

DOI: 10.17586/1023-5086-2023-90-07-60-67

УДК 53.06, 53.08, 53.09

Стенд измерения остаточного реактивного момента оптико-механической системы

Илья Михайлович Белан¹✉, Юрий Петрович Ларионов²,
Даниил Юрьевич Ларионов³

^{1, 2}Филиал Корпорации «Комета» — Научно-проектный центр оптоэлектронных комплексов наблюдения, Санкт-Петербург, Россия

^{1, 3}Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург, Россия

¹iliyars97@gmail.com <https://orcid.org/0000-0002-6202-2331>

²Clystron@yandex.ru <https://orcid.org/0000-0002-1038-5923>

³LarionDan@yandex.ru <https://orcid.org/0000-0001-6722-9211>

Аннотация

Предмет исследования. Реактивный остаточный (некомпенсированный) момент на основании космического аппарата, возникающий при перемещении подвижной части оптико-механической системы, и установка для его измерения. **Цель работы.** Разработка метода измерения реактивного момента, возникающего при перемещении подвижной части оптико-механической системы, и создание на его основе стенда измерения реактивного момента; оценка точностных характеристик стенда. **Метод.** Математическое моделирование измерительного узла стенда, измерение реактивного момента по предложенному методу. **Основные результаты.** После математического моделирования измерительного узла устройства измерения реактивного остаточного момента предложенным методом был разработан стенд для его измерения на базе волоконного оптического гироскопа в качестве измерителя угловой скорости. Проведена оценка погрешности измерений стенда, которая не превышает 1%. **Практическая значимость.** Предложенный в работе метод измерения остаточного реактивного момента позволит с достаточной точностью измерять остаточный реактивный момент на основании аппаратуры, возникающий при вращении подвижной части оптико-механической системы. Полученные измерения позволяют либо скорректировать средства компенсации момента на основании космического аппарата, либо рассчитать погрешности в позиционировании оси визирования с учетом его смещения.

Ключевые слова: реактивный момент, оптико-механическая система, косвенные измерения, измерительный стенд, лазерный гироскоп

Ссылка для цитирования: Белан И.М., Ларионов Ю.П., Ларионов Д.Ю. Стенд измерения остаточного реактивного момента оптико-механической системы // Оптический журнал. 2023. Т. 90. № 7. С. 60–67. <http://doi.org/10.17586/1023-5086-2023-90-07-60-67>

Коды OCIS: 120.0280, 120.3940

Stand for measuring the residual reactive moment of the optical-mechanical system

ILYA M. BELAN¹✉, YURI P. LARIONOV², DANIIL YU. LARIONOV³

^{1, 2}The Branch of "Kometa Corp." — Scientific and Design Center of Optoelectronic Surveillance Systems, St. Petersburg, Russia

^{1, 3}Electrotechnical University "LETI", St. Petersburg, Russia

¹iliyars97@gmail.com <https://orcid.org/0000-0002-6202-2331>

²Clystron@yandex.ru <https://orcid.org/0000-0002-1038-5923>

³LarionDan@yandex.ru <https://orcid.org/0000-0001-6722-9211>

Abstract

Subject of study. Reactive residual moment on the base of the spacecraft, arising from the movement of the moving part of the opto-mechanical system, and the installation for its measurement. **Aim of study.** Development of a method for measuring the reactive moment that occurs when moving the moving part of the optical-mechanical system, and the creation of a stand for measuring the reactive moment based on this method, and an assessment of the accuracy characteristics of the stand. **Method.** Mathematical modeling of the measuring unit of the stand, measurement of the reactive moment according to the proposed method. **Main results.** After mathematical modeling of the measuring unit of the device for measuring the reactive residual torque according to the proposed method, a stand was developed for measuring the reactive residual moment that occurs when the moving part of the opto-mechanical system moves, based on a fiber optical gyroscope as an angular velocity meter. The measurement error of the stand was estimated, which does not exceed 1%. **Practical significance.** The method proposed in this work for measuring the residual reactive moment will allow measuring with sufficient accuracy the residual reactive moment on the base of the spacecraft, which arose during the rotation of the moving part of the optical-mechanical system. The obtained measurements make it possible either to correct the torque compensation means on the spacecraft base, or to calculate the errors in positioning the axis of sight, taking into account the displacement of the spacecraft.

