

## ВЛИЯНИЕ ТОКА МАГНИТА НА ПРОЦЕССЫ ПРИ ЗАПУСКЕ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Комаров А.А.<sup>1\*</sup>, Семенов Д.А.<sup>1\*\*</sup>, Приданников С.Ю.<sup>1</sup>, Румянцев А.В.<sup>2\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Опытное конструкторское бюро «Факел»,

ОКБ «Факел», Московский проспект, 181, Калининград, 236001, Россия

<sup>2</sup> Балтийский федеральный университет им. И. Канта,

БФУ им. И. Канта, ул. А. Невского, 14, Калининград, 236041, Россия

\* e-mail: komarovfc-anton@yandex.ru

\*\* e-mail: waldau.denis@mail.ru

\*\*\* e-mail: albert37@list.ru

Статья поступила в редакцию 19.07.2019

Приведены результаты эксперимента, целью которого было определение влияния стартового тока магнита на величину пускового броска и на колебания тока разряда. Эксперимент был выполнен с использованием стационарного плазменного двигателя СПД-140. Проверены запуски с током магнита от 0,5 до 4,0 А (номинальное значение). Показано, что уровень тока магнита при запуске не влияет на величину пускового броска тока разряда. Определен минимальный уровень тока магнита, равный 3 А, при котором запуск двигателя не сопровождается повышенными колебаниями тока разряда.

*Ключевые слова:* стационарный плазменный двигатель, запуск, магнитное поле, колебания тока разряда, пусковой бросок тока разряда.

### Введение

Одной из характеристик стационарного плазменного двигателя (СПД) [1, 2] является время его запуска, которое определяется длительностью предстартового разогрева [3]. Маневры с использованием двух одновременно работающих двигателей требуют сокращения промежутка времени, в пределах которого двигатель гарантированно будет запущен. В настоящее время СПД применяются для решения не только задач коррекции и ориентации орбиты, но и задачи довыведения космического аппарата с переходной орбиты на геостационарную [4]. Это требует сокращения времени запуска и увеличения вероятности успешного запуска, что можно осуществить несколькими способами. Один из них — уменьшение индукции магнитного поля при запуске двигателя. В работах [5—7] показано, что величина магнитного поля сильно влияет на потенциал катода и рабочие процессы в двигателе. То есть величина магнитного поля влияет на условия транспортировки электронов от катода к аноду. Повышенный уровень магнитного поля приводит к ограничению подвижности электронов в направлении,

перпендикулярном силовым линиям магнитного поля [8, 9].

Одной из особенностей запуска СПД является повышенный уровень тока разряда при запуске двигателя (пусковой бросок тока разряда) [10—13]. Ток разряда при этом может на порядок превышать номинальное значение. Уменьшение стартового уровня тока магнита может привести к увеличению пускового броска тока разряда и повышению уровню колебаний тока разряда при запуске.

В настоящей статье приведены результаты эксперимента, целью которого было определение влияния стартового тока магнита на величину пускового броска и на колебания тока разряда. Эксперимент был выполнен с использованием стационарного плазменного двигателя СПД-140 [14—16].

Циклограмму запуска двигателя условно можно разбить на 3 этапа: предстартовый разогрев, зажигание разряда между поджигным электродом и катодом и затем зажигание разряда между анодом и катодом (запуск двигателя). Во время предстартового разогрева нагревается катод-компен-

сатор. Для СПД-140 длительность разогрева составляет 150 с. По окончании предстартового разогрева на двигатель подаются все необходимые для запуска питающие напряжения и рабочее тело. Большинство запусков двигателей происходит в первые моменты после начала подачи импульсов поджига. Тем не менее случаются и затянутые пуски. Требования технических заданий допускают запуск двигателя в течение 80—120 с после начала подачи импульсов поджига.

В современных системах преобразования и управления (СПУ) реализовано два алгоритма запуска двигателя: стандартный и алгоритм с «мягким» запуском. При стандартном запуске напряжение разряда подается одновременно с питанием нагревателя катода, приблизительно за 150 с до подачи импульсов поджига. При использовании алгоритма с «мягким» запуском напряжение разряда подается после появления тока в цепи катод-поджиг, что позволяет снизить пусковые броски тока разряда [17]. Однако такой алгоритм запуска реализован не во всех СПУ. В связи с этим вызывает интерес влияние стартового уровня тока магнита на величину пускового броска тока разряда при стандартном алгоритме запуска.

На рис. 1 представлено распределение по времени запусков двигателей СПД-140. Для построения использовались результаты приемочных испытаний 20 летных двигателей СПД-140. Как видно, большинство запусков происходит сразу по окончании предстартового разогрева. Однако часть запусков происходит с задержкой до 110 с.

