

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2564154

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Патентообладатель(ли): *Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (RU)*

Автор(ы): *с.м. на обороте*

Заявка № 2014146238

Приоритет изобретения 18 ноября 2014 г.

Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 01 сентября 2015 г.

Срок действия патента истекает 18 ноября 2034 г.

Заместитель руководителя Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Л.Л. Кирий



Автор(ы): *Алексеев Федор Сергеевич (RU), Власенко Андрей Петрович (RU), Гаврилов Константин Юрьевич (RU), Гришин Роман Анатольевич (RU), Гуцин Андрей Петрович (RU), Каменский Илья Владимирович (RU), Плохих Андрей Павлович (RU), Попов Гарри Алексеевич (RU), Шишкин Геннадий Георгиевич (RU), Шишмарёв Иван Александрович (RU)*



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) **ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

(21)(22) Заявка: 2014146238/06, 18.11.2014

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
18.11.2014

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 18.11.2014

(45) Опубликовано: 27.09.2015 Бюл. № 27

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: Lebeda Anton, Lebeda Arnold. Radio Frequency Ion Thruster - Radio Frequency Generator, Power Supply, and High Voltage Converter. Электронный журнал "Труды МАИ". 2012. Выпуск N60. RU 2265135 C2, 27.11.2005. RU 2009374 C1, 15.03.1994. EP 0909894 A1, 21.04.1999. US 4766724 A, 30.08.1988

Адрес для переписки:

125993, Москва, ГСП-3, Волоколамское ш., 4,
МАИ, патентный отдел

(72) Автор(ы):

Алексеев Федор Сергеевич (RU),
Власенко Андрей Петрович (RU),
Гаврилов Константин Юрьевич (RU),
Гришин Роман Анатольевич (RU),
Гущин Андрей Петрович (RU),
Каменский Илья Владимирович (RU),
Плохих Андрей Павлович (RU),
Попов Гарри Алексеевич (RU),
Шишкин Геннадий Георгиевич (RU),
Шипмарёв Иван Александрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
профессионального образования
"Московский авиационный институт
(национальный исследовательский
университет)" (RU)(54) **СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМ РАКЕТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ**

(57) Формула изобретения

1. Система управления электрическим ракетным двигателем с индукционным возбуждением электрического разряда в газоразрядной камере, содержащая устройство генерации высокочастотной энергии, выходы которого соединены через линию связи с устройством ввода энергии в газоразрядную камеру, выполненным в виде индуктора, источник электропитания нейтрализатора пространственного заряда ионного потока, источник электропитания ускоряющего электрода, отрицательный полюс которого подключен к ускоряющему электроду ионно-оптической системы двигателя, источник электропитания эмиссионного электрода, положительный полюс которого подключен к эмиссионному электроду ионно-оптической системы двигателя, отличающаяся тем, что включает в свой состав фазовый детектор, датчики тока и напряжения, по меньшей мере один регулятор расхода газа и по меньшей мере один источник электропитания регулятора расхода газа, при этом устройство генерации высокочастотной энергии содержит микроконтроллер с аналого-цифровым преобразователем входных управляющих сигналов, цифроаналоговым преобразователем выходных сигналов и тактовым генератором сигнала с перестраиваемой частотой, усилитель мощности высокочастотного сигнала и источник электропитания усилителя мощности высокочастотного сигнала, причем датчики тока и напряжения включены в линию связи с индуктором, выходы датчиков тока и напряжения подключены к входам

фазового детектора и к сигнальным входам микроконтроллера, выход фазового детектора соединен с сигнальным входом микроконтроллера, управляющие выходы микроконтроллера соединены с входами источника электропитания усилителя мощности высокочастотного сигнала, усилителя мощности высокочастотного сигнала, источника электропитания ускоряющего электрода, источника электропитания эмиссионного электрода, источника электропитания нейтрализатора пространственного заряда ионного потока и источника электропитания регулятора расхода газа.

2. Система по п. 1, отличающаяся тем, что содержит дополнительный датчик тока, при этом положительный полюс источника электропитания ускоряющего электрода и отрицательный полюс источника электропитания эмиссионного электрода соединены с общим выводом системы электропитания двигателя через дополнительный датчик тока, выход дополнительного датчика тока соединен с сигнальным входом микроконтроллера.

3. Система по п. 1, отличающаяся тем, что содержит два дополнительных датчика тока, при этом положительный полюс источника электропитания ускоряющего электрода соединен с общим выводом системы электропитания двигателя через первый дополнительный датчик тока, отрицательный полюс источника электропитания эмиссионного электрода соединен с общим выводом системы электропитания через второй дополнительный датчик тока, причем выходы дополнительных датчиков тока раздельно соединены с сигнальными входами микроконтроллера.

4. Система по п. 1, отличающаяся тем, что при использовании термоэмиссионного катода в составе нейтрализатора пространственного заряда ионного потока содержит источник электропитания термоэмиссионного катода, при этом вход управления источника электропитания термоэмиссионного катода подключен к управляющему выходу микроконтроллера.

5. Система по п. 1, отличающаяся тем, что регулятор расхода газа выполнен в виде термодросселя, подключенного к источнику электропитания регулятора расхода газа, при этом выходной канал термодросселя параллельно соединен с газоразрядной камерой двигателя и нейтрализатором пространственного заряда ионного потока.

6. Система по п. 1, отличающаяся тем, что содержит два регулятора расхода газа, каждый из которых выполнен в виде термодросселя, и два источника электропитания регулятора расхода газа, при этом первый термодроссель, выходной канал которого соединен с газоразрядной камерой двигателя, подключен к первому источнику электропитания регулятора расхода газа, второй термодроссель, выходной канал которого соединен с нейтрализатором пространственного заряда ионного потока, подключен ко второму источнику электропитания регулятора расхода газа, управляющие выходы микроконтроллера соединены с каждым источником электропитания регулятора расхода газа.

7. Система по п. 1, отличающаяся тем, что микроконтроллер соединен через внешний интерфейс с системой управления двигательной установкой или с бортовым комплексом управления космического аппарата.