цепи обратной связи по току [11]. На рис. 6 приведена принципиальная схема данного источника.

Питание логической части микросхемы, а также драйверов и ЧИМ-контроллера осуществляется параметрическим стабилизатором, который собран на транзисторе VT6, стабилитроне D3 и резисторе R2. Входное напряжение стабилизатора может изменяться в пределах от 18 В до 33 В, при этом выходное напряжение будет составлять 15 В.

Устройство зажигания дуги выполнено на отдельной печатной плате. Принципиальная схема устройства показана на рис. 7.

Трансформатор T1 собран на тороидальном ферритовом сердечнике размером 50×30×19. Индуктивность первичной обмотки трансформатора  $L_{1p} = 11$  мкГн, индуктивность вторичной обмотки  $L_{2s} = 6,31$  мГн. Для получения импульса высокого напряжения на выходе устройства зажигания необходимо сформировать короткие импульсы

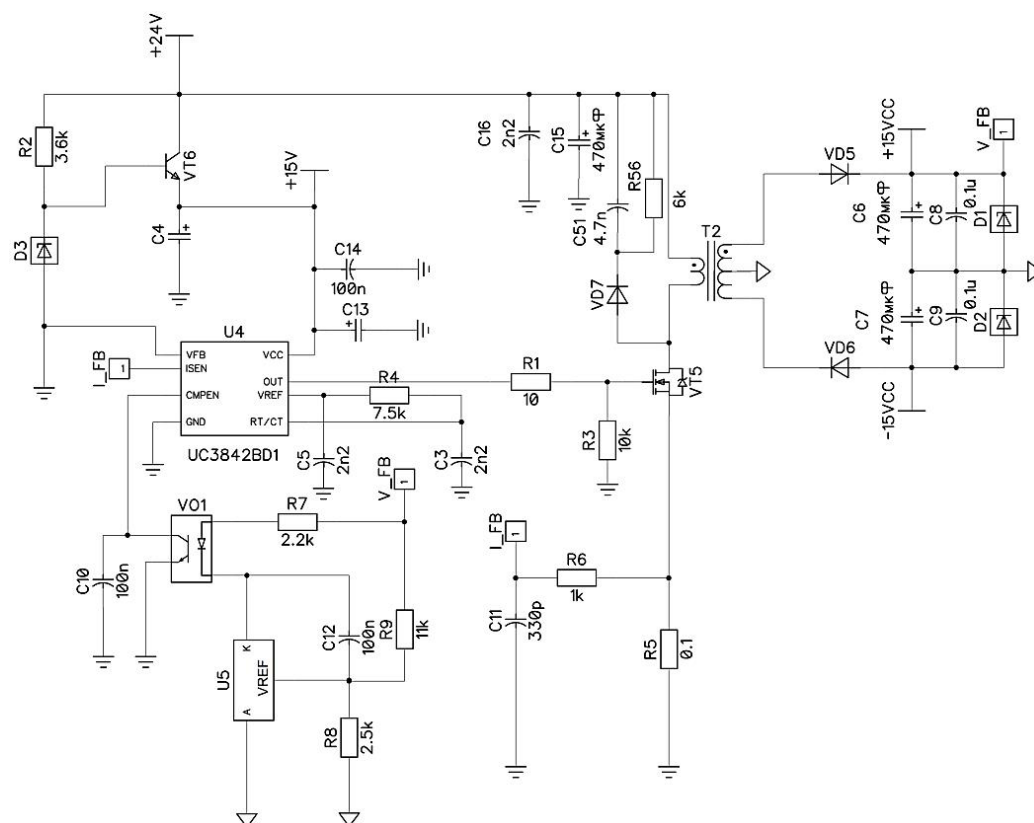


Рис. 6. Схема дополнительного источника питания



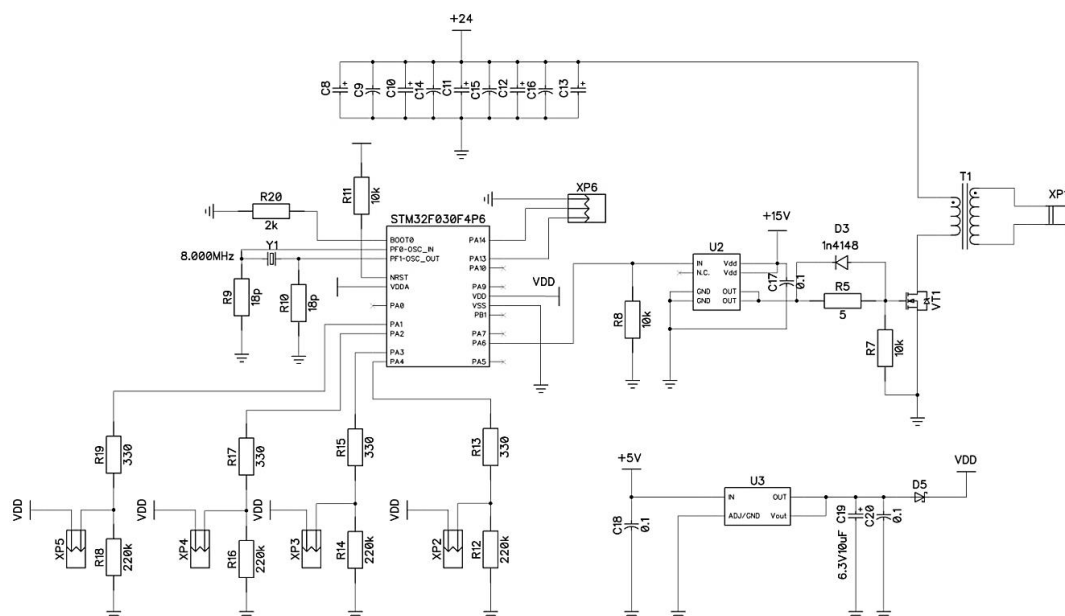


Рис. 7. Принципиальная схема устройства зажигания дуги

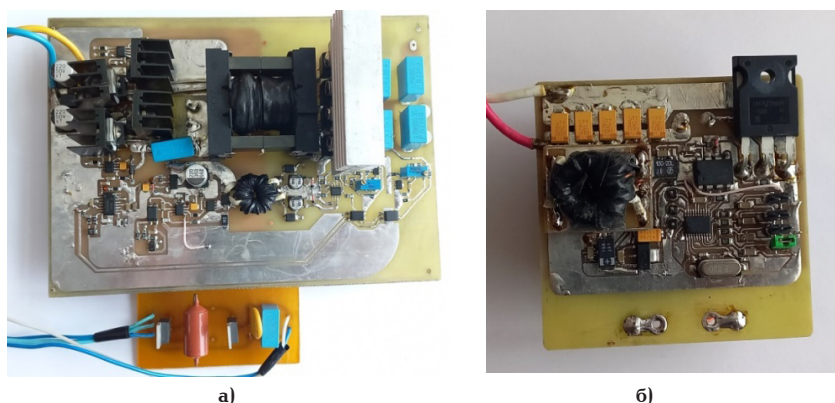


Рис. 8. Источник питания и удвоитель напряжения (а); устройство зажигания дуги (б)

в первичной обмотке трансформатора с высокой скоростью нарастания и спада. Формирование таких импульсов реализовано на микроконтроллере. Усиление и согласование импульсов обеспечивается драйвером, рассчитанным на большой выходной ток. Выход драйвера подключается к затвору транзистора VT1. Транзисторы в таких схемах следует выбирать с высоким