

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАЗРАБОТОК И ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ОСНОВНЫХ ТИПОВ

© 2022 г. А. С. Ловцов^{а, *}, Д. А. Кравченко^а, Д. А. Томилин^а, А. А. Шагайда^а

^а Государственный научный центр РФ “Исследовательский центр им. М.В. Келдыша”, Москва, Россия

*e-mail: lovtsov@kerc.msk.ru

Поступила в редакцию 20.04.2022 г.

После доработки 23.05.2022 г.

Принята к публикации 25.05.2022 г.

Проведен анализ практики современного применения электрических ракетных двигателей. Сделан вывод о том, что наиболее широко в мировой практике используются холловские и ионные двигатели, которые построены на основе генерации низкотемпературной плазмы. Проведен анализ основных научно-технических проблем, стоящих при разработке и совершенствовании двигателей данных типов, а также описание методов, с помощью которых в настоящее время решаются практические задачи в отсутствие детальных и всеобъемлющих физико-математических моделей.

Ключевые слова: электрический ракетный двигатель, магнитное удержание плазмы, моделирование плазмы

DOI: 10.31857/S0367292122600339

1. ВВЕДЕНИЕ

Впервые электрический ракетный двигатель (ЭРД) в составе космического аппарата (КА) был испытан на борту советского исследовательского КА “Зонд-2” в 1964 г. на расстоянии нескольких миллионов километров от Земли [1]. В составе аппарата использовался импульсный плазменный двигатель с тягой 2 мН и удельным импульсом тяги 410 с. В последующие годы был опробован целый ряд схем ЭРД, которые подтвердили принципиальную возможность и эффективность использования электрической энергии для ускорения рабочего тела в космических условиях [2–6].

Использование отечественных технологий придало колоссальный импульс применению ЭРД в остальном мире. Начиная с 1990-х гг. началось широкое использование ЭРД для коррекции орбит геостационарных спутников связи с увеличением количества ежегодно выводимых аппаратов, оснащенных электроракетными двигательными установками (ЭРДУ) с 2–3 до 10–15 [7]. Постепенно доля геостационарных аппаратов с ЭРДУ увеличилась до ~50% и имеет тенденцию к дальнейшему росту.

В последние годы одним из основных трендов в мировой космонавтике стало использование многоспутниковых группировок на низкой околоземной орбите для построения глобальных систем связи [8]. С учетом спутников систем OneWeb и Starlink, которые оснащены ЭРДУ на базе

холловских двигателей, уже около половины действующих космических аппаратов на всех орбитах оснащены ЭРДУ [9].

К задачам коррекции орбиты для компенсации внешних возмущающих воздействий добавились задачи довыведения КА с опорной на целевую орбиту, а также задачи последующего захоронения аппарата путем его сведения с орбиты либо перевода на орбиту захоронения.

Основным преимуществом ЭРДУ является экономичное использование рабочего тела, обусловленное высокими удельными импульсами тяги двигателей. Скорость истечения рабочего тела из современных ЭРД может составлять десятки километров в секунду, что на порядок превышает предельные скорости истечения из жидкостных ракетных двигателей.

ЭРД используют электрическую энергию из внешнего источника (например, энергосистемы космического аппарата) для ускорения рабочего тела. Данная особенность является ключевым отличием, поскольку двигатель и двигательная установка в целом не являются “замкнутой” и “самодостаточной” частью космического аппарата, а подразумевают зависимость от энергосистемы. Такую зависимость можно считать недостатком, однако следствием этого недостатка является преимущество ускорения в электрическом поле, которое и обеспечивает высокую скорость истечения. Ограничения ЭРД неотъемлемо связаны с ограничениями энергосистемы, поскольку

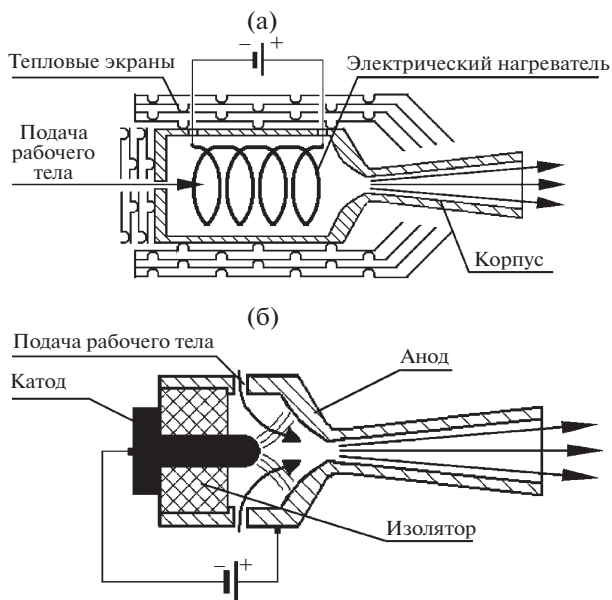


Рис. 1. Эскизная схема электронагревного двигателя (а); эскизная схема электродугового двигателя (б) [10].

ЭРД, по сути, трансформирует электрическую энергию в кинетическую энергию струи рабочего тела. Независимо от типа ЭРД справедливо следующее соотношение:

$$RI_{sp} = 2\eta N,$$

где R – тяга, I_{sp} – удельный импульс тяги, η – полный КПД двигателя, N – электрическая мощность, потребляемая двигателем. Доступная для ЭРД электрическая мощность является основным ограничивающим фактором с точки зрения параметров тяги и удельного импульса тяги.

2. ТИПЫ ЭРД И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ

Существует множество типов и подтипов ЭРД, рабочие процессы в которых исследуются экспериментальными и теоретическими методами, а также математическим моделированием. Их можно классифицировать по режиму работы (импульсный или непрерывный) и способу ускорения рабочего тела (тепловой, электромагнитный и электростатический).

В двигателях с тепловым ускорением происходит передача энергии от системы электропитания к рабочему телу путем его нагрева тем или иным способом (омический нагрев, дуговой разряд и др.), а затем преобразование данной энергии в кинетическую энергию струи с помощью, например, газодинамического сопла. Схемы работы двигателей разных типов приведены на рис. 1 (см. также [10]).

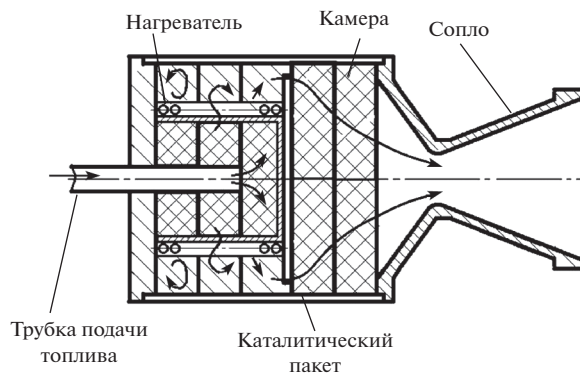


Рис. 2. Эскизная схема электротермокаталитического двигателя.

В электронагревных двигателях подвод энергии к рабочему телу осуществляется с помощью электрического нагревателя. Поскольку тепловой поток направлен от элементов конструкции к рабочему телу, то величина удельного импульса ограничена конструктивно допустимой температурой омического нагревателя. В силу этого ограничения данный тип двигателя обеспечивает относительно невысокие удельные импульсы. Например, ДУ в составе КА BlackSky Global и HawkEye 360 [11] обеспечивают удельный импульс 175 с при тяге 17 мН и мощности 55 Вт, используя воду в качестве рабочего тела. Достоинством двигателей является высокая тяга при низкой электрической мощности, что делает возможным их применение в составе КА с низкой энерговооруженностью [12].

В зарубежной печати часто двигатели типа “gestojet” [7] относят к ЭРД, говоря о них, как об электронагревных. Применение таких двигателей очень широкое, схема двигателя данного класса приведена на рис. 2. Обычно в качестве монотоплива данные двигатели используют гидразин, химическая реакция проходит с помощью катализатора, который действительно нагревается с помощью омического нагревателя. Характерные удельные импульсы тяги составляют 200–215 с. Однако, согласно отечественной классификации, двигатели данного типа являются электротермокаталитическими (ЭТКД) и относятся к монотопливным жидкостным ракетным двигателям.

В электродуговых двигателях нагрев рабочего тела осуществляется за счет тепловой энергии, выделяющейся в потоке газа при пропускании через него тока электрической дуги. В этом случае основное тепловыделение происходит непосредственно в газе, и его температура может существенно превышать температуру конструктивных элементов двигателя. Типичным представителем данного типа двигателей является двигатель

MR-510 компании Aerojet [13], который при мощности до 2.2 кВт обеспечивает тягу до 258 мН и удельный импульс до 600 с. Двигатели данного типа активно использовались в составе геостационарных КА [7], однако их доля в последние годы имеет устойчивую тенденцию к снижению из-за вытеснения их двигателями с электростатическим ускорением.

В целом ЭРД с тепловым ускорением являются относительно простыми с точки зрения системы управления и обеспечивают низкую цену тяги, однако по скорости истечения рабочего тела уступают ЭРД с другими типами ускорения и предпочтительны к использованию в составе КА с низкой энерговооруженностью, способны обеспечивать как коррекцию, так и ориентацию КА. В отечественной практике данную нишу закрывают ЭТКД, которые отличаются высокой надежностью и эффективностью.

В двигателях с электромагнитным ускорением рабочее тело (плазма) разгоняется под воздействием электромагнитных сил. К типичным представителям ЭРД, использующим данный тип ускорения, относятся магнитоплазодинамические двигатели (МПД) и абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД).

Схема МПД и фото МПД в работе приведены на рис. 3. МПД могут быть с внешним либо собственным магнитным полем, непрерывного действия, либо квазистационарные. Активные исследования данного типа двигателей проводились до 70-х годов прошлого века. Испытывались двигатели мощностью до 500 кВт, которые обеспечивали КПД до 50% при удельном импульсе тяги до 6000 с. МПД проходили испытания в космических условиях в ходе летных экспериментов [14]. Можно отметить три ключевых момента, приведших к сворачиванию работ в данном направлении. Во-первых, приемлемые характеристики были достигнуты на легких рабочих телах, которые имеют нерешенные на текущий момент проблемы в части длительного хранения на орбите (например, водород) либо воздействия на КА (например, литий). Характеристики на тяжелых рабочих телах получались существенно ниже [15] и не обеспечивали приемлемую эффективность работы МПД. Во-вторых, магнитоплазодинамические двигатели имеют высокую плотность тяги, что влечет за собой высокую тепловую напряженность конструкции и порождает проблемы с обеспечением ресурсных характеристик изделий. В-третьих, двигатели при относительно небольшой мощности (до 5 кВт) проигрывали конкуренцию с холловскими и ионными двигателями, а большие мощности, которые можно было бы использовать для электропитания двигательной установки (свыше 5 кВт), в космосе до недавнего времени были недоступны. Недавние разра-

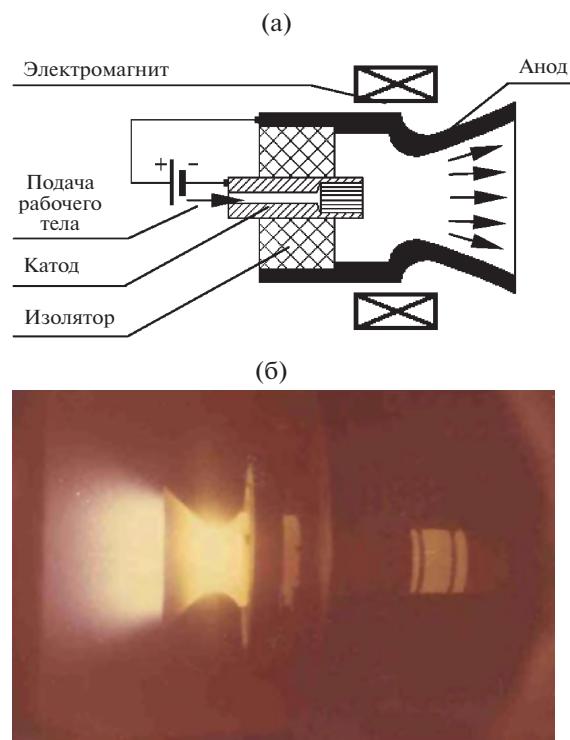


Рис. 3. Эскизная схема магнитоплазодинамического двигателя (а) [10] и фото МПД в работе (б) [4].

ботки мощных энергоустановок для космического применения [16] могут возродить интерес к двигателям данного типа, однако при проведении работ нельзя забывать о проблематике выбора рабочего тела и обеспечения ресурсных характеристик.

Другим примером устройств с электромагнитным ускорением являются абляционные импульсные плазменные двигатели. Схема двигателя и внешний вид приведены на рис. 4 [17].

При пробое разрядного промежутка образуется плазменный сгусток, который ускоряется. Для достижения максимально возможного электродинамического вклада в эффективность двигателя при достаточно высоком удельном импульсе необходимо обеспечить оптимизацию параметров электрической цепи и геометрии ускорительного канала. В целом, несмотря на схемную и конструктивную простоту и дешевизну, а также возможность работы при низких средних мощностях потребления, данный тип двигателя на сегодняшний день получил крайне ограниченное распространение. На момент написания статьи КА с данным типом двигателя в эксплуатации не находились. Последним успешным летным КА был MightySat 2.1 [18], запущенный в 2000 г. В 2022 г. запланирован старт миссии DUPLEX [11], оснащенной двигателем мощностью 48 Вт при пико-

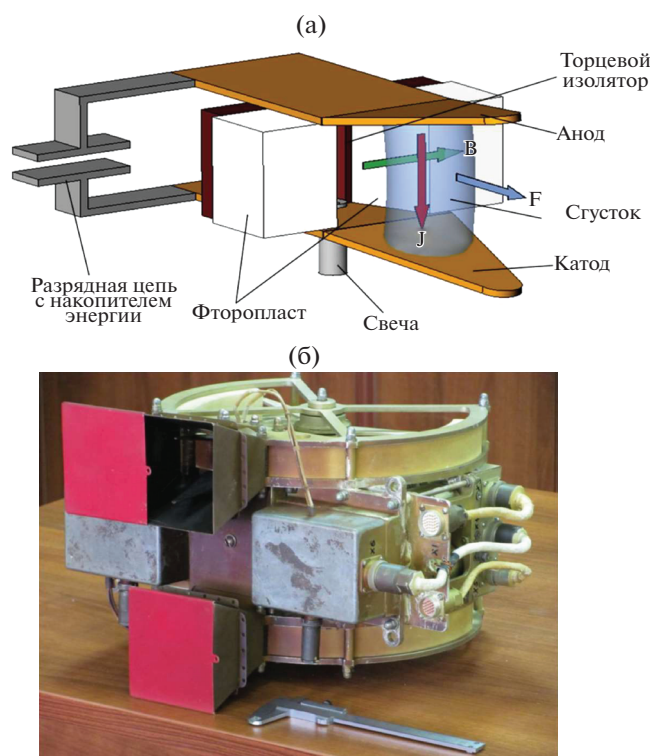


Рис. 4. Эскизная схема абляционного импульсного плазменного двигателя (а) и внешний вид ЭРДУ АИПД-45-2 (б) [17].

вой тяге 270 мкН и удельном импульсе тяги 2400 с.

В целом, можно заключить, что двигатели с электромагнитным ускорением к настоящему времени нашли крайне ограниченное применение в составе экспериментальных и технологических КА и практически не используются для решения практических задач в космическом пространстве.

В электростатических двигателях для ускорения используется электрическое поле, в котором ускоряются ионы рабочего тела. Типичными представителями этого семейства двигателей являются ионные (ИД) и электроструйные двигатели.

В ИД функционально разделены область генерации плазмы – газоразрядная камера (ГРК) и область ускорения ионов – ионно-оптическая система (ИОС). Современные ИД строятся на базе источников ионов с объемной ионизацией атомов рабочего тела электронным ударом. Наибольшее развитие в настоящее время получили двигатели на основе разряда постоянного тока. Ионизация атомов рабочего тела осуществляется в газоразрядной камере за счет столкновения атомов с электронами, эмитируемыми катодом и набирающими энергию от постоянного во времени

электрического поля. Для ограничения потерь, связанных с потоком электронов на элементы конструкции двигателя, используется магнитное поле, сфокусированное таким образом, чтобы обеспечить наилучшую эффективность ионизации, стабильность работы двигателя, а также однородность плотности плазмы на плазменной границе со стороны ионно-оптической системы. Для извлечения ионов из плазмы газоразрядной камеры, формирования и ускорения ионного пучка служит ионно-оптическая система, состоящая, как правило, из плазменного, ускоряющего и замедляющего электродов. Замедляющий электрод обычно имеет потенциал космического аппарата и для упрощения конструкции может выполняться в виде кольца. Разность потенциалов между плазменным и замедляющим электродами определяет энергию ионов в пучке. На ускоряющий электрод подается отрицательный по отношению к замедляющему электроду потенциал в несколько сотен вольт, необходимый для отсечки электронов из пучковой плазмы. За срезом двигателя устанавливается катод-нейтрализатор, поставляющий в ионный пучок электроны, необходимые для нейтрализации объемного заряда. Схема ИД и внешний вид приведены на рис. 5.

Помимо ионизации в разряде постоянного тока существуют схемы ИД с ионизацией в ВЧ- и СВЧ-разрядах [19, 20], однако данные схемы гораздо менее популярны. Насколько можно судить по открытой печати на момент начала 2022 г. двигатели данных схем на орбите не используются. Последнее использование ИД с ионизацией в СВЧ-разряде произошло в период с 2014 по 2020 г. в составе КА Hayabusa-2 [21].

В настоящее время ИД массово применяются в составе геостационарных КА компании Boeing. Двигатели XIPS-25 имеют мощность до 4.2 кВт при удельном импульсе тяги до 3500 с. Однако наиболее резонансной сферой использования ИД являются маршевые двигательные установки аппаратов исследования дальнего космоса. Именно в данной нише удается максимально реализовать преимущества ИД: удельный импульс тяги 3000–4000 с, ресурс до 50000 ч, стабильность и надежность работы. К знаковым миссиям с использованием ИД можно отнести миссии DAWN [22], BepiColombo [23], Hayabusa [20], Hayabusa-2 [21], DART [24].