Keywords: reactive moment, optical-mechanical system, indirect measurements, measuring stand, laser gyroscope

For citation: Belan I.M., Larionov Y.P., Larionov D.Y. Stand for measuring the residual reactive moment of an optical-mechanical system [in Russian] // Opticheskii Zhurnal. 2023. V. 90. № 7. P. 60–67. <http://doi.org/10.17586/1023-5086-2023-90-07-60-67>

OCIS codes: 120.0280, 120.3940

ВВЕДЕНИЕ

Реактивный остаточный момент оказывает негативное влияние на стабилизацию наземных транспортных средств [1], квадрокоптеров [2, 3], вертолетов [4, 5] и космических аппаратов [6–8]. Реактивный момент, возникающий при вращении подвижной части оптико-механической системы (ОМС), расположенной на летательном аппарате, приводит к вращению всего аппарата в противоположную сторону [9], что вызывает смещение оси визирования от заданного положения. Для устранения этого явления необходимо свести к минимуму влияние реактивного момента и ввести дополнительные поправки в процессе управления позиционированием визирующей оси.

Одним из способов решения этой проблемы является компенсация с помощью дополнительного маховика, соосно расположенного с основным двигателем и вращающегося в противоположную сторону [10, 11]. Таким образом момент от маховика компенсирует момент от основного двигателя. Однако с необходимой точностью аналитически подобрать момент инерции маховика и алгоритм его разгона сложно из-за допусков на размер и массу подвижных элементов ОМС. Приходится эмпирически подбирать параметры маховика для каждой отдельной ОМС. Для реализации этого необходимо предварительно измерить нескомпенсированный реактивный момент от суммарного воздействия результатов вра-

щения ОМС и маховика. В настоящее время существуют способы измерения крутящего момента с помощью различных тензометрических датчиков [12], однако все известные методы измеряют момент на валу двигателя, а не реактивный момент всей системы вместе с двигателем и компенсирующим маховиком.

Таким образом, целью настоящей работы являются разработка метода измерения реактивного момента и создание на его основе стенда измерения остаточного (некомпенсированного) реактивного момента ОМС, а также оценка точностных характеристик стенда.

МЕТОДИКА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

Стенд для измерения остаточного реактивного момента представляет собой конструкцию без сухого трения, обеспечивающую измеряемой аппаратуре одну степень свободы. В процессе углового перемещения ОМС на основании аппаратуры действует реактивный момент. Частично этот момент компенсируется маховиками, входящими в состав ОМС. Таким образом, стенд служит для измерения некомпенсированного внутренними средствами аппаратуры реактивного момента.

Конструктивно стенд представляет собой крутильный маятник. Момент инерции маятника состоит из суммы моментов инерции рамы с кантователем и момента инерции аппаратуры по измеряемой оси. Кантователь входит в узел подвеса и служит для удобства смены измеряемой оси аппаратуры путем расположения этой оси строго вертикально по оси чувствительности подвеса.

Дифференциальное уравнение колебательного звена крутильного маятника запишем в виде [13]

$$J\ddot{\varphi}(t) + 2b\dot{\varphi}(t) + c\varphi(t) = M(t), \quad (1)$$

где J — момент инерции, b — обобщенное вязкое трение, c — угловая жесткость подвеса, $M(t)$ — внешний момент, $\varphi(t)$ — угол поворота узла подвеса.

Запишем это уравнение иначе

$$\varphi(t) + 2\xi\omega_0\dot{\varphi}(t) + \omega_0^2\varphi(t) = M(t)/J, \quad (2)$$

где ω_0 — собственная частота колебательного звена, ξ — декремент затухания.

На рис. 1 представлены логарифмическая фазовая и логарифмическая амплитудная характеристики колебательного звена. Характеристики построены относительно резонансной (собственной) частоты (приведены к частоте резонанса ω_0).

Как видно из рисунка, колебательное звено не искажает входного сигнала ни по амплитуде, ни по фазе вплоть до области, близкой к собственной частоте колебаний. В области частот выше собственной частоты входной сигнал подавляется с темпом -40 дБ/декада (уменьшение амплитуды в 100 раз при увеличении частоты в 10 раз), а фаза выходного сигнала сдвигается на π по отношению к фазе входного сигнала [14]. Если входной сигнал состоит из нескольких гармоник, то в этой области частот высокочастотные гармоники будут ослабляться по мере удаления от частоты резонанса. Таким образом, с точки зрения

