

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ТЯГИ РЕАКТИВНЫХ МИКРОДВИГАТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ МАШИННОГО ЗРЕНИЯ

В. В. Федянин, В. В. Шалай, П. С. Ячменев, И. С. Вавилов

Омский государственный технический университет,
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

В представленной работе рассмотрены вопросы измерения тяги микродвигателей космических аппаратов. Разработана программа определения тяги двигателя на основе машинного зрения. Составлена математическая модель механической части стенда. Проведено численное моделирование составленной системы уравнений. Результаты моделирования обрабатывались с помощью разработанной программы. Относительная погрешность рассогласования составила не более 5 %. Проведены натурные эксперименты и измерены уровни тяги ионного двигателя. Показан сравнительный анализ полученных результатов эксперимента с математической моделью. Проведены экспериментальные исследования по определению тяги прототипа электродугового двигателя с помощью стенда на основе машинного зрения и с помощью стенда на основе датчика перемещений. Расхождение результатов величины силы тяги составило не более 5,6 %. **Ключевые слова:** ионный двигатель, электродуговой двигатель, реактивный двигатель, стенд измерения тяги, малый космический аппарат, машинное зрение.

Введение

Малые космические аппараты микро- и нано-класса играют важную роль в различных космических приложениях. Малые размеры и относительно низкая стоимость запуска являются альтернативой крупным космическим аппаратам. Соответственно, растет спрос на разработку миниатюрных и эффективных двигателей, специально предназначенных для установки на борту таких аппаратов [1–4]. Одним из перспективных направлений являются ионные двигатели, эффективность которых напрямую связана с потребляемой мощностью и типом рабочего тела. Двигатель с потребляемой мощностью не более 5 Вт может создать тягу в диапазоне от 10^{-6} Н. Таким образом, имеется необходимость разработки испытательных стендов для оценки уровней тяги в диапазоне от микро- до миллиньютон. Традиционные испытательные стенды, предназначенные для мощных двигателей, не обладают достаточной чувствительностью. В связи с этим необходимо разработать специализированные стенды, способные с высокой точностью измерять уровни тяги в диапазоне от микро- до миллиньютон.

Существуют косвенные и прямые методы измерения уровня тяги таких двигателей. В косвенных методах используется ток ускоренного пучка, который может измеряться цилиндром Фарадея [5–7]. По току пучка, его скорости определяется результирующая тяга и эффективность двигателя. Оценка скорости пучка производится с помощью выражения:

$$v_{\text{пуч.}} = \sqrt{\frac{2q \cdot U_{\text{уск.}}}{M_i}}, \quad (1)$$

где $U_{\text{уск.}}$ — ускоряющее напряжение, M_i — масса иона, q — элементарный электрический заряд.

Результирующую тягу можно оценить по выражению:

$$F_A = I_{\text{пуч.}} \sqrt{\frac{2U_{\text{уск.}} \cdot M_i}{q}}, \quad (2)$$

где $I_{\text{пуч.}}$ — ток пучка, измеренный цилиндром Фарадея.

Тогда эффективность двигателя определяется как

$$\eta = \frac{F_A \cdot I_y \cdot g}{2P_{\text{вх.}}} \cdot 100, \quad (3)$$

где I_y — удельный импульс двигателя, $P_{\text{вх.}}$ — активная входная мощность, g — ускорение свободного падения.

Более практичными и наглядными являются прямые измерения уровней тяги. Однако прямые измерения требуют более сложного подхода для оценки уровней тяги двигателя. Достоинство косвенных методов заключается в простоте реализации измерительных приборов. К недостаткам стоит отнести возможную неточность результатов из-за влияния внешних возмущений, которые связаны с электромагнитными помехами двигателя. В таком случае зашумленный сигнал требует цифровой обработки. Наиболее часто используется фильтр Савицкого — Голея [8].

Рассмотрим некоторые из методов измерения силы тяги и на их основе предложим методику, которая основана на машинном зрении. В работе [9] разработан высокоточный стенд измерения, обеспечивающий точность 2 %. Спроектирован датчик по принципу динамической головки громкоговорителя, который детектирует перемещение. Это позволило получить линейную зависимость между уровнем тяги и током, протекающим в индуктивности.

В работе [10] показана разработка и исследование стенда измерения тяги для импульсного плазменного двигателя. Стенд использует бесконтактный датчик измерения линейных перемещений на основе дифференциального трансформатора. Измеряемый диапазон тяги находится в пределах 10^{-6} Н. Дано описание конструкции и представлены математические модели.

В работе [11] показана установка, представляющая подвесной маятниковый стенд. Маятник уравновешен противовесами для обеспечения нейтрального положения системы. Для измерения положения используется оптическая система. Разработанный стенд позволяет измерять тягу от 800 мН до 12 Н.

В работе [12] авторы привели рекомендации измерения тяги во время испытания двигателей. Представлены методы калибровки и использования различных подходов измерения тяги. Рассмотрены маятниковые стенды и стенды измерения тяги на основе торсионов. Показано, что использование маятников в качестве средств измерения позволяет получить высокую точность.

Сложность механических конструкций, дороговизна измерительного оборудования, чувствительность измерительных элементов к быстропеременным токам создает препятствия на пути использования данных устройств [13–15]. Таким образом, требуется более простой подход и устройство для измерения уровней тяги двигателей малых космических аппаратов.

Теория

Для оценки степени тяги микродвигателя малого космического аппарата разработаем измерительный стенд и напомним программное обеспечение. Воспользуемся косвенным и прямым методами измерения, при которых двигатель остается неподвижным, а струя ускоренного ионизированного газа воздействует на динамическую часть установки. Преимущество такого метода заключается в более высокой чувствительности, простоте изготовления оснастки и малых габаритах. Назовем это методом мишени. В таком случае ускоренная струя попадает в мишень, за счет чего она отклоняется. Тогда степень тяги можно определить, измеряя это расстояние перемещения.