В России работы по ИД к настоящему времени, к сожалению, не доведены до летного применения, однако созданный научно-технический задел позволяет уверенно говорить о высокой степени готовности отечественных технологий. В частности, для систем коррекции тяжелых геостационарных спутников связи в АО ГНЦ “Центр Келдыша” разработан двигатель ИД-200КР [25], который может применяться и в составе марше-

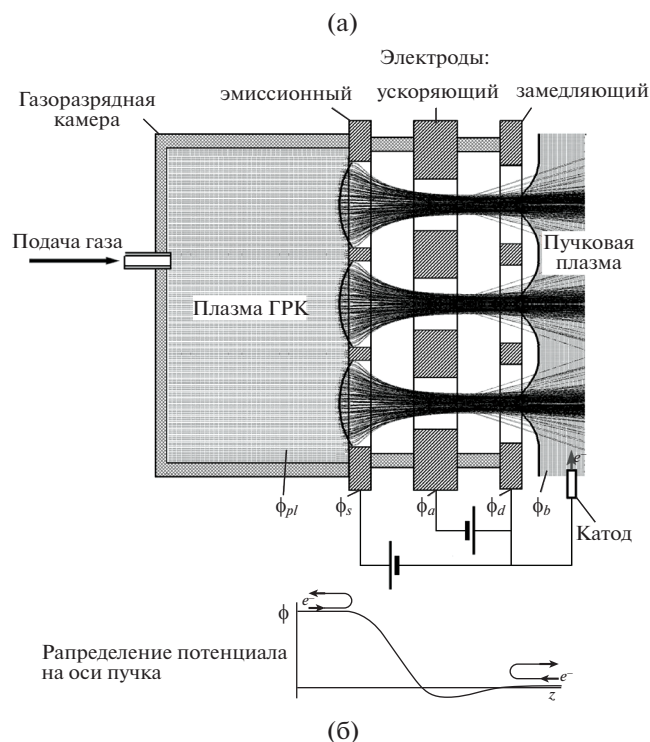


Рис. 5. Эскизная схема ионного двигателя (а) и внешний вид ИД-200 КР (б)

вых двигательных установок космических аппаратов исследования дальнего космоса.

Параметры ИД, которые используются или планируются к использованию в составе КА, приведены в табл. 1.

Электроструйные двигатели – это ЭРД, основанные на вытягивании и ускорении заряженных частиц с поверхности проводящей жидкости под воздействием внешнего электростатического поля. Электроструйные двигатели можно разделить на несколько классов в зависимости от используемого рабочего тела и режима работы. Двигатели,

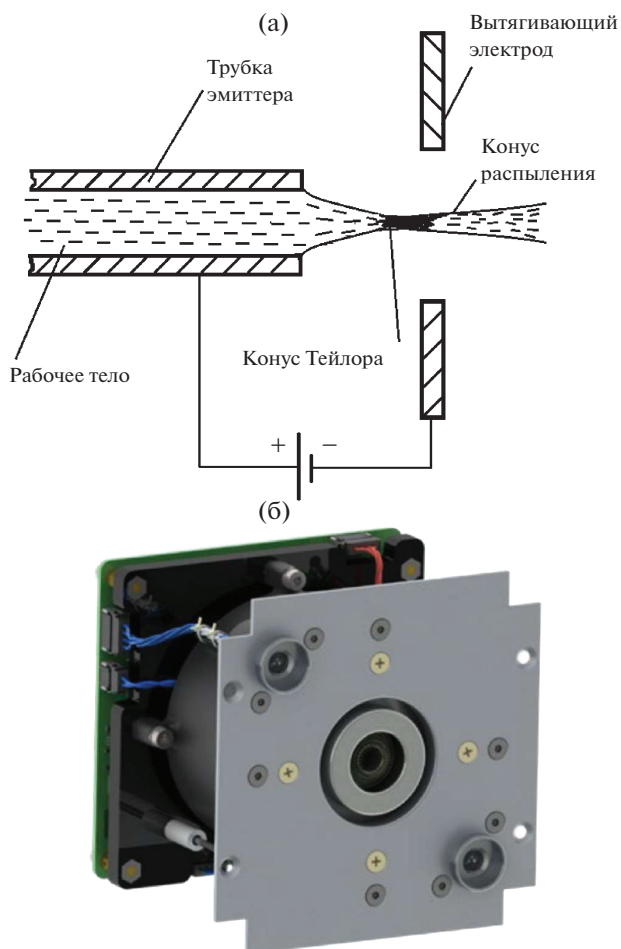


Рис. 6. Эскизная схема электроструйного двигателя (а) и внешний вид двигателя ENPULSION NANO(б) [31].

использующие в качестве рабочего тела жидкость и ускоряющие заряженные капли данной жидкости, носят название коллоидных. Однако помимо ускорения капель возможно ускорение отдельных ионов, например, с использованием металла в качестве рабочего тела. Принципиальная схема электроструйного ускорителя и внешний вид ДУ на его основе приведены на рис. 6.

Согласно данным основного производителя двигателей данного класса, компании Enpulsion, к настоящему времени на орбите использовались более 80 двигателей данного типа [32]. Двигатели в основном применяются для коррекции орбит спутников формата CubeSat при мощности 40–100 Вт, тяге до 1 мН и удельном импульсе тяги до 3000 с.

Наиболее часто используем на орбите типом двигателей являются холловские двигатели (ХД). В отечественной классификации к ним относятся как стационарные плазменные двигатели (СПД), так и двигатели с анодным слоем (ДАС).

Таблица 1. Параметры ИД

Двигатель	XIPS-25	T5	T6	RIT-10	μ10	NSTAR	NEXT	ИД-200КР
Разработчик	L-3 ETI, США	QinetiQ, Великобритания	QinetiQ, Великобритания	EADS Astrium, Германия	ISAS, JAXA, Япония	JPL, Glenn RC, США	Glenn RC, США	АО ГНЦ “Центр Келдыша”, Россия
Источники информации	[26]	[27]	[27]	[28]	[29]	[30]	[31]	[25]
Мощность, кВт	2.1/4.2	0.473	4.5	0.459	0.35	2.32	6.83	3.0
Тяга, мН	79/165	18	142	15	8	92.6	237	85.0
Удельный импульс, с	3400/3500	3466	4300	более 3460	3200	3170	4190	4500
Ресурс, часов	>15000	>6000	>6000	>20000	>20000	>30000	>50000	>10000
Материал электродов	Молибден	Молибден, графит	Молибден, графит	Инвар, графит	УУКМ	Молибден	Молибден	УУКМ
Кол-во электродов	3	2	2	3	3	2	2	2

Следует отметить некоторые разночтения в трактовке способа ускорения рабочего тела в двигателях данного типа. С одной стороны, в ХД происходит ускорение ионов в электрическом поле, поэтому часть авторов относит данные двигатели к электростатическим [33]. С другой стороны ускорение происходит в плазме, которая находится под воздействием радиального магнитного поля. Возникающий в кольцевой геометрии замкнутый дрейф электронов и сопутствующие электромагнитные колебания оказывают значительное влияние на рабочие процессы в двигателях данного типа, поэтому другая часть авторов относит их к электромагнитным [10]. Схема и внешний вид ХД приведены на рис. 7.

Исторически АО “ОКБ “Факел” обеспечивало большую часть поставок ХД на мировой рынок. Первый ХД, полностью разработанный за рубежом начал летные испытания только в 2006 г. [34]. Двигатели использовались для коррекции орбит как геостационарных, так и низкоорбитальных КА. В 2010 г. было впервые осуществлено довыведение КА АЕНФ на целевую орбиту с помощью двигателей ВРТ-4000 [7] номинальной мощностью 4.5 кВт. Отечественные двигатели подобной мощности СПД-140 полетели только в 2017 г. на борту КА Eutelsat-172В [35].

Практически все современные ХД имеют номинальное разрядное напряжение 300–350 В и удельный импульс тяги, не превышающий 1800 с при мощностях 4.5 кВт и 1600 с при мощностях порядка 1 кВт. В начале 2000-х гг. в АО ГНЦ “Центр Келдыша” начались работы по повышению удельного импульса тяги ХД. В результате работ были созданы двигатели КМ-60 с номи-

нальным напряжением разряда 500 В и КМ-75 с номинальным напряжением 810 В. Использование повышенных напряжений разряда позволяет приблизить характеристики ЭРДУ на базе ХД к характеристикам ЭРДУ на базе ИД в части удельного импульса тяги, сохранив при этом компактность присущую ХД. КМ-60 успешно эксплуатируется на орбите с 2014 г. [36]. Параметры основных ХД приведены в табл. 2.

Более 90% из используемых в мире ЭРДУ построено на базе ХД либо ИД двигателей [5, 9]. Холловские двигатели доминируют в сегментах коррекции орбиты и довыведения достаточно крупных околоземных космических аппаратов (от 200 кг и более), доля ионных двигателей в данных сегментах, на текущий момент, существенно меньше и ограничивается космическими аппаратами фирмы Boeing и единичными аппаратами других производителей. С другой стороны, как уже отмечалось выше, ионные двигатели доминируют в сегменте космических аппаратов исследования дальнего космоса, где их преимущества в виде возможных широких диапазонов дросселирования, высокой скорости истечения, а также высоких ресурсных характеристик реализуются в полной мере.

Оптимальная ДУ для КА определяется исходя из особенностей применения КА, ограничений по массе, бортовой энергетике, требуемой тяговооруженности и т.д. Применительно к ЭРДУ существует понятие оптимального удельного импульса. Масса ЭРДУ определяется следующим соотношением:

$$M_{EPS} = M_{pr} + M_{unf},$$

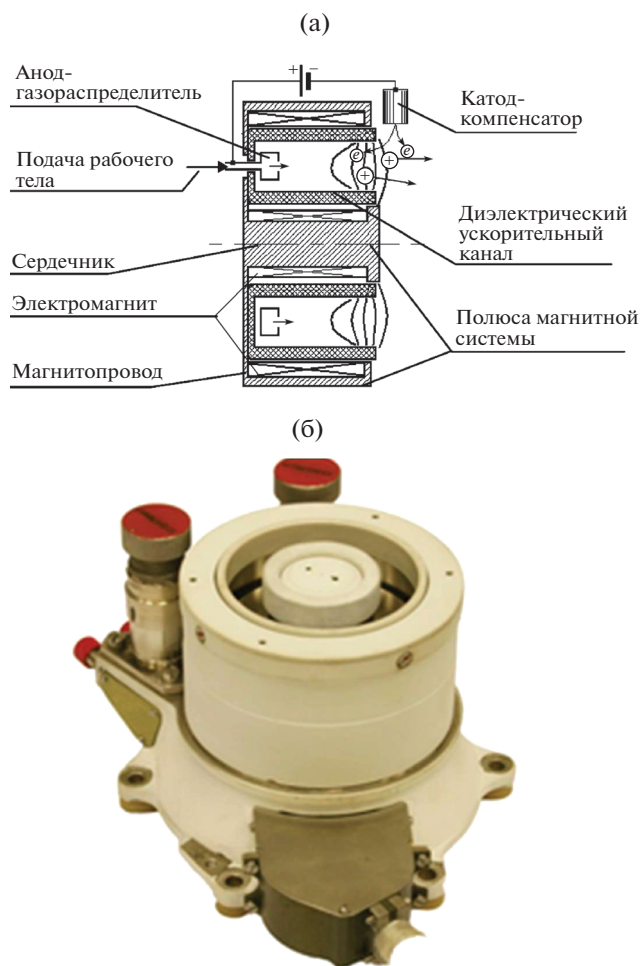


Рис. 7. Эскизная схема холловского двигателя (а) и внешний вид двигателя КМ-60 (б).

где M_{pr} – масса рабочего тела, а M_{unf} – масса не заправленной ЭРДУ, включая систему электропитания, двигатель, систему отвода тепла (при необходимости), систему управления и т.д.,

$$M_{pr} = \dot{m}\tau = \frac{R}{I_{sp}} \tau,$$

где \dot{m} – расход рабочего тела, τ – время работы. Сухую массу ЭРДУ в первом приближении можно считать пропорциональной мощности

$$M_{unf} = \gamma N = \gamma \frac{RI_{sp}}{2\eta},$$

где γ – коэффициент пропорциональности, соответствующий массовому совершенству ЭРДУ. Таким образом наименьшая масса двигательной подсистемы достигается при некотором значении удельного импульса тяги

$$I_{sp}^{opt} = \sqrt{\frac{2\tau\eta}{\gamma}},$$

зависящего от массового совершенства, коэффициента полезного действия и времени работы ЭРДУ.

Таким образом, оптимальный удельный импульс тяги является высоким для длительных миссий, короткие миссии с быстрыми перелетами эффективнее реализуются с помощью жидкостных ракетных двигателей. Баллистический анализ и оптимизация КА, исходя из имеющихся ограничений, учитывая экономическую составляющую, обязательно осуществляется в ходе проектных работ.

Традиционным рынком для использования ЭРДУ являются геостационарные аппараты с типичными для современного уровня развития сроками активного существования от 15 лет и более. Начинают осуществляться проекты по дозаправке спутников с помощью специальных служебных КА [42]. Растет энерговооруженность и масса аппаратов данного класса, что ведет к росту мощности, потребляемой ДУ при коррекции с ~1.5 кВт (СПД-100В), до 2–3 кВт (КМ-75, СПД-140). Также масса КА становится слишком

Таблица 2. Параметры ХД

Двигатель	Разработчик	Мощность, кВт	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Ресурс, ч	Статус разработки
SPT-50M [37]	АО «ОКБ «Факел», Россия	0.22–0.3	14–18	930–1300	>5000	летный
СПД-70 [37]		0.67	39	1470	>3100	летный
СПД-100В [37]		1.35	83	1600	>9000	летный
СПД-140 [37]		03.04.2005	193/290	1680/1770	>20000	летный
XR-5 [38]	Аэроджет Rocketdyne, США	4.5	290	1790	>20000	летный
КМ-60 [36]	АО ГНЦ «Центр Келдыша», Россия	0.93	42	1860	>4000	летный
КМ-75 [39]		2.35	95	2680	>6000	летный
PPS-1350 [40]	Snecma, Франция	1.5	90	1660	10000	летный
XR-5 [41]	Аэроджет, USA	4.5	270	1950	>6000	летный

большой для выведения непосредственно на геостационарную орбиту, что требует довыведения с помощью ЭРДУ. Операция довыведения обычно занимает от 2 до 6 месяцев и приводит к расходованию ресурса КА без осуществления им целевых функций, однако существенно увеличивает массовую долю полезной нагрузки и позволяет увеличить суммарную выручку за жизненный цикл КА. В случае каждого аппарата решение принимается заказчиком индивидуально, однако практически все производители КА для коммерческого рынка в настоящее время предлагают КА с ЭРДУ довыведения в качестве опции.

Такая же логика справедлива для многоспутниковых группировок типа Starlink и OneWeb. Использование ЭРДУ для довыведения и разведения КА по орбите позволяет существенно увеличить число КА в каждом пуске и, соответственно, снизить цену выведения единичного КА в группировке.

ЭРДУ активно применяются и в составе КА типа CubeSat [11], относительная дешевизна разработки, низкие требования к надежности и терпимость данного рынка к риску потери КА приводит к широкому спектру используемых решений, включая необходимость использования ДУ и тип двигателей. Экономические модели аппаратов данного класса и их группировок в настоящее время далеки от нахождения оптимальных решений, поэтому оптимальные технические решения также не могут быть определены.

Еще одной сферой применения ЭРДУ является осуществление коррекции орбит пилотируемых станций. Китайская космическая станция уже в настоящее время использует данную опцию, американская окололунная станция также будет использовать ЭРДУ [43], аналогичные решения рассматриваются и для других проектов пилотируемых станций. Конечно, ЭРДУ не сможет обеспечить быстрых маневров уклонения, в силу низкой тяговооруженности, но способна обеспечить кратное сокращение издержек на коррекцию орбиты за счет экономии массы рабочего тела. При этом во всех проектах в качестве основного решения рассматриваются ХД.

Проведение работ по получению существенно больших энергетических возможностей в космосе и увеличение характерных мощностей энергосистем с 20–25 кВт до 0.1–1 МВт, в том числе с применением ядерной энергии [44], позволяют говорить об еще одном перспективном сегменте развития космической техники – мощных энергодвигательных системах.

Использование ЭРДУ мощностью 200 кВт при удельном импульсе тяги двигателей 5000 с позволяет увеличить массу полезной нагрузки, доставляемой на геостационарную орбиту с помощью ракеты-носителя типа “Ангара-5М” до 3 раз. Ис-

пользование межорбитальных многоразовых буксиров с ЭРДУ мощностью 1 МВт позволяет существенно (до 1.9 раза) снизить удельную стоимость доставки грузов на окололунную орбиту. Использование таких буксиров в марсианских миссиях позволяет в разы увеличить массу полезной нагрузки на целевой орбите по сравнению с решениями на основе жидкостных ракетных двигателей.

С учетом ограничений по возможностям наземной экспериментальной отработки наиболее оптимальным представляется построение ЭРДУ для таких комплексов по модульному принципу с мощностью ЭРД 50–100 кВт. Работы по таким ЭРД ведутся в России [45] и США [46].

Характеристики двигателей приведены в табл. 3.

3. ПРОБЛЕМАТИКА РАЗРАБОТКИ ХОЛЛОВСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Основные стадии разработки ЭРД и ЭРДУ практически не имеют особенностей относительно разработки других изделий космической техники, кроме обеспечения ресурсных характеристик и подтверждения надежности. При формулировании исходных данных необходимо, исходя из баллистических оценок, определить требуемую тягу, удельный импульс тяги и суммарный импульс. Эти исходные данные определяют требуемую электрическую мощность и ресурс двигателей.

Дальнейший процесс разработки происходит в рамках НИОКР и ниже проведен обзор доступного разработчикам инструментария для создания ХД и ИД. Вместе данные типы двигателей занимают доминирующую позицию на рынке ЭРД.

Процесс разработки двигателей можно разделить на следующие стадии:

- определение основных схемных решений и массогабаритных характеристик двигателей;
- разработка экспериментальных образцов изделий и подтверждение предсказанных на предыдущем этапе характеристик;
- разработка опытных образцов изделий и проведение их испытаний в соответствии с программой экспериментальной отработки;
- подтверждение ресурсных характеристик изделий.

При проведении разработки моделирование физических процессов, к сожалению, носит вспомогательный характер, поскольку многие из процессов, происходящих в ХД и ИД до настоящего времени не имеют достоверного физико-математического описания, поэтому при создании изделий разработчики пользуются эмпирическим опытом, дополняя его расчетами.

