

Научная статья  
УДК 533.9.07  
DOI: 10.34759/vst-2022-2-118-134

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УСЛОВИЙ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ СТАЦИОНАРНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ИХ ПАРАМЕТРЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ КОЛЕБАНИЙ В РАЗРЯДНОЙ ЦЕПИ

Сергей Вадимович Баранов<sup>1</sup>, Юрий Михайлович Ермошкин<sup>2</sup>, Владимир Павлович Ким<sup>3</sup> ✉,   
Денис Владимирович Меркурьев<sup>4</sup>, Виктория Витальевна Свотина<sup>5</sup>

<sup>1,3,4,5</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,  
Москва, Россия

<sup>2</sup>«Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева,  
Железногорск, Красноярский край, Россия

<sup>1</sup>sergy@strizhi.ru

<sup>2</sup>erm@iss-reshetnev.ru

<sup>3</sup>riame4@sokol.ru ✉

<sup>4</sup>merckuriev.denis@yandex.ru

<sup>5</sup>vsvotina@mail.ru

**Аннотация.** Приводятся результаты предварительного исследования влияния условий в вакуумных камерах при испытаниях стационарного плазменного двигателя (СПД) на параметры двигателя и характеристики колебаний в его разрядной цепи. В частности, исследована динамика изменения основных параметров модели двигателя типа СПД-100 в течение ~260 часов в двух разных отсеках вакуумной камеры с разной историей предшествующих испытаний в них двигателей и разными давлениями в них при работе двигателя. Показано, что изменение состава окружающей двигатель газовой среды при его работе вследствие выделения со стенок вакуумной камеры кислорода или паров воды, адсорбированных или абсорбированных на стенках вакуумной камеры при длительном их контакте с атмосферой, а также вследствие их попадания в камеру через негерметичности соединений или магистралей подачи рабочего газа в двигатель могут быть причинами заметных отличий в получаемых выходных параметрах двигателя и возникновения неустойчивых режимов работы катода и двигателя.

**Ключевые слова:** стационарный плазменный двигатель, выходные параметры, разрядный ток, характеристики колебаний, наземные испытания, вакуумная камера, ионная бомбардировка, очистка стенок камеры, влияние газовыделения

**Для цитирования:** Баранов С.В., Ермошкин Ю.М., Ким В.П., Меркурьев Д.В., Свотина В.В. Исследование влияния условий наземных испытаний стационарных плазменных двигателей на их параметры и характеристики колебаний в разрядной цепи // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 2. С. 118-134. DOI: 10.34759/vst-2022-2-118-134

Original article

## **STUDY OF THE STATIONARY PLASMA THRUSTER GROUND-BASED TEST CONDITIONS ON ITS PARAMETERS AND DISCHARGE CURRENT OSCILLATION CHARACTERISTICS**

**Sergei V. Baranov<sup>1</sup>, Yurii M. Ermoshkin<sup>2</sup>, Vladimir P. Kim<sup>3</sup> ✉ ,  
Denis V. Merkur'ev<sup>4</sup>, Viktoriya V. Svotina<sup>5</sup>**

<sup>1,3,4,5</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI,  
Moscow, Russia

<sup>2</sup>Reshetnev Information Satellite Systems,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russia

<sup>1</sup>sergy@strizhi.ru

<sup>2</sup>erm@iss-reshetnev.ru

<sup>3</sup>riame4@sokol.ru ✉

<sup>4</sup>merckuriev.denis@yandex.ru

<sup>5</sup>vsvotina@mail.ru

### ***Abstract***

This article presents the results of preliminary study of influence of the Stationary Plasma Thruster (SPT) ground-based test conditions in the typical vacuum chambers on the SPT output parameters and discharge current oscillation characteristics. The SPT's are operating already many years in space as a parts of the spacecraft (S/C) motion control systems and ensuring the S/C operation during 5-15 year service time. To reach their reliable SPT operation they undergo complex of the ground tests including that ones in the vacuum chambers imitating thruster operation conditions in space. And that it is impossible to reproduce these conditions fully. Then it is important to understand how the difference in the test conditions and those in space can influence on the thruster operation and performance. Particularly this difference could be responsible for the increase of the discharge current oscillation amplitudes after thruster switching on and further operation of the two SPT-100B in pair during their tests in the vacuum chamber in comparison with the case of switching on and operation of one such thruster in the same vacuum chamber. This event was obtained at the Russian JSC "Information Satellite Systems"(ISS) and initiated this study. Preliminary analysis had shown that the possible reason of the mentioned event is an increased release of the gases and sputtered material of the vacuum chamber wall due to their bombardment by the increased accelerated ion flow from the two thrusters. These products are able to penetrate into working volumes of the thruster parts and change the properties of surfaces of the mentioned parts such as a cathode emitter or discharge chamber walls. As a result they can change the thruster operation and its characteristics. The rate of the mentioned gas release of the adsorbed or absorbed gases and sputtered products depend on time and state of the internal vacuum chamber wall surfaces being in contact with atmosphere. Then, it is to be dependent on the history of the earlier electric thruster test before the given one because the accelerated ion flow are cleaning the mentioned wall surfaces. Taking all the mentioned into account the given investigation consisted of the study of the SPT-100 type thruster output parameters variation and discharge current oscillation characteristics in time during at least 100 hours of operation in the two different vacuum chambers of 2 m in diameter and 3m (chamber 1) and 5 m (chamber2) in length, respectively. The internal walls of these chambers had different state of their internal surfaces because the walls the chamber 1 was staying in contact with atmosphere around 6 months after test of the SPT with powers not exceeding 1kW. And chamber 2 stayed in contact with atmosphere around 3 months after test of the ion thruster model operated with power 10-13 kW and ion energies 5 keV around 50 hours. Thus, the vacuum chamber wall internal surfaces of these chambers were cleaned to different state due to different intensity of their bombardment by the ion flows during previous tests.

Obtained results had shown the following:

- during 1st ~50 hours of thruster operation in the vacuum 1 there were obtained jumps of the vacuum chamber pressure after thruster switching on and there was obtained increased level of the discharge current amplitude which was regularly reduced in time. Such jumps was not observed during the cycle 2 tests;
- at the internal part of the acceleration channel walls the flows of the sputtered from the exit parts of the discharge chamber wall are drastically dominating in comparison with the vacuum chamber wall sputtering product flows;
- performance level was a little bit higher during cycle 2;
- the ceramic and metal ERS samples are slowly sputtered.

Finally, it was concluded that the most probable reason of the oscillation amplitudes increase during 1st period of the thruster pair operation in the vacuum chamber after its internal wall contact with atmosphere is the increased release of the active gases from the the vacuum chamber walls being long time in contact with atmosphere under their bombardment by the increased and widened ion flow.

**Keywords:** stationary plasma thruster, output parameters, discharge current, oscillations characteristics, ground-based tests, vacuum chamber, ion bombardment, chamber walls cleaning, effect of gaseous release

**For citation:** Baranov S.V., Ermoshkin Yu.M., Kim V.P., Merkur'ev D.V., Svotina V.V. Study of the Stationary Plasma Thruster Ground-Based Test Conditions on Its Parameters and Discharge Current Oscillations Characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 2, pp. 118-134. DOI: 10.34759/vst-2022-2-118-134

---

---

## Введение

Стационарные плазменные двигатели уже многие годы успешно используются в космической технике, решая задачи довыведения космических аппаратов (КА) на рабочие орбиты, коррекции и стабилизации названных орбит, увода КА с рабочих орбит на орбиты «захоронения» по окончании срока их активного существования (САС) [1–4]. Использовались СПД и для реализации полета к Луне европейского исследовательского КА по программе Smart 1 [5], и планируется их применение для полетов в дальний космос [6]. При этом каждый новый двигатель проходит достаточно длительную наземную экспериментальную отработку (НЭО), в том числе путем испытаний в вакуумных камерах, в которых создаются условия, моделирующие условия его работы в космосе [7]. В России одним из основных разработчиков и производителей отечественных геостационарных КА является АО «Информационные спутниковые системы» (АО «ИСС»). В соответствии с принятой в АО «ИСС» концепцией формирование систем коррекции КА осуществляется из отдельных, функционально законченных блоков (двигатели, системы преобразования и управления — СПУ, блоки хранения и подачи рабочего вещества — БХПРВ). Поэтому на этом предприятии проводятся интеграционные испытания, которые должны подтвердить

нормальное совместное функционирование указанных блоков. В ходе этих испытаний весь бортовой комплект двигателей находится в вакуумной камере одновременно, а общая огневая наработка двигателей может составлять десятки часов. Так, например, для КА типа «Экспресс-80», «Экспресс-103» разработки АО «ИСС», которые были доведены на геостационарную орбиту (ГСО) работающими на ксеноне стационарными плазменными двигателями типа СПД-100В [8], наработка двигателей в вакуумной камере при интеграционных испытаниях достигала 55 часов, включая парные включения с длительностью до 10 часов. При этом при парной работе двигателей было отмечено существенное (до 5 раз) увеличение амплитуды пульсаций разрядного тока при стационарной работе двигателей по сравнению с режимом одиночных их включений, т.е. отчетливо проявились признаки неустойчивой работы двигателей.

В НИИПМЭ МАИ по заказу АО «ИСС» было проведено исследование, целью которого являлось определение наиболее вероятной причины возникновения неустойчивой работы двигателей при их парном включении. В данной статье представлены результаты этого исследования.

## Задачи исследования

Возможными причинами обнаруженного эффекта могли быть:

— изменение электрической нагрузки для системы электропитания при одновременной работе пары двигателей по сравнению с работой одиночного двигателя и соответствующих условий электрического согласования работы системы электропитания с нагрузкой;

— изменение условий в вакуумной камере при переходе к работе пары двигателей вследствие изменения динамического давления и состава атмосферы в камере из-за повышенного поступления рабочего газа в камеру и повышенного газовыделения со стенок по причине увеличения потоков ускоренных ионов на стенки, а также увеличения потока молекул и атомарных частиц, распыленных или выделенных под воздействием ионной бомбардировки со стенок камеры и поверхностей мишени для приема энергии плазменной струи частиц, напыления названных частиц на элементы конструкции или попадания их в рабочие объемы двигателя и на чувствительные поверхности названных элементов химически активных веществ, таких как кислород, пары воды, способных заметно изменять свойства рабочих поверхностей и влиять на работу и характеристики двигателя.