напряжением сток-исток (более 500 В) и низким сопротивлением канала в открытом состоянии (менее 0,5 Ом). Еще необходимо уделить внимание величине скорости открытия и закрытия транзистора и затворной емкости. Цепь управления затвором транзистора должна иметь большее быстродействие, чем выбранный транзистор. В представленной схеме высоковольтный импульс формируется в момент закрытия транзистора. Разъемы XP2-XP5 служат для установки частоты следования импульсов (850 Гц, 1000 Гц, 1500 Гц и хаотическая частота).

**Экспериментальные исследования.** В ходе проведения экспериментов было установлено, что величина выходного напряжения  $U_{\text{вых}} = 68$  В недостаточна для устойчивого и надежного зажигания дугового промежутка, поэтому в схему был добавлен блок удвоения напряжения. С помощью уд-

воителя удалось повысить выходное напряжение до 140 В, не прибегая к изменению числа витков вторичной обмотки силового трансформатора.

Фотография источника питания и устройства зажигания дуги представлена на рис. 8.

Печатные платы выполнены на двухстороннем текстолите. Размеры платы источника питания 180 мм×130 мм×90 мм. Размеры устройства зажигания дуги 67 мм×67 мм×50 мм.

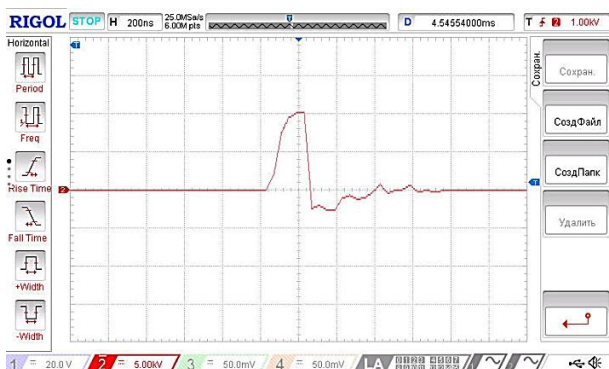
Серия испытаний включает в себя 3 эксперимента, которые направлены на выявление мощностных характеристик, проверки работы цепей обратных связей, эффективности, проверки работы цепи зажигания. В заключительной части проведено испытание на совместную работу источника с электродуговым двигателем.