В качестве мишени возьмем плоскую прямоугольную пластину и закрепим ее на шарнире. Полученная конструкция образует физический маятник (рис. 1).

Пусть пластина является твердым телом, которое имеет массу m . Тогда центр тяжести будет находиться на расстоянии x . Если воздействовать на край пластины реактивной струей, то она отклонится на расстояние d . Составим математическую модель представленного процесса. Воспользуемся основным уравнением движения физического маятника.

$$M = J \frac{d^2\Theta}{dt^2}, \quad (4)$$

где J — момент инерции, Θ — угол отклонения.

Приведем уравнение к следующему виду:

$$J \frac{d^2\Theta}{dt^2} = -mgL \cdot \sin(\Theta), \quad (5)$$

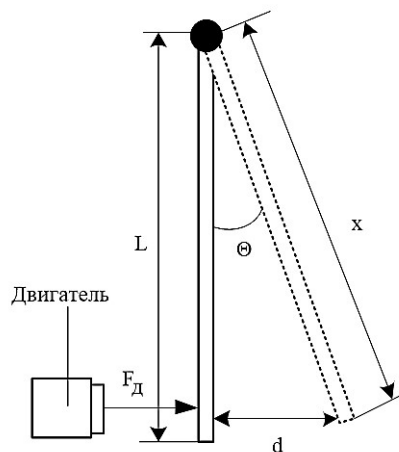


Рис. 1. Оснастка для проведения опыта
Fig. 1. Equipment for conducting the experiment

где m — масса пластины-маятника, g — гравитационная постоянная, L — длина маятника.

Добавим силу F_{Δ} , которая действует на пластинку во время включения двигателя и силу трения на шарнире F_T . Тогда уравнение (5) получит вид:

$$J \frac{d^2\Theta}{dt^2} + \frac{b}{J_0} \cdot \frac{d\Theta}{dt} + \frac{mgL \cdot \sin(\Theta)}{J_0} + \frac{L(F_{\Delta} - F_T)}{J_0} = 0, \quad (6)$$

где $J_0 = \frac{mL^2}{3}$ — осевой момент инерции, b — коэффициент демпфирования.

Составим систему дифференциальных уравнений и решим ее с помощью численных методов. Преобразуем уравнение (6) в систему. Пусть $\omega = \frac{d\Theta}{dt}$, тогда

$$\begin{cases} \frac{d\Theta}{dt} = \omega \\ \frac{d\omega}{dt} + \frac{b}{J_0} \omega + \frac{mgL \cdot \sin(\Theta)}{J_0} + \frac{L(F_{\Delta} - F_T)}{J_0} = 0. \end{cases} \quad (7)$$

Координаты пластины-маятника на плоскости XU можно определить с помощью выражений:

$$\begin{aligned} x &= L \cdot \sin(\Theta) \\ y &= -L \cdot \cos(\Theta). \end{aligned} \quad (8)$$

Следовательно, появляется возможность использовать эту систему и смоделировать движение пластины на подвесе. Представленная модель будет использована в качестве эталона для сопоставления результатов эксперимента и проверки программного обеспечения.

Составим программу на основе машинного зрения [16], определим угол отклонения Θ и действующую силу F_{Δ} . Блок-схема программы показана на рис. 2.

Программа предназначена для анализа видеозаписи движения пластины-маятника и построения графиков перемещения, угла отклонения и действующей на него силы. В начале работы загружается видеофайл, указанный в переменной videoFile. Затем пользователю предлагается выбрать две точки на первом кадре видео и указать расстояние между ними в миллиметрах для калибровки физического



Рис. 2. Блок-схема программы машинного зрения
 Fig. 2. Block diagram of the machine vision program

расстояния. Это позволяет преобразовать пиксели в миллиметры при дальнейших вычислениях. После калибровки выбираются еще две точки, определяющие положение и длину пластины. Выбор начальных точек отслеживания производится с помощью маркеров, движение которых будет отслеживаться, например, в центре или конце пластины. Для большей точности отслеживания положения можно нанести на пластину калибровочный маркер, являю-

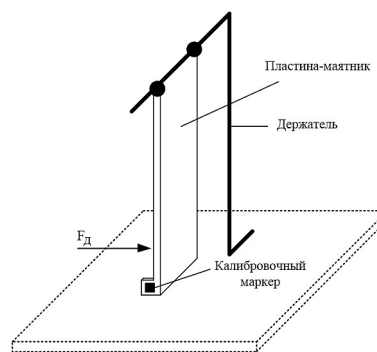


Рис. 3. Стенд измерения тяги косвенным методом
 Fig. 3. Thrust measurement bench by indirect method

щийся и объектом отслеживания, и калибровочным расстоянием (рис. 3).

