

УДК 923.554

А.Н. Петренко^{1,2}, С.Н. Кулагин², С.Толок², В.В. Сербин²,
Д. Вороновский², В. Маслов²

¹Днепровский национальный университет им. Олеся Гончара,
²Space Electric Thruster Systems (SETS)

ХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ ST-25 ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Наведено результати розробки та експериментальних випробувань Холловського двигуна ST-25, призначеного для використання на малих космічних апаратах. З метою зниження електричної потужності, що споживається, в магнітній системі двигуна використаний постійний магніт. В процесі відпрацювання двигуна його лабораторні випробування проводились з лабораторними прототипами джерел електроживлення. Заключні випробування були проведені з льотним прототипом джерела живлення розряду. Лабораторні випробування підтвердили правильність технічних рішень, які було закладено в конструкцію двигуна. Була відпрацьована методика запуску двигуна ST-25 при використанні накаливого катода та льотного прототипу джерела електроживлення розряду. Підтверджена можливість використання такого типу Холловських двигунів на космічних апаратах, бортова електрична потужність яких обмежена величиною 300 – 500 Вт.

Ключові слова: Холловський двигун, малі космічні апарати, магнітна система холловського двигуна, постійний магніт, лабораторні випробування холловського двигуна, льотний прототип джерела живлення розряду, параметри холловського двигуна.

Приведены результаты разработки и экспериментальных испытаний Холловского двигателя ST-25, предназначенного для применения на малых космических аппаратах. С целью снижения потребляемой электрической мощности в магнитной системе двигателя применен постоянный магнит. В процессе отработки двигателя его лабораторные испытания проводились с лабораторными прототипами источников электропитания. Заключительные испытания были проведены с летным прототипом источника электропитания разряда. Лабораторные испытания подтвердили правильность технических решений, заложенных в конструкцию двигателя. Была отработана методика запуска двигателя ST-25 при использовании накаливого катода и летного прототипа источника электропитания разряда. Подтверждена возможность применения такого типа Холловских двигателей на космических аппаратах, бортовая электрическая мощность которых ограничена величиной 300 – 500 Вт.

Ключевые слова: Холловский двигатель, малые космические аппараты, магнитная система холловского двигателя, постоянный магнит, лабораторные испытания холловского двигателя, летный прототип источника электропитания разряда, параметры холловского двигателя.

Results of development and experimental tests of Hall Thruster ST-25 are presented. This thruster is intended for application on small space vehicles. With the purpose of decrease

of input electric power in the magnetic system of thruster a permanent magnet is applied. In the process of the thruster development his laboratory tests were conducted with the laboratory prototypes of electric power supplies. Final tests were conducted with the flying prototype of discharge power supply. Laboratory tests have confirmed the rightness of the technical decisions stopped up in the construction of Thruster. Methodology of the thruster ST-25 start at the use of preheated cathode and flying prototype of the discharge power supply were improved. Possibility of application of such type of Hall Thrusters on space vehicles with the size of on-board electric power of that is limited to the size 300 - 500 W were confirmed.

Key words: Hall Thruster, small space vehicles, magnet system of Hall Thruster, permanent magnet, laboratory tests of the Hall Thruster, flying prototype of the discharge power supply, parameters of the Hall Thruster.

Постановка задачи. Электрические ракетные двигатели (ЭРД) широко используются на космических летательных аппаратах (КЛА) для решения задач ориентации и стабилизации, поддержания и изменения параметров орбиты, торможения КЛА после окончания выполнения миссии. Наиболее широко применяемыми ЭРД являются двигатели М-70 и СПД-100, разработанные ОКБ «Факел» (г. Калининград, Россия) [1]. Указанные двигатели имеют потребляемую мощность 660 – 1200 Вт и используются на космических аппаратах, имеющих на борту достаточную величину электрической мощности. В то же время, для современного этапа развития космической техники характерно значительное снижение массы космических аппаратов, в результате чего уровень электрической энергии на борту КЛА не превышает 400 – 500 Вт, а для электрических ракетных двигателей может быть выделено не более 200 – 300 Вт электрической мощности [2]. Отсюда вытекает задача разработки электрических ракетных двигателей с потребляемой мощностью не более 200 – 300 Вт. К сожалению, для электрических ракетных двигателей невозможно применить принцип масштабирования, поэтому разработка электрического ракетного двигателя для малых космического аппарата является самостоятельной научно-технической проблемой.