Таблица 3. Характеристики мощных ЭРД

Двигатель	Разработчик	Тип	Мощность, кВт	Тяга, мН	Удельный импульс, с	Ресурс, ч	Статус разработки	Двигатель
Hermes [45]	NASA, Aerojet Rocketdyne, США	ХД	6.7–13.3	380–590	1900–2800	-	квалификация	380–590
КМ-10 [39]	АО ГНЦ “Центр Келдыша”, Россия	ХД	1.5–12	100–580	1700–2700	>10000	квалификация	100–580
Nexis [45]	JPL, США	ИД	20.4	446	7000	>100000	лабораторный	446
ИД-500 [47]	АО ГНЦ “Центр Келдыша”, Россия	ИД	17.5–35	375–750	7000	>20000	квалификация	375–750
ИД-750	АО ГНЦ “Центр Келдыша”, Россия	ИД	80–100	до 1500	до 10000	>20000	лабораторный	до 1500
XR-100 [48]	NASA, Aerojet Rocketdyne, США	ХД	до 85	до 4600	до 2000	-	инженерный	до 4600
КМ-50М	АО ГНЦ “Центр Келдыша”, Россия	ХД	до 50	до 1400	до 5000	>50000	лабораторный	до 1400
VASIMR VX-200 [49]	Ad Astra Rocket Company, США	VASIMR	до 200	до 6000	до 4900	-	лабораторный	до 6000
СПД-230 [37]	АО “ОКБ “Факел”, Россия	ХД	до 25	до 1070	до 3200	>10000	квалификация	до 1070
PPS@5000 [50]	Snecma, Франция	ХД	5	до 300	до 1850	>15000	квалификация	до 300
HT20k [51]	Sitael, Италия	ХД	20	до 1100	до 3800	10000	инженерный	до 1100
457M [52]	NASA GRC, США	ХД	до 72	до 2900	до 3000	-	лабораторный	до 2900

3.1. Текущее положение в моделировании разряда холловских двигателей

Для описания процессов, протекающих при горении разряда ХД необходимо в общем случае решить систему уравнений Больцмана–Максвелла

$$\frac{\partial f_{\alpha}}{\partial t} + \xi \cdot \frac{\partial f_{\alpha}}{\partial \mathbf{r}} + \frac{q_{\alpha}}{m_{\alpha}} (\mathbf{E} + \xi \times \mathbf{B}) \cdot \frac{\partial f_{\alpha}}{\partial \xi} = \text{St} f,$$

$$\nabla \cdot \mathbf{E} = \frac{\rho}{\epsilon_0}, \quad \nabla \cdot \mathbf{B} = 0,$$

$$\nabla \times \mathbf{E} = -\frac{\partial \mathbf{B}}{\partial t}, \quad \nabla \times \mathbf{B} = \mu_0 \mathbf{J} + \mu_0 \epsilon_0 \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t}$$

с соответствующими граничными условиями, однако в такой постановке система уравнений крайне сложна и на современном уровне развития вычислительной техники ее решение в рамках задачи полноценного моделирования ХД не представляется возможным. В связи с этим, при

моделировании процессов в ХД прибегают к различного рода упрощениям, полагая, что решения упрощенных систем уравнений наследуют основные свойства решения общей системы.

За время развития вычислительных методов в области моделирования холловских двигателей было создано большое количество расчетных моделей, приближающих к пониманию процессов в плазменном разряде. Все эти модели можно разделить на группы по нескольким признакам.

Первый признак – это размерность пространства моделирования. По этому признаку модели делятся на одномерные (в направлениях z – осевое направление, основное направление электрического поля [53–55], r – радиальное направление, основное направление магнитного поля [56, 57] и θ – азимутальное направление, основное направление холловского тока [58, 59]), двумерные (в плоскостях z – r [60–62], z – θ [63, 64]), и трехмерные [65]. Очевидно, что трехмерные модели являются наиболее точными, однако требу-

ют слишком больших вычислительных затрат, поэтому практически не используются. Одномерные и двумерные модели не способны напрямую учитывать особенности геометрии области моделирования и часть физических процессов, что приводит к необходимости их учета с помощью упрощенных моделей, часто не имеющих под собой общепризнанного обоснования. Это касается, например, проблем описания электронной проводимости поперек силовых линий магнитного поля и взаимодействия плазмы с различными типами поверхностей. Последние две проблемы будут рассмотрены ниже.

Второй признак, по которому можно разделить численные модели — это способ описания динамики компонент плазмы. Обычно используется три способа: кинетический, гидродинамический и гибридный (как правило, с гидродинамическим описанием электронной компоненты, кинетическим описанием нейтральной компоненты и гидродинамическим, либо кинетическим описанием ионной компоненты плазмы). Каждый из способов обладает своими преимуществами и недостатками. Исследование некоторых отличий этих подходов были проведены в работах [66, 67].

Кинетические модели, как правило, используют два метода решения — метод прямого кинетического моделирования и метод частиц. Метод прямого кинетического моделирования [68] предполагает численное решение кинетического уравнения Больцмана совместно с уравнениями поля. Метод является очень ресурсозатратным, но при этом позволяет получить гладкое решение на функцию распределения. На данный момент, применение данного метода сильно ограничено вычислительной емкостью, и используется для решения отдельных задач физики разряда в скрещенных полях [69]. Метод частиц [70] также позволяет получить в качестве решения функцию распределения, однако, не решая при этом кинетического уравнения Больцмана напрямую, а решая уравнения траекторий для каждой частицы на сетке совместно с решением уравнений поля. При таком подходе требуется меньше вычислительных ресурсов, чем при прямом моделировании уравнения Больцмана, однако полученное решение будет обладать численным шумом, способным влиять на некоторые коротковолновые физические процессы. Кроме того, оба метода решения предъявляют серьезные требования к минимальному шагу по времени и размеру ячейки для разрешения, как минимум, радиуса Дебая и плазменной частоты, поэтому полноценное моделирование данным методом полноразмерных двигателей затруднительно, в связи с чем, в некоторых моделях используют различные методики ускорения расчетов, например, изменение диэлектрической проницаемости вакуума [71], что

вносит дополнительные искажения в физику процессов.

Гидродинамический способ описания совместно с плазменным приближением (равенство концентраций ионов и электронов) позволяет получать гладкое решение и требует меньше всего вычислительных ресурсов, так как при таком методе нет необходимости в разрешении масштабов радиуса Дебая и плазменной частоты. Метод базируется на решении системы уравнений для моментов функции распределения, а не для самой функции распределения. При этом, возникает проблема замыкания, в общем случае, бесконечной цепочки уравнений на моменты. Наиболее распространенные способы замыкания системы уравнений на моменты при моделировании плазмы в холловских двигателях — использование приближений холодной плазмы и Фурье. Приближение холодной плазмы заключается в приравнении нулю вторых моментов функции распределения. Приближение Фурье заключается в выражении теплового потока (третьего момента) через градиент температуры, с приравнением нулю недиагональных членов тензора напряжений (второго момента). В одной из наиболее современных моделей плазмы в разряде ХД [72] в качестве замыкания для системы уравнений, описывающих динамику ионов, используется приближение холодной плазмы, а для замыкания системы уравнений для электронов используется приближение Фурье с коэффициентом теплопроводности, зависящим от параметров плазмы и магнитного поля. Существуют модели, предлагающие более сложные методы замыкания с использованием уравнений на первые 14 моментов функции распределения замыканием в виде поиска функции распределения с максимальной энтропией [73]. Пока такой подход не применялся для полноценного моделирования разряда холловского двигателя, но ряд тестовых задач со сложной функцией распределения, включая функцию распределения электронов (ФРЭ) в скрещенных электрическом и магнитном полях, показал, что подход дает очень хорошее совпадение результатов моделирования с тестовыми решениями [73, 74].

Помимо перечисленных способов моделирования плазмы существует еще гибридный подход, при котором часть компонент плазмы моделируется кинетически, а часть — гидродинамически. В гибридных моделях электроны, как правило, моделируются гидродинамически, нейтральные атомы кинетически, а ионы либо гидродинамически либо кинетически [60]. Таким образом, удастся сочетать преимущества и избежать недостатков разных методов в одной модели.

Помимо чисто технических проблем, связанных с численным моделированием разряда в ХД,

существует ряд проблем физики разряда, до сих пор не имеющих завершеного физико-математического описания, что очевидным образом препятствует созданию точных численных инструментов. Одной из таких проблем, как было отмечено выше, является проблема описания переноса электронов поперек силовых линий магнитного поля. Обычно выделяют три механизма переноса электронов поперек магнитного поля: классический столкновительный, пристеночный [75–78] и аномальный. Первые два хорошо описаны и изучены, однако не способны описать электронный ток в разряде ХД, получаемый в эксперименте. Под аномальным механизмом переноса, как правило, подразумевают перенос, обусловленный взаимодействием электронной компоненты с различными волнами и неустойчивостями в плазме. Описание такого переноса является одной из ключевых проблем на пути к созданию расчетных инструментов моделирования разряда ХД. Так, например, наибольшую практическую значимость при проектировании двигателей представляют двухмерные модели в плоскости $z-r$, поскольку такая область моделирования позволяет вычислить распределение интенсивности эрозии рабочих поверхностей двигателя, определить тепловые потоки из плазмы в конструкцию, спрогнозировать ресурс работы двигателя, оптимизировать конструкцию двигателя, получить зависимости интегральных параметров от геометрии и многое другое. Однако при описании разряда в $z-r$ -геометрии невозможно напрямую смоделировать процесс транспорта электронов, обусловленный развитием азимутальных неустойчивостей в плазме [58, 63, 79–81], поэтому вклад процессов, развивающихся в азимутальном направлении в перенос электронов в геометрии $z-r$ приходится учитывать неявно. Наиболее известное приближение, использующее для учета аномального транспорта эффективные столкновения, сформулировано Бомом [82]

$$v_{ano} = \alpha \omega_c,$$

где v_{ano} — это частота эффективных столкновений, α — коэффициент пропорциональности, ω_c — электронная циклотронная частота. Эта модель проводимости используется в достаточно большом количестве работ [55, 83–85]. Однако для ХД такое приближение дает несоответствующие эксперименту распределения плазменных параметров и сильную зависимость параметров плазмы от катодного граничного условия [86]. Несоответствие рассчитанных с помощью приближения Бомы параметров плазмы с экспериментально измеренными показано в работах [87–89].

Отдельные физические механизмы переноса электронов поперек магнитного поля за счет их взаимодействия с волнами в плазме в настоящее время активно изучаются при помощи численных

моделей в плоскости $z-\theta$ [90–92]. Однако такие модели не способны учесть конечность плазмы в направлении r , кривизну силовых линий, влияние пристеночных процессов на процессы в объеме. Частично эти вопросы изучались, например, в работе [63]. Существует ряд турбулентных моделей [93–95], описывающих величину аномального транспорта электронов исходя из базовых физических принципов, опираясь на взаимодействие плазмы с различными азимутальными неустойчивостями плазмы. А в работе [96] используется суперпозиция турбулентных моделей из работ [93–95], каждая из которых применяется в своей области разрядного канала. Такой подход к моделированию аномальной проводимости кажется перспективным, однако, среди входных параметров турбулентных моделей фигурируют величины, которые невозможно определить напрямую в $z-r$ постановке.

Другой серьезной проблемой на пути к созданию расчетных инструментов является учет процессов, связанных с пристеночными слоями в плазме. Конструктивные элементы двигателей, находящиеся в прямом контакте с плазмой разряда в настоящее время, как правило, изготавливаются из различных композитов на основе нитрида бора, однако оптимальный выбор материала (его состава и физико-химических свойств), а также учет его влияния на плазменные процессы, является крайне непростой комплексной задачей.

Впервые механизмы влияния пристеночных процессов на параметры разряда изучались в контексте явления пристеночной проводимости [75–78]. Позднее, начиная с 90-х гг., взаимодействие плазмы с поверхностью в устройствах типа ХД стали активно исследовать за рубежом. На данный момент существует довольно большой объем экспериментальных работ, посвященных исследованию влияния различных видов материалов как на интегральные, так и на локальные характеристики разряда ХД. В качестве тестовых материалов использовались карбид кремния, оксид алюминия, графит, горячепрессованные композиты нитрида бора типа БГП-10 (нитрид бора + оксид кремния), или АБН (нитрид бора + нитрид алюминия), оксид алюминия с различными присадками и т.п. [97]. Как показывают результаты экспериментальных исследований [98, 99], наиболее сильную зависимость от типа материала стенки испытывает ток разряда (его средняя величина и спектральный состав), и, как следствие, КПД двигателя, разница в характеристиках разряда для различных материалов усиливается с увеличением разрядного напряжения и может достигать 50%.

В качестве одного из основных свойств материалов, способного существенно влиять на взаи-

модействие плазмы с поверхностью наиболее часто рассматривается вторичная электронная эмиссия (ВЭЭ), параметры которой существенным образом влияют на формирование пристеночных слоев. Экспериментальные исследования влияния ВЭЭ на интегральные и локальные параметры разряда в ХД проводились, например, в работах [100–102], где авторами, помимо влияния ВЭЭ на интегральные характеристики разряда, показано существенное влияние на распределение электрического поля и температуры электронов вдоль центральной линии разрядного канала. Механизмы такого влияния ВЭЭ на параметры разряда связаны со сложным балансом потоков ионов и электронов на стенку, которые “стремятся” к равенству за счет самосогласованного формирования пристеночного падения потенциала. По причине существенно более высокой подвижности электронов (по сравнению с ионами) в пристеночных слоях формируется отрицательное падение потенциала, отражающее большую часть электронного потока на стенку обратно в плазменный объем, однако величина пристеночного падения зависит от многих факторов и в общем случае согласована с процессами, происходящими в основном плазменном объеме. По порядку величины пристеночное падение, обычно, составляет несколько электронных температур. ВЭЭ, в частности, приводит к уменьшению пристеночного падения вплоть до образования специфического режима “объемного насыщения зарядом” в пристеночном слое, тогда пристеночное падение оказывается $\approx k_B T_e / e$ [53, 103], в этом режиме происходит интенсивный обмен энергией между электронами плазменного объема и стенкой [99].

Важным фактором, как было отмечено выше, является наличие самосогласованных процессов между ФРЭ и параметрами пристеночного слоя. В работах [104, 105] было показано, что в условиях разряда ХД взаимодействие со стенкой приводит к сильной анизотропии ФРЭ, в частности, происходит “обеднение” высокоэнергетических хвостов ФРЭ вдоль магнитного поля (в цитируемых работах магнитное поле направлено перпендикулярно стенке), за счет потери на стенках, что приводит к сильному отклонению ФРЭ от максвелловской. Кроме того, температура электронов вдоль магнитного поля в численных расчетах сильно отличалась от температуры в перпендикулярной плоскости. Наличие вторичного электронного потока из стенки приводит к появлению “пиков” на ФРЭ, а возможность пролета вторичных потоков до противоположной стенки разрядного канала приводит к согласованному влиянию слоев на противоположных стенках друг на друга [106]. В современных ХД для достижения высоких ресурсных показателей используется, так называемое, “магнитное экранирование”,

при котором, магнитное поле вблизи стенок практически параллельно их поверхности, что приводит к еще большим сложностям с точки зрения анализа пристеночных процессов [107].

Кроме того, следует упомянуть вопрос о влиянии пристеночных процессов на электронную проводимость поперек магнитного поля помимо непосредственно пристеночной проводимости. Как было показано в работе [63], динамика электронов вдоль магнитного поля оказывает существенное влияние на дисперсию волн в плазме и формирует дополнительные гармоники, влияющие на проводимость электронов в объеме. Взаимное влияние пристеночных процессов и переноса электронов через неустойчивости плазмы основного объема в холловском разряде на данный момент практически не изучено.

Можно заключить, что вся сложность процессов, происходящих в разряде ХД, с приемлемой точностью может быть смоделирована только при помощи кинетических численных моделей, однако, ввиду высоких требований к вычислительной мощности, такие модели пока не могут быть использованы в качестве расчетного инструмента для проектирования новых образцов ХД. В этом смысле, перспективным видится подход по дальнейшему развитию гидродинамических или гибридных методов, дополненных учетом процессов, не разрешаемых напрямую в этой постановке, которые, в свою очередь, необходимо изучать с использованием кинетических методов расчета в упрощенных модельных задачах.

3.2. Предсказание интегральных характеристик холловских двигателей

Отсутствие надежных инструментов моделирования разряда холловского типа стимулировало поиски альтернативных способов предсказания параметров проектируемых ХД. Одним из таких способов стало исследование соотношений масштабирования, которые позволили бы предсказать выходные параметры вновь проектируемого ХД на основе известных режимов работы прототипа с высокими достигнутыми параметрами эффективности. Новый двигатель может отличаться от прототипа размерами, мощностью и напряжением разряда, а также типом рабочего тела.

Начиная с ранних исследований разряда холловского типа, был выдвинут тезис, что для получения соотношений масштабирования необходимо использовать критерии подобия. В одной из первых работ, посвященных разработке теории подобия ХД [108], был введен безразмерный критерий λ_i / L , где $\lambda_i = V_a / (\langle \sigma_i v_e \rangle n_e)$ – средний пробег атома до ионизации, L – длина разрядного канала, V_a – характерная скорость атомов, n_e –

концентрация электронов, $\langle \sigma_i v_e \rangle$ – объемная скорость ионизации, т.е. произведение сечения ионизации на модуль скорости электрона, усредненное по функции распределения электронов по скоростям. Этот параметр характеризует вероятность ионизации нейтрального атома в разрядном канале и, в конечном счете, коэффициент использования рабочего тела. Позднее его было предложено называть критерием Меликова–Морозова [109].

В большинстве последующих работ в области масштабирования СПД делались попытки обеспечить инвариантность отношения λ_i/L при изменении мощности и размеров двигателя [110–114]. Однако эксперименты показали, что длина области разряда, в которой происходит наиболее интенсивная ионизация атомов рабочего тела, не совпадает с длиной разрядного канала. Поэтому в критерии Меликова–Морозова в знаменателе должна стоять не длина разрядного канала, а некоторая эффективная длина, характеризующая размер области интенсивной ионизации. Эту эффективную длину нельзя задать произвольным образом. В отличие от диаметра канала и его высоты, которые можно задать произвольно, размер области ионизации является внутренним свойством плазмы. Этот размер зависит от многих факторов, таких как величина и форма магнитного поля, геометрия канала, параметры разряда и других. Для ХД различных типов, таких как СПД, СПД с магнитным экранированием и ДАС эти зависимости, по-видимому, имеют различный характер и до сих пор полностью не изучены.

