

УДК 629.7

## ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ В МОМЕНТ ЗАПУСКА

М. В. Михайлов, П. Е. Гавриш, А. А. Божков

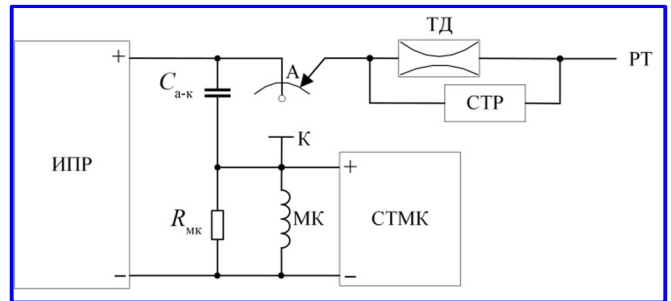
*Рассмотрены особенности работы системы преобразования и управления с электроракетным плазменным двигателем типа СПД-50 в момент его запуска. Показана схема подключения источников питания к элементам двигателя и приведена осциллограмма тока разряда. Установлено, что причиной снижения напряжения разряда являются отрицательные выбросы тока разряда, создаваемые плазмой. Представлена эквивалентная схема замещения источника питания разряда в режиме запуска и показаны контуры тока плазмы, влияющие на работу источника. Приведен способ парирования колебаний параметров плазмы по результатам совместных отработочных испытаний двигателя с системой питания и управления.*

**Ключевые слова:** система преобразования и управления, электроракетный плазменный двигатель, режим запуска, широтно-импульсный регулятор.

Электроракетные двигатели получили широкое распространение в системах коррекции орбиты современных космических аппаратов благодаря экономичному расходу рабочего тела и, как следствие, небольшой массе установки. Принцип действия такого двигателя базируется на взаимодействии продольного электрического и радиального (перпендикулярного) магнитного полей [1]. В результате этого в разрядной камере образуется направленный спиралевидный поток заряженных частиц (плазма), создающий тягу.

Для формирования продольного электрического поля в системе питания и управления (СПУ) имеется источник питания разряда, положительный вывод которого подключается к аноду двигателя, а отрицательный – к катоду. Магнитное поле создается с помощью магнитных катушек, включенных в цепь катода или запитанных от отдельного источника. Для обеспечения устойчивого запуска и работы между анодом и катодом двигателя в СПУ устанавливается дополнительный конденсатор емкостью несколько микрофард (подбирается индивидуально для конкретного типа двигателя во время совместных отработочных испытаний (СОИ)). Ток разряда, создаваемый ионами, главным образом определяется расходом рабочего тела и мало зависит от напряжения канала анод-катод. Типовая схема подключения двигателя показана на рис. 1.

В установившемся режиме работы плазменный канал анод-катод представляет собой стабильную нагрузку. Амплитуда колебаний напряжения разряда составляет от 0,5 до 2 В, а частота до 100 кГц. При номинальном напряжении разряда 200 – 300 В указанные колебания не оказывают заметного влияния на работу источника питания разряда (ИПР) и СПУ в целом.



**Рис. 1.** Схема подключения электроракетного двигателя: ИПР – источник питания разряда; А – анод; К – катод; ТД – термодроссель; МК – магнитные катушки; СТР – стабилизатор тока разряда; СТМК – стабилизатор тока магнитных катушек; C<sub>а-к</sub> – дополнительный конденсатор; РТ – рабочее тело (ксенон)

В этом режиме ток разряда определяется выражением:

$$I_p = \dot{m}/k_p, \quad (1)$$

где  $\dot{m}$  – секундный расход рабочего тела;  $k_p$  – величина, характеризующая количество рабочего тела, которое необходимо затратить, чтобы получить ток разряда 1 А (для ксенона  $k_p \approx 1,1 \text{ мг/с} \cdot \text{А}$ ).