Первая из названных причин обычно устраняется подбором параметров согласующего элемента — фильтра, устанавливаемого на выходе разрядной цепи двигателей [9].

Целью данного исследования было выявление возможного влияния на работу двигателя второй группы из названных факторов.

Типичные условия работы двигателей в вакуумной камере значительно отличаются от условий работы в космосе. Из-за ограниченности размеров вакуумных камер и производительности используемых средств откачки газов из них давление в вакуумных камерах при работе в них двигателей обычно значительно выше давления газовой среды, окружающей двигатель в космосе. Поэтому необходимо знать допустимые пределы давлений, приемлемых для проведения наземных испытаний электроракетных двигателей (ЭРД) в вакуумных камерах. Исходя из накопленных к настоящему времени данных по оценке влияния уровня давления на интегральные параметры СПД в России принято считать, что для таких испытаний СПД, работающих на инертных газах (ксенон, криптон), необходимо обеспечить

достаточно чистые («безмасляные») условия в названных камерах и динамическое давление в них при работе двигателей не должно превышать  $\sim 1,5,0 \cdot 10^{-4}$  мм рт.ст. или  $\sim 2,0 \cdot 10^{-2}$  Па по результатам измерения давления ионизационными датчиками, тарированными на воздух (далее «по воздуху»). «Чистота» же условий в вакуумной камере обеспечивается применением «безмасляных» средств откачки, к которым относятся «сухие» форвакуумные и турбомолекулярные насосы, а также криогенные средства высоковакуумной откачки.

Со временем названное ограничение на динамическое давление в вакуумной камере может быть пересмотрено, так как, например, измерения интегральных параметров двигателя типа СПД-70 и расходимости его струи показало [10], что заметное отклонение названных параметров при изменении давления происходит уже при его значениях порядка  $\sim 10^{-4}$  мм рт. ст. по воздуху, а испытания двигателя СПД-140 производства ОКБ «Факел» в США в еще более высоком вакууме показали, что с уменьшением давления в вакуумной камере до  $\sim 10^{-6}$  мм рт.ст. происходит снижение тяги двигателя примерно на 5% [11]. Это необходимо иметь в виду, поскольку в типичных условиях работы двигателей в космосе давление, вероятно, не превышает  $10^{-6}$  мм рт. ст. и изменяется во времени из-за обезгаживания элементов конструкции КА. Однако надежные и опубликованные данные по величине последнего при разном времени пребывания различных КА в космосе найти сложно. Сказанное затрудняет детальный анализ влияния этого фактора на работу двигателя.

Давление и состав газовой среды в его рабочих объемах и в пространстве вокруг двигателя при работе в космосе формируются потоками рабочего газа и плазмы в двигателе и рассмотренным выше газоотделением элементов конструкции самого двигателя и окружающих его элементов конструкции КА. В принципе на двигатель или в его рабочие объемы могут попадать и частицы, распыленные с элементов конструкции КА. Но при компоновке двигателей на КА стараются минимизировать этот эффект. Известно также, что при первых включениях СПД в космосе могут наблюдаться его отключения вследствие срабатывания систем защиты разрядной цепи системы электропитания. Это связывается обычно с обезгаживанием конструкции самого двигателя, приводящим к росту концентрации га-



зов в разрядной камере и увеличению разрядного тока выше порога срабатывания защиты этой цепи.

В вакуумной камере, помимо повышенного давления, из-за ограниченности возможностей средств откачки при работе двигателя неизбежно появляются потоки распыленных со стенок и поверхностей мишеней газообразных и конденсирующихся веществ, включая металлические частицы. Как уже отмечалось, эти потоки могут оказывать определенное влияние на работу двигателя, например, из-за их осаждения на стенках керамической разрядной камеры — одного из основных элементов конструкции СПД и их металлизации. Кроме того, распыление адсорбированных и абсорбированных на стенках камеры окисных пленок и паров воды при их бомбардировке ускоренными ионами может приводить к повышению содержания кислорода и паров воды в остаточной газовой атмосфере, формирующейся в камере при работе двигателя. В свою очередь, попадание кислорода или молекул воды внутрь катода может приводить к окислению работающего при высокой температуре эмиттера электронов и к нарушениям нормальной работы катода, приводящим к неустойчивой работе двигателя. Так, одной из причин преждевременного выхода из строя термоэмиссионного катода с эмиттером электронов из гексаборида лантана, используемого в СПД, является повышенное содержание кислорода в составе ксенона, который подается в катод при работе. Поэтому в конструкцию катода или в магистраль подачи ксенона в катод вводят специальный геттер, который служит для дополнительной очистки ксенона, попадающего в катод, несмотря на то, что система хранения и подачи рабочего вещества (СХПРВ) заправляется и в двигатель, и в катод, в частности, подается ксенон высокой чистоты. Дело в том, что на стенках баллонов для хранения ксенона и магистралей подачи рабочего газа и внутренних поверхностях клапанов и других элементов СХПРВ сложно контролировать и полностью исключить адсорбцию и абсорбцию кислорода и паров воды, а также возникновение окисных пленок несмотря на их промывку и продувку сухими инертными газами.

В практике исследований и испытаний СПД были также случаи, когда из-за течи в системе водяного охлаждения мишеней вода попадала в камеру. Это приводило к неустойчивой работе или полным отказам катода несмотря на то, что двигатель и катод работали при давлениях в ка-

мере не более названного выше допустимого значения. При этом важно, что пары воды или появившийся в результате диссоциации в разряде молекул воды кислород попадают из камеры внутрь рабочего канала катода несмотря на то, что он при работе продувался ксеноном. Таким образом, установлено, что попадание паров воды или кислорода из системы подачи ксенона в катод или паров воды из камеры в рабочие полости катода приводит к нарушению его нормальной работы.

Все изложенное свидетельствует о том, что, на работу двигателя может влиять и разное состояние стенок вакуумной камеры в процессе испытаний одного двигателя от реализующихся при парных их включениях из-за того, что при парных включениях появляются новые участки стенок, обрабатываемых ионными потоками, истекающими из двигателей. Дело в том, что струи СПД-100 обладают значительной расходимостью [12]. Поэтому при включении двух двигателей общая расходимость струи значительно возрастает по сравнению с расходимостью потоков одиночного двигателя.

В целом картина возможного влияния условий испытаний на работу двигателя достаточно сложная. Следует также отметить, что систематического исследования процессов взаимодействия ускоренных потоков ионов со стенками вакуумных камер и их влияния на процессы в двигателе ранее не проводилось. Поэтому представляло интерес провести данное исследование в типичных вакуумных камерах, используемых при исследованиях и испытаниях СПД, с разными состоянием стенок и динамическими давлениями в них при работе двигателя. Кроме того, с учетом изложенного выше можно было предположить, что наиболее вероятной причиной возникновения наблюдавшихся в АО «ИСС» неустойчивых режимов работы является попадание в рабочие объемы двигателя и катода конденсирующихся продуктов распыления стенок вакуумной камеры или повышенных потоков кислорода и/или паров воды, выделяющихся со стенок из окисных пленок или загрязнений при парной работе двигателей. Для проверки этой гипотезы в процессе исследования решались следующие задачи: разработка методики и проведение экспериментов по синхронизированному определению потоков осаждающихся на двигатель продуктов распыления со стенок вакуумной камеры и изменения интегральных параметров и характеристик колебаний в разрядной цепи двигате-

ля, работающего в разных камерах и при разных динамических давлениях в них. Решение этой задачи позволило оценить наличие связи между названными условиями работы двигателя в вакуумной камере и изменением параметров двигателя и характеристик колебаний разрядного тока.

### Методика исследований

Для синхронизированного определения осаждающихся на двигателе потоков продуктов распыления стенок вакуумной камеры и изменения интегральных параметров и характеристик колебаний в разрядной цепи двигателя представлялось достаточным организовать контроль изменения параметров двигателя и характеристик колебаний в разрядной цепи при его непрерывной работе и измерение осаднения продуктов распыления на элементы конструкции двигателя в процессе его работы.

Для контроля осаднения продуктов распыления со стенок вакуумной камеры на элементы конструкции двигателя было разработано два типа специальных контрольных образцов (КО), а в качестве объекта исследований был использован образец двигателя СПД-100 первого поколения, произведенный ОКБ «Факел» в 1990-х годах [13] и модифицированный для решения задач данного исследования (рис. 1). При этом «внутренние КО» были выполнены в виде колец, одно из которых размещалось на наружной стенке, а второе кольцо — на внутренней стенке разрядной камеры. Для этого конструкция разрядной камеры была выполнена составной и КО центрировались по основной части разрядной камеры, а их положение в двигателе фиксировалось прижатием их к основной части разрядной камеры выходными прижимными кольцами. Приемные поверхности внутренних КО, на ко-