Экспериментальные исследования показали, что при оптимальных параметрах магнитного поля длина зоны ионизации в СПД изменяется примерно пропорционально основным размерам разрядного канала – его диаметру и высоте. В этом случае при уменьшении размеров двигателя очень трудно обеспечить инвариантность критерия Меликова–Морозова. Попытка сохранить эту величину наталкивается на проблему увеличения теплового потока на стенки канала и падению ресурса. Эта проблема отмечалась и в самых первых исследованиях [115], и в процитированных выше работах, посвященных вопросам масштабирования. С другой стороны, при увеличении мощности стремление сохранить инвариантность критерия Меликова–Морозова не имеет смысла, так как с ростом размеров разрядного канала возрастает длина ионизации, а вместе с ней и коэффициент использования рабочего тела. Поэтому задача обеспечения подобия физических процессов и задача масштабирования ХД должны рассматриваться отдельно. Задача подобия может быть рассмотрена, например, при создании уменьшенной модели двигателя, которую предполагается использовать для оценки выход-

ных параметров более мощного ХД. В задаче масштабирования нельзя требовать подобия физических параметров, таких, как критерий Меликова–Морозова. Целью масштабирования является обеспечение максимальной эффективности при создании нового двигателя, который может отличаться от прототипа по мощности, напряжению разряда и типу рабочего тела.

Одним из главных факторов, влияющих на размеры двигателя, является его мощность. При увеличении мощности двигателя растет плотность теплового потока на стенки разрядного канала, поэтому для поддержания температуры элементов двигателя на допустимом уровне размеры двигателя необходимо увеличивать. При уменьшении мощности снижается плотность плазмы в разрядном канале. Это приводит к уменьшению вероятности ионизации атомов рабочего тела при прохождении ими разрядного канала и, как результат, к падению газовой эффективности. В этом случае для повышения плотности плазмы размеры двигателя необходимо уменьшать. При создании новых ХД обычно предполагают, что доля потерь мощности разряда, выделяющаяся на стенках, примерно одинакова у всех оптимизированных двигателей, т.е. тепловой поток на стенки примерно пропорционален мощности разряда. Температура стенок в значительной степени определяется плотностью потока тепла, которая прямо пропорциональна тепловому потоку и обратно пропорциональна площади поверхности стенок, т.е. квадрату линейного размера. Поэтому, чтобы сохранить температуру стенок на приемлемом уровне, линейные размеры двигателя необходимо изменять примерно пропорционально квадратному корню из мощности разряда.

Подход к получению соотношений масштабирования, предложенный и развитый в работах [116, 117], основывается на предположениях о том, что в оптимизированных конструкциях ХД при номинальном режиме работы плотность теплового потока на стенки разрядного канала должна быть примерно одинакова, а длина зоны эффективной ионизации пропорциональна линейным размерам канала. При этих условиях были сделаны аналитические оценки и предположения о величине коэффициентов эффективности ХД. Основными коэффициентами, характеризующими эффективность анодного блока ХД, являются анодный КПД

$$\eta_a = \frac{R^2}{2\dot{m}_a N_d}$$

и анодный удельный импульс

$$I_{spa} = \frac{R}{\dot{m}_a g},$$

где \dot{m}_a – расход рабочего тела в анод, N_d – мощность разряда, которая не учитывает потери в катоде, магнитной системе и другие возможные потери.

Эти величины могут быть представлены в виде произведения нескольких коэффициентов, которые описывают различные виды анодных потерь [118, 119]: коэффициент использования рабочего тела $\eta_m = (\sum \dot{m}_k) / \dot{m}_a$, где \dot{m}_k – массовый поток ионов k -го зарядового состояния; коэффициент использования тока $\eta_I = ((e/M) \sum k \dot{m}_k) / I_d$, где в числителе стоит полный ток ионов; коэффициент использования напряжения $\eta_U = \gamma_E^2 \gamma_\theta^2$, где коэффициент γ_E характеризует потери, обусловленные распределением ионов по энергии, коэффициент γ_θ характеризует потери, обусловленные угловым разбросом скоростей ионов, а произведение $\gamma_E \gamma_\theta$ – это отношение реальной тяги к идеальной, которая была бы создана, если бы все ионы двигались параллельно оси симметрии двигателя и имели бы одинаковую энергию, соответствующую напряжению разряда; коэффициент использования заряда $\eta_q = \gamma_q^2 / \gamma'_q$, где $\gamma_q = \sum \sqrt{k} \mu_k$, $\gamma'_q = \sum k \mu_k$, $\mu_k = \dot{m}_k / \sum \dot{m}_k$ – массовый поток ионов k -го зарядового состояния.

Если предположить, что ионы различной кратности характеризуются подобными функциями распределения, анодный КПД и анодный удельный импульс могут записать следующим образом:

$$\eta_a = \eta_q \eta_m \eta_I \eta_U,$$

$$I_{spa} = \gamma_q \eta_m \sqrt{\eta_U} \sqrt{\frac{2eU_d}{Mg^2}}.$$

Эксперименты, проведенные в АО ГНЦ “Центр Келдыша” с двигателями мощностью от 200 Вт до 20 кВт, показали, что при изменении режима работы ХД основные изменения претерпевает коэффициент использования рабочего тела. Кроме того, на удельный импульс заметно влияет зарядовый состав плазменной струи. Изменения других коэффициентов были менее значительными, и для них не было обнаружено явно выраженной зависимости от режима работы двигателя. Поэтому при построении модели масштабирования был использован упрощенный подход, в котором для коэффициентов η_I и η_U были заданы некоторые средние характерные значения. Значения коэффициентов η_q и γ_q согласно немногочисленным опубликованным результатам экспериментов, наиболее сильно коррелируют с напряжением разряда, и для них в модели были использованы линейные регрессии.

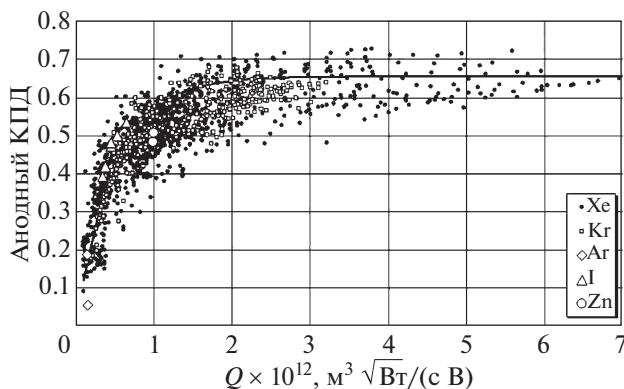


Рис. 8. Анодный КПД как функция параметра Q .

Для коэффициента использования рабочего тела в работе [120] было получено приближенное выражение

$$\eta_m = 1 - \exp(-CQ),$$

где $Q = M_A \beta_r \sqrt{P_d} / (\gamma'_q U_d)$ – величина, характеризующая режим работы двигателя, а значение коэффициента C неизвестно, но должно быть примерно одинаковым при номинальных режимах работы у всех ХД с оптимизированной конструкцией. Присутствие в полученном выражении неизвестного коэффициента обусловлено недостаточно полно изученной физикой разряда холловского типа. В модели масштабирования величина C была выбрана таким образом, чтобы обеспечить наилучшую корреляцию между предсказанными и реально измеренными коэффициентами эффективности. Экспериментально измеренные коэффициенты эффективности были получены путем анализа научных публикаций и собраны в базу данных, которая содержала информацию о более, чем 1500 режимах работы 40 различных двигателей, разработанных в России и за рубежом.

На рис. 8 показаны значения анодного КПД в зависимости от значения величины для ХД из собранной базы данных. Непрерывная линия показывает аппроксимирующую кривую.

На базе полученных соотношений были выявлены основные тенденции изменения выходных характеристик типичного холловского двигателя при изменении мощности и напряжения разряда и типа рабочего тела.

Одним из основных результатов, полученных при помощи модели масштабирования, является объяснение низкой эффективности работы двигателей малой мощности при использовании сравнительно легких рабочих тел, таких как криптон и аргон. При низкой мощности разряда рабочие тела с более высокой атомной массой

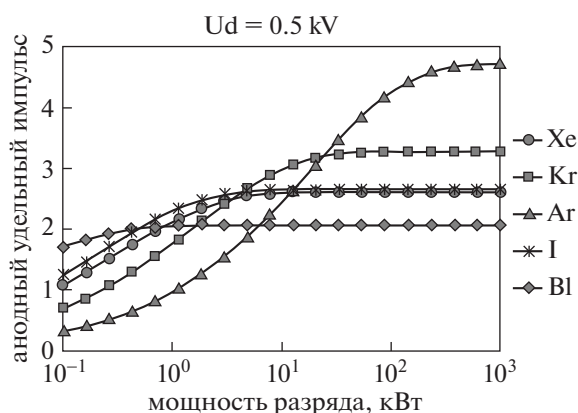


Рис. 9. Анодный удельный импульс в зависимости от мощности разряда.

обеспечивают более высокий удельный импульс несмотря на то, что их ионы ускоряются до меньших скоростей, чем более легкие ионы. Это обусловлено более высоким коэффициентом использования рабочего тела. Уменьшение η_m при переходе на более легкие рабочие тела происходит по трем причинам. Во-первых, более легкие инертные газы имеют меньшие сечения ионизации. Во-вторых, более легкие атомы имеют более высокую тепловую скорость и быстрее пересекают разрядный канал, что уменьшает вероятность их ионизации. В-третьих, более легкие ионы быстрее покидают разрядный канал, что снижает плотность плазмы в зоне ионизации. Для примера, на рис. 9, показаны полученные в модели зависимости анодного удельного импульса от мощности разряда при фиксированном напряжении разряда 500 В для нескольких типов рабочего тела. Можно видеть, что при мощности менее 1 кВт висмут обеспечивает более высокий удельный импульс, чем ксенон. Использование криптона вместо ксенона позволяет увеличить удельный импульс только при мощности, превышающей 3 кВт. Использование аргона вместо любого другого типа атомов с целью повышения удельного импульса имеет смысл при мощности разряда более 20 кВт. Для каждой выбранной пары напряжения и мощности разряда существует сорт рабочего тела, который обеспечивает максимум удельного импульса.

Другой особенностью поведения выходных характеристик ХД, выявленной в модели масштабирования, является наличие максимума у зависимости анодного КПД от напряжения при фиксированной мощности разряда. Для большинства исследованных рабочих тел максимум достигается при напряжении разряда менее 500 В. Для примера на рис. 10 показаны рассчитанные зависимости анодного КПД от напряжения разряда

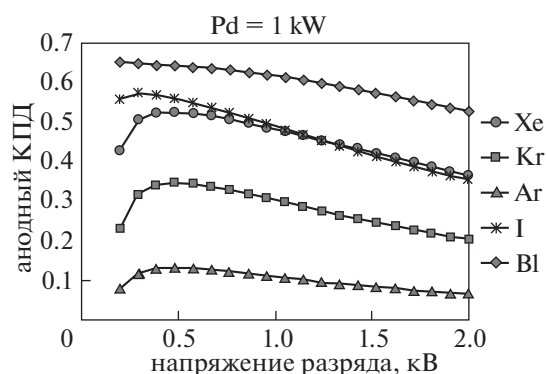


Рис. 10. Анодный КПД в зависимости от напряжения разряда.

при мощности разряда 1 кВт для нескольких типов рабочего тела. Наличие максимумов объясняется немонотонной зависимостью отношения $\beta_i(T_e)/U_d$ от температуры электронов в зоне ионизации, которая в модели предполагается пропорциональной напряжению разряда.

На рис. 11 показаны диаграммы эффективности, рассчитанные по описанной модели масштабирования для аргона, криптона и ксенона. На диаграммах построены два набора кривых, характеризующих зависимости анодного удельного импульса от тяги. Один набор кривых соответствует изменению напряжения разряда при нескольких различных значениях мощности разряда. Значения мощности разряда указаны около начала каждой кривой. Другой набор кривых соответствует изменению мощности разряда при нескольких значениях напряжения разряда. Значения напряжения разряда указаны около конца каждой кривой. Диаграммы позволяют определить, при какой мощности и каком напряжении разряда можно получить требуемые значения тяги и анодного удельного импульса. И наоборот, выбирая точку пересечения заданных значений мощности и напряжения разряда, можно оценить ожидаемую тягу и анодный удельный импульс. Аналогичные диаграммы могут быть построены для оценки анодного КПД.

Таким образом, на данный момент существует инструмент, позволяющий оценивать выходные характеристики двигателя по заданным входным параметрам при помощи некоторого набора эмпирических коэффициентов. Данный подход может быть развит в направлении уточнения коэффициента C для современных конструкций ХД, большинство из которых использует технологию “магнитного экранирования”. В таких конструкциях взаимодействие плазмы с рабочими поверхностями разрядного канала ХД снижено, за счет чего изменятся и соотношения в тепловом балан-

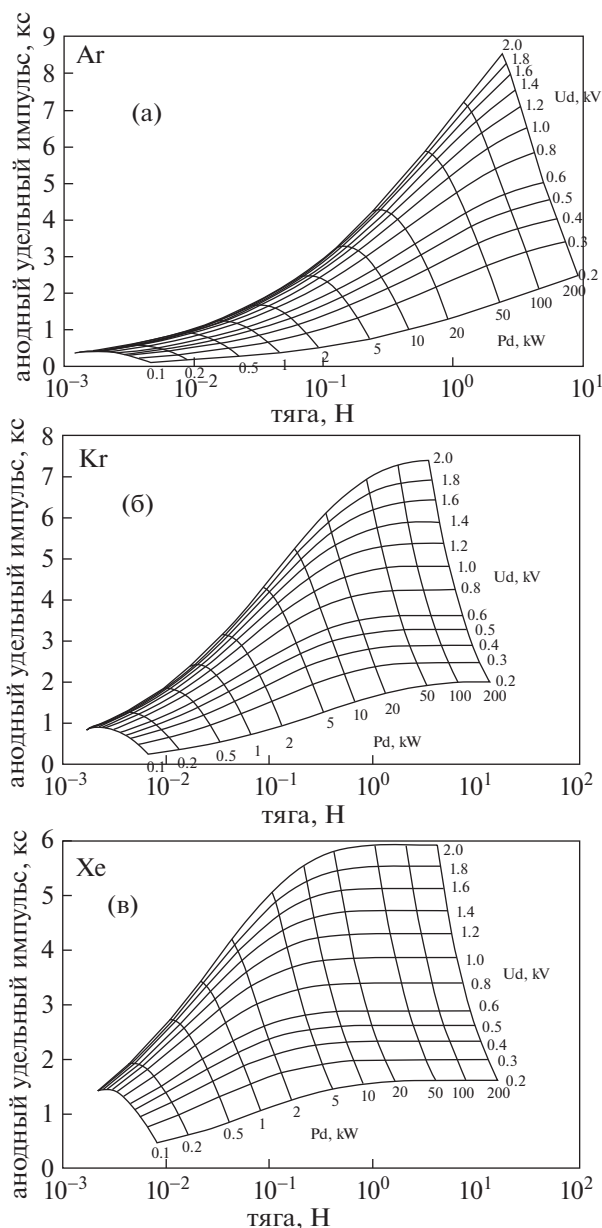


Рис. 11. Анодный удельный импульс как функция тяги, мощности и напряжения разряда для аргона (а), криптона (б) и ксенона (в).

се, что повлечет за собой и отличие в коэффициенте C по сравнению с “классическими” конструкциями, в большинстве своем наследующих основные свойства наиболее отработанных в летной эксплуатации образцов типа СПД-100. Кроме того, построение аналогичных полуэмпирических моделей для, к примеру, эффективности использования электронного тока или модели зарядового состава струи могли бы существенно повысить точность предсказания характеристик ХД.

3.3. Проблематика подтверждения ресурсных характеристик ХД

Подтвержденные на орбите ресурсы ХД исчисляются тысячами часов, а потенциально достижимая цифра составляет десятки тысяч часов работы, что актуально для межорбитальных транспортных систем. Для подтверждения ресурса двигателя с продолжительностью работы ~10000 ч в натурных условиях при наземной экспериментальной отработке требуется круглосуточная работа вакуумного стенда в течение примерно двух лет без существенных перерывов. Стоимость проведения подобных испытаний составляет сотни миллионов рублей. Для подтверждения надежности изделий по стандартным методикам [121] требуется многократное повторение таких испытаний. Учитывая вышесказанное, неудивительно, что построение методики проведения ускоренных ресурсных испытаний двигателей данного типа находится в фокусе внимания исследовательских центров, начиная с 1980-х гг.

Создана значительная база по результатам ресурсных испытаний СПД [122–124]. В ходе экспериментальных исследований показано сильное влияние материала стенки на организацию процессов в канале холлового двигателя со стенками из керамического материала, что не позволяет применять замену материала для проведения ускоренных ресурсных испытаний двигателей [125]. Также в ходе исследований показано, что форсирование испытаний по мощности невозможно, поскольку при изменении напряжения либо тока разряда происходят серьезные изменения структуры разряда, которые не позволяют сделать обоснованное заключение о ресурсных характеристиках [126]. В целом можно сделать вывод, что адекватные ускоренные ресурсные испытания двигателей холлового типа при современном уровне знаний возможны только на номинальном режиме работы изделий.

Наиболее результативно применяются полуэмпирические методики ускоренных ресурсных испытаний. В основе полуэмпирических методик ускоренных ресурсных испытаний лежит разработка расчетных моделей, описывающих изменение геометрии разрядной камеры на основе некоторых физических представлений о закономерностях процесса распыления с учетом экспериментальных данных по распылению двигателей конкретной конструкции, функционирующих в конкретных условиях (напряжение разряда, мощность, топология магнитного поля). Безусловно, возможности прогнозирования при этом сильно ограничены, но современный объем имеющихся знаний и опыта не позволяет гарантировать успех в иных условиях.

Существует несколько опубликованных способов предсказания процессов распыления [128].

Тем не менее можно сформулировать общую методологию проведения испытаний следующим образом:

1) экспериментальное измерение скорости износа изоляторов разрядного канала и выходных характеристик двигателя;

2) математический прогноз дальнейшего износа изоляторов за некоторый выбранный интервал времени;

3) изготовление изоляторов, имеющих форму, соответствующую сделанному прогнозу и определение выходных характеристик двигателя.

В результате указанных действий определяется прогнозируемый характер изменения выходных характеристик двигателя в процессе выработки ресурса и устанавливается момент времени, в который двигатель перестает удовлетворять требованиям технического задания. В случае необходимости данная процедура может быть циклической.

В качестве примера можно привести результаты ускоренных ресурсных испытаний двигателя КМ-88. Двигатель проходил испытания при номинальной мощности 1650 Вт и напряжении разрядного канала, изготовленных из керамики БГП-10, был выполнен на базе измерений исходного профиля и профилей, полученных после 118 и 187 часов работы двигателя. Результат прогноза сравнивался с данными, полученными в результате прямых 1000-часовых испытаний.

На рис. 12 показаны профили стенок, по которым строился прогноз, а также результаты прогноза эрозии на период до 1000 и 5000 ч в сравнении с результатами измерений, проведенных по окончании испытаний.