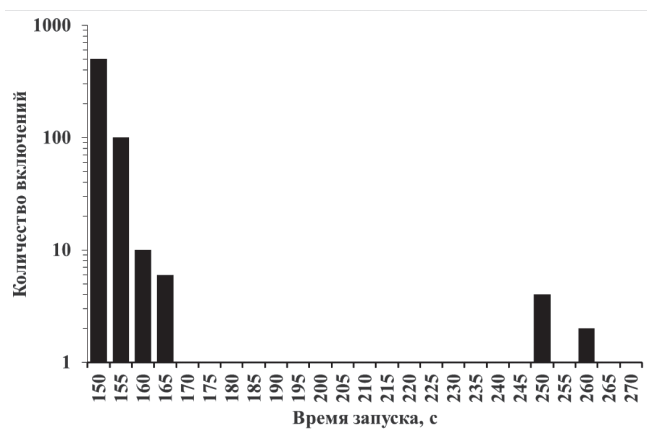


Рис. 1. Распределение запусков двигателей по времени

Стационарные плазменные двигатели применяются в качестве двигателей довыведения, коррекции и ориентации орбиты космических аппаратов (КА) [18]. Зачастую при выполнении манёвра требуется одновременная работа двух двигателей. Соответственно нужно, чтобы запуск обоих двигателей произошел одновременно. Выд-

вигаются новые требования, согласно которым запуск двигателя должен осуществляться в течение шести секунд после окончания предстартового разогрева.

Существует несколько факторов, влияющих на запуск двигателя. Это температура термоэмиттера в момент запуска, состояние поверхности термоэмиттера, расход в катод-компенсатор, индукция магнитного поля. Зависимость времени запуска от тока магнитных катушек показана на рис. 2. Как видно, уменьшение тока магнитных катушек позволяет сократить время запуска двигателя. Следует отметить, что это лишь один из возможных способов облегчения запуска.

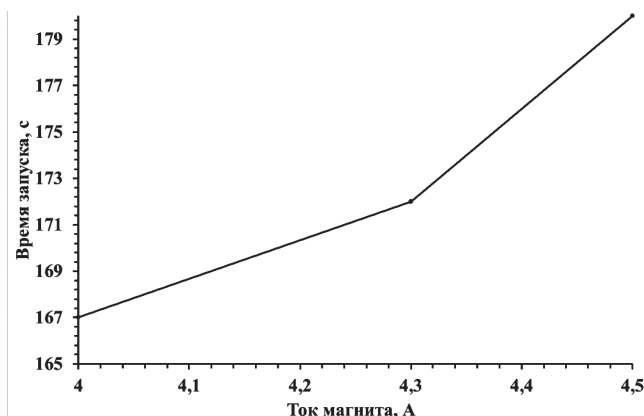


Рис. 2. Зависимость времени запуска от тока магнитных катушек

### Теоретическая часть

Условие зажигания газового разряда можно сформулировать как требование равенства характерных времен образования иона и потери иона на стенке разрядной камеры. Скорость образования ионов может быть определена по формуле

$$n_{i+} = n_e n_n \sigma_i u_e, \quad (1)$$

где  $n_e$  — концентрация электронов;  $n_n$  — концентрация нейтральных атомов;  $\sigma_i$  — сечение ионизации при ион-электронных соударениях;  $u_e$  — скорость электронов.

Поскольку ионизация происходит в основном за счет электронов, которые участвуют в азимутальном дрейфе [19, 20], можно считать, что скорость электронов равна скорости азимутального дрейфа, которая выражается формулой:

$$u_e = E / B, \quad (2)$$

где  $E$  — напряженность электрического поля;  $B$  — индукция магнитного поля.

Скорость «потери» ионов на стенке разрядной камеры описывается формулой:

$$n_{i-} = \frac{2n_e}{\Delta R} \sqrt{\frac{W_e}{m_i}}, \quad (3)$$

где  $\Delta R$  — ширина ускорительного канала;  $W_e$  — кинетическая энергия иона;  $m_i$  — масса иона.

Из соотношений (1)—(3) можно получить характерные времена образования  $\tau_{i+}$  и «потери»  $\tau_{i-}$  ионов:

$$\tau_{i+} = \frac{n_e}{n_{i+}} = \frac{B}{n_n \sigma_i E}; \quad (4)$$

$$\tau_{i-} = \frac{n_e}{n_{i-}} = \frac{\Delta R}{2} \frac{1}{\sqrt{\frac{W_e}{m_i}}}, \quad (5)$$

где  $n_{i+}$  — концентрация ионов.