Однако в момент запуска двигателя равенство (1) не действует. Это обусловлено, во-первых, наличием избыточного количества рабочего тела в разрядной камере двигателя, которое необходимо для инициализации процесса разряда, а во-вторых, увеличенными колебаниями плазмы, параметры которой многократно превышают номинальные значения [2]. Учитывая особенности электропитания двигателя, первый фактор приводит только к увеличению амплитуды тока разряда, а второй – существенно меняет характер энергопотребления. Плазма является источником тока. В устано-

вившемся режиме это, преимущественно, однонаправленный ток, а в момент запуска – переменный с короткими участками рекуперации энергии в конденсаторе  $C_{а-к}$  и конденсаторе выходного фильтра ИПР. На вольт-амперной характеристике двигателя этот режим соответствует участку отрицательного сопротивления (рис. 2).

При проведении в 2019 году СОИ одной из систем СПУ-КВ разработки АО «НПЦ «Полюс» с двигателем СПД-50 на испытаниях в АО «ОКБ «Факел» несколько раз фиксировалось понижение напряжения разряда до 130 В при номинальном напряжении 185 В. Длительность этого режима варьировалась от 25 до 40 с, при том что работа СПУ-КВ с контрольно-проверочной аппаратурой и работа СПД-50 со стендовыми источниками питания происходила без замечаний [3]. В результате исследования была получена осциллограмма тока разряда СПД-50 в режиме понижения напряжения (рис. 3).

На рис. 3 хорошо видны отрицательные выбросы тока разряда, которые постепенно уменьшаются по мере выхода СПД-50 в установившийся режим работы.

Чтобы оценить влияние выбросов на работу ИПР и СПУ, в целом воспользуемся эквивалентной схемой замещения, показанной на рис. 4.

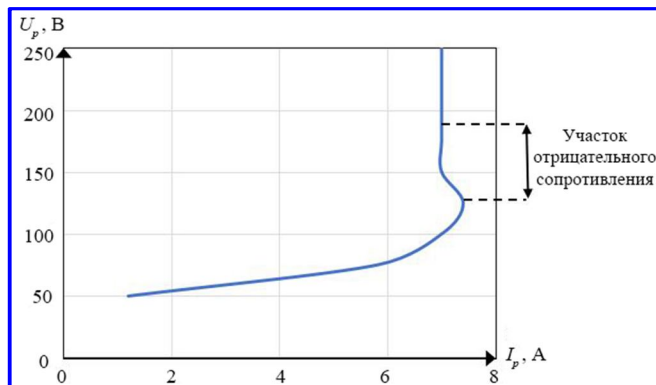


Рис. 2. Вольт-амперная характеристика электроракетного двигателя (ксенон,  $\dot{m} = 6$  мг/с)