В ходе отслеживания движения создается объект pointTracker для отслеживания точек, который инициализируется выбранными пользователем точками на первом кадре. В цикле while программа считывает кадры видео и обновляет положение отслеживаемых точек с помощью pointTracker. Координаты отслеживаемых точек на каждом кадре сохраняются в массиве pointHistory и переводятся в миллиметры с учетом калибровки по выражению

$$x_{mm} = (x_{pix} - x_{start}) \cdot \frac{D_{ph}}{P_{dist}}, \quad (9)$$

где x_{mm} — координата x в миллиметрах, x_{pix} — координата x в пикселях, x_{start} — координата x начальной

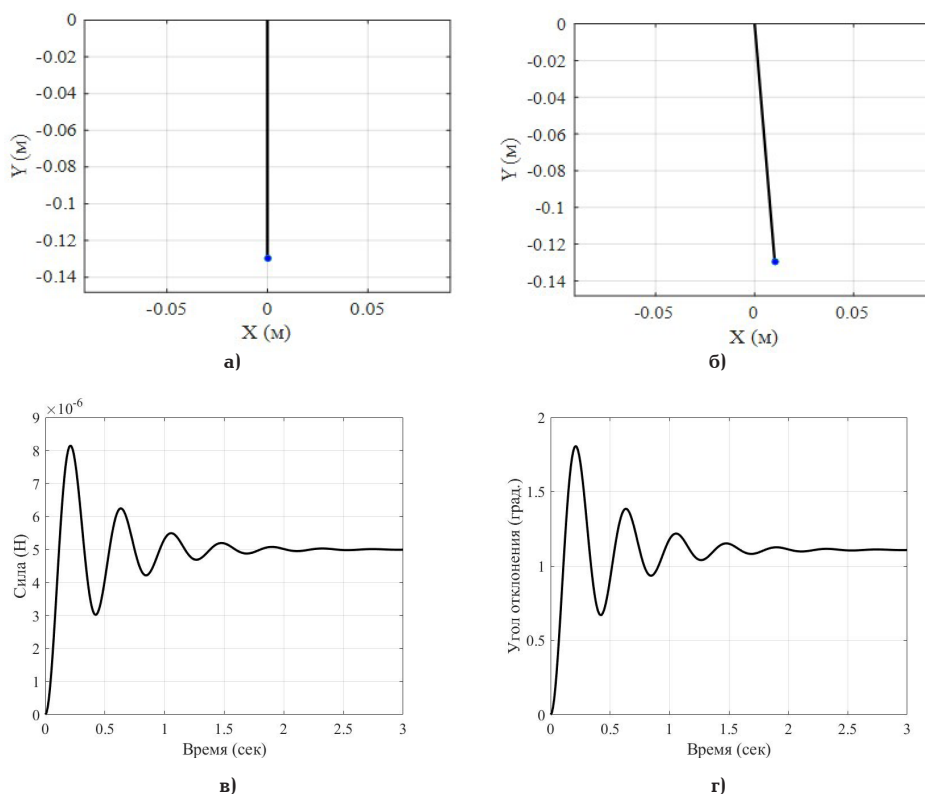


Рис. 4. Результаты численного моделирования: а — начальное положение; б — отклонение пластины под действием силы; в — диаграмма приложенной силы; г — угол отклонения
 Fig. 4. Numerical simulation results: а — initial position; б — deflection of the plate under the action of force; в — diagram of the applied force; г — angle of deflection

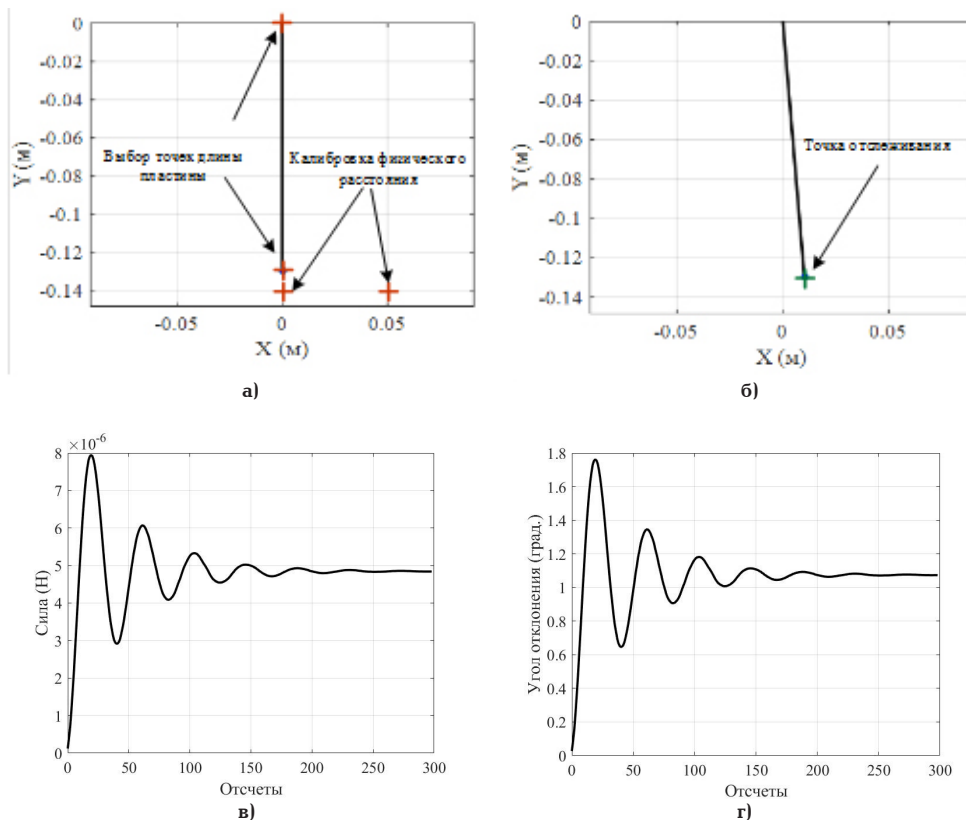


Рис. 5. Результаты работы программы: а — выбор точек отслеживания; б — отклонение пластины под действием силы; в — диаграмма приложенной силы; г — угол отклонения
 Fig. 5. The results of the program: а — selection of tracking points; б — deflection of the plate under the action of force; в — diagram of the applied force; г — angle of deflection

точки отслеживания в пикселях, D_{ph} — физическое расстояние между точками калибровки в миллиметрах, P_{dist} — расстояние между точками калибровки в пикселях. На основе координат точек и положения центра инерции рассчитывается угол отклонения пластины.

$$\Theta = \arcsin\left(\frac{x}{L}\right) \cdot \frac{180}{\pi}, \quad (10)$$

где Θ — угол отклонения маятника в градусах, x — смещение маятника от положения равновесия в миллиметрах, L — расстояние от точки подвеса пластины до ее основания в миллиметрах.

