

ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ХОЛЛОВСКОГО ТИПА ДЛЯ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ МИКРОСПУТНИКОВ

Цель работы – определение степени влияния разрядного напряжения на тяговые и энергетические характеристики холловского двигателя малой мощности ИТМ–31, разработанного в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины. Представлены регулировочные характеристики в диапазоне мощности 18 – 304 Вт, впервые проведена оценка допустимого рабочего диапазона разрядного напряжения. Практическая значимость работы – повышение КПД холловского двигателя при минимизации энергопотребления.

Ціль роботи – визначення ступеню впливу розрядної напруги на тягові та енергетичні характеристики холівського двигуна малої потужності ПТМ–31, розробленого в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Представлено регулювальні характеристики в діапазоні потужності 18 – 304 Вт, вперше проведено оцінку допустимого робочого діапазону розрядної напруги. Практична значимість роботи – підвищення КПД холівського двигуна при мінімізації енергоспоживання.

The research aim is to define the degree of influence of the discharge voltage on thrust performance and power characteristics of the ITM-31 Hall low-powered engine developed at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine. Control characteristics in a power range of 18-304 W are presented. The evaluation of an allowable operating range of the discharge voltage is pioneered. The practical importance is to increase the efficiency of the Hall engine for minimizing the power consumption.

Введение. Уменьшение массы и габаритов космических аппаратов (КА) при увеличении срока их активного существования выдвигает новые дополнительные требования к двигательным установкам для систем ориентации, стабилизации и коррекции орбиты КА. Одним из направлений улучшения эксплуатационных характеристик КА малой массы можно рассматривать применение электрореактивных двигателей (ЭРД), как проверенных и хорошо зарекомендовавших себя устройств. Одним из наиболее перспективных типов ЭРД является холловский двигатель (ХД). Это обусловлено его конструктивной простотой, надежностью и принципиальной возможностью достижения заданных тяговых и энергетических характеристик. Применение ХД на космических аппаратах массой порядка 100 кг сдерживается в основном относительно малой энерговооруженностью КА (мощность бортовых источников электропитания, как правило, не превышает 100 Вт). Отсутствие достаточно отработанных ХД указанного уровня мощности обуславливает необходимость их дальнейшего совершенствования и отработки, так как существующие образцы имеют сравнительно низкий коэффициент полезного действия (КПД) [1]. Поиск способов повышения КПД холловского двигателя при минимизации энергопотребления является актуальной и практически важной задачей.

Анализ факторов, связанных с уменьшением мощности ХД. Известно несколько основных достаточно эффективных способов снижения мощности ХД, однако все они имеют свои недостатки и ограничения.

Так, при уменьшении разрядного напряжения до 100 В потребляемая мощность и энергетическая цена тяги уменьшаются. Но при напряжениях ниже 100 В энергетическая цена тяги возрастает. При этом уменьшение напряжения приводит к соответствующему уменьшению удельного импульса тяги вплоть до значений, которые можно получить с помощью других, более

простых и экономичных типов ЭРД, например электротермических.

Второй способ снижения мощности – уменьшение расхода рабочего тела (РТ) и соответственно тока разряда – также имеет свои ограничения, связанные с тем, что для сохранения оптимальной концентрации атомов, обеспечивающей высокую степень ионизации РТ, приходится уменьшать диаметр разрядной камеры (РК). Последнее приводит к увеличению потерь ионов на стенках РК. Кроме того, при уменьшении диаметра РК нарушается геометрия элементов магнитной системы и топология магнитного поля. Это приводит к усилению радиальной неоднородности магнитного поля в зоне разряда, влечет за собой появление дополнительных электрических полей, изменяющих рабочие процессы в зоне разряда, и нарушение условий фокусировки ускоренного ионного потока. При этом в конструкции двигателя малого размера не могут быть в полной мере применены все технические решения, обеспечивающие минимальную эрозию стенок разрядной камеры и максимальный ресурс.