**Эксперимент № 1.** В первой части эксперимента источник питания подключался к программируемой электронной нагрузке. Цель эксперимента: установить величину коэффициента полезного действия разработанного источника при разных значениях нагрузочного сопротивления и произвести проверку обратной связи по току.

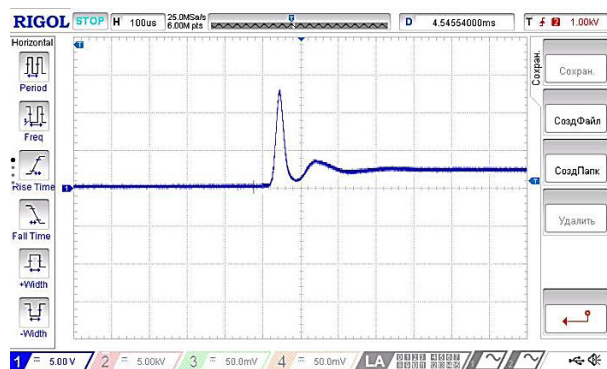
В процессе эксперимента сопротивление нагрузки на выходе источника питания изменялось

Результаты эксперимента на электронную нагрузку

$R_0$ , Ом	$P_{\text{вых.}}$ , Вт	$P_{\text{вх.}}$ , Вт	$U_{\text{вх.}}$ , В	$I_{\text{вх.}}$ , А	$U_{\text{вых.}}$ , В	$I_{\text{вых.}}$ , А	$\eta$ , %
10	155,78	178,06	30,7	5,8	39,44	3,95	87,487
8	147,7	178,64	30,8	5,8	34,43	4,29	82,68
6	130,48	173,04	30,9	5,6	27,94	4,67	75,4
4	98,8	156	31,2	5	19,88	4,97	63,33
3,5	89,3	149,76	31,2	4,8	17,69	5,05	59,62



а)



б)



в)

Рис. 9. Процесс запуска дугового разряда: а) импульс напряжения, инициирующий разряд; б) форма выходного тока в момент зажигания разряда; в) фотография процесса горения дуги

от 3,5 до 10 Ом. Результаты, полученные в ходе эксперимента, приведены в табл. 1.

Эксперимент проходил следующим образом. После подключения нагрузки величиной 3,5 Ом значение выходного тока стабилизировалось на уровне  $I_{\text{вых.}} = 5$  А. Далее сопротивление нагрузки ступенчато увеличивали. Из табл. 1 видно, что стабилизация тока хорошо работает при низком сопротивлении нагрузки. Подключение нагрузки  $R_0 = 10$  Ом привело к рассогласованию установленной и полученной величины тока. Величина рассогласования составила 22 %. Проанализировав таблицу, можно увидеть, что рост выходной мощности приводит к увеличению эффективности. Данная особенность связана с тем, что в режиме стабилизации тока ЧИМ-контроллер увеличивает частоту коммутации при уменьшении сопротивления нагрузки. Высокая частота коммутации приводит к росту динамических потерь в преобразователе и уменьшает его эффективность. Таким образом, регулирование и стабилизация выходного тока приводит к вышеописанным последствиям.

**Эксперимент № 2.** Эксперимент проводился при атмосферном давлении. В качестве имитации дугового канала использовались два электрода, закрепленные на текстолитовой пластине. Длина разрядного промежутка составляла 1,3 мм. Величина выходного тока в цепи обратной связи устанавливалась минимальной. Зажигание дуги проводилось при частоте следования высоковольтных импульсов 850 Гц. Результаты испытания представлены на рис. 9.

Из осциллограммы (рис. 9а) видно, что амплитуда импульса на момент старта была 10,1 кВ. Длительность положительного значения импульса равна 224 нс. После запуска высоковольтные импульсы выключались.

Диаграмма тока получена с помощью низкогомного шунтирующего сопротивления величиной 0,5 Ома. Длительность переходного процесса составила 290 мкс. Пиковое значение выходного тока на момент запуска было равно 32 А. В установившемся режиме ток стабилизировался цепью обратной связи на уровне 4,6 А.

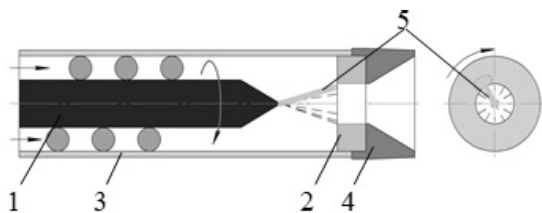


Рис. 10. Структура электродугового двигателя

Напряжение холостого хода составило 136,3 В и после появления дугового разряда уменьшалось до 18,6 В. Выходная мощность при минимальном токе составила 85,56 Вт, а входная мощность 174,42 Вт. Частота следования импульсов ЧИМ-модулятора достигала 260 кГц. На данной частоте источник выдавал минимальное значение выходной мощности.