Используя значения массы пластины, ускорения свободного падения и угла отклонения программа рассчитывает действующую на него силу. Расчет завершается построением трех графиков: графиком траектории движения пластины (координаты x и y), графиком изменения угла отклонения от времени и графиком изменения действующей силы от времени. Таким образом, ее можно использовать для анализа движения на видеозаписях, предварительно откалибровав размер пикселя.

Проведем численное моделирование системы (7) и получим видеоролик виртуального процесса отклонения пластины, затем, используя программу, проведем анализ. На рис. 4 показаны результаты моделирования системы (7), а на рис. 5 — работа программы.

Расчет производился при следующих значениях: начальное условие $\Theta = 0^\circ$, $F_A = 5 \cdot 10^{-6}$ Н, $m = 2,634 \cdot 10^{-5}$ кг, $L = 0,13$ м при коэффициенте демпфирования $b = 0,65 \cdot 10^{-6}$. Время расчета три секунды.

Таблица 1. Исследование работы программы
 Table 1. Research of the program

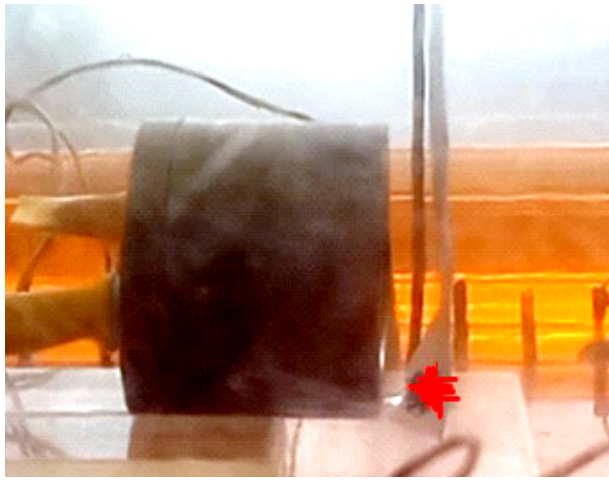
Модель		Программа		Погрешность δ , %
$F_{\Delta M}$, мкН	Θ , град.	$F_{\Delta M}$, мкН	Θ , град.	
5	1,109	4,83	1,071	3,40
10	2,218	9,807	2,175	1,93
15	3,328	14,73	3,267	1,80
20	4,439	19,59	4,349	2,05
25	5,552	24,56	5,454	1,76

Загрузим видеофайл этого процесса в программу и сравним с моделью полученный результат. Для получения калибровочного расстояния используем шаг сетки 0,05 м. Из рис. 5 видно, что результаты практически совпадают. Относительная погрешность измерений параметров с помощью программы составила не более 5%. Погрешность зависит от установленных точек отслеживания. Проведем исследование для разных уровней силы F_A и сведем полученные результаты в табл. 1.

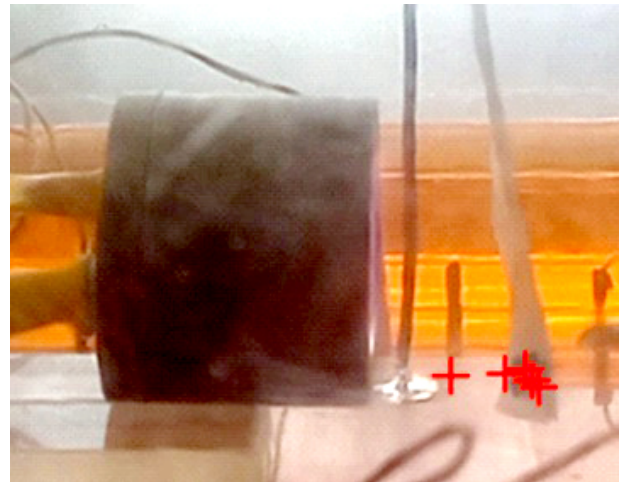
Таким образом, результаты, полученные с помощью программы, достаточно точно соотносятся с результатами модели (7). Так, программа способна «видеть» и интерпретировать изображения подобно человеческому зрению.

Эксперименты с ионным двигателем

В теоретической части приведена математическая модель и представлена программа, с помощью которой удалось определить величину силы F_A



a)

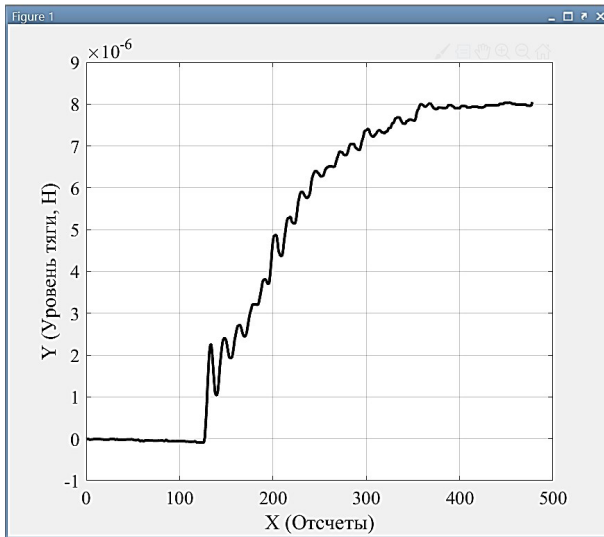


б)