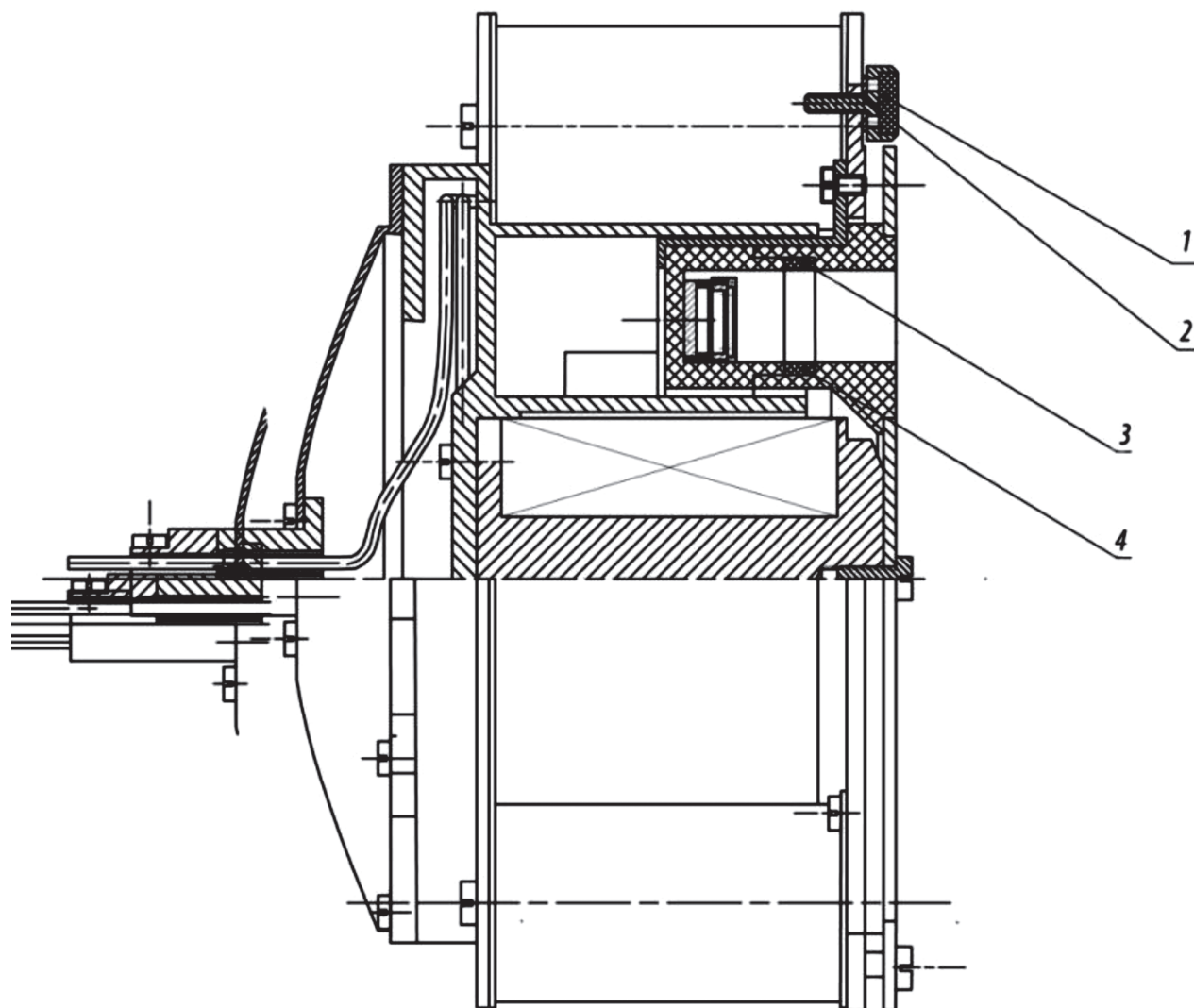


Рис. 1. Доработанная модель двигателя СПД-100 и контрольные образцы для измерения скорости напыления: 1 — наружный КО; 2 — держатель образца; 3, 4 — внутренние КО

торых конденсировались продукты распыления самой разрядной камеры и конденсирующиеся продукты, попадающие из вакуумной камеры, совпадали с поверхностями внутренней и наружной стенок разрядной камеры. Они были расположены на некотором расстоянии от выходных участков прижимных колец, подвергающихся эрозии ускоренными ионами. Это должно было обеспечивать осаждение попадающих на приемные поверхности внутренних КО нейтральных частиц продуктов распыления, попадающих на них как извне ускорительного канала, так и со стенок выходных колец разрядной камеры.

Наружные КО выполнены в виде пятачков из той же борнитридной керамики типа БГП-10 (рис. 1 и 2), из которой была изготовлена и разрядная камера двигателя, или из стали X18H10T. Они устанавливались на наружном полюсе магнитной системы двигателя с помощью специаль-

ных держателей, оси которых были параллельны оси двигателя. Таким образом, приемные поверхности этих КО были обращены в вакуумную камеру, т.е. они должны были собирать то, что на них попадает из камеры. КО в рабочем положении были утоплены в ниши держателей так, что боковые стенки держателей защищали их от радиальных потоков ионов, движущихся в периферийных частях струи СПД [14]. Кроме того, для контроля параметров плазмы и оценки возможного распыления осаждающихся на приемных поверхностях КО веществ в окрестности наружного КО был установлен также плоский электростатический зонд (рис. 2, поз. 9).

Эксперименты были проведены на стенде У-2В НИИПМЭ МАИ. Вакуумная камера этого стенда с внутренним диаметром 2 м состоит из двух отсеков, разделенных перегородкой. Большой отсек вакуумной камеры с рабочей длиной

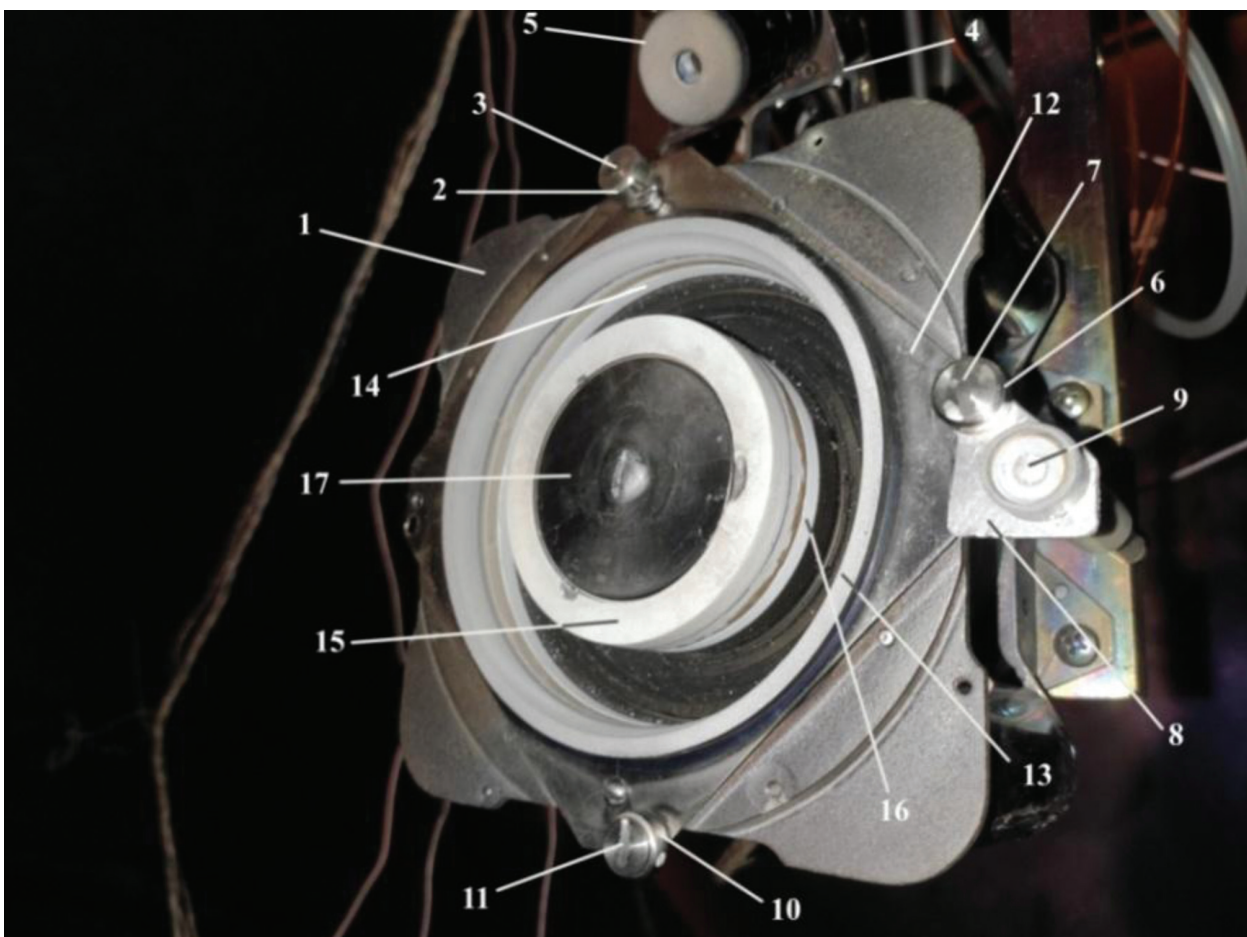


Рис. 2. Двигатель СПД-100 с катодом и контрольными образцами на тягомерном устройстве: 1 — СПД-100; 2 — держатель наружного КО №1; 3 — наружный КО №1; 4 — кронштейн катода; 5 — катод; 6 — держатель наружного КО №2; 7 — наружный КО №2; 8 — кронштейн зонда №4; 9 — плоский электростатический зонд; 10 — держатель наружного КО №3; 11 — наружный КО №3; 12 — прижимной фланец внешний; 13 — наружное керамическое прижимное кольцо; 14 — большой внутренний КО (БВКО); 15 — внутреннее прижимное кольцо; 16 — малый внутренний КО (МВКО); 17 — внешняя прижимная пластина



до 5 м откачивался тремя криогенными насосами типа Velco 1250 и четырьмя насосами типа Velco 500, а также «сухими» турбомолекулярными и форвакуумными насосами. Меньший отсек вакуумной камеры откачивался четырьмя криогенными насосами типа Velco 630 и теми же «сухими» турбомолекулярными и форвакуумным насосами.

Названные отсеки имели разную историю работы до проведения данной серии экспериментов, а именно: малый отсек находился около шести месяцев в контакте с атмосферой после испытаний в нем СПД малой (не более 1кВт) мощности. Большой отсек находился в контакте с атмосферой около трех месяцев после испытаний в нем ионного двигателя (ИД) на режимах с мощностью в пучке 10–13 кВт и с энергией ионов ~2,5 кэВ, истекающих из двигателя и попадающих на стенки. Общая длительность испытаний ИД на названных режимах составляла около 50 ч. Это способствовало более значительной очистке стенок большого отсека, на которые попадали ионы из ИД, по сравнению со стенками малого отсека.