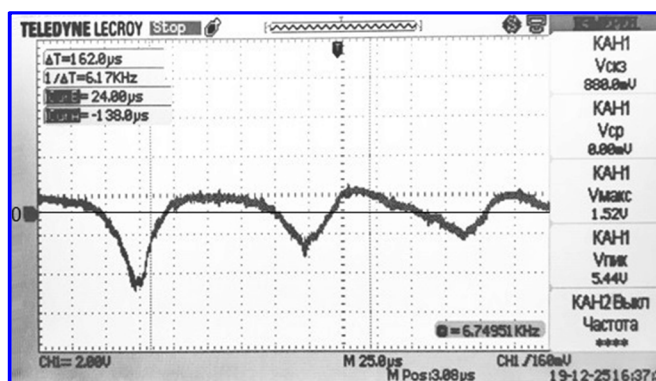


Рис. 3. Осциллограмма тока разряда СПД-50 в режиме понижения напряжения разряда

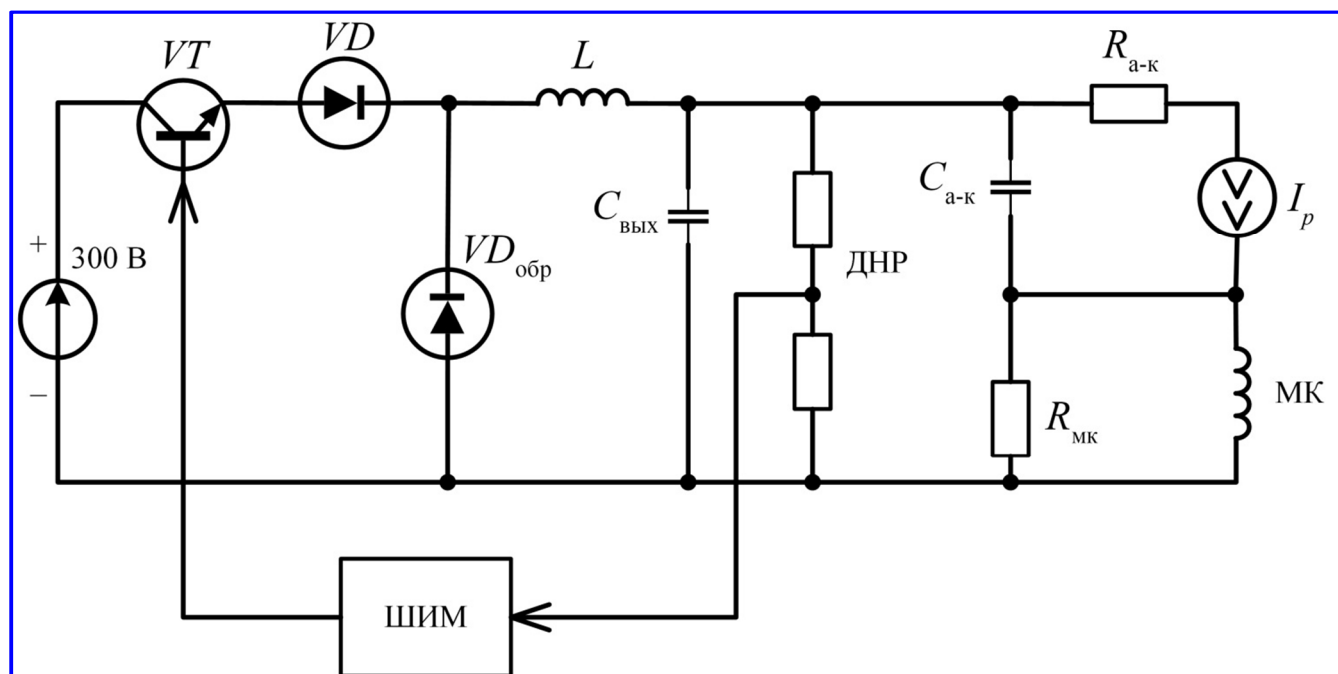


Рис. 4. Эквивалентная схема ИПР в режиме рекуперации:  $VT$  – эквивалент управляемого инвертора;  $VD$  – эквивалент выходного выпрямителя;  $VD_{обр}$  – обратный диод;  $L$  – дроссель выходного фильтра;  $C_{вых}$  – конденсатор выходного фильтра; ДНР – датчик напряжения разряда;  $R_{а-к}$  – активное сопротивление канала плазмы;  $I_p$  – эквивалентный источник тока каналы плазмы

В установившемся режиме направление тока разряда соответствует рис. 4, при этом ток протекает по цепи  $+300\text{ В} \rightarrow VT \rightarrow VD \rightarrow L \rightarrow R_{a-k} \rightarrow MK \rightarrow -300\text{ В}$ . Датчик напряжения разряда передает сигнал в широтно-импульсный регулятор (ШИМ-регулятор), который формирует управляющие сигналы. Транзистор  $VT$  поддерживает требуемое напряжение разряда. В момент рекуперации ток разряда становится отрицательным, при этом энергия плазмы передается в конденсаторы  $C_{a-k}$  и  $C_{вых}$ , повышая их напряжение. ШИМ-регулятор выдает запирающие сигналы, а ток разряда протекает по двум контурам: через конденсаторы  $C_{a-k}$  и  $C_{вых}$ . После восстановления тока разряда транзистор  $VT$  открывается с запозданием ввиду специфики работы ШИМ-регулятора, вследствие чего напряжение разряда опускается значительно ниже номинального и появляются значительные колебания. Для парирования этого эффекта целесообразно по результатам СОИ двигателя с СПУ выполнить подстройку корректирующей цепи обратной связи ШИМ-регулятора ИПР с учетом параметров колебаний тока двигателя и емкости конденсатора  $C_{a-k}$ . Поскольку на сегодняшний день отсутствует полноценная модель, описывающая пульсации плазмы двигателя, то в технических требованиях на разработку имитатора стационарного плазменного двигателя (СПД) отсутствуют параметры колебаний плазмы. Вследствие этого имитаторы СПД выполнены на базе активных нагрузок, которые не позволяют в полной мере оценить влияние пульсаций плазмы на работу СПУ. Для более адекватной имитации работы СПД целесообразно в технических требованиях на имитатор указывать предель-

ную амплитуду и частоту пульсаций тока разряда в режиме запуска, а на этапе предварительных испытаний СПУ проводить соответствующую проверку.