Большое значение тока на момент запуска обусловлено выходными емкостями, суммарное значение которых составляет 1,5 мкФ. Осциллограммы тока и напряжения получены с помощью осциллографа «Rigol MSO 1104». Аппаратная и программная фильтрация сигналов не применялась.

**Эксперимент № 3.** Перед описанием результатов эксперимента рассмотрим конструкцию электродугового двигателя. На рис. 10 представлена структура электродугового двигателя.

Двигатель включает в себя: 1 — катод; 2 — анодную вставку; 3 — корпус; 4 — сопло; 5 — дуговой канал. Катод и анодная вставка были изготовлены из вольфрама, легированного диоксидом тория. Для создания корпуса и сопла двигателя применялась нержавеющая сталь. Корпус двигателя подключался к положительному полюсу источника питания, а электрод катода — к отрицательному.

Экспериментальные исследования проводились в вакуумной камере с полезным объемом 0,47 м<sup>3</sup>.

Начальное давление в камере без подачи рабочего тела составляло 10 Па. После подачи газа в полость двигателя давление в камере увеличивалось до 72 Па. Расход рабочего тела в процессе эксперимента изменялся от 0,4 кг/см<sup>2</sup> до 0,7 кг/см<sup>2</sup>.

На рис. 11 представлены фотографии опытного образца двигателя и его работа в вакуумной камере. Работоспособность проверялась на двух типах рабочего тела (аргон (Ar) и азот (N<sub>2</sub>)).

Наибольшее значение потребляемой двигателем мощности  $P_{\text{вых.}} = 182,4$  Вт было достигнуто с помощью рабочего тела N<sub>2</sub>. На аргоне, при одинаковых условиях, потребляемая мощность была равна  $P_{\text{вых.}} = 130,4$  Вт. Установленный в цепи обратной связи выходной ток  $I_{\text{вых.}} = 5$  А.

В процессе эксперимента при превышении предельной мощности 180 Вт, стенка двигателя и навинченная часть сопла прогорела через непродолжительное время работы (30–40 минут). Это связано с тем, что температура плазмы в канале двигателя сильно повышается [12]. Проплавленный участок корпуса в опытном образце электродугового двигателя показан на рис. 11б.

По результатам эксперимента построены вольт-амперные характеристики для вышеуказанных газов. Вольт-амперные характеристики имеют крутопадающий участок (рис. 12). Кривые получены при устойчивом и неустойчивом запуске двигателя.

Из рис. 12а и 12б видно, что рабочая точка испытывает флуктуации в процессе горения дуги. Такого рода явление может быть обусловлено несколькими причинами. Первой и самой очевидной прочной является «пляска» электрической дуги в канале между анодом и катодом. В таком случае сопротивление становится быстропеременным и величина этого сопротивления изменяется случайным образом. На каждое такое изменение должна реагировать введенная обратная связь, и если быстродействие обратной связи недостаточно, то появляются колебания в области рабочей точки. Второй причиной

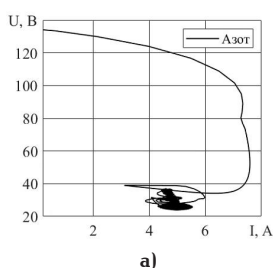


а)

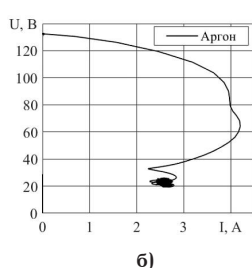


б)

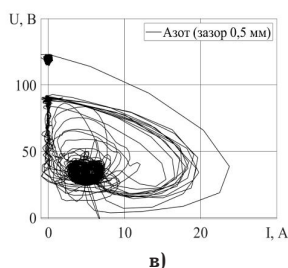
Рис. 11. Демонстрация работы на рабочем теле N<sub>2</sub> (а) и опытный образец дугового двигателя (б)



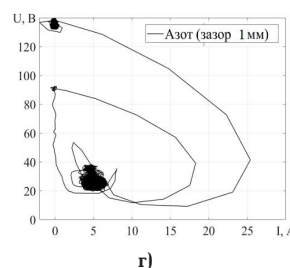
а)



б)



в)



г)

Рис. 12. Вольт-амперные характеристики, полученные в процессе устойчивого и неустойчивого запуска: а, б) устойчивый запуск; в, г) неустойчивый запуск