Численная модель дала несколько заниженную степень износа стенок канала, чем это наблюдалось в ресурсных испытаниях. Учитывая, что период времени, для которого строился прогноз, более чем в 5 раз превышал время наработки, использованное для составления прогноза, в целом результат прогноза можно считать удовлетворительным.

Далее для проверки возможности воспроизведения выходных характеристик двигателя КМ-88 в имитационных испытаниях, были изготовлены керамические кольца разрядного канала, форма которых была близка к форме колец, полученной после окончания ресурсных испытаний. Результаты сравнения удельного импульса и тяги двигателя в имитационной геометрии и в реальных испытаниях показаны соответственно на рис. 13.

Можно отметить, что в имитационных испытаниях была получена такая же тенденция к снижению удельного импульса и тяги, которая наблюдалась в реальных испытаниях. Несколько за-

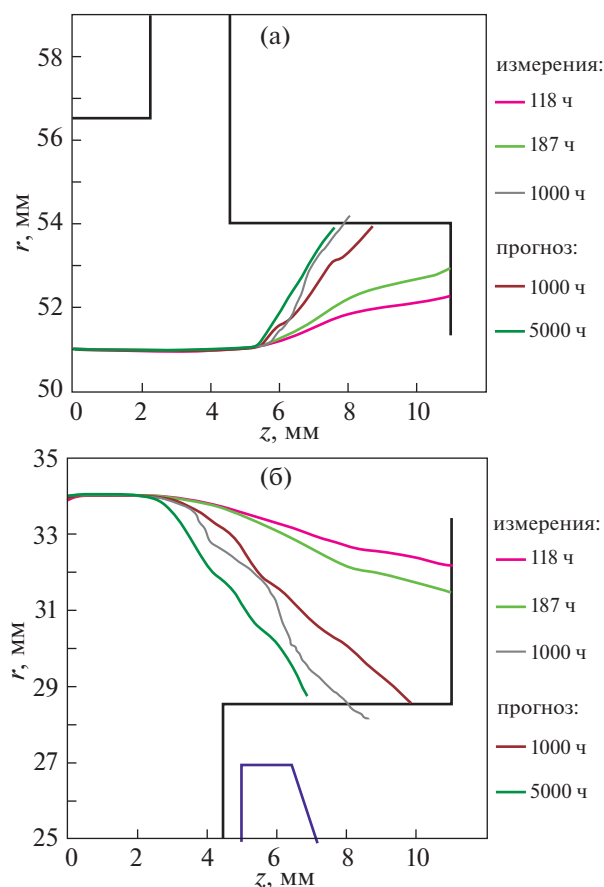


Рис. 12. Измеренные и спрогнозированные профили наружной (а) и внутренней (б) стенок разрядного канала СПД КМ-88 [119].

вышенные значения выходных параметров в данном случае можно объяснить тем, что в первые часы работы двигатель с новыми стенками, на которых отсутствует напыление, обычно имеет более высокие тяговые характеристики.

В целом подобные полужемпирические методики позволяют прогнозировать характеристики двигателей и устойчивости их работы при коэффициентах ускорения до 5. Однако существующие методики основаны на измерении эрозии, и остается открытым вопрос о подтверждении ресурса изделий при очень малой скорости эрозии либо ее отсутствии [130, 131].

3.4. Перспективные задачи разработки холловских двигателей

Резюмируя все вышесказанное, можно сформулировать некоторые перспективные задачи и направления будущих исследований в области физики разряда ХД.

В области моделирования разряда ХД наиболее перспективным видится развитие гидродина-

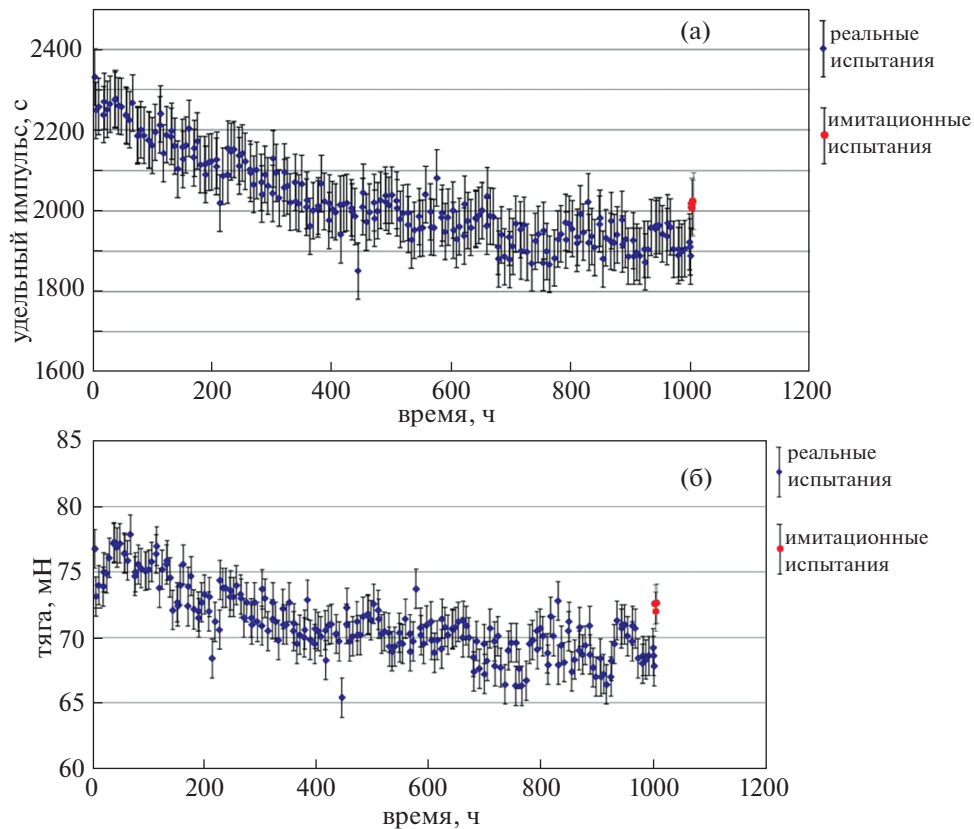


Рис. 13. Изменение удельного импульса (а) и тяги (б) ХД КМ-88 в ходе 1000-часовых ресурсных испытаний и результат имитационных испытаний [119].

мических и гибридных методов расчетов в рамках задачи построения расчетного инструмента, способного с приемлемой точностью предсказывать выходные характеристики ХД (тяга, удельный импульс, тепловые потоки в конструкцию, скорость распыления конструктивных элементов и т.п.) по заданным входным параметрам и геометрии разрядной камеры. Одной из основных проблем на пути решения этой задачи является учет процессов, которые в данной постановке, как уже было описано в предыдущих разделах, невозможно разрешить явно.

В рамках проблемы аномального переноса электронов можно выделить следующие задачи: расчетно-экспериментальное исследование дисперсионных свойств колебаний и волн в условиях неоднородной плазмы с анизотропной ФРЭ; определение механизмов насыщения амплитуды развивающихся неустойчивостей; определение связи между параметрами неустойчивостей и проводимостью электронов в виде, подходящем для встраивания в гидродинамические системы уравнений. Еще одним процессом, который требует отдельного изучения в рамках кинетического подхода является взаимодействие плазмы с поверхностью, в частности, важной задачей являет-

ся определение связи между параметрами плазмы в основном объеме и параметрами пристеночного слоя. Для адекватного моделирования пристеночного слоя необходимо провести комплекс экспериментальных исследований для определения, в частности, коэффициентов вторичной электронной эмиссии, учета влияния формирующейся микроструктуры поверхности разрядного канала на параметры пристеночного слоя.

Следует также упомянуть вопрос моделирования параметров плазмы ХД в так называемой дальней зоне, т.е. моделирование процессов в разогнанном пучке, который уже покинул разрядный канал двигателя. Данная задача имеет множество практических применений, начиная от вопросов распыления и зарядки элементов конструкции КА плазменным пучком ХД и заканчивая вопросами оценки адекватности наземных испытаний ХД на вакуумных стендах натурным условиям эксплуатации. При этом достаточно очевидно, что задачу моделирования параметров плазменного пучка необходимо решать в комплексе с задачей моделирования разряда внутри разрядного канала, так как решение последней дает необходимые исходные данные для решения первой.

В области построения полуэмпирических моделей оценки выходных характеристик ХД в рамках задач инженерного проектирования ХД требуется проведение работ по развитию уже существующих моделей как в плане расширения на более широкий класс конструкций ХД, в частности, на двигатели с “магнитным экранированием”, так и в плане дополнения полуэмпирическими моделями зарядового состава ионной струи и эффективности использования электронного тока. Необходимо заметить, построение даже полуэмпирической модели эффективности использования электронного напрямую связано с оценкой сопротивления разрядного промежутка и требует глубокого понимания структуры проводимости электронов в разрядном канале, в этом смысле, данная задача напрямую пересекается с задачами моделирования плазмы разряда канала ХД.

В области предсказания ресурсных характеристик, как уже отмечалось, существует задача построения методик определения ресурса конструкций ХД с крайне малой скоростью износа рабочих поверхностей разрядного канала, к которым, в частности, относятся конструкции с магнитным экранированием.

4. ПРОБЛЕМАТИКА РАЗРАБОТКИ ИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Как уже отмечалось ранее, ионные двигатели являются устройствами, в которых разделены функция ионизации и функция ускорения ионов. Ионизация осуществляется в ГРК, а ускорение ионов в ИОС. Поэтому чаще всего задачи моделирования разряда в ГРК и моделирования ИОС рассматриваются отдельно. При моделировании разряда свойства ИОС описываются посредством задания граничных условий, описывающих ее эффективную прозрачность для ионов и нейтральных атомов рабочего тела. При моделировании ИОС свойства ГРК учитываются в граничных условиях, задающих плотность и потенциал плазмы, температуру электронов и зарядовый состав ионов в плазме газового разряда. Далее рассмотрим отдельно результаты исследований по этим двум направлениям.

4.1. Проблематика моделирования ГРК ИД

Эффективная ионизация рабочего тела может быть достигнута при помощи нескольких различных методов генерации плазмы. К ним в первую очередь относятся несамостоятельный разряд постоянного тока, ВЧ- и СВЧ-разряды, а также дуговые плазменные разряды. В России в настоящее время наиболее активно развиваются два направления — ионизация в разряде постоянного тока и в ВЧ-разряде.

Одной из широко известных и тщательно проработанных моделей плазмы в ГРК ИД на основе разряда постоянного тока является двухмерная гибридная модель, результаты разработки которой публиковались в работах [132–135] и диссертации [136]. В этой двухмерной модели отдельно моделировались пять компонент: нейтральные атомы, первичные и вторичные электроны, одно- и двухзарядные ионы. Учитывались следующие параметры: геометрия газоразрядной камеры, магнитное поле, параметры катода, расход рабочего тела и параметры вытягивания ионов эмиссионным электродом. Для осуществления моделирования использовались четыре отдельных расчетных модуля: модуль нейтрального газа, модуль электронных столкновений, модуль ионной диффузии и модуль тепловых электронов. Первичные электроны моделировались как макрочастицы с учетом столкновений, что позволяло отслеживать их траектории. Полученные после расчета траекторий и столкновений первичных электронов распределения частоты ионизации использовались для моделирования динамики ионов. Медленные вторичные электроны моделировались в приближении квазинейтральности. Движение ионов и вторичных электронов описывалось в терминах диффузии вдоль и поперек силовых линий магнитного поля. Были представлены результаты моделирования 30-сантиметровой газоразрядной камеры двигателя NSTAR и проводились сравнения с экспериментальными данными.

Одной из наиболее полных моделей, существующих в настоящее время, является двухмерная кинетическая модель [137–139]. Динамика плазмы в ГРК ИД моделируется методом частиц в ячейках. Рассматривается пять различных типов частиц: первичные электроны, вторичные электроны, одно- и двухзарядные ионы и нейтралы. Траектории частиц рассчитываются с учетом самосогласованного электрического поля и столкновений, которые моделировались методом Монте-Карло. При этом рассматривается широкий перечень возможных взаимодействий.

В дальнейшем данные работы оказали большое влияние на развитие тематики моделирования плазмы в ГРК ИД методом частиц в ячейках. В частности, в работах [140–143] наследуются многие описанные в прошлом подходы, однако содержатся и оригинальные идеи, которые касаются, например, учета аномальной электронной проводимости, вычислительных методов, моделировании процесса эмиссии первичных электронов с катода в приближении Ричардсона–Дешмана.

Приведенные выше примеры моделей в основном рассматривали газоразрядную камеру ионного двигателя в осесимметричном двухмер-

ном приближении. Также существуют и трехмерные модели. Так, в работе [144] моделируются траектории первичных электронов в трехмерной постановке. Однако даже такая отдельная задача требует значительного объема вычислений.

Другой пример: работа [145], в которой описана трехмерная гибридная модель. Авторам потребовалось разрабатывать отдельные методы сеточных вычислений, чтобы связать кинетический и жидкостный подходы и обеспечить устойчивость численного решения. В дальнейшем отдельные модули этой модели применялись для анализа удержания первичных электронов в кольцевом ионном двигателе [146]. В этом устройстве катод вынужденно расположен не на оси симметрии, что делает задачу принципиально не осесимметричной, и требует трехмерной постановки.

Анализ рассмотренных работ по моделированию разряда постоянного тока в ГРК ИД показывает, что в настоящее время существует ряд нерешенных проблем. Ключевой проблемой, не позволяющей получить надежный расчетный инструмент с достаточной предсказательной способностью, аналогично моделированию ХД, является вопрос аномальной электронной проводимости поперек силовых линий магнитного поля. Адекватное моделирование этого физического процесса возможно только в трехмерных полностью кинетических моделях. Однако для моделирования реальных ИД этим методом потребуются колоссальные вычислительные ресурсы. Тот компромисс, на который идут исследователи, заключается в двухмерной, либо трехмерной магнитогидродинамической постановке задачи. Эти принципиально разные подходы имеют одну общую особенность: величину аномальной электронной проводимости в них необходимо задавать искусственно.

В работе [141] проведен анализ того, как к вопросу выбора величины аномальной электронной проводимости подходят различные авторы, и исследовано влияние данной величины на результаты моделирования. В результате анализа есть основания полагать, что, во-первых, требуемый для совпадения результатов моделирования и эксперимента уровень проводимости будет индивидуальным для каждого отдельного двигателя и его режима работы. А во-вторых, само по себе приближение о том, что во всем объеме ГРК уровень аномальной диффузии одинаков и не зависит от локальных параметров плазмы и магнитного поля, является крайне грубым.

Так или иначе, в тематике моделирования ГРК ИД с разрядом постоянного тока вопрос аномальной проводимости в настоящее время является, вероятно, наиболее актуальным. Хотя кроме него существуют и другие вопросы, в которых не достигнута полная ясность: например, процессы

эмиссии первичных электронов из катода или взаимодействие плазмы с пристеночными слоями вблизи ионной оптики и других внутренних поверхностей ГРК.

4.2. Проблематика оптимизации ИОС ИД

Для ускорения ионов в ИД используется источник постоянного напряжения, при помощи которого создается разность потенциалов между плазмой ГРК и плазмой окружающего пространства. Для создания направленного потока ионов в торце ГРК располагают несколько сеток, к которым прикладывают разности потенциалов. Отдельные ячейки сеток представляют собой ионно-оптические системы, в которых происходит фокусировка и ускорение элементарных ионных пучков. Сетки ИОС современных ИД представляют собой пластины со множеством круглых отверстий, реже – с набором длинных тонких щелей. Отверстия в электродах ионно-оптических систем часто называют апертурами по аналогии со световой оптикой, в которой апертурой называется действующее отверстие оптического прибора.

На рис. 5 показан вариант трехэлектродной ИОС, которая состоит из эмиссионного, ускоряющего и замедляющего электродов. Ионы извлекаются из плазмы и ускоряются под действием электрического поля, которое создается между эмиссионным и ускоряющим электродами. Электроны газоразрядной плазмы, приближающиеся к эмиссионному электроду, испытывают отталкивающее воздействие электрического поля и отражаются внутрь плазменного объема. В результате вблизи эмиссионного электрода происходит разделение зарядов и формируется плазменная граница, за пределы которой, в пространстве между эмиссионным и ускоряющим электродами, проникают только ионы.

Чтобы на космическом аппарате не накапливался электростатический заряд из-за ухода положительно заряженных ионов, за срезом ИД устанавливается катод-нейтрализатор, испускающий поток электронов, равный по величине току ионов пучка. Электроны нейтрализуют объемный заряд ионного пучка, и в результате за пределами ИОС образуется пучковая плазма. Потенциал этой плазмы близок к потенциалу замедляющего электрода. На ускоряющий электрод подают потенциал, который ниже, чем потенциал замедляющего электрода. При этом в отверстиях ускоряющего электрода создается минимум потенциала, который для электронов пучковой плазмы играет роль потенциального барьера. Если бы этого барьера не существовало, электроны извлекались бы из пучковой плазмы и ускорялись в зазоре между эмиссионным и ускоряющим электродами в направлении ГРК, что привело бы

к неконтролируемому росту тока разряда, большим тепловым потерям и, как следствие, падению КПД. Характер изменения потенциала вдоль оси элементарного ионного пучка показан на рис. 5.

В ИОС, состоящей из двух сеток, замедляющий электрод отсутствует, а минимум потенциала, удерживающий электроны от проникновения в ГРК, образуется за счет разности потенциалов между ускоряющим электродом и пучковой плазмой. Выбор количества сеток зависит от конкретных требований к режимам работы и ресурсным характеристикам двигателя.

При проектировании ИОС необходимо удовлетворить большому количеству различных и порой противоречивых требований. Основные проблемы, которые необходимо решать при создании ИОС, можно разделить на три основные категории: обеспечение высоких параметров эффективности, таких как цена иона и коэффициент использования рабочего тела; обеспечение ресурса, который ограничен, как правило, эрозией электродов, происходящей в результате ионного распыления; обеспечение механической прочности, необходимой для сохранения целостности электродов при транспортировке и воздействии стартовых вибраций.

В оптимизированной ИОС должна быть обеспечена максимальная прозрачность эмиссионного электрода для ионов. Ионы, которые попадают на переключки между апертурами эмиссионного электрода, нейтрализуются на его поверхности и возвращаются в ГРК в виде атомов. На повторную ионизацию этих атомов необходимы дополнительные затраты энергии. Чем выше прозрачность ИОС для ионов, тем меньше затраты энергии на повторную ионизацию нейтрализованных атомов, ниже цена иона и соответственно выше КПД двигателя. Прозрачность ИОС для ионов не совпадает с геометрической прозрачностью эмиссионного электрода. Она зависит от соотношения тока ионов и приложенного между сетками напряжения, от толщины эмиссионного электрода, от разности потенциалов между эмиссионным электродом и плазмой ГРК и некоторых других параметров. Точный расчет прозрачности ИОС для ионов может быть выполнен численными методами.