Начальная (отладочная) часть экспериментов с общей длительностью 50 ч и первый 100-часовой этап зачетных экспериментов были проведены в малом отсеке, а заключительный этап зачетных экспериментов с длительностью около 100 ч был проведен в большом отсеке с более высоким вакуумом и предположительно с более

чистыми стенками вакуумной камеры по указанной ранее причине. Это позволяло качественно оценить влияние давления и чистоты стенок на работу двигателя.

Процедура синхронизированной регистрации параметров двигателя и измерения скоростей осаждения распыленных со стенок вакуумной камеры продуктов на КО была достаточно простой, а именно: после откачки вакуумной камеры до давления  $1 \cdot 10^{-5}$  мм рт. ст. запускался двигатель на стандартный режим его работы с разрядным напряжением 300 В и номинальным разрядным током около 4,5 А [13], и начиналась регистрация его основных параметров автоматизированной системой регистрации, имеющейся на стенде У-2В. Интенсивность (амплитуда) и частота колебаний разрядного тока, а также параметры плазмы определялись путем периодической регистрации и последующей обработки осциллограмм разрядного тока (рис. 3) и зондовых характеристик.

Согласно приведенной осциллограмме как минимум амплитуда колебаний заметно изменяется во времени, поэтому результаты их обработки имели значительный разброс. Тем не менее, как будет показано позже, можно было выявить тренды изменения средних значений амплитуды и частоты колебаний по времени. Зачетные средние их значения определялось по фрагментам, охватывающим 10 периодов (на рис. 3 выделен пример такого фрагмента).

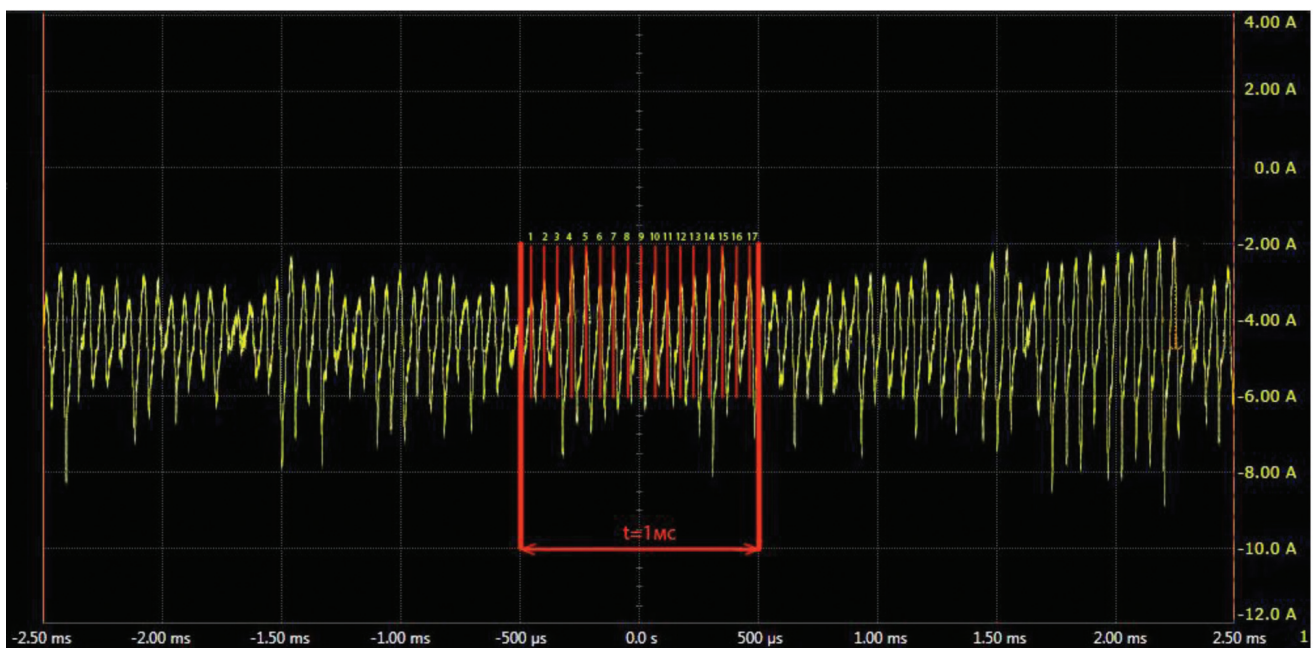


Рис. 3. Пример осциллограммы для определения амплитуды и частоты колебаний разрядного тока



### Результаты синхронизированного определения динамики изменения параметров двигателя и характеристик колебаний в его разрядной цепи и измерения скоростей осаждения продуктов распыления на КО

Поскольку одной из основных задач исследования являлось определение взаимосвязи между изменениями параметров двигателя и характеристик колебаний в разрядной цепи с результатами измерений скорости напыления на КО, в первую очередь, рассмотрено изменение параметров двигателя и характеристик колебаний за все время экспериментов, составивших около 260 ч общей наработки двигателя при постоянном разрядном напряжении 300 В и разрядном токе 4,5 А, причем первые 50 ч названной наработки относятся к отладочным испытаниям, а последующие 200 ч – к двум зачетным этапам экспериментов по 100 ч каждый. При этом на первом этапе зачетных экспериментов длительностью около 50 ч двигатель работал с небольшим натеканием атмосферного воздуха в магистраль подачи ксенона в анод через небольшую трещину в трубке подачи после расходомера, обнаруженную и устраненную после ее обнаружения. Этот факт не исключен из рассмотрения, поскольку он дал дополнительную информацию по исследуемым вопросам, а именно: натекание атмосферного воздуха, содержащего кислород и неболь-

шие примеси паров воды в двигатель через анод и ускорительный канал можно рассматривать как один из дополнительных факторов, определявших параметры двигателя и характеристики колебаний в разрядной цепи в течение первых примерно 50 ч первого зачетного эксперимента.

Расход натекающего в анодную магистраль воздуха и состав атмосферы при работе двигателя по понятным причинам не измерялись, но можно оценить масштаб величины этого расхода, поскольку измерялся расход ксенона через анод, необходимый для поддержания разрядного тока на уровне 4,5 А на всех этапах эксперимента (рис. 4). Здесь, как и на последующих рисунках, вертикальными пунктирными линиями разделены периоды времени работы двигателя во время отладочных испытаний, а также первого и второго этапов зачетных экспериментов. Действительно, на заключительном этапе отладочных испытаний и в течение вторых 50 ч первого этапа зачетных экспериментов названный расход ксенона для поддержания разрядного тока на уровне 4 А был практически один и тот же и составлял 4,5 мг/с, а в первые 50 ч первого этапа зачетных экспериментов, когда было натекание воздуха в анодную магистраль двигателя, он был примерно на 0,3 мг/с меньше (см. рис. 10). При типичном соотношении разрядного тока и расхода 1:1, имевшем место в рассматриваемых экспериментах,

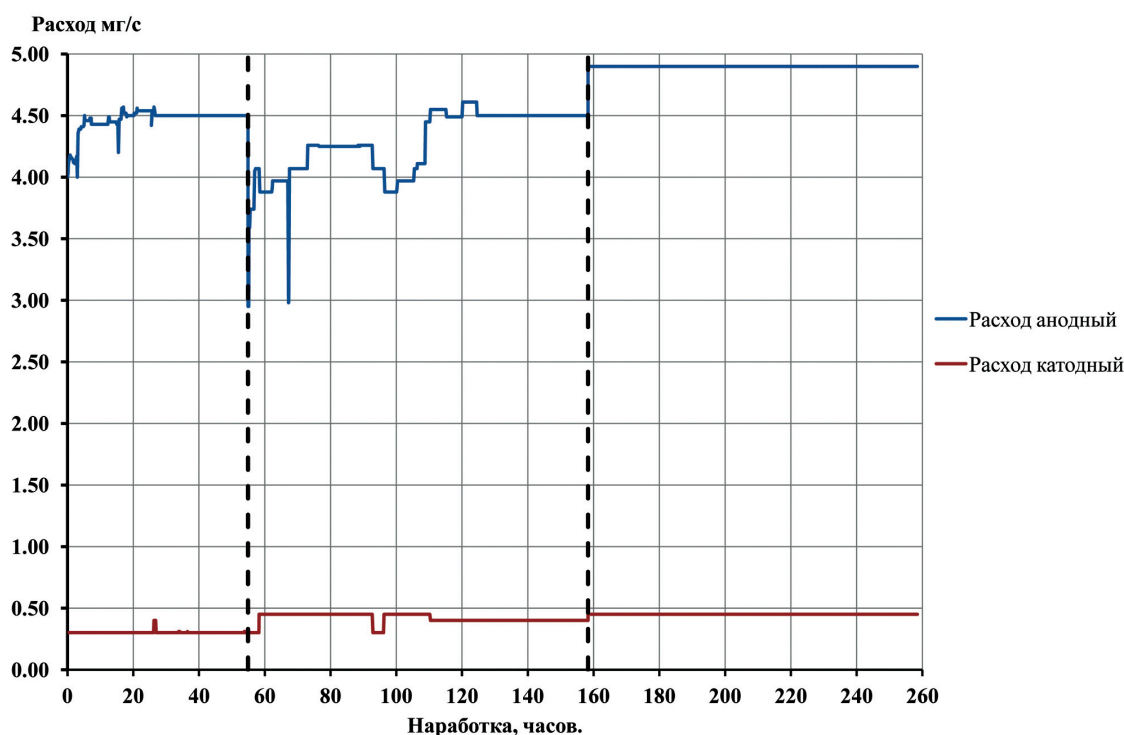


Рис. 4. Изменение расхода ксенона через анод и катод двигателя СПД-100 по времени общей наработки

названное снижение расхода соответствовало снижению «ксеноновой части» разрядного тока на  $\sim 0,3$  А или потоку атомов ксенона около  $0,18 \cdot 10^{18}$  1/с. Если принять, что частицы атмосферного воздуха перерабатывались в ионы с таким же соотношением скоростей, как в ионизационном манометре, то поток частиц воздуха для обеспечения разрядного тока 0,3 А мог быть эквивалентен потоку частиц воздуха около  $0,54 \cdot 10^{18}$  1/с.