Третий способ – использование импульсных режимов работы – приводит к значительным потерям РТ в паузах между импульсами и, как следствие, к снижению удельного импульса тяги и КПД.

При разработке нового двигателя перечисленные ограничения по использованию известных способов снижения мощности не могут быть достаточно корректно оценены аналитически, необходимы дальнейшие экспериментальные исследования.

Целью данной работы является оценка эффективности разработанного двигателя на различных режимах работы.

Экспериментальная модель. Холловский двигатель малой мощности ИТМ–31 (ионный тяговый модуль со средним диаметром разрядной камеры – 31 мм) разрабатывался в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАНУ и ГКАУ) в рамках проекта УНТЦ Р569. Назначение двигателя – коррекция орбиты КА. Номинальные характеристики: разрядное напряжение – 200 В; ток разряда – 0,5 А; тяга – 5 мН ± 3 %; огневой ресурс – 1250 часов; режим работы – периодические включения длительностью до двадцати минут в сутки; рабочее тело – ксенон. Общий вид двигателя (без катода-компенсатора) представлен на рис. 1.

При разработке магнитной системы двигателя использована конструктивная схема с двумя катушками намагничивания (наружной и внутренней). Такая схема позволяет оперативно изменять «наклон» силовых линий магнитного поля в области переднего среза РК. Роль магнитного экрана выполняет анод, изготовленный из ферромагнитного сплава. Разрядная камера выполнена расширяющейся к выходному срезу (рис. 2). Как следствие, в зоне расположения анода (зона ионизации) концентрация атомов повышена, энергия ионов мала, а энергетические потери относительно невелики. В зоне выходного среза (зона основного ускорения) РК расширена. Это способствует уменьшению потерь ускоренных ионов на стенках РК и повышению КПД. Количество витков катушек намагничивания определялось экспериментально. В оптимальном варианте, если ток катушек равен току разряда, катушки можно включить последовательно в цепь разряда. При этом отпадает необходимость использования отдельного источника питания катушек. Масса двигателя (без катода-компенсатора) составляет 0,42 кг. Геометрия РК и тополо-

гия магнитного поля представлены на рис. 2. Характерное распределение радиальной составляющей индукции магнитного поля вдоль срединной линии разрядной камеры ($L=16$ мм – передний срез магнитного полюса) иллюстрирует рис. 3.