Как видно из формулы (4), время образования ионов растет с увеличением индукции магнитного поля. Следует отметить, что после зажигания разряда область, в которой спадает потенциал электрического поля, существенно сокращается и, соответственно, в области формирования газового разряда напряженность поля существенно выше, чем до запуска двигателя. Таким образом, после зажигания разряда, время образования ионов существенно сокращается. Оценим времена  $\tau_{i+}$  и  $\tau_{i-}$  для двигателя СПД-140. Для расчёта примем следующие значения:

$$B = 20 \text{ мТл}; n_n = 1,5 \cdot 10^{20} \text{ 1/м}^3; \sigma_i = 4 \cdot 10^{-20} \text{ м}^2;$$

$$E = 3000 \text{ В/м}; \Delta R = 0,02 \text{ м}, W_e = 100 \text{ эВ};$$

$$m_i = 2,18 \cdot 10^{-25} \text{ кг}.$$

Такая приблизительная оценка дает следующие значения:

$$\tau_{i+} = 0,9 \text{ мкс}; \tau_{i-} = 1,2 \text{ мкс}.$$

Как видно, значения  $\tau_{i+}$  и  $\tau_{i-}$  сопоставимы. Уменьшение индукции магнитного поля позволит сократить время образования ионов за счет увеличения азимутальной скорости электронов.

## Пусковой бросок тока

При запуске стационарного плазменного двигателя с использованием стандартного алгоритма запуска наблюдается повышенное значение тока разряда (пусковой бросок тока разряда). Значение тока разряда при этом составляет (60—100) А при длительности  $\sim 100$  мкс. Для возникновения пускового броска тока разряда требуется выполнение нескольких условий: достаточный уровень эмиссии электронов катодом-компенсатором; повышенная, по отношению к стационарной работе, концентрация нейтральных атомов в разрядном промежутке; достаточный уровень заряда конденсатора, расположенного на входе в двигатель.

В [17] показано, что для двигателей с анодным слоем величина стартового броска тока разряда определяется состоянием катода-компенсатора на момент запуска двигателя. Исследование запусков СПД-140 показывает, что пусковые броски тока разряда наблюдаются даже в случае запуска с «недогретым» катодом, когда запуск двигателя выполняется из холодного состояния, а ток разряда возникает на фоне нарастающего тока в цепи поджига. Таким образом, можно заключить, что даже в случае недостаточной эмиссии электронов запуск двигателя может сопровождаться пусковым броском тока разряда, при этом часть уносимого положительного заряда может быть не скомпенсирована.

Также следует отметить, что величина пускового броска может быть ограничена количеством рабочего тела (РТ), находящегося в начальный момент времени в разрядной камере, и зарядом, накопленным на конденсаторе фильтра. Суммарный заряд, который может протечь за время одного импульса, можно вычислить из соотношения:

$$q = n_n e V = \frac{\dot{m} l e}{M_{xe} v} = I \tau = C U, \quad (6)$$

где  $n_n$  — концентрация нейтральных атомов;  $e$  — элементарный заряд;  $V$  — объем разрядного промежутка;  $\tau$  — длительность импульса;  $\dot{m}$  — массовый расход РТ;  $l$  — длина ускорительного канала;  $M_{xe}$  — масса атома ксенона;  $v$  — скорость нейтральных атомов;  $C$  — емкость конденсатора фильтра;  $U$  — напряжение разряда.

Полагая, что расход при запуске составляет  $\sim 10$  мг/с, длина ускорительного канала 4 см, скорость нейтральных атомов  $\sim 100$  м/с, длительность импульса пускового броска тока разряда равна  $\sim 100$  мкс, получаем, что в момент запуска дви-

гателя количество рабочего тела в ускорительном канале соответствует значению заряда  $\sim 0,003$  Кл. При емкости конденсатора 20 мкФ и напряжении разряда 300 В заряд, накопленный на конденсаторе, составляет 0,006 Кл. Учитывая, что импульс пускового броска тока разряда имеет форму, близкую к треугольной, получаем максимальное значение пускового броска тока разряда порядка 60 А, что хорошо соотносится с результатами испытаний (порядка 70 А).

Величина магнитного поля не входит в формулу (6) в явном виде, но, с учетом формулы (2), уменьшение величины магнитного поля должно приводить к увеличению азимутальной дрейфовой скорости электронов и, как следствие, к сокращению длительности пускового броска. Однако результаты эксперимента не подтверждают этого. При запусках с током магнита от 0 до 4 А величина пускового броска тока разряда оставалась постоянной, порядка 70 А.

### Экспериментальная часть

При испытаниях использовался двигатель СПД-140. Номинальные режимы работы двигателя 10—15 А по току разряда при напряжении разряда 300 В. Распределение расхода между анодом и катодом, а также регулирование суммарного расхода осуществлялись с помощью модуля газораспределения ХФСЦ140, который обеспечивал соотношение катодного и суммарного расхода на уровне 1:20. Расход при запуске составлял 8—10 мг/с. Нарботка двигателя на момент начала испытаний  $\approx 150$  ч.

Испытания проводились на вакуумном стенде КВУ-165. Объем вакуумной камеры 120 м<sup>3</sup>, длина 10 м. Вакуумная система стенда обеспечивала статический вакуум  $2 \cdot 10^{-7}$  мм рт. ст. и динамический вакуум не хуже  $1 \cdot 10^{-4}$  мм рт. ст. при расходе 15 мг/с. Вакуумметр при испытаниях был откалиброван по воздуху.