Ионно-оптическая система в целом должна обладать минимально возможной прозрачностью для потока нейтральных атомов. Рабочее тело в ГРК ионизируется не полностью. Часть атомов, не испытавших ионизации, покидает ГРК, проходя через сетки ИОС. Эти потери рабочего тела ведут к снижению средней скорости истечения реактивной струи, так как нейтральные атомы движутся с тепловой скоростью, которая намного меньше скорости ионов. Обеспечение низкой

прозрачности ИОС для потока нейтральных атомов достигается путем снижения прозрачности ускоряющего электрода за счет уменьшения диаметра его апертур. В результате часть нейтральных атомов, прошедших через апертуры эмиссионного электрода, после соударения с ускоряющим электродом возвращается назад в ГРК.

Ионно-оптическая система должна обеспечивать эффективное удержание электронов пучковой плазмы от проникновения в зазор между эмиссионным и ускоряющим электродами и последующего ускорения в направлении ГРК. При заданном потенциале ускоряющего электрода высота потенциального барьера, удерживающего электроны, возрастает при уменьшении диаметра апертур в этом электроде и при увеличении его толщины. Поэтому диаметр апертур в ускоряющем электроде стремятся снизить, а его толщину увеличить настолько, насколько это позволяют возможности фокусировки элементарных ионных пучков. Увеличить высоту потенциального барьера для электронов пучковой плазмы можно также путем снижения потенциала ускоряющего электрода, но это ведет к ухудшению ресурсных характеристик ИОС.

Основным фактором, определяющим ресурс ИОС является ионное распыление сеток потоками вторичных ионов. Вторичные ионы образуются в результате столкновений ускоряемых ионов с атомами рабочего тела. При этих столкновениях может происходить упругое рассеяние ионов, а также резонансная перезарядка. При столкновениях резонансной перезарядки ион и атом обмениваются электроном, и из быстро движущегося иона образуется быстрый нейтральный атом, а из атома — медленный ион, имеющий начальную скорость, сравнимую с тепловой скоростью исходного атома. В результате столкновений всех этих типов формируются потоки ионов и быстрых нейтральных частиц, которые при попадании на электроды ИОС выбивают с их поверхности атомы, что приводит к эрозии электродов.

Наиболее значительный вклад в процесс распыления вносят ионы, образующиеся в результате столкновений перезарядки. Эти ионы, имея очень малую начальную скорость, движутся в направлении ускоряющего электрода, находящегося под отрицательным потенциалом. Коэффициент ионного распыления при энергиях ионов, характерных для ИОС современных ИД, возрастает с увеличением энергии. Чем больше абсолютное значение потенциала ускоряющего электрода, тем выше энергия перезарядившихся ионов, падающих на этот электрод, и тем интенсивнее идет процесс его распыления. Если при проектировании ИОС необходимо обеспечить высокие ресурсные характеристики, абсолютное значение потенциала ускоряющего электрода стремятся

сделать как можно меньше, а эффективную отсечку электронов пучковой плазмы обеспечить по возможности за счет увеличения толщины электрода и уменьшения диаметра его апертуры.

Одним из основных способов обеспечения высоких ресурсных характеристик ИОС является использование материалов, обладающих низким коэффициентом объемного распыления. В течение долгого времени молибден и титан были наиболее употребительными материалами для изготовления электродов. Эти металлы обладают более низкой по сравнению со многими другими металлами скоростью ионного распыления, поддаются химическому травлению, посредством которого в них можно создавать массивы отверстий, обладают хорошими тепловыми и прочностными характеристиками. В настоящее время в связи с появлением задач, требующих от ионных двигателей повышенного ресурса, для изготовления электродов все шире используются пиролитический графит или композиты на основе графита. Это обусловлено тем, что графит обладает более высокой стойкостью к ионному распылению, чем большинство тугоплавких металлов. Объемная скорость распыления большинства углеродных материалов ионами ксенона с энергиями порядка нескольких сотен электронвольт в 7–8 раз меньше, чем у молибдена, и в 5 раз меньше, чем у титана [147, 148].

Одним из недостатков электродов, изготовленных из углеродных материалов, является более низкая по сравнению с металлическими электродами стойкость к вибрационным механическим нагрузкам. Среди материалов на основе углерода наибольшей механической стойкостью обладают углерод-углеродные композиционные материалы. Их механическая прочность обеспечивается армирующим наполнителем в виде углеродных нитей, заключенных в матрицу из пиролитического углерода. Однако в эмиссионных электродах с круглыми апертурами, расположенными в узлах гексагональной решетки, почти все армирующие волокна оказываются перерезанными, что приводит к снижению механической прочности сеток. Наиболее остро эта проблема проявляется при изготовлении ИОС большой площади для ионных двигателей высокой мощности.

В качестве основной альтернативы круглым апертурам чаще всего рассматриваются апертуры в форме щелей, вытянутых в направлении расположения углеродных волокон [150]. Достоинством щелевых ИОС являются повышенная прозрачность для ионов и меньшая угловая расходимость потока ионов в направлении ориентации щелей. Это позволяет повысить тягу двигателя и улучшить возможности интеграции двигателя с космическим аппаратом. Основным недостатком щелевых ИОС является более узкий диапазон ра-

бочих значений первеанса по сравнению с традиционными ИОС с гексагональным расположением круглых апертур. Расчеты показывают, что в ИОС с круглыми апертурами минимальный первеанс может быть в десятки раз меньше максимального и даже быть равным нулю. Для щелевых апертур минимальный первеанс во всех практически важных конфигурациях отличен от нуля и может быть меньше максимального только в два–четыре раза [151]. Причина такого различия состоит в том, что щелевые апертуры являются более “открытыми” для проникновения электрического поля, и в них плазменная граница намного более чувствительна к изменению первеанса, чем в круглых апертурах. Сравнительно узкий диапазон рабочих значений первеанса щелевых ИОС не позволяет использовать их в ионных двигателях с большим перепадом плотности плазмы по радиусу ГРК, а также в тех случаях, когда требуется обеспечить работу двигателя в режимах форсирования или дросселирования мощности.

Проблема создания механически прочных углеродных электродов для ИД высокой мощности была решена в АО ГНЦ “Центр Келдыша” путем применения ИОС нового типа с апертурами в форме квадратов со скругленными углами [153]. Такие электроды изготавливаются из УУКМ, в которых волокна ориентированы друг к другу под углом 90°, и наличие неперерезанных волокон обеспечивается за счет расположения апертур в узлах прямоугольной решетки (рис. 14). Геометрия апертур была оптимизирована при помощи программного комплекса “IOS-3D”, разработанного в АО ГНЦ “Центр Келдыша” и предназначенного для моделирования электронно- и ионно-оптических систем в трехмерных областях с произвольной формой граничных поверхностей [154]. На рис. 14 показаны фрагменты электродов с квадратными апертурами. В результате оптимизации были достигнуты параметры ИОС с таким же, как у традиционной ИОС с круглыми апертурами, широким диапазоном рабочих значений первеанса. Другие функциональные параметры новой ИОС, такие как эффективная прозрачность для ионов, газодинамическая прозрачность для атомов неионизированного рабочего тела и высота потенциального барьера для электронов пучковой плазмы также были близки к параметрам традиционных ИОС.

4.3. Прогнозирование интегральных характеристик ИД

Эффективность работы ИД характеризуют величиной КПД, которую приближенно можно представить в виде

$$\eta \approx \eta_m \eta_0^2 \frac{1}{1 + C_i / U_{pl}},$$

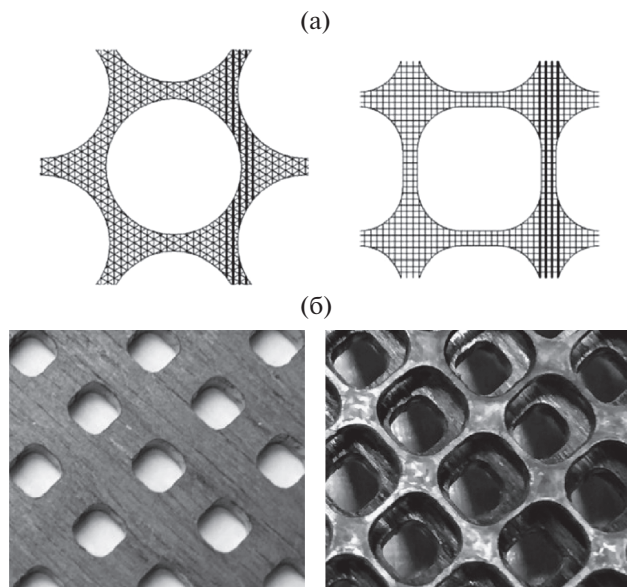


Рис. 14. Волокна в УУКМ-электродах ИОС с круглыми и квадратными аперттурами (а) и фрагменты электродов с квадратными аперттурами (б).

где η_m — коэффициент использования рабочего тела; η_θ — потери тяги, связанные с угловой расходимостью ионного пучка и наличием многозарядных ионов, C_i — цена иона, равная отношению мощности разряда в ГРК к току ионного пучка, U_{pl} — разность потенциалов между плазмой ГРК и плазмой ускоренного пучка. Потери тяги, определяемые коэффициентом η_θ , обычно не превышают нескольких процентов. Характерные значения цены иона зависят от типа разряда в ГРК и мощности двигателя. Так, при работе на ксеноне у двигателей мощностью до 1 кВт с разрядом постоянного тока и СВЧ-разрядом цена иона находится в диапазоне 200–300 Вт/А. При мощности свыше 5 кВт у двигателей этих типов цена иона составляет 120–200 Вт. У двигателей с ионизацией в ВЧ-разряде цена иона несколько выше. Коэффициент использования рабочего тела у ИД малой мощности составляет около 0.75–0.85, при средней и высокой мощности величина η_m может достигать до 0.90–0.95. У мощных ионных двигателей, когда значения η_m и η_θ приближаются к единице, КПД определяется, главным образом, энергией ионов, т.е. по сути, удельным импульсом тяги.

Энергия ионов на выходе из двигателя с точностью до нескольких десятков электронвольт численно равна потенциалу эмиссионного электрода

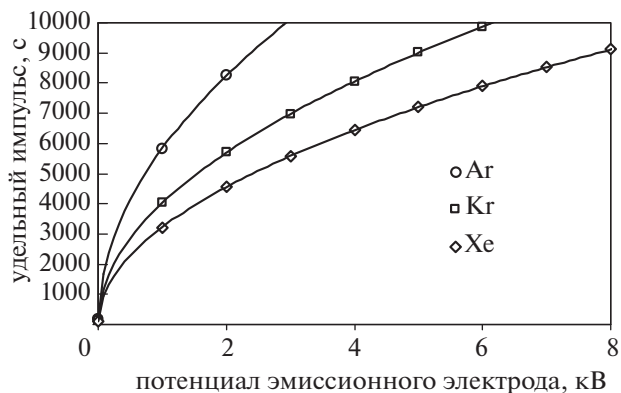


Рис. 15. Зависимость удельного импульса от потенциала эмиссионного электрода.

V_s , поэтому удельный импульс ИД можно приближенно записать в виде

$$I_{sp} \approx \frac{\eta_m \eta_\theta}{g} \sqrt{\frac{2eV_s}{M}}$$

При характерных для современных ИД значениях $\eta_m = 0.87$ и $\eta_\theta = 0.95$ для различных инертных газов эта зависимость имеет вид, показанный на рис. 15. Можно отметить, что величину удельного импульса на уровне 4000–5000 с при использовании ксенона можно получить в ИД при сравнительно невысоком потенциале эмиссионного электрода порядка 1.5–2.5 кВ.

Массогабаритные характеристики ИД зависят от комплекса факторов, наиболее важными из которых являются требуемые значения удельного импульса, мощности и ресурса, а также стойкость материала электродов ионно-оптической системы к ионному распылению. При выбранной энергии ионов и заданной мощности двигателя определяется максимальная плотность тока, которую можно извлечь из газоразрядной камеры. Эта величина ограничена, во-первых, минимальным зазором между сетками эмиссионного и ускоряющего электродов, при котором не возникают высоковольтные пробои, и, во-вторых, ресурсом двигателя.

Средняя плотность ионного тока определяется законом “трёх вторых”, который для традиционной конфигурации ИОС можно представить в виде

$$j_b \approx 5.6 \times 10^{-10} \frac{E^2}{\sqrt{V_a}},$$

где j_b — средняя по миделю ИОС плотность тока, V_a — ускоряющая разность потенциалов, E — напряженность электрического поля в зазоре (все величины заданы в системе СИ). Максимальная

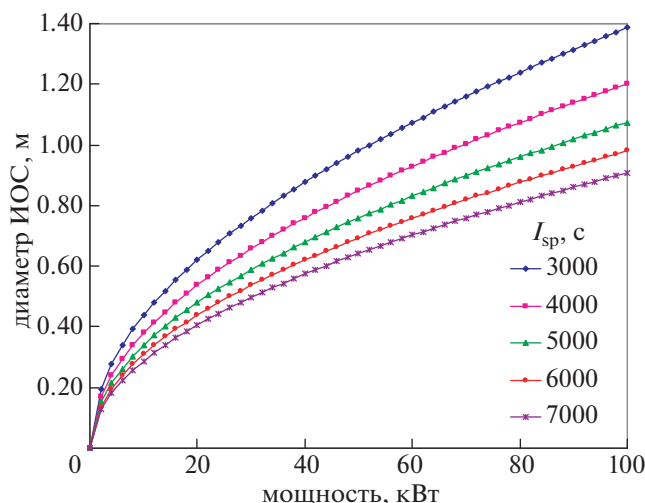


Рис. 16. Зависимость минимального диаметра ИОС от мощности и удельного импульса ИД.

допустимая напряженность поля в ускоряющем зазоре зависит от многих параметров, таких, как материал электродов, количество и мощность произошедших пробоев [33]. После высоковольтной тренировки пороговая напряженность электрического поля для электродов из углерод-углеродных композитов и пиролитического графита составляет 3.5–4.0 кВ/мм. Для надежной работы ИОС максимальную напряженность обычно ограничивают величиной порядка 2.0–2.5 кВ/мм. Если для оценок использовать предельное значение напряженности $E = 2 \times 10^6$ В/мм, то, исходя из предельной плотности ионного тока, зависимость диаметра ИОС от мощности струи имеет вид

$$D \approx 0.25 \sqrt{\frac{N_b}{I_{sp}}}$$

Эта зависимость показана на рис. 16.

Приведенные соотношения являются оценкой сверху, так как существует сильная зависимость ресурса ИОС от плотности тока пучка. Основным фактором, ограничивающим ресурс ИОС, является ионное распыление ускоряющего электрода вторичными ионами, образующимися в области ускорения и нейтрализации ионного пучка. Оценки дают следующую зависимость ресурса от плотности тока и свойств материала, из которого изготовлен ускоряющий электрод:

$$T \approx \frac{\rho_a}{j^2 Y M_a},$$

где j – плотность ионного тока; Y – коэффициент объемного распыления материала, из которого сделан ускоряющий электрод; M_a и ρ_a – атомная масса и плотность материала электрода. Если

принять в качестве базовой точки параметры ионно-оптической системы двигателя NSTAR [155], прошедшего 30000 часовые ресурсные испытания, можно получить оценку зависимости диаметра ИОС с графитовыми электродами от ресурса в виде

$$D \geq \begin{cases} 0.25 \sqrt{N_b / I_{sp}}, & \text{если } T < 60000, \\ 0.016 T^{1/4} \sqrt{N_b / I_{sp}}, & \text{если } T > 60000, \end{cases}$$

где диаметр D выражен в м, мощность N в Вт, ресурс T в ч. Если требуемый ресурс не превышает 60 тысяч часов, минимальный диаметр графитовой ИОС определяется условием обеспечения стойкости к высоковольтным пробоям. При необходимости обеспечения более длительного функционирования необходимо снижать среднюю плотность тока пучка.

В процессе выработки ресурса происходит увеличение апертур сеток, что приводит к росту их газодинамической прозрачности, снижению коэффициента использования рабочего тела и соответствующему падению удельного импульса и КПД двигателя. Поэтому, если условием выработки ресурса является выход параметров эффективности за пределы, определенные техническим заданием, необходимо выполнять оценку скорости их снижения по мере роста апертур. Оценки, выполненные в АО ГИЦ “Центр Келдыша”, показали, что зависимость коэффициента использования рабочего тела от газодинамической прозрачности ИОС (τ_n) определяется соотношением

$$\eta = \frac{1}{1 + (1 - p)\tau_n / (\beta p)},$$

где p – вероятность того, что атом рабочего тела будет ионизован в ГРК за время между двумя его сближениями с поверхностью ИОС; β – вероятность того, что ион, образовавшийся в ГРК, попадет в пучок, а не будет нейтрализован при соударении со стенкой. Отношение $(1 - p)/\beta p$ зависит от эффективности ионизации рабочего тела в ГРК и не связано с параметрами ИОС. На рис. 17 приведены результаты зависимости коэффициента газовой эффективности от газодинамической прозрачности ИОС при различных значениях коэффициента $(1 - p)/\beta p$. Расчет этого коэффициента представляет собой сложную задачу и может быть выполнен только путем численного моделирования газового разряда в ГРК. Однако этот коэффициент может быть рассчитан на основе экспериментальных результатов испытаний двигателя. В этом случае графики, приведенные на рис. 17 позволяют прогнозировать динамику снижения коэффициента использования рабочего тела в результате эрозии электродов по вычисленной скорости увеличения газодинамической прозрачности ИОС.

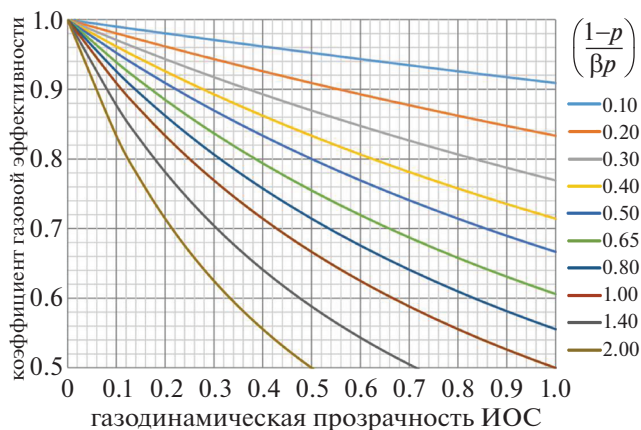


Рис. 17. Коэффициент газовой эффективности как функция газодинамической прозрачности ИОС.