Таким образом, эквивалентный массовый расход воздуха мог составлять около 0,025 мг/с, т.е. был незначителен по сравнению с массовым расходом ксенона. Тем не менее, он заметно

влият на динамику изменения интегральных параметров двигателя (рис. 5—8). Так, при сопоставимых мощностях разряда (рис. 5) во время второй части первого зачетного этапа экспериментов тяга была выше на 10—12 %, чем во время первой (рис. 6). Примерно на 8—10% были выше и значения тягового КПД, рассчитанного по измеренным тяге, расходам ксенона и мощности разряда (рис. 7). Названное снижение параметров объясняется влиянием примеси воздуха, поступавшей через упомянутую щель в трубке подачи ксенона в анод и заметно влияющей на разрядный ток, но дающей малый вклад в тягу.

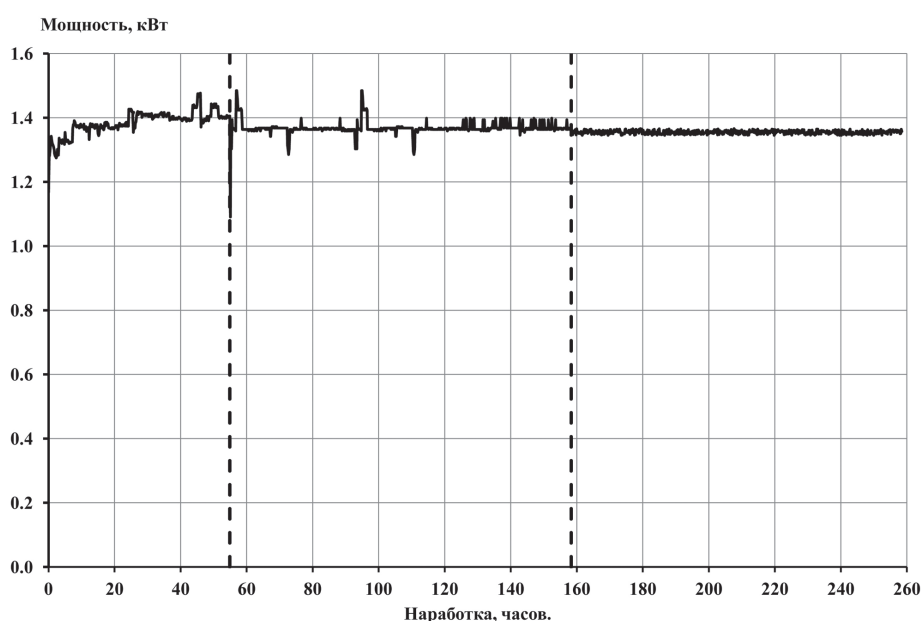


Рис. 5. Изменение разрядной мощности по времени общей наработки

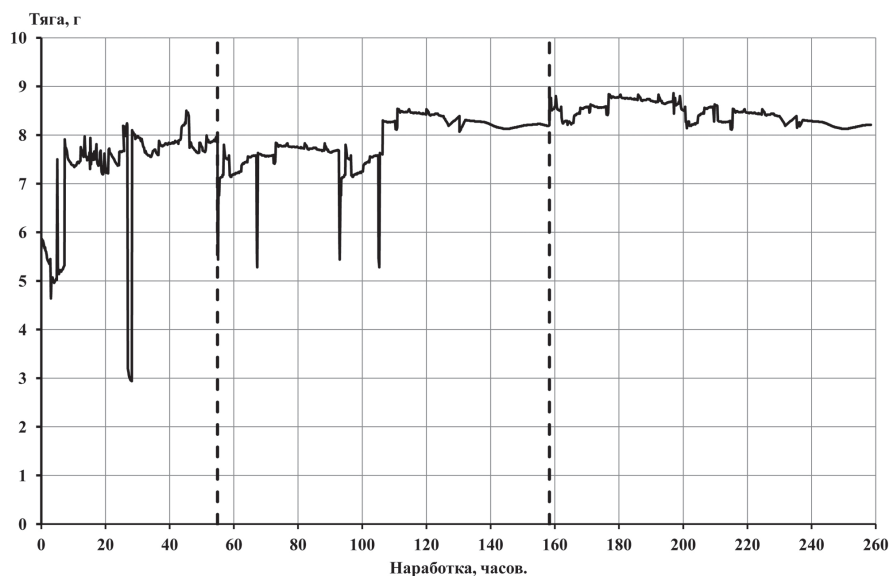


Рис. 6. Изменение тяги в процессе наработки

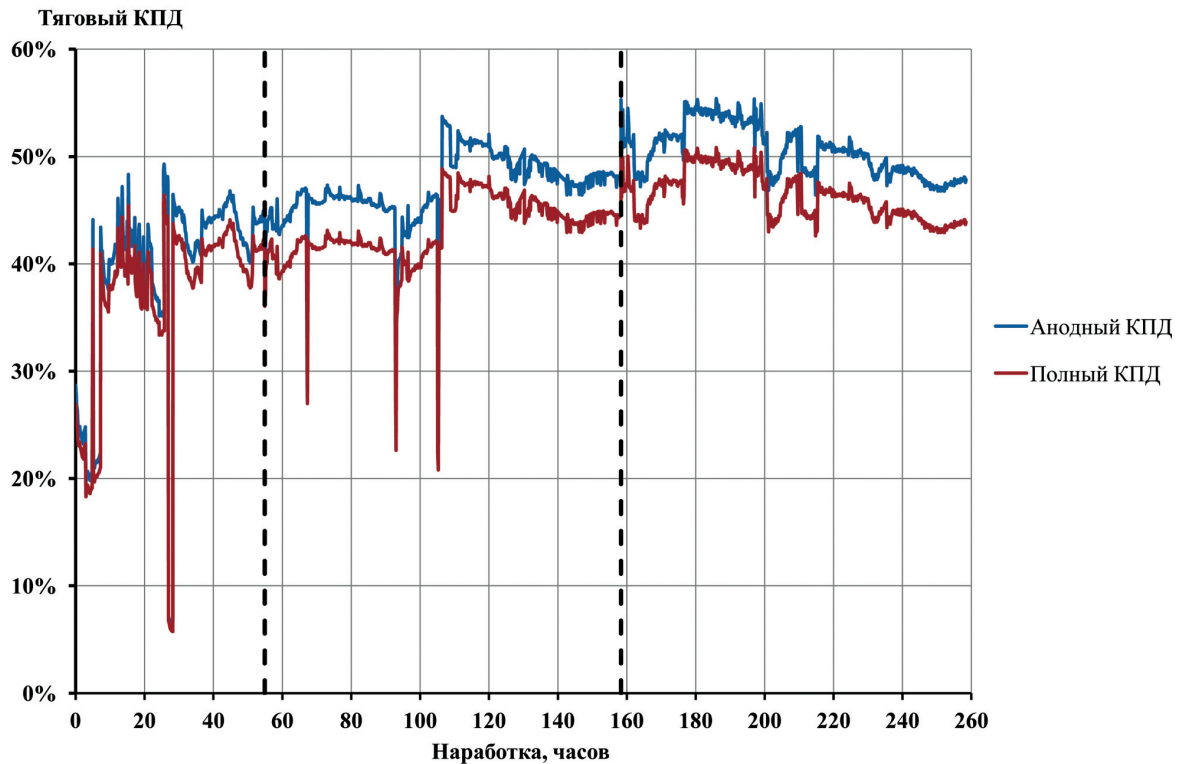


Рис. 7. Изменение тягового КПД по времени общей наработки

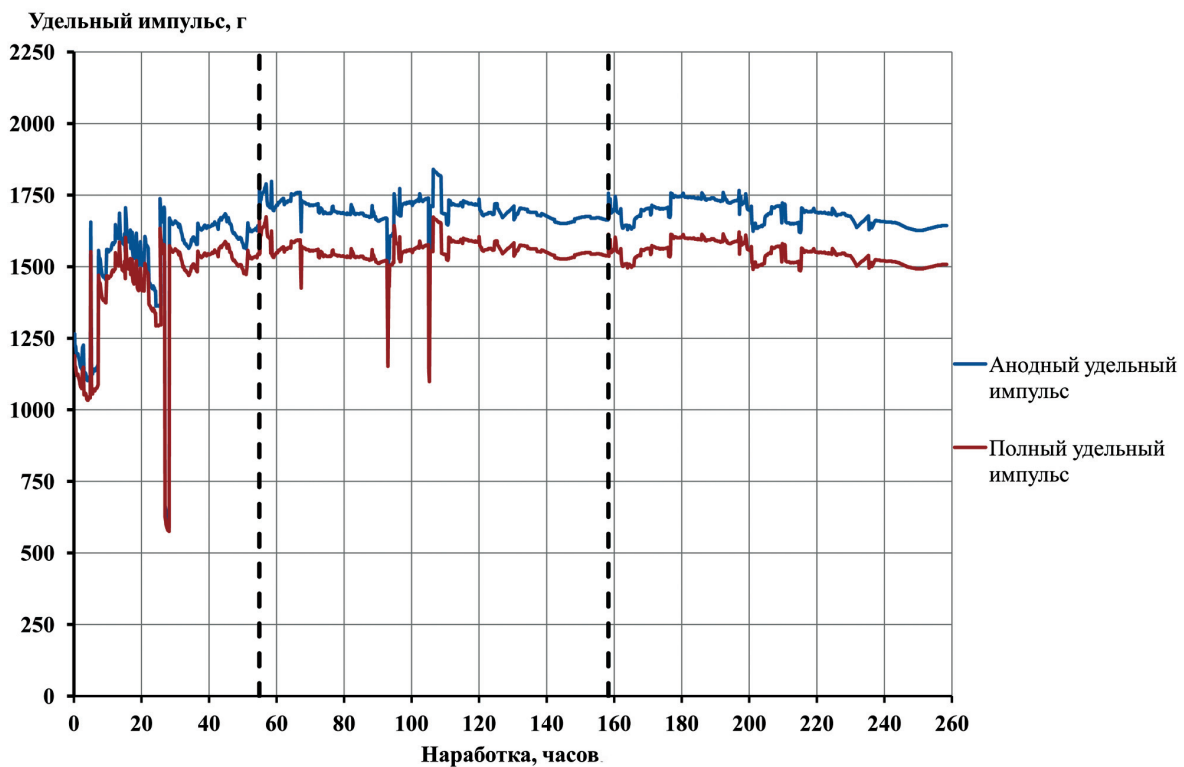


Рис. 8. Изменение удельного импульса тяги по времени общей наработки

Удельные импульсы тяги  $I_{sp} = F / \dot{m}g$  (рис. 8), рассчитанные, как принято в ракетной технике, по тяге  $F$  и весовому расходу  $\dot{m}g$  рабочего вещества, были близки по величине во время всего первого этапа зачетных экспериментов. Это

объяснимо тем, что тяга и суммарный расход рабочего вещества определялись в основном массовым расходом ксенона в смеси, на которой работал двигатель.