Источник питания разряда обеспечивал регулируемое значение тока разряда в диапазоне 0—18 А с отклонением 0,1 А. Значение напряжения разряда  $(300 \pm 1)$  В.

Параметры двигателя в рабочем режиме регистрировались стандартными приборами для измерения токов и напряжений. Частота регистрации параметров 10 Гц. Помимо этого, осциллографировались следующие параметры: ток и напряжение разряда; ток и напряжение поджига; напряжение катод—земля; колебания тока разряда. Частота регистрации параметров 10<sup>5</sup> Гц.

Как указывалось выше, испытания выполнялись с целью определения влияния тока магнита

на параметры двигателя при запуске, поскольку запуск двигателя сопровождается забросом по току разряда и повышенным уровнем колебаний. Поэтому определялись величина токового броска, амплитуда колебаний тока разряда и длительность переходного процесса после запуска. За время испытаний было выполнено 10 запусков двигателя с различными уровнями стартового значения тока магнита. Стартовый уровень тока магнита изменялся от 0,5 до 4,0 А. Остальные параметры при всех запусках оставались неизменными. Через 100 мс после запуска двигателя устанавливалось номинальное значение тока магнита.

### Результаты испытаний

Для каждого запуска была определена величина пускового броска тока разряда. Также определена амплитуда колебаний тока разряда до и после установления номинального значения тока магнита. На осциллограммах пусков, представленных на рис. 3 и 4, приведены временные зависимости таких параметров, как напряжение и ток поджига, напряжение и ток разряда ( $U_{пз}$ ,  $I_{пз}$ ,  $U_p$  и  $I_p$  соответственно). Осциллограммы, представленные на рис. 3, демонстрируют процесс запуска двигателя длительностью порядка 2 мс. Из этих осциллограмм можно сделать вывод, что непосредственно процесс запуска двигателя происходит одинаково при токах магнита от 1,5 до 4 А. Осциллограммы, представленные на рис. 4, демонстрируют процесс запуска двигателя длительностью порядка 2 с (до момента подачи номинального тока магнита). Из этих осциллограмм можно сделать вывод, что при значении тока магнита от 2,5 А и менее рабочий процесс двигателя сопровождается колебаниями величиной 30—60 А. Результаты испытаний сведены в таблицу.

Как видно из таблицы, ток магнита  $I_m$  не влияет на уровень пускового броска тока разряда  $I_{p\_старт}$ , который определяется выходной емкостью конденсатора и количеством рабочего тела в разрядной камере в момент зажигания разряда. Также обнаружено, что снижение стартового уровня тока магнита ниже 2,5 А приводит к тому, что запуск двигателя сопровождается повышенным уровнем колебаний тока разряда ( $\sim I_p$ ) с амплитудой порядка 50 А. Такое повышенное значение колебаний не наблюдается при стартовом уровне тока магнита, равном 3 А или превышающем это значение. Этот уровень тока магнита определен как минимально допустимый и рекомендуемый для запуска двигателей СПД-140.