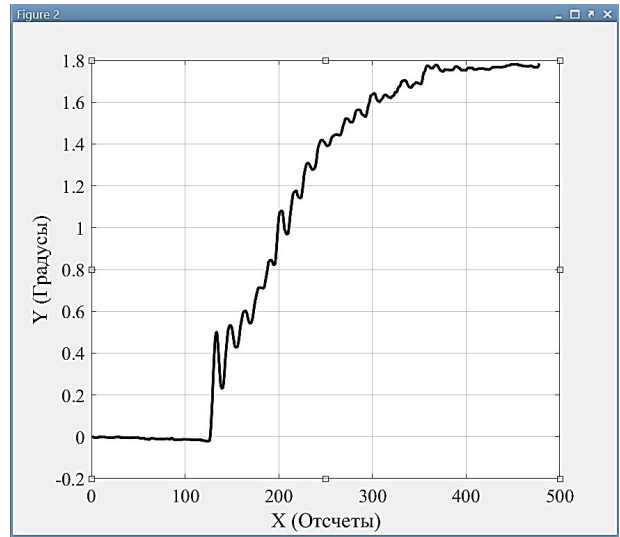
Рис. 6. Кадры процесса отслеживания пластины-маятника:

а — перед включением двигателя; б — после включения двигателя

Fig. 6. Frames of the pendulum plate tracking process: a — before turning on the engine; б — after turning on the thruster



a)



б)

Рис. 7. Окна программы: а — определение силы; б — определение угла отклонения

Fig. 7. Program windows: a — force determination; б — deflection angle determination

и угол отклонения Θ . В этом разделе покажем серию опытов, проведенных с использованием ионного двигателя, находящегося в вакуумной камере. Затем сравним результаты с математической моделью (7).

В ходе экспериментов ионный двигатель с магнитным катодом устанавливался на расстоянии 15 мм от измерительной пластины-маятника. Давление в вакуумной камере составило 10 Па, а рабочим телом для двигателя служил остаточный газ — воздух. Видеофайлы получены при различных величинах входной мощности. Фотографии начального и конечного кадров с нанесенными точками отслеживания показаны на рис. 6.

Калибровка физического расстояния осуществлялась с помощью маркера, имеющего диаметр 0,004 м. Масса пластины составила $m = 2,63 \cdot 10^{-5}$ кг, а ее длина $L = 0,13$ м. Полученные результаты силы и угла показаны на рис. 7.

Представленные диаграммы были получены при фиксированной входной мощности. После включения источника питания входное напряжение плавно

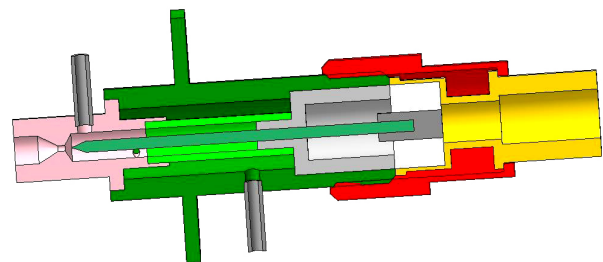


Рис. 8. 3D-модель прототипа электродугового двигателя [11]

Fig. 8. 3D-model of an electric arc motor prototype [11]

но поднималось до заданного значения. Этим объясняется плавный рост силы F_A и угла Θ .

Эксперимент с электродуговым двигателем

В экспериментальных исследованиях использовался прототип электродугового двигателя

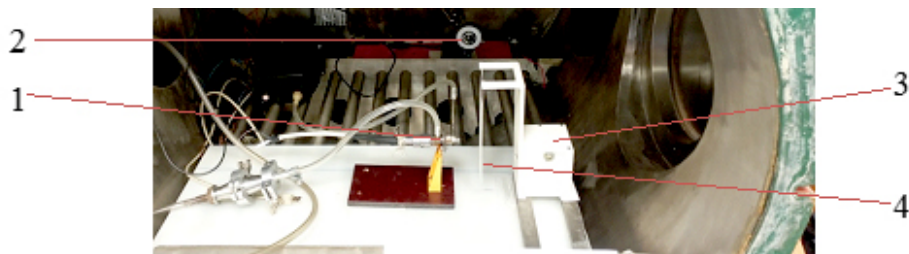


Рис. 9. Изображение размещения устройств при экспериментальных исследованиях:
 1 — прототип электродугового двигателя; 2 — камера;
 3 — стенд измерения тяги на основе датчика перемещения; 4 — пластина
 Fig. 9. An image of the placement of devices in experimental studies:
 1 — a prototype of an electric arc motor; 2 — a camera; 3 — a thrust measurement stand based
 on a displacement sensor; 4 — a plate

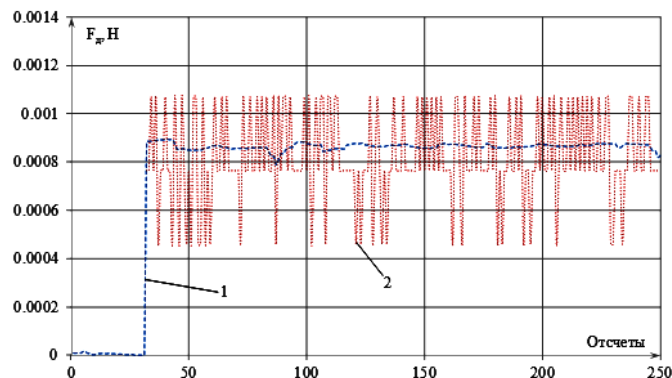


Рис. 10. Величина силы тяги:
 1 — определенная с помощью стенда на основе машинного зрения;
 2 — определенная с помощью стенда на основе датчика перемещений
 Fig. 10. The magnitude of the thrust force: 1 — determined using
 a machine vision-based stand; 2 — determined using a stand based
 on a motion sensor

с диаметром критического сечения сопла 0,0008 м и диаметром среза сопла 0,004 м (рис. 8). В качестве рабочего тела использовался азот.