В целом полученные результаты понятны, если учесть, что по ионизационным характеристикам и массе атома ксенон является оптимальным рабочим веществом для СПД [15]. Таким образом, получены новые, в том числе и непланировавшиеся данные, позволяющие на качественном уровне оценить влияние возникновения примесей воздуха в линии подачи ксенона в анодную магистраль подачи рабочего газа.

В плане решаемых в данном исследовании задач особый интерес представляет изменение давления в отсеках вакуумной камеры во времени (рис. 9).

ными ионами из струи двигателя СПД-100, а стенки большого отсека уже были очищены предыдущей работой в нем ионного двигателя. Можно также заключить, что длительность такой очистки стенок вакуумной камеры с диаметром 2 м после их длительного пребывания в контакте с атмосферой потоком ионов из двигателя масштаба СПД-100 с током ускоренных ионов порядка 3,7 А составляет десятки часов.

Что касается колебаний разрядного тока, то средняя их амплитуда была максимальна на этапе отладочных испытаний и в отдельные периоды времени в течение первых 50 часов первого эта-

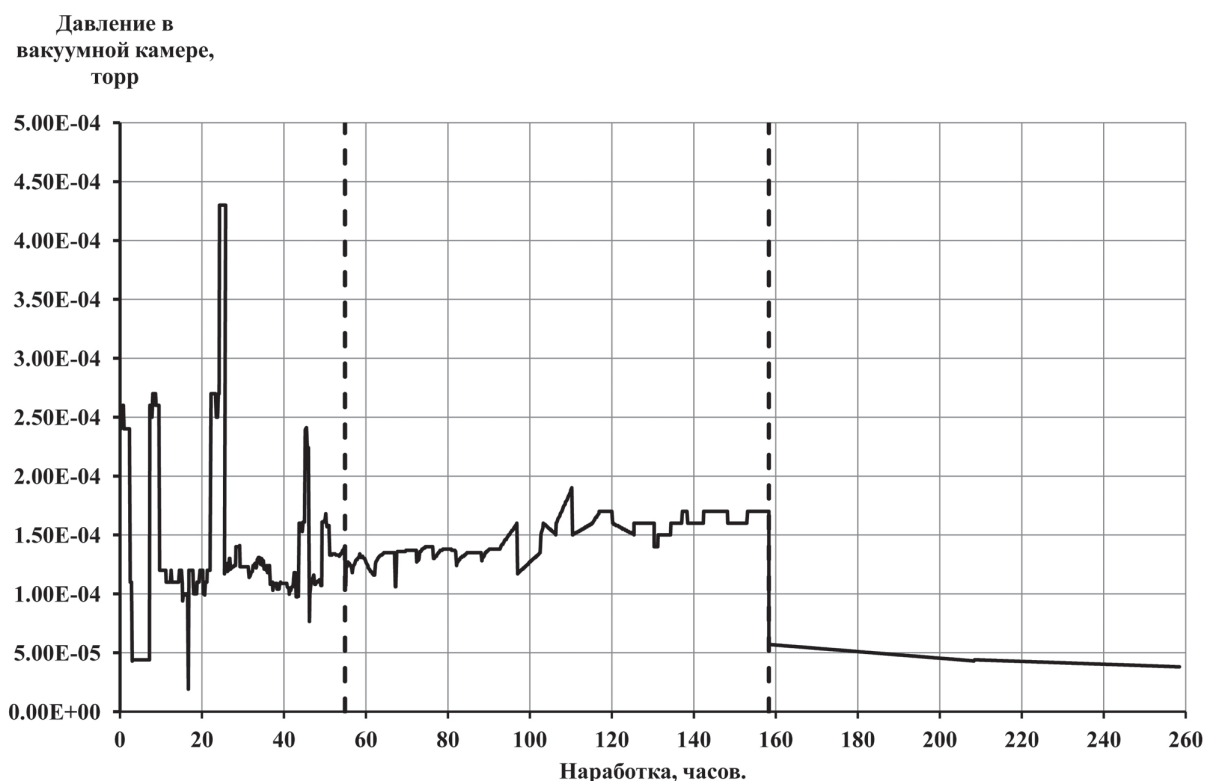


Рис. 9. Изменение давления в камерах по времени общей наработки

Как видно, на этапе отладочных испытаний при включениях двигателя происходили значительные кратковременные повышения давления в вакуумной камере, что можно объяснить вскрытием пор в пленках на стенках вакуумной камеры в результате их бомбардировки потоком ускоренных ионов, истекающих из двигателя. Эти всплески давления стали незначительными и почти прекратились на первом этапе зачетных экспериментов, а также практически отсутствовали на втором этапе зачетных экспериментов. Сказанное можно объяснить тем, что по мере увеличения наработки происходила очистка стенок малого отсека вакуумной камеры ускорен-

па зачетных экспериментов (рис. 10). В целом же очевиден тренд снижения средней амплитуды колебаний во времени, а также общий тренд снижения среднего значения их частоты по мере наработки двигателя (рис. 11).

Как будет показано в следующем разделе, отмеченные тенденции в изменении характеристик колебаний могут быть увязаны с рассмотренными тенденциями изменения давления в отсеках вакуумной камеры по мере увеличения наработки двигателя, приводящими, вероятнее всего, к периодическим выбросам в них кислорода или паров воды.



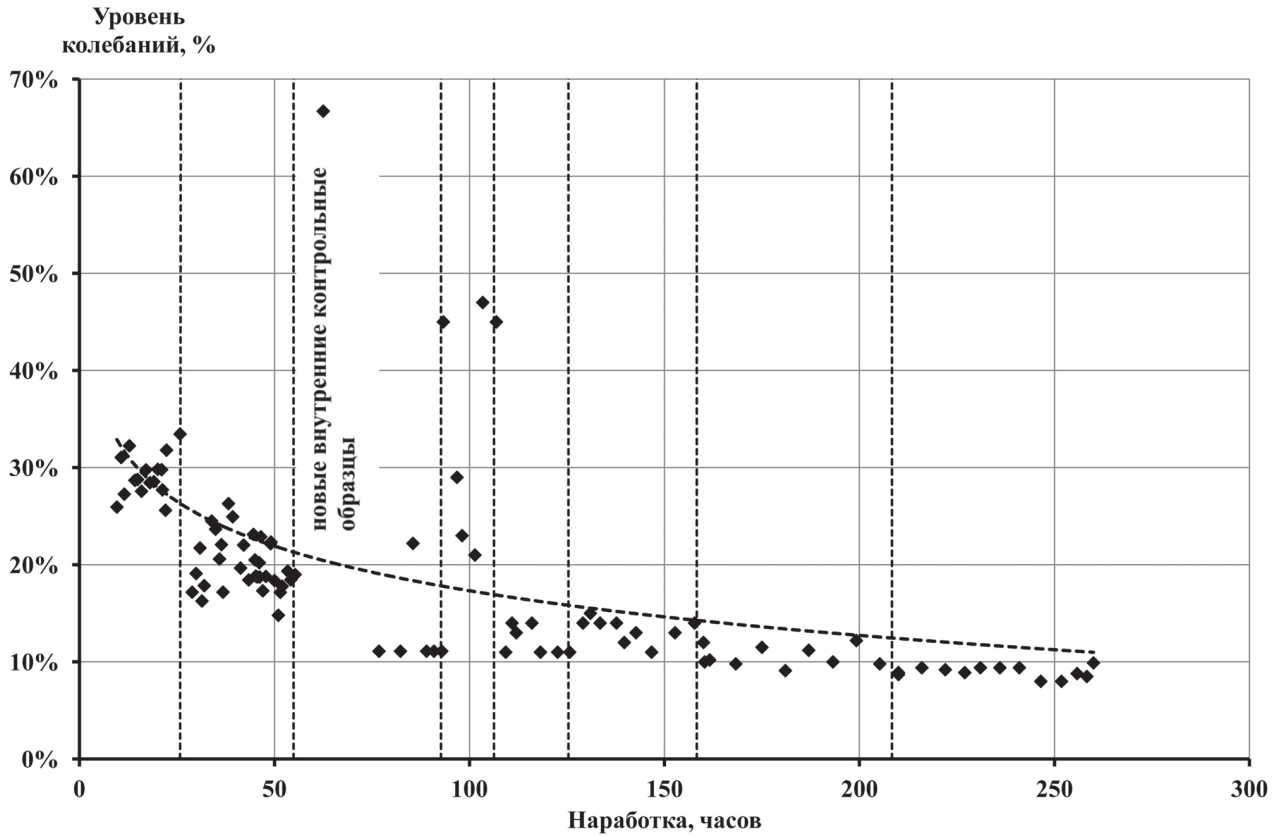


Рис. 10. Зависимость средней амплитуды колебаний разрядного тока СПД-100 от общей наработки