4.4. Проблематика подтверждения ресурсных характеристик ИД

Как отмечалось выше, наиболее критичным элементом ИОС и двигателя в целом с точки зрения обеспечения длительного ресурса является ускоряющий электрод, а основным ограничивающим ресурс процессом – его распыление. Можно выделить два основных проявления эрозии ускоряющего электрода – увеличение диаметра апертур и образование углублений на поверхности, обращенной к пучковой плазме.

Увеличение диаметра апертур ускоряющего электрода (апертурная эрозия) происходит в результате его бомбардировки вторичными ионами, образовавшимися в зоне ускорения. Это приводит к снижению абсолютного значения потенциала на оси апертуры. Начиная с некоторого значения потенциала, он становится недостаточным для удержания электронов пучковой плазмы, и они начинают попадать в ГРК, снижая КПД двигателя и разогревая ГРК. Наиболее сильно апертурная эрозия проявляется в областях ИОС с более высокой плотностью ионного тока. После достижения критического размера апертур, когда при номинальной мощности возникает поток электронов в ГРК, двигатель способен нормально функционировать только на режимах с пониженной мощностью.

Образование углублений на поверхности ускоряющего электрода, обращенной в сторону пучковой плазмы (поверхностная эрозия), происходит, главным образом, в результате бомбардировки ионами из пучковой плазмы. Поверхностная эрозия не влияет на работоспособность двигателя до момента образования сквозных отверстий в ускоряющем электроде. После образования сквозных отверстий может произойти отделение от электрода металлического осколка, который может попасть в межэлектродный зазор и за-

мкнуть его. Кроме этого, при образовании в электроде достаточно больших сквозных отверстий может произойти его механическое разрушение.

Проблемы, с которыми сталкиваются разработчики ИД, в настоящее время в значительной степени связаны с организацией длительных ресурсных испытаний и подтверждением соответствия результатов наземных испытаний параметров, которые могут быть получены при эксплуатации двигателя в космосе. На основании анализа длительных испытаний зарубежных ИД можно заключить, что в большинстве случаев наиболее критичной для работоспособности двигателя является апертурная эрозия. Тем не менее поверхностную эрозию также необходимо учитывать, особенно применительно к наземной отработке двигателя, так как скорость образования вторичных ионов зависит от давления нейтрального газа. Испытания двигателя при повышенном давлении сопровождаются повышенной эрозией ускоряющего электрода. С другой стороны, наличие вблизи двигателя стенок вакуумной камеры приводит к обратному эффекту из-за обратного потока атомов распыленного вещества. Например, численное моделирование, воспроизводящее ресурсные испытания двигателя NEXT, показало, что скорость эрозии ускоряющего электрода при работе в вакуумной камере примерно на 30% меньше, чем при работе в космосе в отсутствие близко расположенных стенок, из-за осаждения на электрод материала мишени, распыленного ионным пучком [156]. Этот эффект, если его не учитывать, может ложно завысить оценку ресурса двигателя и создать значительный риск для реализации космической миссии.

Другой проблемой, как и для ХД, является подтверждение надежности. Причины различных произошедших отказов изучены еще не до конца [157], а вероятность их возникновения трудно исследовать, не проводя крайне длительные и дорогостоящие испытания.

Проведение прямых ресурсных испытаний является в настоящее время общепринятой практикой при разработке ИД. Также в качестве дополнительного или самостоятельного способа прогноза ресурса ИОС используется компьютерное моделирование эрозии ускоряющего электрода. Практически у всех разработчиков ИД существуют собственные программы для проведения подобных расчетов. Методика укороченных испытаний ИД может быть построена на комбинации эрозионных испытаний и компьютерного моделирования узла ионно-оптической системы. При моделировании ИОС решаются следующие основные задачи: расчет распределения потенциала, формы и положения плазменной границы и траекторий первичных ионов; моделирование потока нейтральных атомов; моделирование

столкновений ионов с атомами рабочего тела; расчет потоков рассеянных и вторичных ионов; расчет скорости ионного распыления электродов. В настоящее время компьютерное моделирование ИОС позволяет с хорошей точностью предсказывать как режимы работы узла ИОС, так и скорость распыления ускоряющего электрода. Основной проблемой при прогнозировании эрозии является неопределенность величины потока вторичных ионов из пучковой плазмы. Эта величина зависит от многих факторов, таких как геометрия и режим работы ИОС, газовая эффективность двигателя, давление в вакуумной камере, и не может быть определена при моделировании процессов только в узле ИОС. Вместе с тем она оказывает определяющее влияние на скорость поверхностной эрозии и может оказывать некоторое влияние на скорость апертурной эрозии. Поэтому для точного прогноза эрозии ускоряющего электрода необходимо произвести “калибровку” расчетной модели по реальному распределению потока вторичных ионов из пучковой плазмы. Одним из возможных способов “калибровки” может являться проведение испытаний с применением диагностических многослойных контрастных покрытий тыльной стороны ускоряющего электрода [158].

4.5. Перспективные задачи разработки ионных двигателей

Подводя итог, можно выделить следующие основные направления исследований и перспективные задачи разработки ионных двигателей.

В части моделирования ГРК ИД с разрядом постоянного тока проблематика моделирования созвучна проблематике ХД, включая аномальный дрейф электронов и пристеночные процессы. Другой проблемой моделирования ГРК с несамостоятельным разрядом постоянного тока, общей для всех типов магнитной системы, является воспроизведение работы катода. В современных ИД используются полые катоды с прокачкой рабочего тела вдоль поверхности электронного эмиттера. Описание плазменных процессов в этих катодах представляет собой отдельную нетривиальную задачу, и исследования в этом направлении нельзя считать завершенными.

В ионных двигателях малой мощности остается актуальной проблема разработки компактных полых катодов, служащих для компенсации заряда, уносимого ускоренными ионами. Перспективным направлением современных исследований является концепция безкатодных ионных двигателей [159]. В отличие от традиционных ИД, в этой схеме вместо постоянного напряжения на эмиссионный электрод подается высокочастотное напряжение. Это позволяет получить непрерывный ионный пучок, нейтрализуемый электронами,

которые покидают двигатель за короткие промежутки времени радиочастотного цикла. Отсутствие катода-нейтрализатора открывает широкие возможности для миниатюризации, так как высокочастотная мощность может быть использована как для генерации, так и для ускорения ионов, что позволит интегрировать систему питания и управления в едином компактном модуле.

Качество моделирования и уровень разработок ионно-оптических систем в настоящее время находятся на очень высоком уровне благодаря тому, что в этом узле нет плазмы. Для моделирования ускорения и фокусировки униполярного ионного потока существуют хорошо отлаженные алгоритмы, и расчет ИОС в двумерном и трехмерном приближениях представляет собой рутинную инженерную задачу. Наиболее актуальной задачей при разработке ИОС в настоящее время является экспериментальное подтверждение заданных ресурсных характеристик, так как условия испытаний в лабораторных вакуумных установках и условия работы в космосе имеют существенные различия. В наземных установках остаточное давление газа на несколько порядков выше, чем в космосе. Кроме того, на параметры плазменного окружения работающего двигателя оказывают влияние близко расположенные стенки вакуумной камеры, с которых идет поток распыленного вещества. Присутствие заземленных металлических стенок приводит также к изменению пространственного распределения потенциала пучковой плазмы, концентрации и температуры электронов. В результате изменяется характер процессов рассеяния, и резонансной перезарядки ионов, что приводит к искажению картины эрозии электродов и ставит под вопрос достоверность результатов ресурсных испытаний, причем общепризнанных методик оценки данного влияния в настоящее время не существует. Актуальным направлением современных исследований является создание численных моделей плазменной струи ЭРД с учетом различия граничных условий в вакуумной установке и в космосе, а также верификация моделей в реальных космических условиях.

5. ВЫВОДЫ

Доминирующими типами ЭРД в мировой практике на данный момент являются холловские и ионные двигатели. В последние годы стали использоваться двигатели электроструйного типа (ФЕЕР и коллоидные двигатели) применительно к космическим аппаратам микро- и наноклассов.

Одной из основных проблематик применительно как к холловским, так и к ионным двигателям является вопрос создания расчетного инструмента, который позволил бы в процессе модели-

рования динамики плазмы получать выходные характеристики двигателя при заданных входных параметрах и геометрии изделия, не прибегая к длительным дорогостоящим испытаниям. Безусловно, было бы возможно решить эту задачу при помощи трехмерного численного моделирования полноразмерных двигателей с использованием кинетических подходов, однако, современные вычислительные мощности не позволяют этого сделать. Наиболее перспективным представляется дальнейшее развитие и усовершенствование менее требовательных к вычислительным ресурсам гидродинамических, или гибридных подходов в упрощенной, например, двухмерной постановке, дополненных приближенным учетом явлений, которые при данных подходах не могут быть смоделированы явно. К таким явлениям можно отнести аномальную проводимость, диффузию электронов поперек магнитного поля и взаимодействие плазмы с поверхностью. Разработка подходов к описанию подобных явлений в виде, пригодном для встраивания в расчетные инструменты, является одной из принципиальных задач физики плазмы в области ЭРД.

Помимо вопросов, касающихся динамики плазмы внутри разрядной камеры двигателей, необходимо отметить вопрос изучения взаимодействия плазменного пучка, покинувшего двигатель, и вакуумной камеры. Остаточная атмосфера в камере и продукты распыления стенок оказывают заметное влияние как на эрозию конструктивных элементов двигателя, так и на сам процесс горения разряда. Нейтрализация пучка происходит, как правило, на стенках вакуумной камеры, которая при этом является неотъемлемой частью электрического контура двигателя и искажает распределение электрического потенциала в объеме вокруг двигателя. Изучение вопроса взаимодействия вакуумной камеры и плазмы двигателя является крайне важным в контексте оценки адекватности наземных испытаний натурным условиям эксплуатации.

В силу отсутствия надежных расчетных инструментов современное проектирование ведется в основном на базе оценок, получаемых при помощи полуэмпирических методик. Некоторые из них, например, методика расчета ионно-оптической системы ионных двигателей, хорошо отработаны и проектирование при их помощи представляет собой сугубо инженерную задачу. Другие, такие как методика масштабирования ХД, или методика оценки ресурса, обладают меньшей предсказательной способностью, а их доработка является перспективным предметом будущих исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Khrabrov V.A.* // Proc. 30th Int. Electric Propulsion Conf., Florence, Italy, 2007, IEPC-2007-109.
2. *Морозов А.И.* Физические основы космических электрореактивных двигателей. М.: Атомиздат, 1978.
3. *Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П.* Плазменные ускорители. М.: Машиностроение, 1984.
4. *Gorshkov O.A., Shutov V.N., Kozubsky K.N., Ostrovsky V.G., Obukhov V.A.* // Proc. 30th Int. Electric Propulsion Conf., Florence, 2007, IEPC-2007-136.
5. *Lev D.R., Emsellem G.D., Hallock A.K.* The Rise of the Electric Age for Satellite Propulsion. New Space. 2017.
6. *Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П., Трифонов Ю.В., Ходненко В.П., Ким В., Попов Г.А., Обухов В.А.* // Физика плазмы. 2003. Т. 29. С. 277.
7. *Lev D., Myers R.M., Lemmer K.M., Kolbeck J., Koizumi H., Polzin K.* // Acta Astronautica. 2019. V. 159. P. 213.
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.058>
8. *Бетанов В.В., Волков С.А., Данилин Н.С., Потюпкин А.Ю., Селиванов А.С., Тимофеев Ю.А.* // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2019. Т. 6. С. 57.
9. <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database> (доступ 03.03.2022).
10. *Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А.* Холловские и ионные двигатели для космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2008.
11. State-of-the-Art Small Spacecraft Technology. Small Spacecraft Systems Virtual Institute. NASA.TP-20210021263.
12. <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa> (доступ 03.03.2022).
13. *Smith R.D., Aadland R.S., Robert C.R., Lichtin D.A.* // Proc. 25th Int. Electric Propulsion Conf., Cleveland, 1997, IEPC-1997-082.
14. *Коротеев А.С., Уткин Ю.А.* // Полет. 2002. № 3. С. 2.
15. *Herdrich G., Bauder U., Boxberger A., Eichhorn C., Lau M., Pfeiffer M., Stindl T., Syring C., Wollenhaupt B., Roser H., Fasoulas S., Petkow D., Schonherr T., Komurasaki K.* // Proc. 32nd Int. Electric Propulsion Conf., Wiesbaden, 2011, IEPC-2011-134.
16. *Коротеев А.С., Ошев Ю.А., Попов С.А., Каревский А.В., Солодухин А.Е., Захаренков Л.Э., Семенкин А.В.* // Известия РАН. Энергетика. 2015. № 5. С. 45.
17. *Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Хрусталева М.М., Яковлев В.Н.* // Вестник ФГУП "НПО им. С.А. Лавочкина". 2011. № 5. С. 30.
18. *LeDuc J., Bromaghin D., Petersen T., Pencil E., Arrington L., Hoskins W., Meckel N., Cassady R.* // Aerospace Research Central. 2012.
<https://doi.org/10.2514/6.1997-2779>
19. *Killinger R., Gray H., Kukies R., Surauer M., Saccoccia G., Tomasetto A., Dunster R.* // Proc. 28th Int. Electric Propulsion Conf., Toulouse, 2003, IEPC-2003-096.
20. *Kuninaka H.* // Proc. 32nd Int. Electric Propulsion Conf., Wiesbaden, 2011, IEPC-2011-328.

21. *Nishiyama K., Nosoda S., Ueno K., Tsukizaki R., Kuninaka H.* // Proc. 34th Int. Electric Propulsion Conf., Kobe, 2015, IEPC-2015-333.
22. *Garner C.E., Rayman M.D.* // Proc. 34th Int. Electric Propulsion Conf., Kobe, 2015, IEPC-2015-88.
23. *Steiger C., Montagnon E., Budnik F., Manganelli S., Altay A., Striedier F., Gray H.L., Bolter J., Wallace N., Sutherland O.* // Proc. 36th Int. Electric Propulsion Conf., 2019, Vienna, IEPC-2019-305.
24. *Kantsiper B.* // IEEE Aerospace Conference, USA, 2017.
<https://doi.org/10/1109/AERO.2017.7943736>
25. *Ловцов А.С., Селиванов М.Ю., Томили Д.А., Шагайда А.А., Шапков А.С.* // Известия РАН. Энергетика. 2020. № 2. С. 3.
26. *Tighe W.G., Chien K.-R., Solis Z., Spears R.* // Proc. 32nd Int. Electric Propulsion Conf., 2009, Ann Arbor, IEPC-2009-161.
27. *Blott R., Wallace N., Simpson H., Hutchins M.* // Proc. Int. Astronautical Congress, 2006, Valencia, IAC-06-C4.4.05.
28. *Killinger R., Bassner H., Kukies R., Leiter H.* // Proc. 27th Int. Electric Propulsion Conf., 2001, Pasadena, IEPC-2001-082.
29. *Kuninaka H., Nishiyama K., Shimizu Y., Toki K.* // Proc. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2004, Illinois, AIAA-2004-3438.
30. *Sengupta A., Brophy J.R., Goodfellow K.D.* // Proc. 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2003, Huntsville, AIAA-2003-4558.
31. *Shastry R., Herman D.A., Soulas G.C., Patterson M.J.* // Proc. 33rd Int. Electric Propulsion Conf., 2013, Washington D.C., IEPC-2013-121.
32. Сайт компании ENPULSION: www.enpulsion.com (доступ 04.03.2022).
33. *Goebel D.M., Katz I.* Fundamentals of Electric Propulsion. Ion and Hall Thrusters. JPL Space Science and Technology Ser., 2008.
34. Сайт компании Busec: www.busec.com/bht200 (доступ 04.03.2022).
35. *Levchenko I., Xu S., Mazouffre S., Lev D., Pedrini D., Goebel D., Garrigues L., Taccogna F., Bazaka K.* // Phys. Plasmas. 2020. V. 27. P. 020601.
<https://doi.org/10.1063/1.5109141>
36. *Vorontsov V.V., Kostin A.N., Lovtsov A.S., Volkov D.V., Ermoshkin Y.M., Yakimov E.N., Gorshkov O.A., Ostapushchenko A.A., Udalov D.V., Arkhipov Y.S., Buldashhev S.A.* // Procedia Engineering. 2017. V. 185. P. 319.
37. *Mitrofanova O., Saevets P., Gnizdor R., Pridannikov S., Zhasan V., Koryakin A.* // Proc. Space Propulsion Conf., 2008, Seville, SP2018-448.
38. *De Grys K., Mathers A., Welander B., Khayms V.* // Proc. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010, Nashville, AIAA-2010-6698.
39. *Lovtsov A.S., Tomilin D.A., Muravlev V.A.* // Proc. Int. Astronautical Congress, 2017, Adelaide, IAC-17.C4.4.4.
40. http://www.safran-aircraft-engines.com/file/download/fiche_pps1350-g_ang_2011.pdf.
41. *Mathers A., De Grys K. H., Paisley J.* // 31st Internat. Electric Propulsion Conf., IEPC-2009-144, Ann Arbor, MI, Sept. 20–24, 2009.
42. *Glogowski M.J., Anderson J.D., Herbert G.A., Kodys A.D., Llorens W.A.* // Proc. 36th Int. Electric Propulsion Conf., 2019, Vienna, IEPC-2019-753.
43. *Cassady R.J., Kokan T., Joyner-II C., Horton J., Jackson J.* // Proc. 36th Int. Electric Propulsion Conf., 2019, Vienna, IEPC-2019-711.
44. *Копомеев А.С.* // Вестник РАН. 2021. Т. 91. С. 1041.
45. *Jackson J., Allen M., Myers R., Soendker E., Welander B., Tolentino A., Hablitzel S., Yeatts C., Xu S., Sheehan C., Cardin J., Snyder J.S., Hofer R.R., Tofil T., Herman D.* // Proc. 35th Int. Electric Propulsion Conf., 2017, Atlanta, IEPC-2017-223.
46. *Randolph T.M., Polk J.E.* // Proc. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit, 2004, Fort Lauderdale, AIAA 2004-3450.
47. *Koroteev A.S., Lovtsov A.S., Muravlev V.A., Selivanov M.Y., Shagayda A.A.* // European Phys. J. D. 2017. V. 71. P. 120.
<https://doi.org/10.1140/epjd/e2017-70644-6>
48. *Shark S.W.H., Hall S.J., Jorns B.A., Hofer R.R., Goebel D.M.* // AIAA Propulsion and Energy Forum. 2019. Indianapolis.
<https://doi.org/10.2514/6.2019-3809>
49. *Longmier B.W., Squire J.P., Cassady L.D., Ballenger M.G., Carter M.D., Olsen C., Ilin A.V., Glover T.W., McCaskill G.E., Chang Díaz F.R., Bering E.A., Del Valle J.* // Proc. 32nd Int. Electric Propulsion Conf., 2011, Wiesbaden, IEPC-2011-156.
50. *Duchemin O.B., Rabin J., Balika L., Diome M., Vuglec D., Cavelan X., Leroi V.* // Joint Propulsion Conf. 2018.
<https://doi.org/10.2514/6.2018-4420>
51. *Piragino A., Leporini A., Giannetti V., Pedrini D., Rosso-divita A., Andreussi T., Andrenucci M.* // IEPC-2017-381, 35th Internat. Electric Propulsion Conf., Atlanta, USA, October 8–12, 2017.
52. *Manzella D., Jankovsky R., Hofer R.* // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit 07–10 July 2002 Indianapolis, Indiana,
<https://doi.org/10.2514/6.2002-3676>.
53. *Barral S., Makowski K., Peradzynski Z., Gascon N., Dudeck M.* // Phys. Plasmas. 2003. V. 10. P. 4137.
<https://doi.org/10.1063/1.1611881>
54. *Hara K., Boyd I.D., Kolobov V.I.* // Phys. Plasmas. 2012. V. 19. P. 113508.
<https://doi.org/10.1063/1.4768430>
55. *Shashkov A., Lovtsov A., Tomilin D.* // Phys. Plasmas. 2017. V. 24. P. 043501.
56. *Keidar M., Boyd I.D., Beilis I.I.* // Phys. Plasmas. 2001. V. 8. P. 5315.
<https://doi.org/10.1063/1.1421370>
57. *Ahedo E.* // Phys. Plasmas. 2002. V. 9. P. 4340.
<https://doi.org/10.1063/1.1503798>
58. *Lafleur T., Baalrud S.D., Chabert P.* // Phys. Plasmas. 2016. V. 23. P. 053502.
<https://doi.org/10.1063/1.4948495>