Решение поставленной задачи. Для решения задачи по созданию электрического ракетного двигателя для малых космических аппаратов был выбран один из разновидностей Холловского двигателя, а именно двигатель с диэлектрическим ускорительным каналом, в котором реализовано продольное электрическое и радиальное магнитное поля.

Особенностью конструкции двигателя ST-25 является то, что с целью снижения затрат электрической энергии на формирование радиального магнитного поля в ускорительном канале двигателя в области центрального магнитопровода использован постоянный магнит [3]. Магнит выполнен из материала SmCo, точка Кюри которого составляет 810 – 900°C, поэтому такой магнит можно использовать при рабочей температуре около 350°C. В качестве внешних электромагнитов используются 4 традиционных электромагнита, через которые пропускается стабильный ток от отдельного источника электропитания. Конструктивная схема двигателя ST-25 (без катода) представлена на рис. 1.

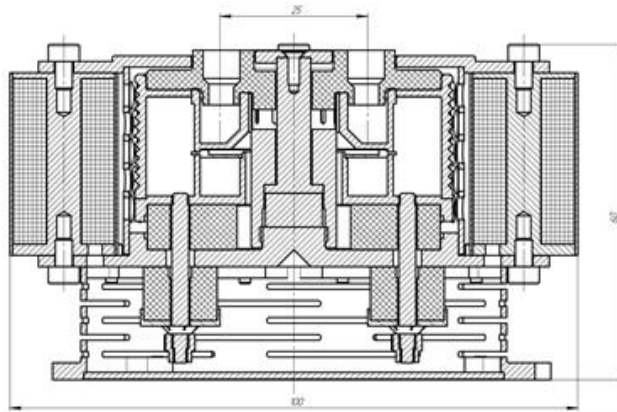


Рис. 1. Конструктивная схема Холловского двигателя ST-25 (без катода)

Двигатель состоит из кольцевой разрядной камеры и магнитной системы, создающей радиальное магнитное поле. Рабочее вещество (ксенон) подаётся в анод, расположенный в основании разрядной камеры. В разрядной камере формируется дуговой разряд между анодом и внешним полым катодом. Ионы, которые образуются в результате дугового разряда, ускоряются продольным электрическим полем. Поток ускоренных ионов на выходе ускорительного канала двигателя нейтрализуется электронами, поступающими из полого катода. Таким образом, за срезом двигателя формируется поток нейтральных атомов рабочего газа, который определяет величину тяги двигателя.

Для двигателя ST-25 был разработан полый катод, который обеспечивает поддержание дугового разряда в ускорительном канале ST-25 и нейтрализацию ионного пучка. Рабочий ток катода, при котором поддерживается авторежим его работы, составляет 0,5...1,0 А, величина расхода рабочего газа через катод лежит в диапазоне 0,08...0,12 мг/с.

Лабораторные испытания разработанного двигателя. Для подачи расхода рабочего газа в анодный блок и полый катод использовалась лабораторная система хранения и подачи рабочего газа, которая состоит из баллона с ксеноном, редуктора, манометра и устройства управления и измерения расхода (рис. 2). Необходимая величина расхода задавалась с помощью расходомеров F-201CV фирмы Bronkhorst.



Рис. 2. Лабораторная система хранения и подачи рабочего газа

Лабораторные испытания разработанного двигателя были проведены в два этапа. На первом этапе двигатель испытывался с лабораторными источниками электропитания: источником разряда, обеспечивающим стабилизацию напряжения разряда; источником тока электромагнита и источником поджига полого катода. Схема включения анодного блока и катода двигателя показана на рис. 3.

Результаты лабораторных испытаний при использовании лабораторных источников электропитания представлены на рис. 4–7. На графиках представлены зависимости тяги двигателя от напряжения разряда и мощности разряда при фиксированных значениях расхода; тяги двигателя от расхода рабочего вещества при фиксированных значениях напряжения разряда, а также величины удельного импульса от напряжения разряда.