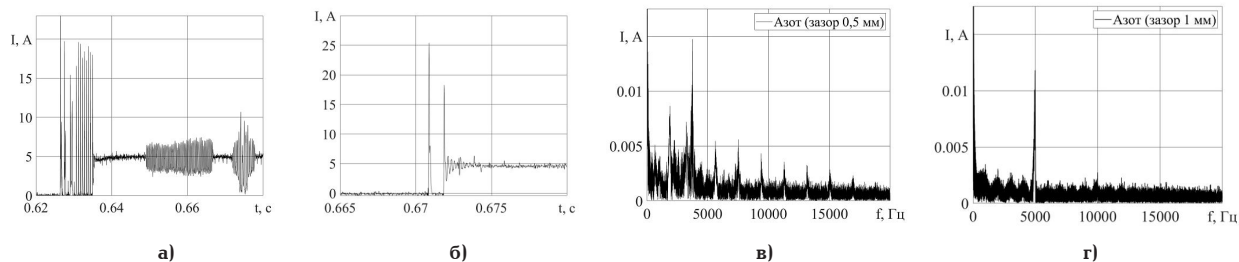


Рис. 13. Осциллограммы выходного тока в момент запуска (а, б) и частотные спектры для представленных токов (в, г)

могут служить термоакустические колебания и связанные с ними резонансные эффекты [13]. Совокупность явлений в конечном счете приводит к изменению проводимости плазменного канала и, как следствие, к изменению положения рабочей точки на вольтамперной характеристике.

Большой интерес вызывают вольтамперные характеристики, полученные для случая, когда процесс запуска был неустойчив и продолжался некоторое время (рис. 12в, г). Неустойчивые режимы возникали чаще всего на рабочем теле  $N_2$ , поэтому вольтамперные характеристики приведены для данного типа газа.

Полученные экспериментальным путем рисунки по своей форме схожи со странным аттрактором [14]. Проанализировав рисунки, можно сделать вывод, что данные выходного напряжения и тока в каждый момент времени концентрируются в одной точке фазового пространства, которая и представляет собой систему в кратчайшем временном отрезке. В следующий момент времени (в момент «пояски» дуги) образованная система претерпевает изменения.

Приведем диаграммы тока в момент неустойчивого запуска и проведем спектральный анализ полученных токов для заданных расстояний (рис. 13).

Для междуэлектродного расстояния 0,5 мм (рис. 13а) длительность неустойчивого запуска составила 53 мс, а для расстояния 1 мм (рис. 13б) длительность составила 3,6 мс. В полученных спектрах (рис. 13в, г) присутствуют гармоники различных величин и частот. Спектры сгруппированы относительно основной частоты. Максимальная амплитуда гармоники тока для зазора 0,5 мм составила 0,02976 А на частоте 3759 Гц, в то время как максимальная амплитуда тока для зазора 1 мм составила 0,02363 А при частоте 4984 Гц. Найденные частоты более чем на порядок ниже той частоты, на которой работает силовая часть резонансного источника питания.

Рассмотрим несколько предположений направленных на объяснение данных явлений. Начнем с того, что неустойчивое горение дуги приводит к возбуждению механических и акустических колебаний, которые возникают в моменты изменения тока электрической дуги [15]. Механические и акустические колебания создают модуляцию дуги и, как следствие, модуляцию выходного тока источника питания. В таком случае корпус и элементы двигателя схожи по принципу с камертоном и резонируют на собственной частоте, порождающейся быстрым изменением тока дуги в канале.

Кроме того, стоит отметить, что выходная цепь источника питания содержит электрическую емкость величиной 1,5 мкФ, к которой подключается последовательно вторичная обмотка трансформатора цепи зажигания индуктивностью 6,31 мГн. Такая

цепь образует последовательный контур, включающий двигатель, индуктивность и емкость. Резонансная частота для указанных параметров составляет 1636 Гц, что укладывается в частотный диапазон полученных спектров.

**Заключение.** В работе рассмотрены основные вопросы, посвященные реализации мостового резонансного источника питания, а также проведен поиск информационных источников, который дал представление о конструкции, технических и эксплуатационных характеристиках источников питания электродуговых двигателей, разрабатываемых для существующих космических аппаратов.

По результатам исследования показана возможность реализации резонансного источника с регулируемым и стабилизированным выходным током мощностью до 300 Вт.

К основным достоинствам источника следует отнести малый вес при относительно большой выходной мощности, быстрый отклик на изменение нагрузки и близкий к синусоидальной форме ток в цепи силового трансформатора.