59. Katz I., Chaplin H., Lopez Ortega A. // Phys. Plasmas. 2018. V. 25. P. 123504.
https://doi.org/10.1063/1.50540 09
60. Parra F.I., Ahedo E., Fife J.M., Martínez-Sánchez M. // J. Appl. Phys. 2006. V. 100. P. 023304.
https://doi.org/10.1063/1.22191 65
61. Andreussi T., Giannetti V., Leporini A., Saravia M.M., Andrenucci M. // Plasma Phys. Control. Fusion. 2018. V. 60. P.014015.
https://doi.org/10.1088/1361-6587/aa8c4d
62. Szabo J., Warner N., Martinez-Sanchez M., Bati-shchev O. // J. Propulsion Power. 2014. V. 30. P. 197.
https://doi.org/10.2514/1.B3477 4
63. Janhunen S., Smolyakov A., Sydorenko D., Jimenez M., Kaganovich I., Raites Y. // Phys. Plasmas. 2018. V. 25. P. 082308.
https://doi.org/10.1063/1.50338 96
64. Taccogna F., Minelli P., Asadi Z., Bogopolsky G. // Plasma Sources Sci. Technol. 2019. V. 28. P. 064002.
https://doi.org/10.1088/1361-6595/ab08af
65. Minelli P., Taccogna F. // IEEE Trans. Plasma Sci. 2018. V. 46. P. 219.
https://doi.org/10.1109/TPS.2017.2766182
66. Hara K., Hanquist K. // Plasma Sources Sci. Technol. 2018. V. 27. P. 065004.
https://doi.org/10.1088/1361-6595/aac6b9
67. Taccogna F., Garrigues L. // Rev. Modern Plasma Phys. 2019. V. 3. P. 12
68. Cheng C.Z., Knorr G. // J. Computational Phys. 1976. V. 22. P. 330.
https://doi.org/10.1016/0021-9991(76)90053-x
69. Tavassoli A., Smolyakov A., Shoucri M., Spiteri R.J. // Phys. Plasmas. 2022. V. 29. P. 030701.
https://doi.org/10.1063/5.0083081
70. Бэдсел Ч., Ленгтон А. Физика плазмы и численное моделирование: Пер. с англ. М.: Энергоатомиздат, 1989. 452 с.
71. Yuan T., Ren J., Zhou J., Zhang Z., Wang Y., and Tang H. // AIP Advances. 2020. V. 10. P. 045115.
https://doi.org/10.1063/1.5113561
72. Mikellides I.G., Katz I. // Phys. Rev. E. 2012. V. 86. P. 046703.
https://doi.org/10.1103/PhysRevE.86.046703
73. Boccelli S., Giroux F., Magin T.E., Groth C.P.T., McDonald J.G. // Phys. Plasmas. 2020. V. 27. P. 123506.
https://doi.org/10.1063/5.0025651
74. Boccelli S., Charoy T., Alvarez Laguna A., Chabert P., Bourdon A., Magin T.E. // Phys. Plasmas. 2020. V. 27. P. 073506.
https://doi.org/10.1063/5.0006258
75. Морозов А.И. // ПМТФ. 1968. № 3. С.19.
76. Морозов А.И., Савельев В.В. // Физ. плазмы. 2007. Т. 33. С. 24.
77. Морозов А.И., Савельев В.В. // Физ. плазмы. 2001. Т. 27. С. 607.
78. Бугрова А.И., Морозов А.И., Харчевников В.К. // Физ. плазмы. 1992. Т. 18. С. 1469.
79. Tomilin D.A. // Phys. Plasmas. 2013. V. 20. P. 042103.
80. Nikitin V., Tomilin D., Lovtsov A., Tarasov A. // European Phys. Lett. 2017. V. 117. P. 45001.
81. Marusov N.A., Sorokina E.A., Lakhin V.P., Ilgisonis V.I., Smolyakov A.I. // Plasma Sources Sci. Technol. 2019. V. 28. P. 015002.
https://doi.org/10.1088/1361-6595/aae23d
82. Bohm D. The Characteristics of Electrical Discharge in Magnetic Fields / Eds. Walkering R., Guthrie A. N.-Y.: McGraw-Hill, 1949. P. 1.
83. Koo J.W., Boyd I.D. // Phys. Plasmas 2006. V. 13. P. 033501.
84. Para F.I., Ahedo E., Fife J.M., Martinez-Sanchez M. // J. Appl. Phys. 2006. V. 100. P. 023304.
85. Barral S., Ahedo E. // Phys. Rev. E. 2009. V. 79. P. 046401.
86. Shashkov A., Lovtsov A., Tomilin D. // Eur. Phys. J. D. 2019. V. 73. P. 173.
87. Есипчук Ю.В., Морозов А.И., Тилинин Г.Н., Трофимов А.В. // ЖТФ. 1973. Т. 43. С. 1466.
88. Linnell J.A., Gallimore A.D. // Proc. 31st Int. Electric Propulsion Conf., 2009, Ann Arbor, IEPC-2009-105.
89. Durot C.J., Jorns B.A., Dale E.T., Gallimore A.D. // Proc. 35th Int. Electric Propulsion Conf., 2017, Atlanta, IEPC-2017-029.
90. Coche P., Garrigues L. // Phys. Plasmas. 2014. V. 21. P. 02350.
91. Lafleur T., Baalrud S.D., Chabert P. // Plasma Sources Sci. Technol. 2017. V. 26. P. 024008.
92. Charoy T., Boeuf J.P., Bourdon A., Carlsson J.A., Chabert P., Cuenot B., Eremine D., Garrigues L., Hara K., Kaganovich I.D., Powis A.T., Smolyakov A., Sydorenko D., Tavant A., Vermorel O., Villafana W. // Plasma Sources Sci. Technol. 2019. V. 28. P.105010.
93. Capelli M.A., Young C.V., Cha E., Fernandez E. // Phys. Plasmas. 2015. V. 22. P. 114505.
94. Lafleur T., Baalrud S.D., Chabert P. // Phys. Plasmas. 2016. V. 23. P. 053503.
95. Sharfe M.K., Thomas C.A., Sharfe D.B., Gaskon N., Cappelli A., Fernandez E. // IEEE Trans. Plasma Sci. 2007. V. 36. P. 1.
96. Reza M., Faraji F., Andreussi T., Andrenucci M. // Proc. 35th Int. Electric Propulsion Conf., 2017, Atlanta, IEPC-2017-367.
97. Abashkin V.V., Belikov M.B., Gorshkov O.A., Lovtsov A.S., Khrapach I.N. // Progress Propulsion Phys. 2011. V. 2. P. 617.
98. Raites Y., Ashkenazy J., Appelbaum G., Gualman M. // Proc. 25th Int. Electric Propulsion Conf., 1997, Cleveland, IEPC 1997-056.
99. Gascon N., Dudeck M., Barral S. // Phys. Plasmas. 2003. V. 10. P. 4123.
100. Raites Y., Smirnov A., Staack D., Fisch N.J. // Phys. Plasmas. 2006. V. 13. P. 014502.
https://doi.org/10.1063/1.2162809
101. Raites Y., Staack D., Dunaevsky A., Fisch N.J. // J. Appl. Phys. 2006. V. 99. P. 036103.
https://doi.org/10.1063/1.2168023
102. Raites Y., Kaganovich I.D., Khrabrov A., Sydorenko D., Fisch N., Smolyakov A. // IEEE Transac. Plasma Sci. 2011. V. 39. P. 995.
103. Jolivet L., Roussel J.-F. // Proc. 3rd Int. Conf. on Spacecraft Propulsion. ESA Publication Division, 2000, Noordwijk, Netherlands.

104. *Kaganovich I.D., Raitses Y., Sydorenko D., Smolyakov A.* // Phys. Plasmas. 2007. V. 14. P. 57104.
105. *Sydorenko D., Smolyakov A., Kaganovich I., Raitses Y.* // Phys. Plas. 2006. V. 13. P. 014501.
<https://doi.org/10.1063/1.2158698>
106. *Campanell M., Wang H.* // Appl. Phys. Letters. 2013. V. 103. P. 104104.
107. *Brieda L., Keidar M.* // J. Appl. Phys. 2012. V. 111. P. 123302.
108. *Морозов А.И., Меликов И.В.* // ЖТФ. 1974. Т. 44. С. 544.
109. *Бугрова А.И., Масленников Н.А., Морозов А.И.* // ЖТФ. 1991. Т. 61. С. 45.
110. *Ahedo E., Gallardo J.* // Proc. 28th Int. Electric Propulsion Conf., 2003, Toulouse, IEPC-2003-104.
111. *Andrenucci M., Biagioni L., Marcuccio S., Paganucci F., Tobak M.* // Proc. 28th Int. Electric Propulsion Conf., 2003, Toulouse, IEPC-2003-259.
112. *Battista F., Marco E.A.D., Misuri T.* // Proc. 30th Int. Electric Propulsion Conf., 2007, Florence, IEPC-2007-313.
113. *Misuri T., Battista F., Barbieri C., Marco E.A.D., Andrenucci M.* // Proc. 30th Int. Electric Propulsion Conf., 2007, Florence, IEPC-2007-311.
114. *Kim V.* // J. Propulsion Power. 1998. V. 14. P. 736.
115. *Maslennikov N.A.* // Proc. 24th Int. Electric Propulsion Conf., 1995, Moscow, IEPC-1995-75.
116. *Shagayda A.A., Gorshkov O.A.* // J. Propulsion Power. 2013. V. 29. P. 466.
<https://doi.org/10.2514/1.B34650>
117. *Shagayda A.A.* // IEEE Transac. Plasma Sci. 2015. V. 43. P. 12.
<https://doi.org/10.1109/TPS.2014.2315851>
118. *Brown D.L., Larson C.W., Beal B.E., Gallimore A.D.* // J. Propulsion Power. 2009. V. 25. P. 1163.
119. *Горшков О.А., Шагайда А.А.* // Письма в ЖТФ. 2008. Т. 34. С. 37.
120. *Шагайда А.А., Горшков О.А., Томилин Д.А.* // ЖТФ. 2012. Т. 82. С. 42.
121. РД 50-690-98 Методические указания. Надежность в технике. Методы оценки показателей надежности по экспериментальным данным. Москва, 1990.
122. Вопросы исследования, разработки и внедрения электроракетных двигателей. Проблемы ускоренных испытаний ЭРД. Научно-технический сборник. Ракетно-космическая техника. 1991. Сер. IV. Вып. 3 (131).
123. *Приданников С.Ю.* Исследование характеристик стационарных плазменных двигателей при длительной работе. Дисс... кандидата технических наук. Калининград, 2003.
124. *Hoskins W.A., Cassady R.J., Myers R.M., Wilson F., King D.Q., de Grys K.* // Proc. 33th Int. Electric Propulsion Conf., 2013, Washington D.C., IEPC-2013-439.
125. *Абашкин В.В.* Экспериментальное исследование взаимодействия плазмы с керамиками. Дисс... кандидата физико-математических наук. Москва, 2009.
126. *Belikov M.B., Gorshkov O.A., Lovtsov A.S., Shagayda A.A.* // Proc. 30th Int. Electric Propulsion Conf., 2007, Florence, IEPC-2007-131.
127. *Kim V., Abgaryan A., Kozlov V., Skrylnikov A.* // Proc. 39th AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2003. AIAA Paper 2003-5003.
128. *Lovtsov A., Shagayda A., Gorshkov O.* // Proc. 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. & Exhibit, 2006, AIAA Paper 2006-4661.
129. *Ганкин В.И., Горшков О.А., Гришанов О.В., Ловцов А.С., Шутов В.Н.* // Вестник МАИ. 2010. Т. 17. С. 18.
130. *Shashkov A.S., Lovtsov A.S.* // Proc. 36th Int. Electric Propulsion Conf., 2019, Vienna, IEPC-2019-392.
131. *Tomilin D.A., Lovtsov A.S.* // Proc. 36th Int. Electric Propulsion Conf., 2019, Vienna, IEPC-2019-342.
132. *Wirz R., Katz I.A.* // Proc. 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2003, AIAA Paper 2003-5163.
<https://doi.org/10.2514/6.2003-5163>
133. *Wirz R., Katz I.A.* // Proc. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2004, AIAA Paper 2004-4167.
<https://doi.org/10.2514/6.2004-4107>
134. *Wirz R.* // Proc. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2005, AIAA Paper 2005-3887.
<https://doi.org/10.2514/6.2005-3887>
135. *Wirz R., Katz I.* // Proc. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2005, AIAA Paper 2005-3690.
<https://doi.org/10.2514/6.2005-3690>
136. *Wirz R.E.* Discharge Plasma Processes of Ring-Cusp Ion Thrusters. Dissertation (Ph.D.): California Institute of Technology.
<https://doi.org/10.7907/VKKE-PC20>
137. *Mahalingam S.* Particle Based Plasma Simulation for an Ion Engine Discharge Chamber. Dissertation (Ph.D.): Wright State University. 2007.
138. *Mahalingam S., Menart J.A.* // J. Propulsion Power. 2010. V. 26. P. 673.
<https://doi.org/10.2514/1.45954>
139. *Mahalingam S., Choi Y., Loverich J., Stoltz P., Bias B., Menart J.* // Proc. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2011, AIAA Paper 2011-6071.
<https://doi.org/10.2514/6.2011-6071>
140. *Lovtsov A.S., Kravchenko D.A.* // Procedia Engineering. 2017. V. 185. P. 326.
<https://doi.org/10.1016/j.proeng.2017.03.311>
141. *Kravchenko D.A., Shagayda A.A., Selivanov M.Y., Shashkov A.S., Tomilin D.A., Khmelevskoi I.A.* // J. Propulsion Power. 2022. V. 38. P. 1.
<https://doi.org/10.2514/1.b38405>
142. *Guo S.L., Jin X.L., Lei L., Zhang X.Y.* // Phys. Plasmas. 2021. V. 28 (1). P. 013501.
<https://doi.org/10.1063/5.0021621>
143. *Liu W., Cai G., Zhang J., Xia G., Wang W.* // J. Phys. D.: Appl. Phys. 2021. V. 54 (44). P. 445202.
<https://doi.org/10.1088/1361-6463/ac1a0c>

144. *Stueber T.* // Proc. 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2005, AIAA 2005-3688.
<https://doi.org/10.2514/6.2005-3688>.
145. *Lu C., Wan J., Cao Y., He X.* // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 2020.
<https://doi.org/10.1016/j.cma.2020.113345>
146. *Lu C., Xia G., Sun B., Han Y.* // Chinese J. Aeronautics. 2021. V. 34. P. 79.
<https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.10.026>
147. *Rosenberg D., Wehner G.K.* // J. Appl. Phys. 1962. V. 33. P. 1842.
148. *Williams J.D., Gardner M.M., Johnson M.L. and Wilbur P.J.* // Proc. Int. Electric Propulsion Conf., 2003, Toulouse, IEPC-03-130.
149. *Hedges D.E., Meserole J.S., Rorabaugh M.E.* // U.S. Patent. 1996. № 5, 551, 904.
150. *Williams J.D., Laufer D.M., Wilbur P.J.* // Proc. Int. Electric Propulsion Conf., 2003, Toulouse, IEPC-03-128.
151. *Muravlev V.A., Shagayda A.A.* // Proc. Int. Electric Propulsion Conf., 1999, Kitakyushu, IEPC-99-162.
152. *Shagayda A., Madeev S.* // Rev. Sci. Instrum. 2016. V. 87. P. 043301.
<https://doi.org/10.1063/1.4945565>
153. *Madeev S., Selivanov M., Shagayda A., Lovtsov A.* // Rev. Sci. Instrum. 2019. V. 90. P. 043302.
<https://doi.org/10.1063/1.5090590>
154. *Шагайда А.А.* Программа для ЭВМ. Свидетельство о регистрации № 2014610277 от 21.01.2014.
155. *Sengupta A., Brophy J., Anderson J., Garner C., Banks B., Groh K.* // Proc. 40th IAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2004, AIAA-2004-3608.
<https://doi.org/10.2514/6.2004-3608>.
156. *Herman D., Soulas G., Patterson M.* // Proc. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, 2009.
157. *Mikellides I.G., Katz I.* // J. Propulsion Power. 2008. V. 24. P. 855.
158. *Духопельников Д.В., Воробьев Е.В.* // Вестник МАИ. 2019. Т. 26. № 1. С. 152.
159. *Rafalskyi D., Aanesland A.A.* // Proc. 35th Int. Electric Propulsion Conf., 2017, Atlanta, IEPC-2017-330.