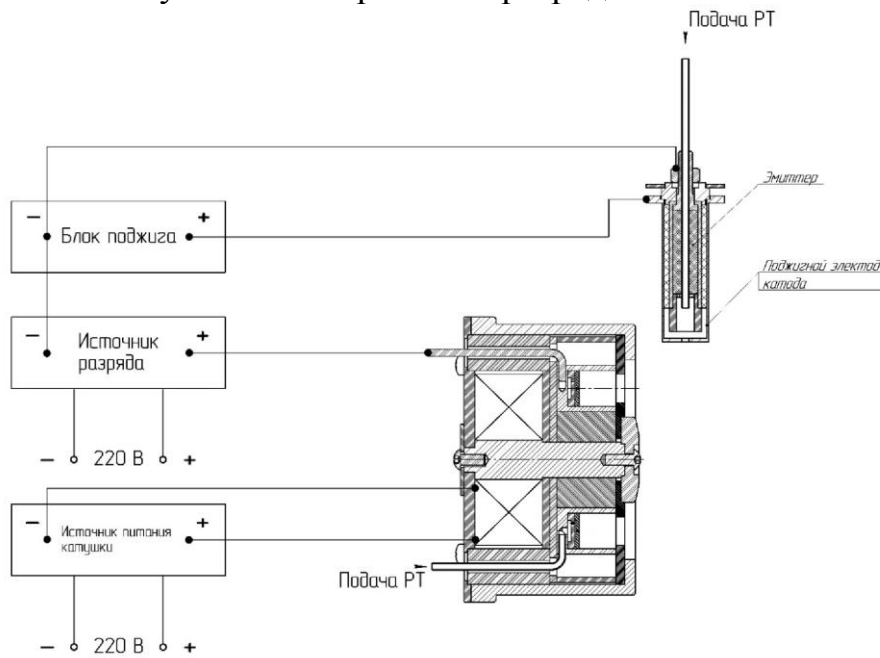


Рис. 3. Схема включения анодного блока и катода при использовании лабораторных источников питания