К недостаткам стоит отнести сложность проектирования и нахождения параметров резонансной цепи, узкий диапазон изменения нагрузки в режиме стабилизации выходного тока. Как было показано, величина рассогласования тока нагрузки и заданного значения составила 22 %. Проблема заключается в нелинейности функции усиления резонансного контура и схеме регулятора. Указанную проблему можно решить путем добавления цифрового регулятора в контуры обратных связей, созданного на микроконтроллере. Применение микроконтроллера позволит создавать регуляторы разных типов, что уменьшит время на настройку оптимальных параметров источника питания. Кроме того, источник должен проектироваться на заданную нагрузку и работать в точке  $K_{\text{макс}}$  близкой к пику усиления резонансного контура. Это позволит получить максимальную эффективность источника питания, так как частота коммутации будет уменьшаться и приближаться к резонансной частоте контура.

Обнаруженные в ходе обработки экспериментальных данных явления требуют дополнительных исследований, которые выходят за рамки настоящей работы.

Изучение физических процессов, лежащих в основе дуговых двигателей, является активной областью научных исследований, поэтому необходимо создавать новые технологии и методы управления для улучшения их характеристик.

#### Библиографический список

1. Надараина Ц. Г., Шестаков И. Я., Фадеев А. А. [и др.]. Повышение энергетической эффективности системы электропи-

- тания перспективных космических аппаратов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2016. Т. 17, № 4. С. 983–988.
2. Blinov V. N., Vavilov I. S., Kositsin V. [et al.]. Design features and research of electrothermal microthrusters with autonomous heating elements for the purposes of small space vehicle orbital manoeuvring // Indian Journal of Science and Technology. 2015. Vol. 8, № 27. P. IPL0581-IPL0581. DOI: 10.17485/ijst/2015/v8i27/82937.
3. Боязитов С. Ю., Вастрюков В. Ф., Деев В. Е. [и др.]. Система электропитания корректирующей двигательной установки малого космического аппарата // Известия Томского политехнического университета. Инжиниринг георесурсов. 2010. Т. 316, № 4. С. 97–101.
4. Ходненко В. П. Деятельность ВНИИЭМ в области исследования, разработки и применения электроракетных двигателей // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2016. Т. 151, № 2. С. 30–41.
5. Gruber R. Power electronics for a 1-kilowatt arcjet thruster // 22nd Joint Propulsion Conference. 1986. P. 1507.
6. Botto G., Parisi G., Detoma E. Arcjet power conditioning unit: design characteristics and preliminary tests // 23rd Joint Propulsion Conference. 1993. IEP-93-045. P. 416–423.
7. Basic Principles of LLC Resonant Half Bridge Converter and DC/DC Dynamic Circuit Simulation Examples. URL: <https://studyres.com/doc/13453382/and9408-basic-principles-of-llc-resonant-half-bridge> (дата обращения: 23.02.2023).
8. Ding H. Design of Resonant Half-Bridge converter using IRS2795 (1, 2) Control IC. International Rectifier: Application Note AN-1160. URL: <https://www.infineon.com/dgdl/an-1160.pdf?fileId=5546d462533600a40153559a85df1115> (дата обращения: 23.02.2023).
9. Федянин В. В., Ячменев П. С. Разработка и экспериментальные исследования источника питания электродуговых микродвигателей для корректирующих двигательных установок малых космических аппаратов // Омский научный вестник. 2019. № 5 (167). С. 46–50. DOI: 10.25206/1813-8225-2019-167-46-50.
10. Abdel-Rahman S. Resonant LLC converter: Operation and design: Application Note AN-2012-0. V. 1 / Infineon Technologies North America (IFNA) Corp. 2012. P. 4.
11. Huang C. W., Liang J. M., Hsu W. T. [et al.]. This person is not on Research Gate, or hasn't claimed this research yet. et al. A design of fly back switched-mode power supply with soft switching using the UC3842 controller // Journal of Physics Conference Series. 2021. Vol. 2020 (1). 012031. DOI: 10.1088/1742-6596/2020/1/012031.
12. Шалай В. В., Горбунков В. И., Колганов И. В. Математическое моделирование тепловых процессов электроплазменного микродвигателя // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2022. Т. 6, № 3. С. 17–23. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-3-17-23.
13. Bloxsidge G. J., Dowling A. P., Langhorne P. J. Reheat buzz: an acoustically coupled combustion instability. Part 2. Theory // Journal of Fluid Mechanics. 1988. Vol. 193. P. 445–473.
14. Рюэль Д., Такенс Ф. О природе турбулентности // Странные аттракторы: сб. ст. / под ред. Я. Г. Синая, Л. П. Шильникова. Москва: Мир, 1981. С. 117.

15. Кониов А. Д. Ионифон как альтернативный способ воспроизведения звука // Компьютерные системы и сети: материалы 51-й науч. конф. Минск: Изд-во БГУИР, 2015. С. 104–106.