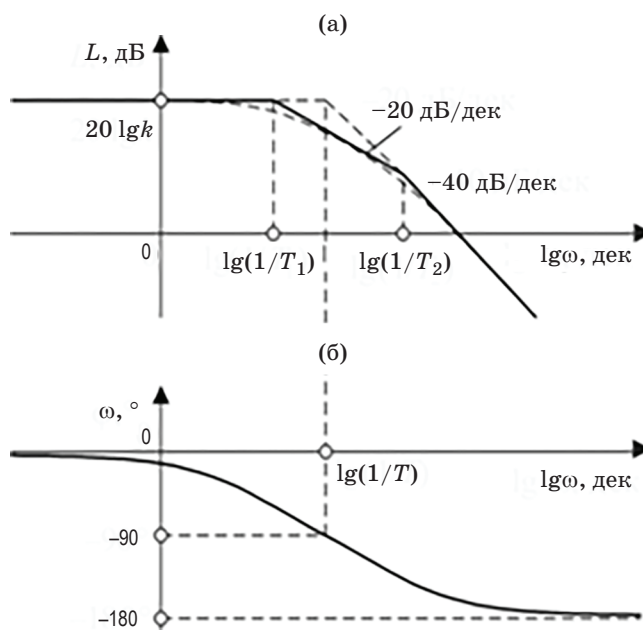


Рис. 1. Логарифмическая амплитудная (а) и логарифмическая фазовая (б) частотные характеристики колебательного звена. $1/T_1$ — частота среза, после которой амплитуда ослабляется на 20 дБ/дек, $1/T_2$ — частота среза, после которой амплитуда ослабляется на 40 дБ/дек

Fig. 1. (a) Logarithmic amplitude and (б) logarithmic phase frequency responses of the oscillatory link. $1/T_1$ is the cutoff frequency, after which the amplitude is attenuated by 20 dB/dec, $1/T_2$ is the cutoff frequency, after which the amplitude is attenuated by 40 dB/dec

информативности измерений наиболее рационально работать в дорезонансной области частот, где угловые перемещения узла подвеса наилучшим образом соответствуют действию момента на узел подвеса.

Зададим внешний момент в виде функции, представленной на рис. 2, и разложим ее в ряд Фурье [15]

$$M(t) = \frac{4a}{\pi} \left(\cos\left(\frac{\pi}{4}\right) \sin(\omega t) + \frac{1}{3} \cos\left(\frac{3\pi}{4}\right) \sin(3\omega t) + \frac{1}{5} \cos\left(\frac{5\pi}{4}\right) \sin(5\omega t) + \frac{1}{7} \cos\left(\frac{7\pi}{4}\right) \sin(7\omega t) + \frac{1}{9} \cos\left(\frac{9\pi}{4}\right) \sin(9\omega t) + \dots \right), \quad (3)$$

где a — максимальное значение момента.

На рис. 3 приведены упрощенный график остаточного реактивного момента, возникающего при перенацеливании аппаратуры, и результат суммирования первых шести слагаемых ряда Фурье (3). Пропустим шесть первых гармоник ряда через колебательное звено (1) последовательно и суммируем полученные результаты.

Для каждой из гармоник угла отклонения рамы стенда можно записать

$$\varphi(t) + 2\xi\varphi(t) + \omega_0^2\varphi(t) = M(t)/J, \quad (4)$$

где

$$\frac{M_r(t)}{(J\sqrt{\omega_0^2 - \Omega_r^2})^2 + 4\xi^2\Omega_r^2} = A_r, \\ \arctan\left(\frac{2\xi\Omega_r}{(\omega_0^2 - \Omega_r^2)}\right) = \psi_r,$$

ω_0 — собственная частота колебаний подвеса рамы, Ω_r — круговая частота гармоники, $r = 1, 3, 5, 7, 9, 11, \dots$ — коэффициент гармоники.

Тогда для угла отклонения рамы стенда, построенного по 6 первым гармоникам ряда, получим