Определение силы тяги происходило одновременно с использованием двух стендов: стенда измерения тяги на основе машинного зрения и стенда измерения тяги на основе датчика перемещения [17]. В экспериментальных исследованиях использовалась пластина длиной 0,165 м и массой 0,0057 кг. Расстояние от оси вращения пластины до центра тяжести составляло 0,098 м, а расстояние от оси вращения пластины до точки приложения силы давления струи составило 0,108 м. На торце пластины нанесена метка черного цвета.

Фиксация отклонений пластины происходила с помощью камеры. Видеофайл использовался для определения силы тяги с помощью стенда на основе машинного зрения. Из-за большой длительности установления квазистационарного положения пластины при воздействии на нее силы тяги из видеофайла вырезался фрагмент времени, в котором пластина не установила своё квазистационарное положение.

При экспериментальных исследованиях давление в вакуумной камере при подаче рабочего тела находилось в диапазоне от 17 до 21 Па. На рис. 9 приведено изображение размещения устройств в вакуумной камере.

На рис. 10 приведены результаты экспериментальных исследований силы тяги, которые получе-

ны с помощью стенда на основе машинного зрения и стенда на основе датчика перемещений.

Разброс значений, полученных с помощью стенда измерения тяги на основе датчика перемещений, обусловлен разрешением датчика $\pm 0,001$ м [18, 19]. Среднее арифметическое значение силы тяги, замеренной с помощью стенда на основе машинного зрения, составило 0,866 мН, а на основе датчика перемещений — 0,82 мН. Расхождение результатов составило не более 5,6 %.

Выводы

Машинное зрение находит применение в различных областях науки и техники. Применив данную технологию, удалось создать стенд измерения тяги ионных двигателей малой мощности. Такой подход значительно упрощает конструкцию стенда и исключает схемотехническое исполнение отслеживающих элементов. Высокая чувствительность стенда позволяет оценивать силу менее 10^{-9} Н, что найдет свое применение для тестирования двигателей нано- и пикоспутников.

В ходе разработки стенда основной упор делался на простоту и точность устройства. Теоретический предел измерения минимального значения силы в представленной конфигурации составил $500 \cdot 10^{-9}$ Н.

Разработанный стенд измерения тяги на основе машинного зрения может быть полезен для оценки

эффективности двигателей и позволит автоматизировать процесс измерения силы тяги.

Использование машинного зрения позволяет получить масштабируемость и адаптивность. Применение масштабирования дает возможность работать с разными типами двигателей, а адаптивность обеспечивает быструю настройку под конкурентные требования и условия испытаний.

Список источников

1. Белоконов И. В., Ивлиев А. В., Ключник В. Н. [и др.]. Электротермическая двигательная установка наноспутника // Космическая техника и технологии. 2022. № 4 (39). С. 45–57. EDN: WTEMLQ.

2. Артюхов Ю. А., Ключников В. Ю. Ракетные двигатели для малых космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2021. № 3 (120). С. 143–159. EDN: OLGPSW.

3. Zanola S. Assessment of the impact of miniaturized electric propulsion systems on small satellites technology / Politecnico di Torino. 2019. 124 p.

4. Гопанчук В. В., Потапенко М. Ю. Электрореактивные двигатели для малых космических аппаратов // Вестник Балтийского федерального университета им. И. Канта. 2012. № 4. С. 60–67.

5. Tsay M., Frongillo J., Model J. [et al.]. Flight development of iodine BIT-3 RF ion propulsion system for SLS EM-1 CubeSats. 2016. URL: http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2016/Summer/Day%202/Session%206/2_MichaelTsay.pdf (дата обращения: 11.04.2024).

6. Zhang Z., Ren J., Tang H.-B. [et al.]. Calibrating ion density profile measurements in ion thruster beam plasma // Review of Scientific Instruments. 2016. Vol. 87, № 11. P. 113502–2283. DOI: 10.1063/1.4966912.

7. Scharmann S., Keil K., Zorn J. [et al.]. Thrust measurement of an ion thruster by a force probe approach and comparison to a thrust balance // AIP Advances. 2022. Vol. 12, № 4. DOI: 10.1063/5.0066401.

8. Никонов А. В., Давлетшин Р. В., Яковлева Н. И [и др.]. Фильтрация методом Савицкого–Голея спектральных характеристик чувствительности матричных фотоприемных устройств // Успехи прикладной физики. 2016. Т. 4, № 2. С. 198–205. EDN: VXBTOL.

9. Henrich N., Gerger J., Seifert B. [et al.]. Simultaneously measured direct and indirect thrust of a FEPP thruster using novel thrust balance and beam diagnostics // Acta Astronautica. 2022. Vol. 197. P. 107–114. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.05.009.

10. Watts H. Design of a Thrust Stand for Electric Propulsion / Western Michigan University. 2019. 42 p.

11. Moeller T., Polzin K. A. Thrust stand for vertically oriented electric propulsion performance evaluation // Review of Scientific Instruments. 2010. Vol. 81, № 11. DOI: 11510810.1063/1.3502463.

12. Polk J. E., Haag T., Pancotti A. [et al.]. Recommended practice for thrust measurement in electric propulsion testing // Journal of Propulsion and Power. 2017. Vol. 33, № 3. P. 539–555. DOI: 10.2514/1.B35564.