**ФЕДЯНИН Виктор Викторович**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Электрическая техника» Омского государственного технического университета (ОмГТУ), г. Омск.  
SPIN-код: 1728-1697

ORCID: 0000-0003-3126-9865

AuthorID (SCOPUS): 57194235343

ResearcherID: O-9899-2015

Адрес для переписки: k13201@rambler.ru

**ШАЛАЙ Виктор Владимирович**, доктор технических наук, профессор (Россия), заведующий кафедрой «Нефтегазовое дело, стандартизация и метрология» ОмГТУ, г. Омск.  
SPIN-код: 2322-6820

AuthorID (РИНЦ): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

**ФЕДОРОВ Владимир Кузьмич**, доктор технических наук, профессор (Россия), профессор кафедры «Электроснабжение промышленных предприятий» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 2389-6978

AuthorID (РИНЦ): 512746

AuthorID (SCOPUS): 57194237212

**ЯЧМЕНЕВ Павел Сергеевич**, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 4744-0940

ORCID: 0000-0003-3483-4321

AuthorID (SCOPUS): 57193405041

ResearcherID: P-5381-2016

**ВАВИЛОВ Игорь Сергеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 3468-6744

AuthorID (РИНЦ): 518332

AuthorID (SCOPUS): 56610211900

ResearcherID: B-2634-2014

#### Для цитирования

Федянин В. В., Шалай В. В., Федоров В. К., Ячменев П. С., Вавилов И. С. Мостовой резонансный источник питания электродугового двигателя малого космического аппарата // Омский научный вестник. 2023. № 4 (188). С. 140–151. DOI: 10.25206/1813-8225-2023-188-140-151.

Статья поступила в редакцию 14.03.2023 г.

© В. В. Федянин, В. В. Шалай, В. К. Федоров,

П. С. Ячменев, И. С. Вавилов



## FULL-BRIDGE POWER RESONANT CONVERTER FOR THE ARCJET THRUSTER OF A SMALL SPACECRAFT

In this paper, the applied problems of designing a bridge resonant converter with a high-voltage arc ignition system in the channel of an electric arc motor is solved. The development of a bridge resonant power supply is presented, a review and analysis of power sources of arcjet thruster of various capacities is carried out.

The theoretical aspects of calculating the main parameters of the source are considered. The transfer function describing the gain of the resonant circuit of the power supply is given. With the help of the transfer function, gain diagrams are constructed for various values of the Q-factor of the contour. A prototype of a power supply, a starting system and an arcjet thruster is presented. A series of experiments aimed at identifying the operability of the source is carried out.

According to the experimental results, the maximum output power of the source is 182.4 watts, and the maximum efficiency is 87.5 %. Frequency spectra of the output current of the power supply are obtained. The current-voltage characteristics for the Ar and N<sub>2</sub> are constructed.

In the course of the study, phenomena related to the chaotic dynamics of the arc in the engine channel are discovered. Chaotic fluctuations are observed at the moment of starting the engine and disappeared after steady-state operation.

**Keywords:** resonant converters, arcjet thruster, small spacecraft, low-orbit grouping, thermoacoustics, deterministic chaos, chaotic dynamics.

### References

1. Nadaraia T. G., Shestakov I. Ya., Fadeyev A. A. [et al.]. Povysheniye energeticheskoy effektivnosti sistemy elektropitaniya perspektivnykh kosmicheskikh apparatov [Improving energy efficiency of power system supply of the perspective space vehicles] // Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal. *Siberian Aerospace Journal*. 2016. Vol. 17, no. 4. P. 983–988. (In Russ.).
2. Blinov V. N., Vavilov I. S., Kositsin V. [et al.]. Design features and research of electrothermal microthrusters with autonomous heating elements for the purposes of small space vehicle orbital manoeuvring // Indian Journal of Science and Technology. 2015. Vol. 8, no. 27. P. IPL0581-IPL0581. DOI: 10.17485/ijst/2015/v8i27/82937. (In Engl.).
3. Boyazitov S. Yu., Vastryukov V. F., Deyev V. E. [et al.]. Sistema elektropitaniya korrektruyushchey dvigatel'noy ustanovki malogo kosmicheskogo apparata [Power supply system for the corrective propulsion system of a small spacecraft] // Izvestiya Tomskogo politekhnicheskogo universiteta. Inzhiniring georesursov. *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University. Geo Assets Engineering*. 2010. Vol. 316, no. 4. P. 97–101. (In Russ.).
4. Khodnenko V. P. Deyatel'nost' VNIIEМ v oblasti issledovaniya, razrabotki i primeneniya elektroraketnykh dvigateley [VNIIEМ activities in the area of research, developing and application of electrojet engines] // Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEМ. *Electromechanical Matters. VNIIEМ Studies*. 2016. Vol. 151, no. 2. P. 30–41 (In Russ.).
5. Gruber R. Power electronics for a 1-kilowatt arcjet thruster // 22nd Joint Propulsion Conference. 1986. P. 1507. (In Engl.).
6. Botto G., Parisi G., Detoma E. Arcjet power conditioning unit: design characteristics and preliminary tests // 23rd Joint Propulsion Conference. 1993. IEPC1993-045. P. 416–423. (In Engl.).
7. Basic Principles of LLC Resonant Half Bridge Converter and DC/Dynamic Circuit Simulation Examples. URL: <https://studyres.com/doc/13453382/and9408-basic-principles-of-llc-resonant-half-bridge> (accessed: 23.02.2023). (In Engl.).
8. Ding H. Design of Resonant Half-Bridge converter using IRS2795 (1, 2) Control IC. International Rectifier: Application Note AN-1160. URL: <https://www.infineon.com/dgdl/an-1160.pdf?fileId=5546d462533600a40153559a85df1115> (accessed: 23.02.2023). (In Engl.).
9. Fedyanin V. V., Yachmenev P. S. Razrabotka i eksperimental'nyye issledovaniya istochnika pitaniya elektrodugovykh mikrodvigateley dlya korrektruyushchikh dvigatel'nykh ustanovok malyykh kosmicheskikh apparatov [Design and experimental studies of power source of arcjet thrusters for corrective propulsion systems of small spacecraft] // Omskiy nauchnyy vestnik. *Omsk Scientific Bulletin*. 2019. No. 5 (167). P. 46–50. DOI: 10.25206/1813-8225-2019-167-46-50. (In Russ.).
10. Abdel-Rahman S. Resonant LLC converter: Operation and design: Application Note AN-2012-0. V. 1 / Infineon Technologies North America (IFNA) Corp. 2012. P. 4. (In Engl.).