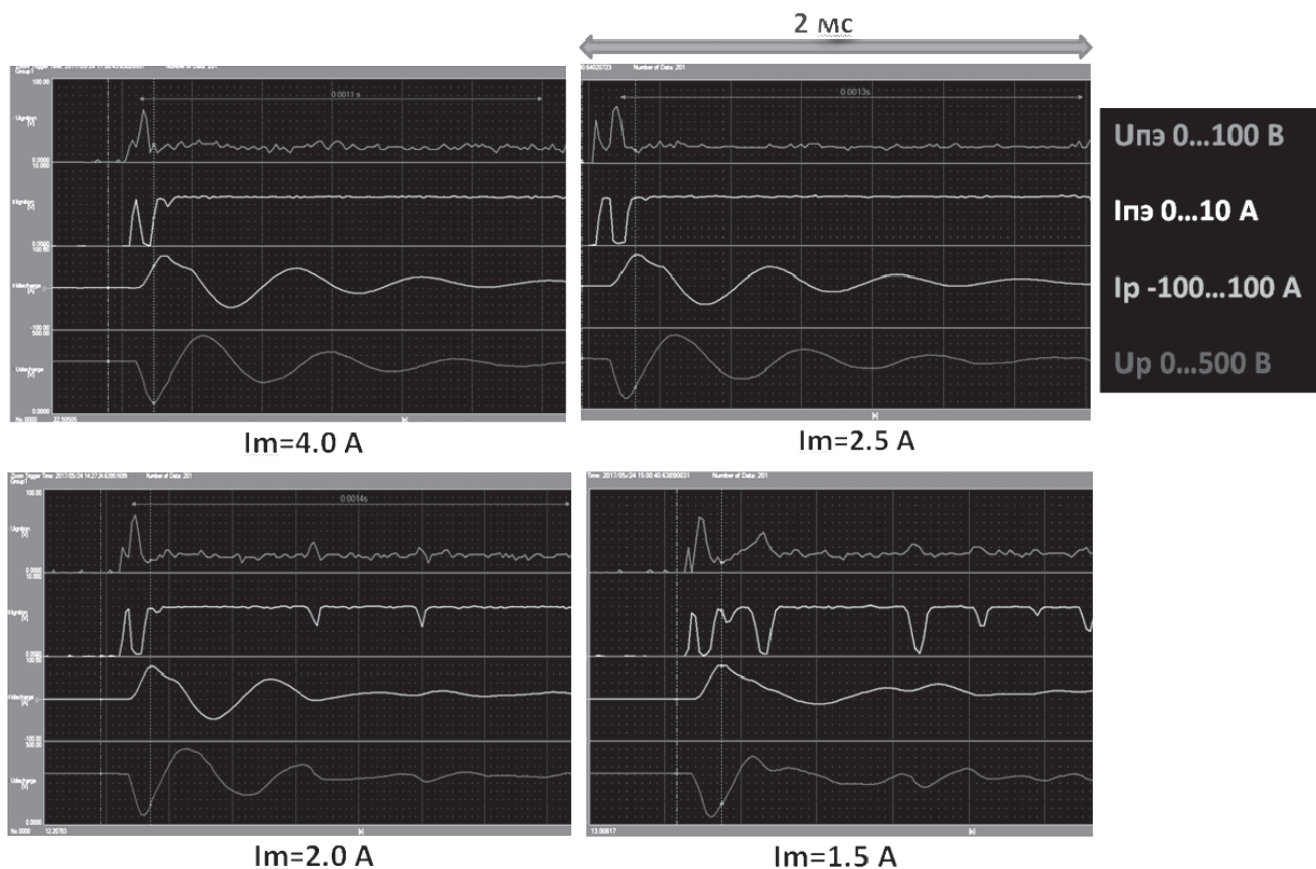


Рис. 3. Осциллограммы запусков двигателя СПД-140: временная развертка 2 мс; ток магнита от 1,5 до 4 А;  $U_{пэ}$  — напряжение поджига;  $I_{пэ}$  — ток поджига

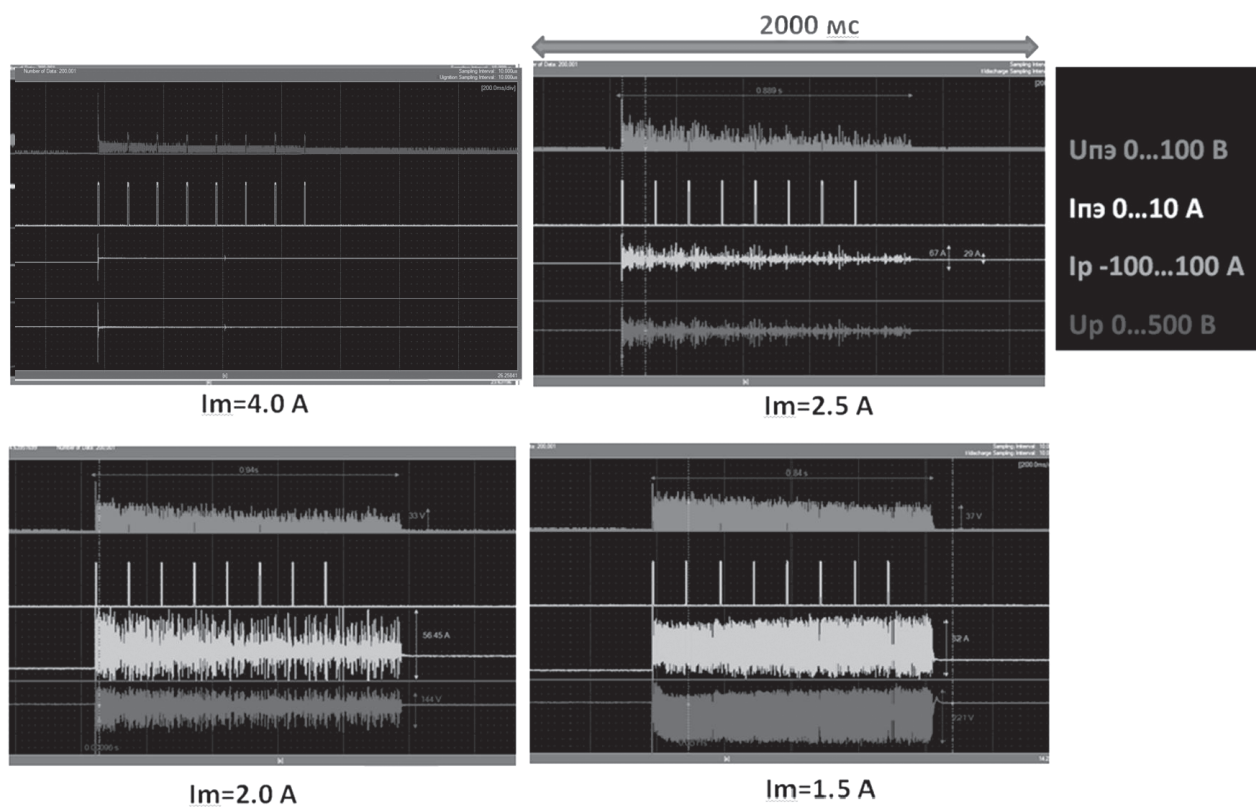


Рис. 4. Осциллограммы запуска двигателя СПД-140: временная развертка 2000 мс; ток магнита от 1,5 до 4 А