В результате проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Характер тока разряда СПД определяется процессами, происходящими в плазменном канале анод-катод.

2. В первый момент после запуска ток разряда – переменный.

3. За счет отрицательных выбросов тока (рекуперации) увеличиваются колебания напряжения разряда, а с учетом специфики работы ШИМ-регулятора ИПР это приводит к снижению напряжения разряда.

4. Для парирования этого эффекта целесообразно по результатам СОИ выполнять подстройку корректирующей цепи обратной связи ШИМ-регулятора с учетом параметров колебаний тока разряда и емкости конденсатора  $C_{a-k}$ .

#### Литература

1. Гришин С. Д. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов / С. Д. Гришин, Л. В. Лесков. – Москва: Машиностроение, 1989. – 216 с.
2. Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытание на ИСЗ «Метеор» / Л. А. Арцимович, И. М. Андронов, А. И. Морозов, Ю. В. Есипчук // Некоторые труды сотрудников ИАЭ имени Курчатова. – Москва: Наука, 1982. – Т. 2. – С. 384 – 401.
3. Электрореактивная двигательная установка космического аппарата «Канопус-В» и ее огневые испытания / В. А. Лесневский, Л. И. Махова, М. А. Михайлов, А. В. Хромов, В. П. Ходненко // Известия Томского политехнического университета, 2011. – Т. 319. – № 4. – С. 144 – 147.

Поступила в редакцию 25.10.2021

*Максим Валентинович Михайлов, ведущий научный сотрудник, кандидат технических наук.*

*Павел Евгеньевич Гавриш, ведущий инженер-конструктор, кандидат технических наук.*

*Александр Алексеевич Божков, техник-конструктор.*

*Т. 8 (3822) 606-637.*

*E-mail: info@polus-tomsk.ru.*

*(АО «Научно-производственный центр «Полюс»).*

## SPECIAL ASPECTS OF OPERATION OF CONVERSION AND CONTROL SYSTEM OF ELECTRIC ROCKET ENGINE AT FIRING

M. V. Mikhailov, P. E. Gavrish, A. A. Bozhkov

*The special aspects of operation of conversion and control system with electric rocket plasma engine (SPT-50 type) at the time of its firing are considered. A diagram of connection of power supplies to the engine components is shown and an oscillogram of the discharge current is given. It has been discovered that the reason for the decrease of discharge voltage is the negative surges of discharge current cre-*

ated by plasma. An equivalent diagram for the replacement of discharge power supply in the firing mode is presented, and the plasma current circuits that affect the operation of the power supply are shown. A method of compensation of plasma parameters oscillations based on the results of joint development tests of the engine with a power supply and control system is presented.

**Key words:** conversion and control system, electric rocket plasma engine, firing mode, pulse-width modulation controller.

### References

1. Grishin S. D. Electric rocket engines of spacecraft / S. D. Grishin, L. V. Leskov. – Moscow : Mashinostroyeniye, 1989. – P. 216.
2. Development of stationary plasma thruster (SPT) and its testing on ‘Meteor’ satellite / L. A. Artsimovich, I. M. Andronov, A. I. Morozov [et al.] // Some proceedings of employees of the Institute of Atomic Energy named after Kurchatov. – Moscow : Science, 1982. – Vol. 2. – P. 384 – 401.
3. Electric propulsion system of ‘Canopus-V’ spacecraft and its firing tests // Bulletin of Tomsk Polytechnic University. – 2011. – Vol. 319. – No. 4. – P. 144 – 147.

**Maksim Valentinovich Mikhailov**, Leading Researcher, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.).

**Pavel Evgenevich Gavrish**, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.), Leading Design Engineer.

**Aleksandr Alekseevich Bozhkov**, Construction Technician.

Tel. 8 (3822) 606-637.

E-mail: [info@polus-tomsk.ru](mailto:info@polus-tomsk.ru).

(Joint Stock Company «Polyus Research and Production Center»).