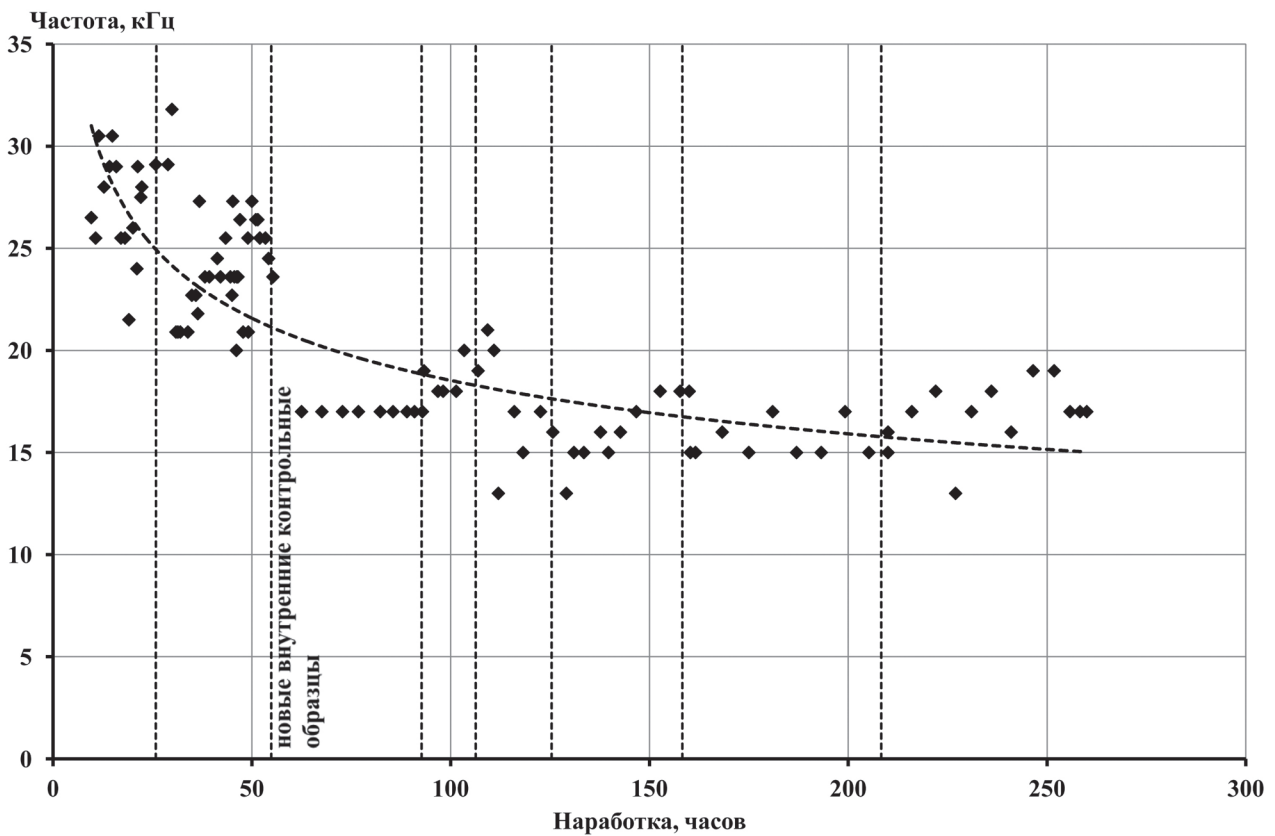


Рис. 11. Изменение частоты доминирующей моды колебаний разрядного тока по времени общей наработки

Результаты измерений изменения массы контрольных образцов во времени показали, что за время наработки двигателя порядка 50–100 часов изменения массы внутренних КО составили десятки мг, т.е. значительно больше изменений массы наружных КО (см. таблицу). Отмеченный результат объясняется большими размерами внутренних КО и близким их расположением к выходным участкам стенок разрядной камеры, подвергающимся наиболее интенсивному распылению [17–19]. Качественный анализ элементного состава поверхностных слоев пленки осаждающихся продуктов распыления на внутренних КО с использованием электронного микроскопа типа EVO-40 EBSD (CarlZeiss) показал, что в осажденных на них продуктах преобладают элементы керамики, из которой изготовлена разрядная камера.

Таким образом, для двигателей стандартной схемы осаждение распыленных веществ из камеры на внутренние КО пренебрежимо мало по сравнению с напылением на стенки разрядной камеры распыляемых продуктов с выходных участков разрядной камеры, поэтому они не могли быть основной причиной возникновения неус-

тойчивостей в двигателях типа СПД-100 при наработках до 50 ч. Вместе с тем согласно имеющимся данным при наработках, превышающих 100 ч, возможно возникновение неустойчивых режимов работы вследствие разрушения и шелушения осажденных на стенках разрядной камеры пленок, приводящих к возмущениям дрейфового движения электронов [20].

Что касается наружных КО, то они в основном распыляются, и это особенно четко видно в случае изготовления их из нержавеющей стали (рис. 12).

Результаты зондовых измерений показали, что разность потенциалов между плазмой и «плавающими» в ней поверхностями наружных КО может составлять 10–15 В, что совпадает с полученными ранее данными [20]. Поэтому ионы, выпадающие на эти поверхности из плазмы, могут стимулировать испарение и распыление осаждающихся на них веществ. Какой из механизмов доминирует в очистке поверхности — сказать пока сложно, поскольку надежных экспериментальных данных по распылению/испарению материалов ионами таких низких энергий пока очень мало. В прикладном же плане важно

**Результаты измерения массы мишеней и КО в течение первого этапа зачетных экспериментов**

	Масса, г			
	Начальная	После 33 часовой наработки	После 66 часовой наработки	После 100 часовой наработки
Наружный КО №1	1869,18	1868,38	1867,29	1866,83
Наружный КО №2	1155,98	1155,35	1154,97	1154,79
Наружный КО №3	1980,65	1978,73	1977,87	1977,42
МВКО	4564,27	4584,03	4597,24	4616,33
БВКО	6225,83	6148,65	6166,23	6187,44



Рис. 12. Наружные контрольные образцы из стали X18H10T после испытаний на втором зачетном этапе экспериментов

то, что наружные торцевые поверхности элементов конструкции двигателя в основном очищаются (распыляются), и это не может приводить к развитию неустойчивостей в работе двигателя, по крайней мере при наработках двигателя типа СПД-100 менее 50 часов.

### Обсуждение полученных результатов

Из полученных результатов в свете задач данного исследования наибольший интерес представляет изменение характеристик колебаний в разрядной цепи двигателя, которое показало наличие всплесков с повышенной амплитудой колебаний разрядного тока на этапе отладочных испытаний и в отдельные моменты времени в течение первых 50 ч работы двигателя на первом зачетном этапе экспериментов. Приведенные данные можно объяснить тем, что в период отладочных испытаний стенки малого отсека вакуумной камеры, находившиеся в длительном контакте с атмосферой, очищались ионным потоком из двигателя. В соответствующем газовыделении вероятнее всего были кислород и/или пары воды, оказывавшие негативное влияние на работу катода. Повышенный уровень амплитуды колебаний в отдельные периоды первых 50 ч первого этапа зачетных экспериментов также можно объяснить поступлением кислорода или паров воды из натекающего в магистраль подачи ксенона в анод воздуха.

Проведенное исследование в какой-то мере моделирует ситуацию, имевшую место в АО «ИСС». Действительно, как уже отмечалось, причиной наблюдавшихся там эффектов мог быть рост содержания кислорода и паров воды в газовой среде вакуумной камеры при включении пары двигателей из-за увеличения площади зоны обработки стенок камеры более широким потоком ускоренных ионов двух работающих двигателей по сравнению со случаем работы одиночного двигателя со всеми обсуждавшимися последствиями. Все приведенные ранее данные подтверждают правомочность такого предположения и выделения в качестве наиболее вероятной причины наблюдавшихся эффектов при парном включении двигателей обработки расширенным ионным потоком двух двигателей новых зон стенок, вызывающей повышенное их газовыделение, содержащее кислород и пары воды. Что касается напыления продуктов распыления стенок вакуумной камеры на элементы конструкции двигателя, то, во-первых, оно незначительно по интенсивности и на внешних поверхностях эле-

ментов конструкции двигателя нивелируется испарением и распылением напыляемых продуктов ионами из окружающей двигатель плазмы. Поэтому роль этого процесса в развитии неустойчивых режимов работы катода и двигателя не может быть значительной.

В прикладном плане представляется важным, что в соответствии с полученными данными попадание заметных примесей кислорода или паров воды в окружающую двигатель атмосферу даже через магистраль подачи ксенона в анод приводит к неустойчивой работе катода и двигателя. Это свидетельствует о том, что к такому же эффекту, вероятнее всего, должно приводить попадание воздуха в камеру и через любые другие течи в вакуумной камере или в магистралях подачи рабочего газа в двигатель, несмотря на то, что катод при работе продувается ксеноном, а давление в вакуумной камере при этом поддерживается не выше  $1,5 \cdot 10^{-4}$  мм рт. ст.

К сказанному следует добавить, что выявленная в данной серии экспериментов тенденция уменьшения амплитуды колебаний во времени отличается от тенденции, полученной ранее при проведении ресурсных испытаний двигателя СПД-100 [16], когда названная интенсивность в первые 100—200 часов работы двигателя СПД-100 отчетливо возрастала. И пока авторами не найдено понятных причин отмеченной разницы в динамике развития колебаний разрядного тока в рассмотренных случаях. Таким образом, в данном исследовании получены новые факты, требующие дальнейших прикладных и физических исследований.