## Характеристики запусков двигателя СПД-140

$I_m$ , А	№ импульса	$I_{p-старт}$ , А	$I_p$ , А	$\sim I_p$ , А	Время релаксации, мс
0,5	1	77	20	2...20	14; 20*
1,0	1	77	17,8	2; 35	До изменения $I_m$
1,5	1	77	17,8	62	
2,0	1	75	17,8	56	
2,5	1	76	11,2	29	
3,0	1	75	11,2	1	1,5
4,0	1	77	11,3	1	1,5

\* 14 мс – до прекращения колебаний после запуска, 20 мс – при изменении тока магнита.

## Выводы

1. По результатам эксперимента показано, что величина пускового броска тока разряда не зависит от тока магнита при запуске.

2. Показано, что стартовый уровень тока магнита влияет на колебания тока разряда при запуске двигателя. Для двигателя СПД-140 минимальное значение тока магнита, при котором пусковые колебания не превышают 50 % от тока разряда, составляет 3 А.

3. Величина пускового броска при запуске определяется количеством нейтральных атомов в ускорительном канале при запуске и емкостью конденсатора фильтра на входе в двигатель. Это не совпадает с результатами, полученными для двигателя с анодным слоем. Данный вопрос требует дополнительного исследования при испытаниях двигателей СПД с другим типоразмером и при различных условиях запуска.

## Библиографический список

1. Морозов А.И. Введение в плазмодинамику. — 2-е изд., испр. и доп. — М.: Физматлит, 2008. — 613 с.
2. Ким В.П., Семенкин А.В., Хартов С.А. Конструктивные и физические особенности двигателей с замкнутым дрейфом электронов. — М.: Изд-во МАИ, 2016. — 160 с.
3. Каташова М.И., Парахин Г.А., Румянцев А.В. Разработка многорежимного катода-компенсатора для стационарного плазменного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 161—166.
4. Maxar's SSL Highlights its U.S. Industry Leadership in Next-Generation Solar Electric Propulsion. 2018. URL: <https://www.prnewswire.com/news-releases/maxars-ssl-highlights-its-us-industry-leadership-in-next-generation-solar-electric-propulsion-300768397.html>
5. Mitrofanova O.A., Gnizdor R.Yu. Influence of SPT magnetic field on life time characteristics of the thruster // 33rd International Electric Propulsion Conference (The George Washington University, Washington, D.C., USA, 6–10 October 2013). IEPC-2013-51
6. Гниздор Р.Ю., Митрофанова О.А., Румянцев А.В. Исследование влияния магнитного поля стационарного плазменного двигателя на разность потенциалов между катодом и «землей» // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 2. С. 47—52.
7. Морозов А.И., Есипчук Ю.В., Капулкин А.М. Влияние конфигурации магнитного поля на режим работы ускорителя с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) // Журнал технической физики. 1972. Т. 42. № 3. С. 612—619.
8. Jorns B., Hofer R., Mikellides I. Power Dependence of the Electron Mobility Profile in a Hall Thruster // 50th AIAA Joint Propulsion Conference (Cleveland, OH, 28-30 July 2014). AIAA-2014-3620. DOI: 10.2514/6.2014-3620
9. McDonald M.S. Electron Transport in Hall Thrusters. A dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Applied Physics). — The University of Michigan. 2012. — 224 p. URL: [http://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/2027.42/91553/1/msmcdon\\_1.pdf](http://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/2027.42/91553/1/msmcdon_1.pdf)
10. Ермошкин Ю.М., Галайко В.Н., Ким В.П. и др. Особенности переходных процессов в разрядной цепи при запуске стационарного плазменного двигателя СПД-140Д // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 80—88.
11. Vial V., Mazouffre S., Prioul M., Pagnon D., Bouchoule A. CCD images of Hall effect thruster plume dynamics after ultrafast current ignition // IEEE Transactions on Plasma Science. 2005. Vol. 33. No. 2, pp. 524-525. DOI: 10.1109/TPS.2005.845363
12. Ellison C.L., Raitses Y., Fisch N.J. Fast camera imaging of hall thruster ignition // IEEE Transactions on Plasma Science. 2011. Vol. 39. No. 11, part 1, pp. 2950-2951. DOI: 10.1109/TPS.2011.2121925