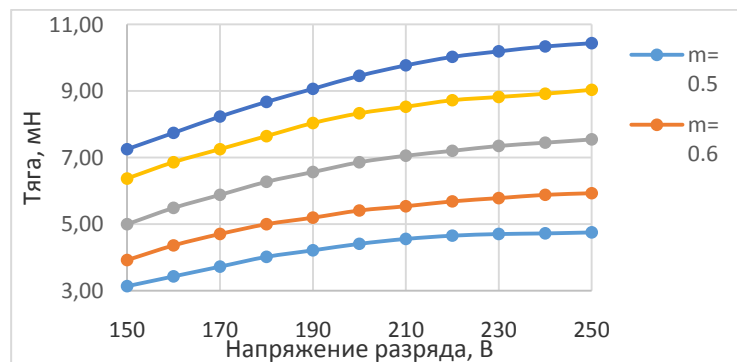


Рис. 4. Зависимость тяги двигателя ST-25 от напряжения разряда

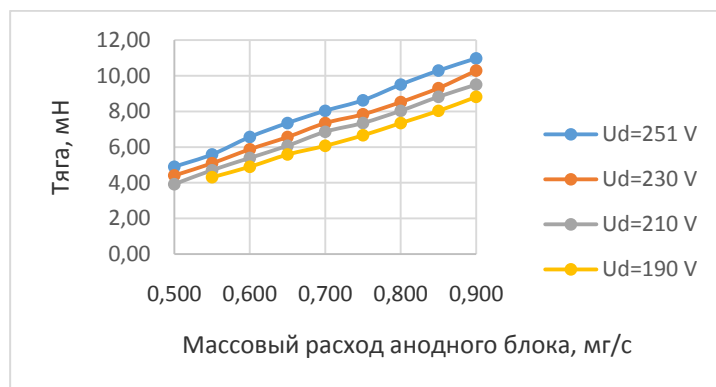


Рис. 5. Зависимость тяги двигателя ST-25 от массового расхода анодного блока

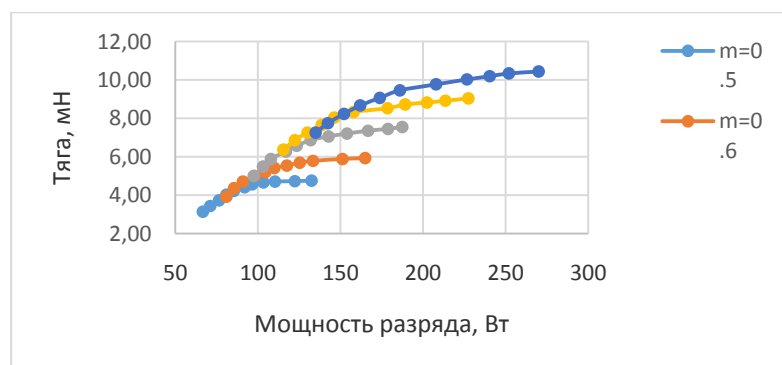


Рис. 6. Зависимость тяги двигателя ST-25 от мощности разряда

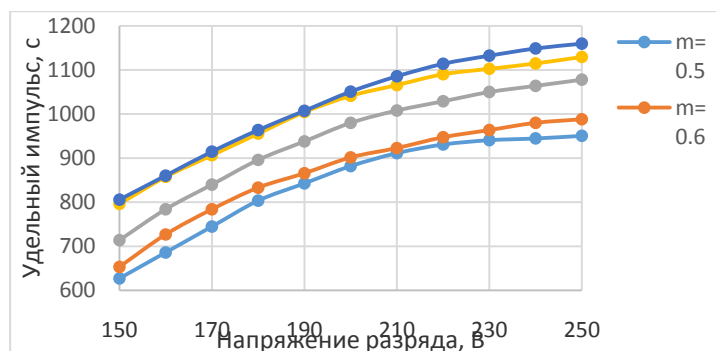


Рис. 7. Зависимость удельного импульса двигателя ST-25 от напряжения разряда

Известно [4], что параметры и характеристики Холловских двигателей, полученные с использованием лабораторных источников электропитания, могут существенно отличаться по сравнению с данными, полученными с применением летных прототипов источников электропитания. Поэтому с целью получения реальных параметров и характеристик разработанного двигателя ST-25 на втором этапе лабораторных испытаний двигателя использовался летный прототип источника электропитания разряда PPU-400, общий вид которого приведен на рис. 8. Основные технические характеристики PPU-400 приведены в табл. 1.

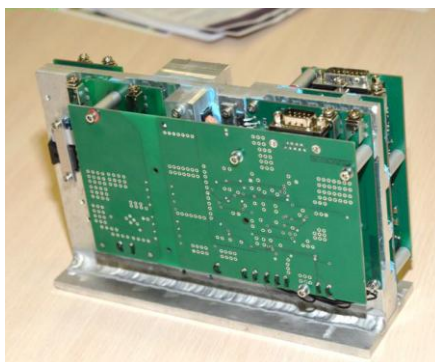


Рис. 8. Общий вид летного прототипа источника разряда PPU-400

В результате проведения лабораторных испытаний разработанного двигателя ST-25 с летным прототипом источника электропитания разряда получены зависимости тяги от массового расхода рабочего газа через анод и мощности разряда; величины удельного импульса двигателя и его КПД от мощности разряда. Графики экспериментальных зависимостей представлены на рис. 9 –12.