### Выводы

Суммируя приведенные в данной статье результаты, представляется возможным заключить, что в качестве наиболее вероятной причины наблюдавшихся эффектов в АО «ИСС» при парном включении двигателей можно выделить обработку расширенным ионным потоком двух двигателей новых зон стенок вакуумной камеры, вызвавшую повышенное их газовыделение, содержащее кислород и пары воды, проникновение которых в рабочие полости катода приводило к неустойчивой работе катодов и двигателей.

В целом проведенные эксперименты показали сложность и важность процессов, происходящих в вакуумной камере при работе в ней такого источника ускоренных ионов, как СПД. Поэтому представляется целесообразным продолжение исследований рассмотренных процессов с при-

влечением средств измерений, позволяющих как минимум контролировать состав газовой среды в вакуумных камерах при работе в ней двигателя, а также средств для контролируемой подачи в магистраль подачи рабочих газов в двигатель и в вакуумную камеру кислорода или других активных примесей.

### Список источников

1. Арцимович Л.А., Андронов И.М., Есипчук Ю.В. и др. Разработка стационарного плазменного двигателя (СПД) и его испытания на борту ИСЗ «Метеор» // Космические исследования. 1974. Т. 12. № 3. С. 451-468.
2. Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П. и др. СПД работают в космосе // Физика плазмы. 2003. Т. 29. № 3. С. 277-292.
3. Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов: Монография / Под ред. А.С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2008. — 279 с.
4. Lev D., Myers R., Lemmer K. et al. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 years // 35th International Electric Propulsion Conference (8—12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA). Paper IEPC-2017-242.
5. Estublier D., Koppel C. The SMART-1 Hall Effect Thruster Around the Moon: In Flight Experience // 29th International Electric Propulsion Conference (31 October — 04 November 2005; Princeton, New Jersey). Paper IEPC-2005-119.
6. Snyder J.S., Goebel D.M., Chaplin V.H. et al. Electric Propulsion for the Psyche Mission // 36th International Electric Propulsion Conference (15—20 September 2019; University of Vienna, Vienna, Austria). Paper IEPC-2019-244.
7. Randolph T., Kim V., Kaufman H. et al. Facility effects on stationary plasma thruster testing // 23rd International Electric Propulsion Conference, Seattle, 1993, pp. 844-854. IEPC-93-93.
8. Ермошкин Ю.М., Внуков А.А., Волков Д.В. и др. Применение двигательной подсистемы на базе плазменного двигателя СПД-100В для довыведения и коррекции орбиты космических аппаратов «Экспресс-80» и «Экспресс-103» // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22. № 3. С. 480—493. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-3-480-493
9. Fischer G., Colbert T., Day M. et al. Design of a high efficiency power processor for the russian stationary plasma thruster (SPT) // 23rd International Electric Propulsion Conference (September 1993; Seattle, Washington, USA). Paper IEPC-93-043, pp. 396-404.
10. Kim V., Kozlov V., Popov G., Skrylnikov A., Umnitsyn L. Plasma Parameter Distribution Determination in SPT-70 Plume // 28th International Electric Propulsion Conference (17—21 March 2003; Toulouse, France). Paper IEPC-2003-107.
11. Snyder J.S., Lenguito G., Frieman J.D. et al. The Effects of Background Pressure on SPT-140 Thruster Performance at Multiple Power Levels // 53rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (9—11 July 2018; Cincinnati, OH). AIAA 2018-4421.
12. Manzella D.H., Sankovic J.M. Hall thruster Ion beam Characterization // 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit (10—12 July 1995; San Diego, CA, USA). Paper AIAA-95-2927. DOI: 10.2514/6.1995-2927
13. Arhipov B.A., Bober A.S., Gnizdor R.Y. et al. The results of 7000-hour SPT-100 life testing // 24th International Electric Propulsion Conference (19—23 September 1995; Moscow, Russia). Paper IEPC-1995-039.
14. Ким В.П., Меркурьев Д.В., Сидоренко Е.К. Исследование параметров плазмы и радиальных потоков ионов вблизи выходной плоскости стационарного плазменного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 95-103.
15. Морозов А.И., Меликов И.В. О подобии процессов в плазменных ускорителях с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) при наличии ионизации // Журнал технической физики. 1974. Т. 44. С. 544-549.
16. Garner C.E., Polk J.E., Pless L.C. et al. Performance Evaluation and Life Testing of the SPT-100 // 23rd International Electric Propulsion Conference (September 1993; Seattle, Washington, USA). Paper IEPC-93-091.
17. Kim V., Abgaryan V., Dumazert P. et al. Development of Software for Numerical Simulation of the SPT Discharge Chamber Wall Erosion by the Accelerated Ions // 4th International Spacecraft Propulsion Conference (2—4 June 2004, Cagliari, Sardinia, Italy).
18. Grys K., Welander B., Dimicco J. et al. 4,5 kW Hall Thruster System Qualification Status // 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (10—13 July 2005; Tucson, Arizona). Paper AIAA-2005-3682. DOI: 10.2514/6.2005-3682
19. Mitrofanova O.A., Gnizdor R.Yu. Influence of SPT magnetic field on life time characteristics of the thruster // 33rd International Electric Propulsion Conference (6—10 October 2013; George Washington University, Washington, D.C., USA). IEPC-2013-51
20. Приданников С.Ю. Исследование характеристик стационарных плазменных двигателей при длительной работе: Дисс. ... канд. техн. наук. — Калининград: БГУ, 2003. — 205 с.



## References

1. Artsimovich L.A., Andronov I.M., Esipchuk Yu.V. et al. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1974, vol. 12, no. 3, pp. 451-468.
2. Kozubskii K.N., Murashko V.M., Rylov Yu.P. et al. *Fizika plazmy*, 2003, vol. 29, no. 3, pp. 277-292.
3. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* (Hall's and ion plasma thrusters for spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 2008, 279 p.
4. Lev D., Myers R., Lemmer K. et al. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 years. *35th International Electric Propulsion Conference (8–12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA)*. Paper IEPC-2017-242.
5. Estublier D., Koppel C. The SMART-1 Hall Effect Thruster Around the Moon: In Flight Experience. *29th International Electric Propulsion Conference (31 October – 04 November 2005; Princeton, New Jersey)*. Paper IEPC-2005-119.
6. Snyder J.S., Goebel D.M., Chaplin V.H. et al. Electric Propulsion for the Psyche Mission. *36th International Electric Propulsion Conference (15–20 September 2019; University of Vienna, Vienna, Austria)*. Paper IEPC-2019-244.
7. Randolph T., Kim V., Kaufman H. et al. Facility effects on stationary plasma thruster testing. *23rd International Electric Propulsion Conference, Seattle*, 1993, pp. 844-854. IEPC-93-93.
8. Ermoshkin Yu.M., Vnukov A.A., Volkov D.V. et al. *Sibirskii aerokosmicheskii zhurnal*, 2021, vol. 22, no. 3, pp. 480–493. DOI: 10.31772/2712-8970-2021-22-3-480-493
9. Fischer G., Colbert T., Day M. et al. Design of a high efficiency power processor for the russian stationary plasma thruster (SPT). *23rd International Electric Propulsion Conference (September 1993; Seattle, Washington, USA)*. Paper IEPC-93-043, pp. 396-404.
10. Kim V., Kozlov V., Popov G., Skrylnikov A., Umnitsyn L. Plasma Parameter Distribution Determination in SPT-70 Plume. *28th International Electric Propulsion Conference (17–21 March 2003; Toulouse, France)*. Paper IEPC-2003-107.
11. Snyder J.S., Lenguito G., Frieman J.D. et al. The Effects of Background Pressure on SPT-140 Thruster Performance at Multiple Power Levels. *53rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (9–11 July 2018; Cincinnati, OH)*. AIAA 2018-4421.
12. Manzella D.H., Sankovic J.M. Hall thruster Ion beam Characterization. *31st Joint Propulsion Conference and Exhibit (10–12 July 1995; San Diego, CA, USA)*. Paper AIAA-95-2927. DOI: 10.2514/6.1995-2927
13. Arhipov B.A., Bober A.S., Gnizdor R.Y. et al. The results of 7000-hour SPT-100 life testing. *24th International Electric Propulsion Conference (19–23 September 1995; Moscow, Russia)*. Paper IEPC-1995-039.
14. Kim V.P., Merkur'ev D.V., Sidorenko E.K. Investigation of plasma and radial ion flow parameters in the vicinity of the spt exit plane. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 95-103.
15. Morozov A.I., Melikov I.V. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 1974, vol. 44, pp. 544-549.
16. Garner C.E., Polk J.E., Pless L.C. et al. Performance Evaluation and Life Testing of the SPT-100. *23rd International Electric Propulsion Conference (September 1993; Seattle, Washington, USA)*. Paper IEPC-93-091.
17. Kim V., Abgaryan V., Dumazert P. et al. Development of Software for Numerical Simulation of the SPT Discharge Chamber Wall Erosion by the Accelerated Ions. *4th International Spacecraft Propulsion Conference (2–4 June 2004, Cagliari, Sardinia, Italy)*.
18. Grys K., Welander B., Dimicco J. et al. 4,5 kW Hall Thruster System Qualification Status. *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (10-13 July 2005; Tucson, Arizona)*. Paper AIAA-2005-3682. DOI: 10.2514/6.2005-3682
19. Mitrofanova O.A., Gnizdor R.Yu. Influence of SPT magnetic field on life time characteristics of the thruster. *33rd International Electric Propulsion Conference (6–10 October 2013; George Washington University, Washington, D.C., USA)*. IEPC-2013-51.
20. Pridannikov S.Yu. *Issledovanie kharakteristik statsionarnykh plazmennykh dvigatelei pri dlitel'noi rabote* (Study of stationary plasma thrusters characteristics at a long-term operation), Doctor's thesis, Kaliningrad, BGu, 2003, 205 p.

Статья поступила в редакцию 17.03.2022; одобрена после рецензирования 01.04.2022; принята к публикации 01.04.2022.

The article was submitted on 17.03.2022; approved after reviewing on 01.04.2022; accepted for publication on 01.04.2022.