13. Ермилов А.Н., Ерошенков В.Ф., Новичков Д.Н. и др. Экспериментальное исследование области существования интенсивного несамостоятельного разряда в скрещенных полях // Теплофизика высоких температур. 2013. Т. 51. № 5. С. 670. DOI: 10.7868/S0040364413050050
14. Delgado J., Corey R., Murashko V., Koryakin A., Pridannikov S. Qualification of the SPT-140 for use on Western Spacecraft // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (Cleveland, Ohio, USA, 28-30 July 2014). AIAA 2014-3606. DOI: 10.2514/6.2014-3606
15. Snyder J.S., Hofer R.R. Throttled Performance of the SPT-140 Hall Thruster // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (Cleveland, Ohio, USA, 28-30 July 2014). AIAA-2014-3816, DOI: 10.2514/6.2014-3816
16. Fife J., Hargus W., Mason L., Jankovsky R., Haag T., Pinero L., Snyder J. Preliminary Performance Results of the High Performance Hall System SPT-140 // 36th Joint Propulsion Conference (Huntsville, AL, 17-19 July 2000). AIAA-2000-3250, DOI: 10.2514/6.2000-3250
17. Duchemin O., Le Méhauté D., Öberg M., Cavelan X., Guilhem-Ducléon M., Khimeche G., Payot F. End-to-End Testing of the PPS®5000 Hall Thruster System With a 5-kW Power Processing Unit // 34th International Electric Propulsion Conference (Hyogo-Kobe, Japan, 4–10 July 2015). IEPC-2017-127.
18. Чернышёв Т.В. Экспериментальные и численные исследования нарушения стационарности горения интенсивных разрядов с замкнутым дрейфом электронов: Дисс. ... канд. физ.-мат. наук. — М., 2015. — 106 с.
19. Демьяненко В.Н., Зубков И.П., Лебедев С.В., Морозов А.И. Индукционный метод измерения азимутального дрейфового тока в ускорителях с замкнутым дрейфом электронов // Журнал технической физики. 1978. Т. 48. № 3. С. 634–637.
20. Жданов С.К., Курнаев В.А., Романовский М.К., Цветков И.В. Основы физических процессов в плазме и плазменных установках: Учебное пособие. — М.: Изд-во МИФИ, 2007. — 372 с.

## MAGNET CURRENT IMPACT ON START-UP PROCESSES OF STATIONARY PLASMA THRUSTER

Komarov A.A.<sup>1\*</sup>, Semenenko D.A.<sup>1\*\*</sup>, Pridannikov S.Yu.<sup>1</sup>, Rumyantsev A.V.<sup>2\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Experimental Design Bureau "Fakel",  
181, Moskovsky av., Kaliningrad, 236001, Russia

<sup>2</sup> Immanuel Kant Baltic Federal University,  
IKBFU, 14, A. Nevskogo str., Kaliningrad, 236041, Russia

\* e-mail: komarovfc-anton@yandex.ru

\*\* e-mail: waldau.denis@mail.ru

\*\*\* e-mail: albert37@list.ru

### Abstract

An important characteristic of the electro-jet thruster is its start-up time. The thruster start-up time reducing requires optimization of parameters, affecting the start-up process. Cathode heater power, the value of the flow rate into cathode at start-up, the ignition pulses magnitude and duration, and the magnetic field magnitude in the acceleration channel are related to these parameters. One of the parameters that affecting the thruster start-up process is the starting level of the magnet current. The magnet current reducing facilitates the thruster start-up. However, the magnet current reduction is accompanied by the adverse factors, such as discharge current oscillations building-up upon the startup, and increasing of the inrush discharge current. The root mean square value of the discharge current oscillations herewith can reach up to 70% of the discharge current level. The article

presents the results of tests on determining the magnet current impact on the processes occurring while the thruster start-up. The test objective was to define a minimum level of a magnet current, at which a thruster start-up would be accompanied by transition to a stable operating mode without the discharge current oscillations evolution. The tests were performed with the SPT-140 thruster. A special attention during the tests was paid to the changes of the discharge current oscillations and inrush discharge current surge. Oscilloscope patterns, giving an idea on the magnet current impact on these parameters, were obtained in accordance with the results of these tests. Minimum level of the magnet current at the startup, which did not lead to the discharge current oscillation evolution, was obtained in accordance with the results of these tests. The effect of the magnet current on the

discharge current inrush surge level and oscillations while startup was demonstrated. It was determined that the SPT-140 thruster was proceeding to unstable operation mode at the startup with the magnet current less than 3 A. At the same time, the magnet current magnitude practically does not affect the value of the inrush discharge current surge.

**Keywords:** stationary plasma thruster, start-up, magnetic field, discharge current oscillations, inrush discharge current.