Таблица 1

Характеристики источника разряда PPU-400

Параметры	Величина
Входное напряжение, В	20...36
Максимальная потребляемая мощность, Вт	400
Максимальная мощность разряда, Вт	300
Напряжение источника разряда, В	50...400
Максимальная мощность источника поджига, Вт	50
Напряжение поджига, В	150...1200
К.П.Д., %	> 95
Масса PPU-400, кг	
Размеры, мм	220x150x75

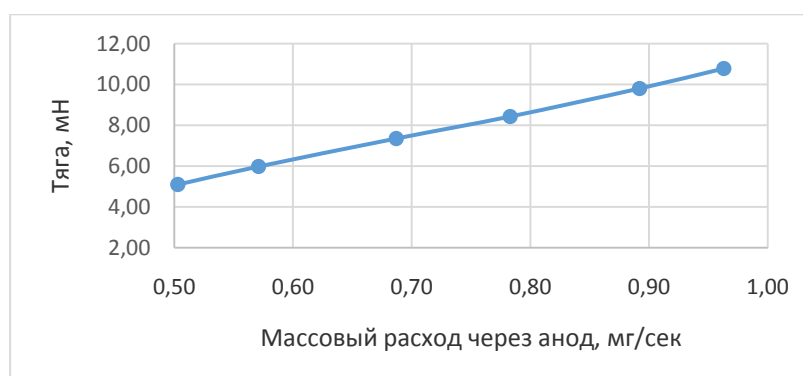


Рис. 9. Зависимость тяги ST-25 от массового расхода через анод

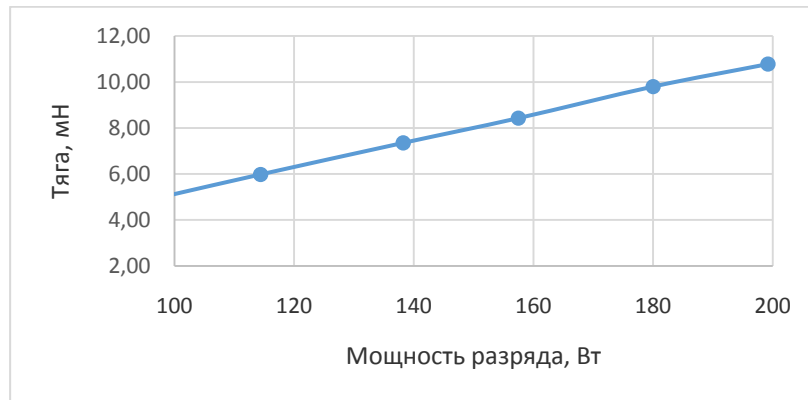


Рис. 10. Зависимость тяги ST-25 от мощности разряда

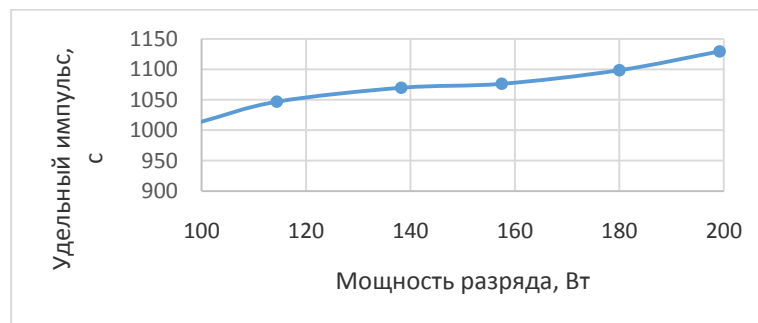


Рис. 11. Зависимость удельного импульса ST-25 от мощности разряда

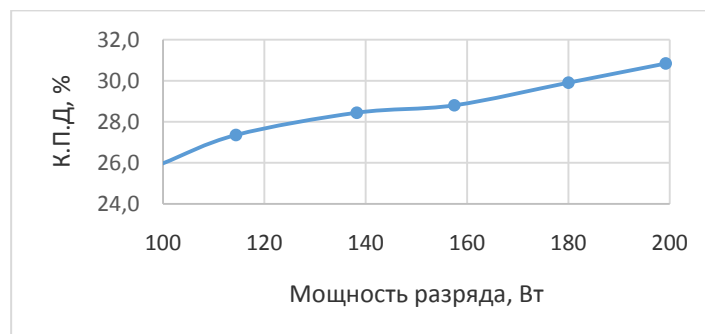


Рис. 12. Зависимость КПД двигателя ST-25 от мощности разряда

Выводы по результатам разработки и испытаний.

1. В результате проведенных работ был разработан, изготовлен и прошел лабораторные испытания Холловский двигатель ST-25, основные характеристики которого приведены в табл. 2, а общий вид - на рис. 13.