Рис. 1

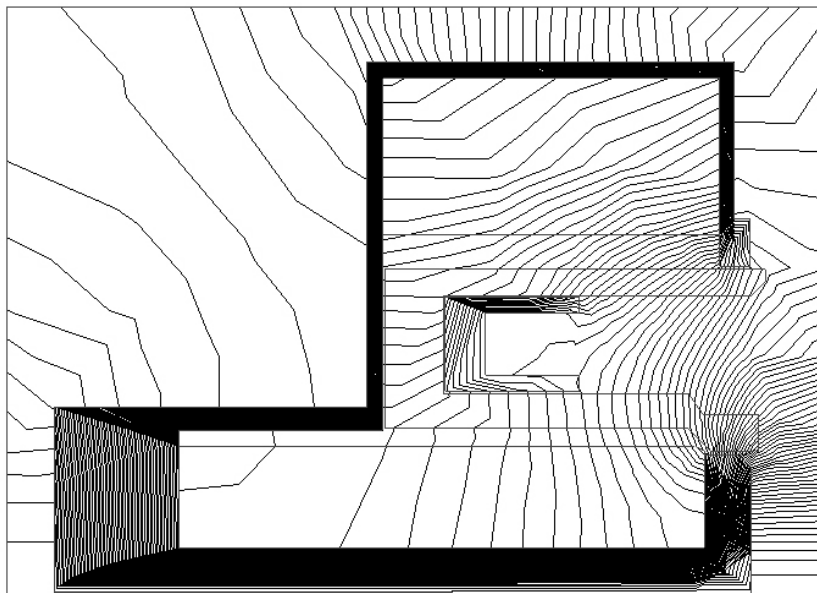


Рис. 2

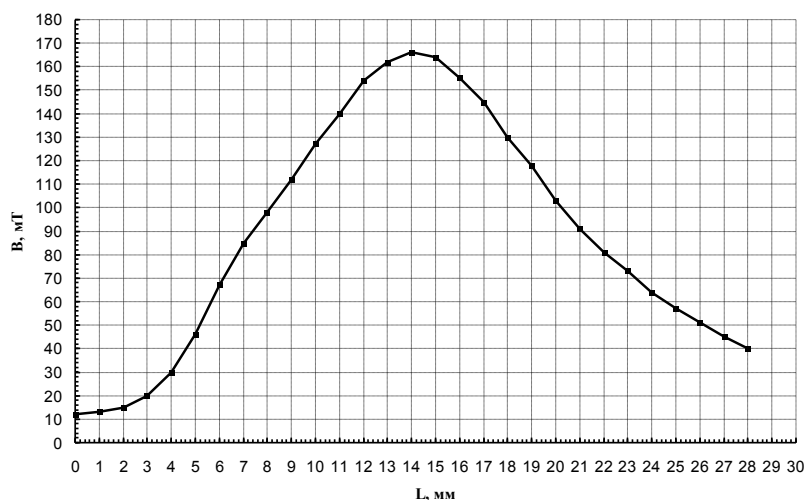


Рис. 3

Экспериментальные исследования. Испытания проводились в вакуумной камере диаметром 0,5 м, длиной 0,8 м, оснащенной высоковакуумным агрегатом ВА-8 и контрольно-измерительной аппаратурой. Остаточное давление в камере (в отсутствие натекания газа) не превышало $5 \cdot 10^{-4}$ Торр. Рабочее давление в вакуумной камере не превышало $2 \cdot 10^{-3}$ Торр при максимальном расходе ксенона $m = 1,5$ мг/с. При проведении экспериментальных исследований использовался стендовый катод-компенсатор с цезиевым активатором, разработанный в Днепропетровском национальном университете им. Олесе Гончара. Расход ксенона через катод не изменялся и составлял 0,25 мг/с. При вычислении удельного импульса тяги, энергетической цены тяги и КПД не учитывалось энергопотребление катода и расход газа через катод.

Регулировочные характеристики для различных расходов ксенона при включенных последовательно в цепь разряда катушках намагничивания приведены на рис. 4, 5, 6, 7, 8: рис. 4 – зависимость тока разряда от напряжения; рис. 5 – зависимость тяги от напряжения; рис. 6 – зависимость энергетической цены тяги от напряжения; рис. 7 – зависимость тягового КПД от напряжения; рис. 8 – зависимость удельного импульса тяги от напряжения. Из полученных данных видно, что с ростом разрядного напряжения ток разряда также растет. Это может быть связано с увеличением потока ионов на стенки РК [2], их рекомбинацией и последующей повторной ионизацией (рис. 4). Тяга растет при увеличении разрядного напряжения (рис. 5). Допустимое изменение тяги в пределах 3% реализуется в диапазоне разрядных напряжений 195 – 205 В. Данный диапазон можно использовать как исходный при разработке бортового преобразователя напряжения. Минимальные значения энергетической цены тяги реализуются при напряжениях порядка 120 В (рис. 6). Тяговый КПД растет при увеличении расхода ксенона (рис. 7). Удельный импульс тяги растет при увеличении разрядного напряжения (рис. 8).

При работе двигателя на номинальном режиме (100 Вт, 5 мН) получен тяговый КПД на уровне 28% (не уступающий в своем классе мощности мировым аналогам) [1].