11. Huang C. W., Liang J. M., Hsu W. T. [et al.]. This person is not on Research Gate, or hasn't claimed this research yet. et al. A design of fly back switched-mode power supply with soft switching using the UC3842 controller // *Journal of Physics Conference Series*. 2021. Vol. 2020 (1). 012031. DOI: 10.1088/1742-6596/2020/1/012031. (In Engl.).

12. Shalay V. V., Gorbunkov V. I., Kolganov I. V. Matematicheskoye modelirovaniye teplovykh protsessov elektroplazmennogo mikrovdigatelya [Mathematical modeling of plasma thruster device thermal processes] // *Omskiy nauchnyy vestnik. Ser. Aviatcionno-raketnoye i energeticheskoye mashinostroyeniye. Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2022. Vol. 6, no. 3. P. 17–23. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-3-17-23. (In Russ.).

13. Bloxside G. J., Dowling A. P., Langhorne P. J. Reheat buzz: an acoustically coupled combustion instability. Part 2. Theory // *Journal of Fluid Mechanics*. 1988. Vol. 193. P. 445–473. (In Engl.).

14. Ryuel D., Takens F. O prirode turbulentnosti [About the nature of turbulence] // *Strannyye attraktory. Strange Attractors* / ed. by. Ya. G. Sinaya, L. P. Shil'nikova. Moscow, 1981. P. 117. (In Russ.).

15. Konikov A. D. Ionofon kak al'ternativnyy sposob vosproizvedeniya zvuka [Ionophone as an alternative way of sound reproduction] // *Komp'yuternyye sistemy i seti. Computer Systems and Networks*. Minsk, 2015. P. 104–106. (In Russ.).

**FEDYANIN Viktor Viktorovich**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Electrical Engineering Department, Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk.

SPIN-code: 1728-1697

ORCID: 0000-0003-3126-9865

AuthorID (SCOPUS): 57194235343

ResearcherID: O-9899-2015

Correspondence address: k13201@rambler.ru

**SHALAY Viktor Vladimirovich**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Transport, Oil and Gas Storage, Standardization and Certification Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2322-6820

AuthorID (RSCI): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

**FEDOROV Vladimir Kuzmich**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of Electrical Supply of Industrial Enterprises Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2389-6978

AuthorID (RSCI): 512746

AuthorID (SCOPUS): 57194237212

**YACHMENEV Pavel Sergeevich**, Senior Lecturer of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 4744-0940

ORCID: 0000-0003-3483-4321

AuthorID (SCOPUS): 57193405041

ResearcherID: P-5381-2016

**VAVILOV Igor Sergeevich**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 3468-6744

AuthorID (RSCI): 518332

AuthorID (SCOPUS): 56610211900

ResearcherID: B-2634-2014

#### For citations

Fedyanin V. V., Shalay V. V., Fedorov V. K., Yachmenev P. S., Vavilov I. S. Full-Bridge power resonant converter for the arcjet thruster of a small spacecraft // *Omsk Scientific Bulletin*. 2023. No. 4 (188). P. 140–151. DOI: 10.25206/1813-8225-2023-188-140-151.

Received March 14, 2023.

© V. V. Fedyanin, V. V. Shalay,

V. K. Fedorov,

P. S. Yachmenev, I. S. Vavilov