13. Polzin K. A., Markusic T. E., Stanojev B. J. [et al.]. Thrust stand for electric propulsion performance evaluation // Review of Scientific Instruments. 2006. Vol. 77, № 10. 105108. DOI: 10.1063/1.2357315.

14. Longmier B. W., Reid B. M., Gallimore A. [et al.]. Validating a plasma momentum flux sensor to an inverted pendulum thrust stand // Journal of Propulsion and Power. 2009. Vol. 25, № 3. P. 746–752. DOI: 10.2514/1.35706.

15. Yoshikawa T., Tsukizaki R., Kuninaka H. Calibration methods for the simultaneous measurement of the impulse, mass

loss, and average thrust of a pulsed plasma thruster // Review of Scientific Instruments. 2018. Vol. 89, № 9. 095103. DOI: 10.1063/1.5027047.

16. Костылев Д. А., Федотов О. В. Машинное зрение в робототехнических системах // Наука, техника и образование. 2016. № 7 (25). С. 55–58. EDN: WHBVBJ.

17. Ячменев П. С., Федянин В. В., Вавилов И. С. Разработка стенда измерения тяги на основе аэродинамического метода для электроракетных двигателей малых космических аппаратов // Динамика систем, механизмов и машин. 2023. Т. 11, № 2. С. 51–57. DOI: 10.25206/2310-9793-2023-11-2-51-57. EDN: FBKNDS.

18. VL53L0X. World smallest Time-of-Flight ranging and gesture detection sensor. STMicroelectronics. 2016. 40 p.

19. Nicolau V. R. Omnidirectional scanner using a time of flight sensor / Universitat Politècnica de Catalunya. 2018. 44 p.

ФЕДЯНИН Виктор Викторович, кандидат технических наук, доцент кафедры «Электрическая техника» Омского государственного технического университета (ОмГТУ), г. Омск.
SPIN-код: 1728-1697

ORCID: 0000-0003-3126-9865
AuthorID (SCOPUS): 57194235343
ResearcherID: O-9899-2015

Адрес для переписки: k13201@rambler.ru

ШАЛАЙ Виктор Владимирович, доктор технических наук, профессор (Россия), заведующий кафедрой «Нефтегазовое дело, стандартизация и метрология» ОмГТУ, г. Омск.
SPIN-код: 2322-6820

AuthorID (РИНЦ): 9913
ORCID: 0000-0003-0635-4849
AuthorID (SCOPUS): 35792469000
AuthorID (SCOPUS): 56755298300
AuthorID (SCOPUS): 57190972363
ResearcherID: P-8233-2015

ЯЧМЕНЕВ Павел Сергеевич, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.
SPIN-код: 4744-0940

ORCID: 0000-0003-3483-4321
AuthorID (SCOPUS): 57193405041
ResearcherID: P-5381-2016

ВАВИЛОВ Игорь Сергеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 3468-6744
AuthorID (РИНЦ): 518332
AuthorID (SCOPUS): 56610211900
ResearcherID: B-2634-2014

Для цитирования

Федянин В. В., Шалай В. В., Ячменев П. С., Вавилов И. С. Разработка стенда для измерения тяги реактивных микродвигателей на основе машинного зрения // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2024. Т. 8, № 3. С. 107–115. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-3-107-115.

Статья поступила в редакцию 25.07.2024 г.

© В. В. Федянин, В. В. Шалай, П. С. Ячменев, И. С. Вавилов

DEVELOPMENT OF A STAND FOR MEASURING THRUST OF MICRO-JET THRUSTERS BASED ON MACHINE VISION

V. V. Fedyanin, V. V. Shalay,
P. S. Yachmenev, I. S. Vavilov

Omsk State Technical University,
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

In the presented work, the issues of measuring the thrust force of spacecraft thrusters are considered. A program for determining the thrust force based on machine vision has been developed. A mathematical model of the mechanical part of the stand has been compiled. Numerical modeling of the compiled system of equations is carried out. The simulation results are processed using the developed program. The relative error of misalignment is no more than 5 %. Field experiments are carried out and the thrust levels of the ion thruster are measured. A comparative analysis of the experimental results obtained with a mathematical model is shown. Experimental studies have been conducted to determine the thrust of a prototype arcjet thruster using a stand based on machine vision and using a stand based on a displacement sensor. The discrepancy in the results of the thrust force is $\approx 5,6$ %.

Keywords: ion thruster, arcjet thruster, jet thruster, thrust measurement stand, small spacecraft, machine vision.