## References

1. Morozov A.I. *Vvedenie v plazmodinamiku* (Introduction to plasma dynamics), Moscow, FIZMATLIT, 2008, 613 p.
2. Kim V.P., Semenkin A.V., Khartov S.A. *Konstruktivnye i fizicheskie osobennosti dvigatelei s zamknutym dreifom elektronov* (Design and physical features of closed electron drift engines), Moscow, MAI, 2016, 160 p.
3. Katashova M.I., Parakhin G.A., Rummyantsev A.V. Multiple mode cathode-compensator developing for the stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 161-166.
4. *Maxarrs SSL Highlights its U.S. Industry Leadership in Next-Generation Solar Electric Propulsion*, 2018. URL: <https://www.prnewswire.com/news-releases/maxarrs-ssl-highlights-its-us-industry-leadership-in-next-generation-solar-electric-propulsion-300768397.html>
5. Mitrofanova O.A., Gnizdor R.Yu. Influence of SPT magnetic field on lifetime characteristics of the thruster. *33rd International Electric Propulsion Conference (The George Washington University, Washington, D.C., USA, 6–10 October 2013)*. IEPC-2013-51.
6. Gnizdor R.Yu., Mitrofanova O.A., Rummyantsev A.V. Investigation an influence of SPT magnetic field on efficiency of cathode-compensator operation. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 2, pp. 47-52.
7. Morozov A.I., Esipchuk Yu.V., Kapulkin A.M. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 1972, vol. 42, no. 3, pp. 612–619.
8. Jorns B., Hofer R., Mikellides I. Power Dependence of the Electron Mobility Profile in a Hall Thruster. *50th AIAA Joint Propulsion Conference (Cleveland, OH, 28-30 July 2014)*. AIAA-2014-3620. DOI: 10.2514/6.2014-3620
9. McDonald M.S. *Electron Transport in Hall Thrusters*. A dissertation submitted in partial fulfillment of the requirements for the degree of Doctor of Philosophy (Applied Physics). The University of Michigan, 2012, 224 p. URL: [http://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/2027.42/91553/1/msmcdon\\_1.pdf](http://deepblue.lib.umich.edu/bitstream/2027.42/91553/1/msmcdon_1.pdf)
10. Ermoshkin Y.M., Galaiko V.N., Kim V.P., Kochev Y.V., Merkur'ev D.V., Ostapushenko A.A., Popov G.A., Smirnov P.G., Shilov E.A., Yakimov E.N. Specifics of transients in the discharge circuit during the SPT-140D plasma engine starting. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 80-88.
11. Vial V., Mazouffre S., Prioul M., Pagnon D., Bouchoule A. CCD images of Hall effect thruster plume dynamics after ultrafast current ignition. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2005, vol. 33, no. 2, pp. 524-525. DOI: 10.1109/TPS.2005.845363
12. Ellison C.L., Raitsev Y., Fisch N.J. Fast camera imaging of hall thruster ignition. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2011, vol. 39, no. 11, part 1, pp. 2950-2951. DOI: 10.1109/TPS.2011.2121925
13. Ermilov A.N., Eroshenkov V.F., Novichkov D.N., et al. Experimental study of the domain of existence of intensive non-self-sustained discharge in crossed fields. *High Temperature*, 2013, vol. 51, no. 5, pp. 601-607.
14. Delgado J., Corey R., Murashko V., Koryakin A., Pridannikov S. Qualification of the SPT-140 for use on Western Spacecraft. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (Cleveland, Ohio, USA, 28-30 July 2014)*. AIAA 2014-3606. DOI: 10.2514/6.2014-3606
15. Snyder J.S., Hofer R.R. Throttled Performance of the SPT-140 Hall Thruster. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (Cleveland, Ohio, USA, 28-30 July 2014)*. AIAA-2014-3816. DOI: 10.2514/6.2014-3816
16. Fife J., Hargus W., Mason L., Jankovsky R., Haag T., Pinero L., Snyder J. Preliminary Performance Results of the High Performance Hall System SPT-140. *36th Joint Propulsion Conference (Huntsville, AL, 17-19 July 2000)*. AIAA-2000-3250. DOI: 10.2514/6.2000-3250
17. Duchemin O., Le Méhauté D., Öberg M., Cavelan X., Guilhem-Ducléon M., Khimeche G., Payot F. End-to-End Testing of the PPS@5000 Hall Thruster System With a 5-kW Power Processing Unit. *34th International Electric Propulsion Conference (Hyogo-Kobe, Japan, 4–10 July 2015)*. IEPC-2017-127.
18. Chernyshev T.V. *Eksperimental'nye i chislennye issledovaniya narusheniya statsionarnosti goreniya intensivnykh razryadov s zamknutym dreifom elektronov* (Experimental and numerical investigations of violations of stationarity burning intense discharges with closed electron drift), Doctor's thesis, Moscow, Ob'edinennyi institut vysokikh temperatur RAN, 2015, 106 p.
19. Dem'yanenko V.N., Zubkov I.P., Lebedev S.V., Morozov A.I. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 1978, vol. 48, no. 3, pp. 634–637.
20. Zhdanov S.K., Kurnaev V.A., Romanovskii M.K., Tsvetkov I.V. *Osnovy fizicheskikh protsessov v plazme i plazmennyykh ustanovkakh* (Fundamentals of physical processes in plasma and plasma installations), Moscow, MIFI, 2007, 372 p.