2. Лабораторные исследования подтвердили эффективность использования в структуре магнитной системы двигателя ST-25 постоянного магнита, в результате чего удалось значительно снизить потребляемую мощность двигателя.

3. Характеристики и параметры двигателя ST-25, полученные при использовании лабораторных источников электропитания, были подтверждены результатами испытаний двигателя с летным прототипом источника электропитания разряда.

4. Была отработана методика запуска двигателя ST-25 при использовании накаливаемого катода и летного прототипа источника электропитания разряда.

5. В результате проведенных лабораторных испытаний двигателя ST-25 была подтверждена возможность применения такого типа Холловских двигателей на космических аппаратах, бортовая мощность которых ограничена величиной 300 – 500 Вт.

Таблица 2

Характеристики двигателя ST-25

Параметры	Величина
Потребляемая мощность, Вт	100 ...180
Напряжение разряда, В	240 ...280
Мощность электромагнита, Вт	< 10
Мощность нагревателя катода, Вт	<50
Массовый расход через анод, мг/с	0,55...0,75
Массовый расход через катод, мг/с	0,1
Тяга, мН	5 ...11
Удельный импульс, с	<1200
Тяговый к.п.д., %	<30
Цена тяги, Вт/мН	19...21
Масса двигателя, кг (включая один катод)	0,75
Размеры (без катода), мм	79x79x79,5
Ресурс работы (оценка), час	3000

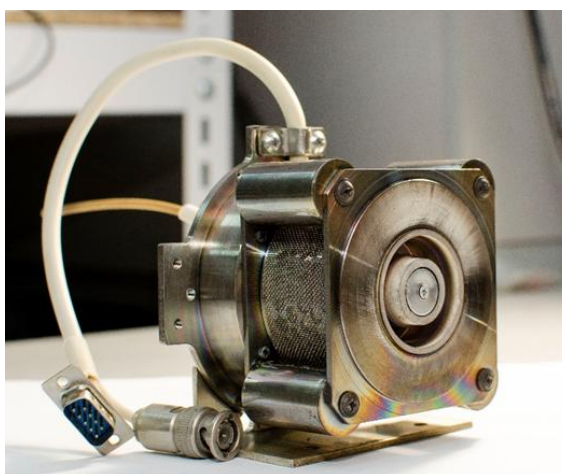


Рис. 13. Общий вид Холловского двигателя ST-25

Библиографические ссылки

1. Архипов А.С. Стационарные плазменные двигатели Морозова / А.С. Архипов, В.П. Ким, Е.К. Сидоренко. – М.: МАИ, 2012. – 292 с.
2. Гопанчук В.В., Потапенко М.Ю. Электрореактивные двигатели для малых космических аппаратов / В.В. Гопанчук, М.Ю. Потапенко. Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта. 2012. Вып. 4. С. 60 – 67.
3. Rossi A. Parametric optimization of a Hall Effect Thruster magnetic circuit / A. Rossi, F. Messine, S. Henaux, S. Sanogo. Processing of 34th International Electric Propulsion Conference. IEPC-2015-40, Hyogo-Kobe, Japan, 2015.
4. Petrenko O. Results of Research of Steady Work Models of Stationary Plasma Thrusters. Processing of the 47th International Astronautical Congress, IAF-96-S.3.03, Beijing, China, 1996.
5. Petrenko O. The effect of power supply output characteristics on the operation of the SPT-100 Thruster / O. Petrenko, Hamley, J.A., Sankovic, J.M. Processing of the 24th International Electric Propulsion Conference, IEPC-95-241, Moscow, Russia, September 19-23, 1995.
6. Bugrova A.I., Desiatskov A.V., Kaufman H.R., et al. Design and experimental investigation of a small closed drift thruster // Proc. of the 27th International Electronic Propulsion Conference. 2001. IEPC-2001-344.
7. Polk J. Electric propulsion in the USA // Proc. of the 30th International Electronic Propulsion Conference (Florence, Italy, 2007). IEPC-2007-368.

Надійшла до редколегії 15.11.2019