References

1. Belokonov I. V., Ivliyev A. V., Klyuchnik V. N. [et al.]. Elektrotermicheskaya dvigatel'naya ustanovka nanosputnika [Electrothermal propulsion system for a nanosatellite] // Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii. *Space Technique and Technologies*. 2022. No. 4 (39). P. 45–57. EDN: WTEMLQ. (In Russ.).
2. Artyukhov Yu. A., Klyushnikov V. Yu. Raketnyye dvigateli dlya malykh kosmicheskikh apparatov [Engines for small satellites] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2021. No. 3 (120). P. 143–159. EDN: OLGPSW. (In Russ.).
3. Zanola S. Assessment of the impact of miniaturized electric propulsion systems on small satellites technology / Politecnico di Torino. 2019. 124 p. (In Engl.).
4. Gopanchuk V. V., Potapenko M. Yu. Elektreaktivnyye dvigateli dlya malykh kosmicheskikh apparatov [Hall effect thrusters for small-sized spacecrafts] // Vestnik Baltiyskogo federal'nogo universiteta im. I. Kanta. *Herald of I. Kant Baltic Federal University*. 2012. No. 4. P. 60–67. (In Russ.).
5. Tsay M., Frongillo J., Model J. [et al.]. Flight development of iodine BIT-3 RF ion propulsion system for SLS EM-1 CubeSats. 2016. URL: http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2016/Summer/Day%202/Session%206/2_MichaelTsay.pdf (accessed: 11.04.2024). (In Engl.).
6. Zhang Z., Ren J., Tang H.-B. [et al.]. Calibrating ion density profile measurements in ion thruster beam plasma // Review of Scientific Instruments. 2016. Vol. 87, no. 11. P. 113502–2283. DOI: 10.1063/1.4966912. (In Engl.).
7. Scharmann S., Keil K., Zorn J. [et al.]. Thrust measurement of an ion thruster by a force probe approach and comparison to a thrust balance // AIP Advances. 2022. Vol. 12, no. 4. DOI: 10.1063/5.0066401. (In Engl.).
8. Nikonov A. V., Davletshin R. V., Yakovleva N. I. [et al.]. Fil'tratsiya metodom Savitskogo–Goleya spektral'nykh kharakteristik chuvstvitel'nosti matrichnykh fotopriyemnykh ustroystv [Savitzky-Golay smoothing method of FPA photodiodes spectral response] // Uspekhi prikladnoy fiziki. *Advances in Applied Physics*. 2016. Vol. 4, no. 2. P. 198–205. EDN: VXBTOI. (In Russ.).
9. Henrich N., Gerger J., Seifert B. [et al.]. Simultaneously measured direct and indirect thrust of a FEPP thruster using novel thrust balance and beam diagnostics // Acta Astronautica. 2022. Vol. 197. P. 107–114. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.05.009. (In Engl.).
10. Watts H. Design of a Thrust Stand for Electric Propulsion / Western Michigan University. 2019. 42 p. (In Engl.).
11. Moeller T., Polzin K. A. Thrust stand for vertically oriented electric propulsion performance evaluation // Review of Scientific Instruments. 2010. Vol. 81, no. 11. DOI: 11510810.1063/1.3502463. (In Engl.).
12. Polk J. E., Haag T., Pancotti A. [et al.]. Recommended practice for thrust measurement in electric propulsion testing // Journal of Propulsion and Power. 2017. Vol. 33, no. 3. P. 539–555. DOI: 10.2514/1.B35564. (In Engl.).
13. Polzin K. A., Markusic T. E., Stanojevic B. J. [et al.]. Thrust stand for electric propulsion performance evaluation // Review of Scientific Instruments. 2006. Vol. 77, no. 10. 105108. DOI: 10.1063/1.2357315. (In Engl.).
14. Longmier B. W., Reid B. M., Gallimore A. [et al.]. Validating a plasma momentum flux sensor to an inverted pendulum thrust stand // Journal of Propulsion and Power. 2009. Vol. 25, no. 3. P. 746–752. DOI: 10.2514/1.35706. (In Engl.).
15. Yoshikawa T., Tsukizaki R., Kuninaka H. Calibration methods for the simultaneous measurement of the impulse, mass loss, and average thrust of a pulsed plasma thruster // Review of Scientific Instruments. 2018. Vol. 89, no. 9. 095103. DOI: 10.1063/1.5027047. (In Engl.).
16. Kostylev D. A., Fedotov O. V. Mashinnoye zreniye v robototekhnicheskikh sistemakh [Machine vision in robotic systems] // Nauka, tekhnika i obrazovaniye. *Science, Technology and Education*. 2016. No. 7 (25). P. 55–58. EDN: WHBBJJ. (In Russ.).
17. Yachmenev P. S., Fedyanin V. V., Vavilov I. S. Razrabotka stenda izmereniya tyagi na osnove aerodinamicheskogo metoda dlya elektroraketnykh dvigateley malykh kosmicheskikh apparatov [Development of a thrust measurement stand based on the

aerodynamic method for electric thrusters of small spacecraft] // *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin. Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines*. 2023. Vol. 11, no. 2. P. 51–57. DOI: 10.25206/2310-9793-2023-11-2-51-57. EDN: FBKNDS. (In Russ.).

18. VL53L0X. World smallest Time-of-Flight ranging and gesture detection sensor. *STMicroelectronics*. 2016. 40 p. (In Engl.).

19. Nicolau V. R. Omnidirectional scanner using a time of flight sensor / *Universitat Politècnica de Catalunya*. 2018. 44 p. (In Engl.).

FEDYANIN Viktor Viktorovich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Electrical Equipment Department, Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk.

SPIN-code: 1728-1697

ORCID: 0000-0003-3126-9865

AuthorID (SCOPUS): 57194235343

ResearcherID: O-9899-2015

Correspondence address: k13201@rambler.ru

SHALAY Viktor Vladimirovich, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Oil and Gas Engineering, Standardization and Metrology Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2322-6820

AuthorID (RSCI): 9913

ORCID: 0000-0003-0635-4849

AuthorID (SCOPUS): 35792469000

AuthorID (SCOPUS): 56755298300

AuthorID (SCOPUS): 57190972363

ResearcherID: P-8233-2015

YACHMENEV Pavel Sergeevich, Senior Lecturer of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 4744-0940

ORCID: 0000-0003-3483-4321

AuthorID (SCOPUS): 57193405041

ResearcherID: P-5381-2016

VAVILOV Igor Sergeevich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 3468-6744

AuthorID (RSCI): 518332

AuthorID (SCOPUS): 56610211900

ResearcherID: B-2634-2014

For citations

Fedyanin V. V., Shalay V. V., Yachmenev P. S., Vavilov I. S. Development of a stand for measuring thrust of micro-jet thrusters based on machine vision // *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2024. Vol. 8, no. 3. P. 107–115. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-3-107-115.

Received July 25, 2024.

© V. V. Fedyanin, V. V. Shalay,

P. S. Yachmenev, I. S. Vavilov