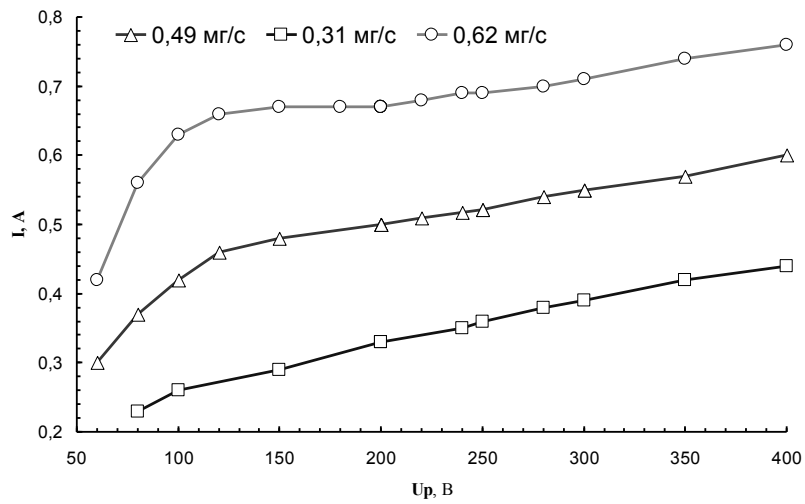


Рис. 4

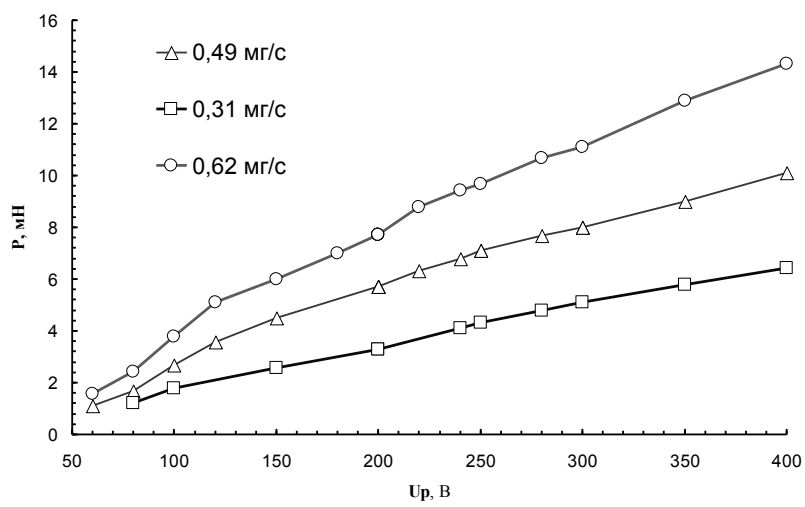


Рис. 5

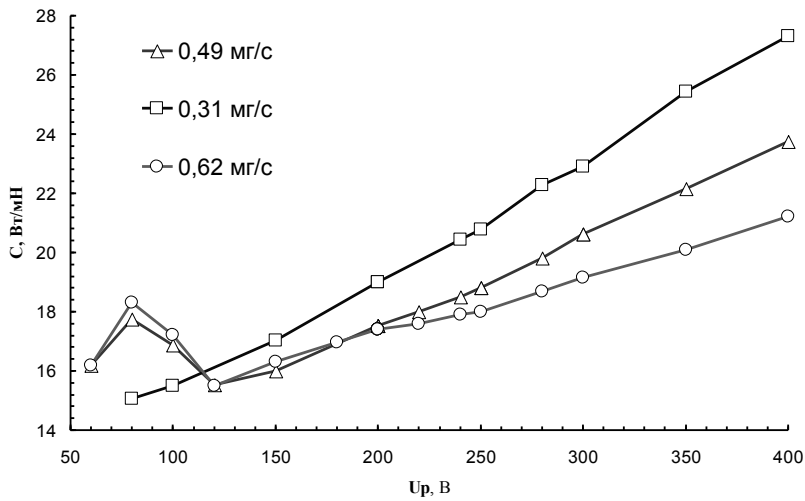


Рис. 6

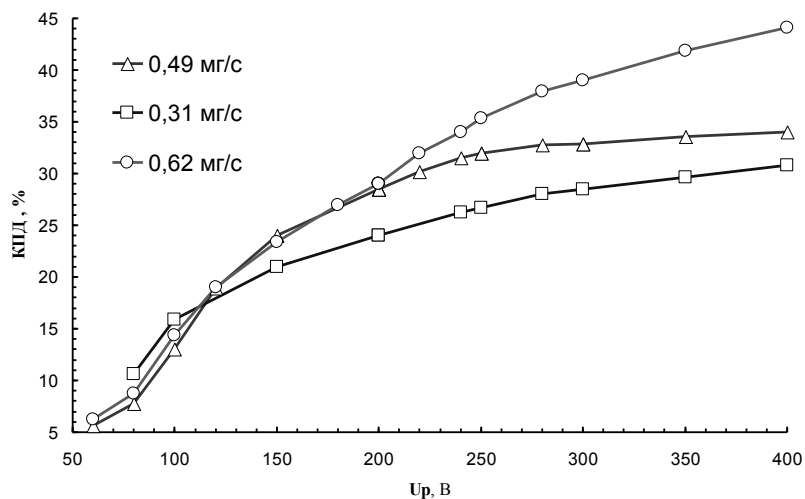


Рис. 7

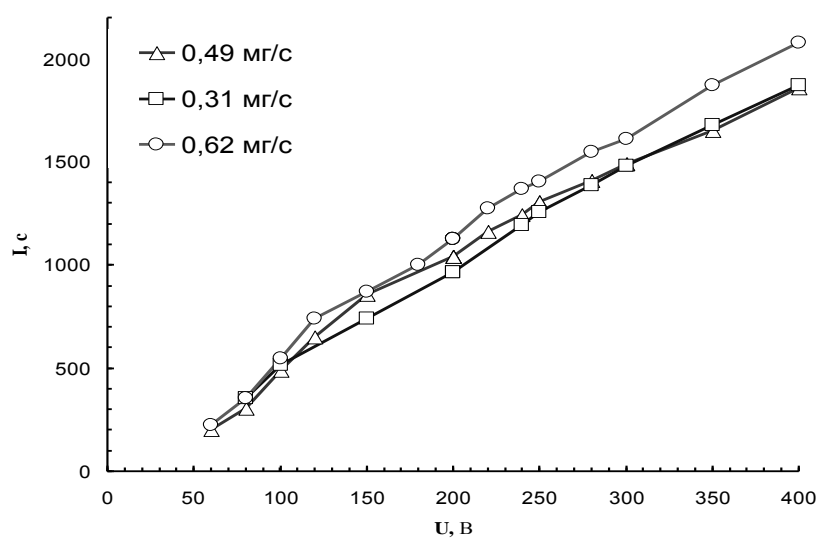


Рис. 8

Полученные данные свидетельствуют о рациональном выборе размеров разрядной камеры и магнитной системы для ХД данного класса.

Заключение. Приведены регулировочные характеристики ЭРД малой мощности (18 – 304 Вт) для коррекции орбиты КА. Представленные данные позволяют определить рабочий диапазон напряжения разряда, соответствующий заданному уровню тяги.

1. Горшков О. А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / О. А. Горшков, В. А. Муравлёв, А. А. Шагайда. – М. : Машиностроение, 2008. – 280 с.
2. Лоян А. В. Исследование параметров плазмы в канале МСПД при повышенных напряжениях разряда / А. В. Лоян, Т. А. Максименко, Н. Н. Кошелев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – Т. 4 (81). – С. 53 – 57.

Институт технической механики
НАН Украины и ГКА Украины,
Днепропетровск

Получено 10.02.14,
в окончательном варианте 20.02.14