$$\varphi(t) = \sum_{r=1}^{11} \varphi_r(t). \quad (5)$$

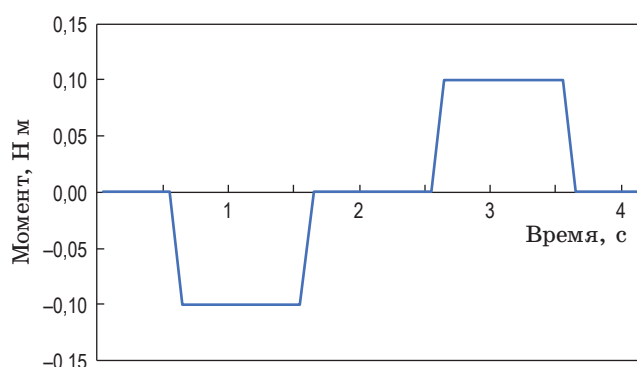


Рис. 2. Внешний возмущающий момент

Fig. 2. External disturbing moment

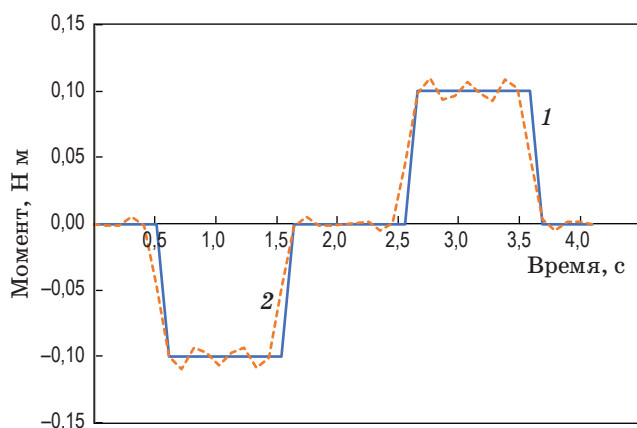


Рис. 3. Внешний возмущающий момент (1), представленный в виде суммы ряда Фурье (2)

Fig. 3. (1) External disturbing moment, presented as (2) the sum of the Fourier series

В соответствии с заданием на проектирование аппаратуры первая гармоника возмущающего момента имеет период $T_1 = 4$ с (время периода вращения оптической системы) и круговую частоту $\Omega_{r1} = 1/T_1 = 0,25$ рад/с.

На рис. 4 приведен результат моделирования ускорения рамы под действием момента амплитудой 0,1 Н·м при различных настройках узла подвеса стенда с различными декрементами затухания и $T_1 = 4$ с. На рисунке видно, что увеличение декремента затухания выше $\xi = 0,1$ приводит к существенным деформациям формы выходного сигнала по отношению к входному моменту. В стенде декремент затухания зависит от скоростного трения в оси подвеса и диссипативных потерь в металлической струне, на которой подвешена рама крепления ОМС. Следовательно, механиче-

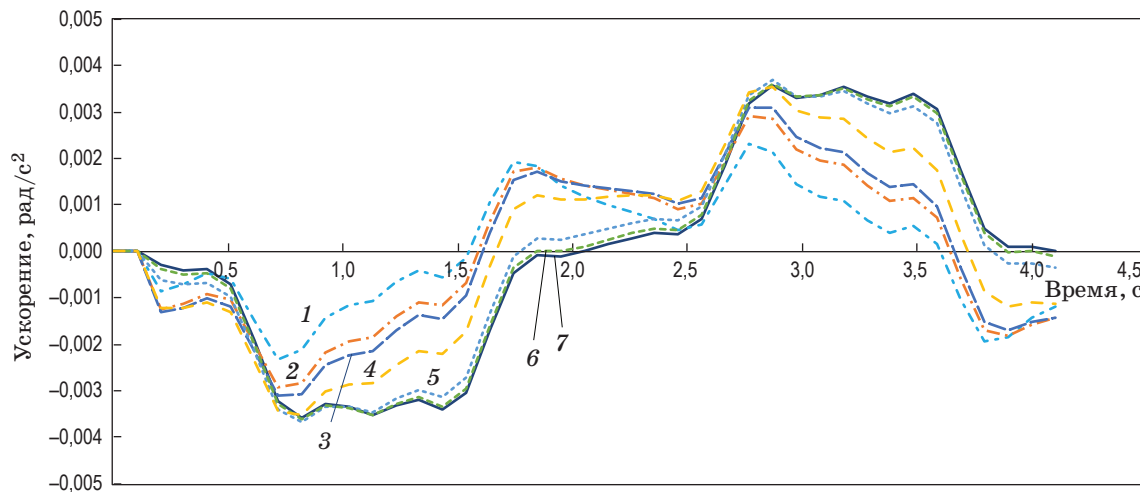


Рис. 4. Ускорения рамы с декрементами затухания, равными 1 (1), 0,6 (2), 0,5 (3), 0,3 (4), 0,1 (5), 0,05 (6) и 0,03 (7)

Fig. 4. Frame accelerations with damping decrements equal to (1) 1, (2) 0.6, (3) 0.5, (4) 0.3, (5) 0.1, (6) 0.05, and (7) 0.03

ские параметры струны и способ ее крепления следует выбрать таким образом, чтобы декремент затухания системы не превышал 0,1.

Скорость качания узла подвеса измеряется волоконным оптическим гироскопом (ВОГ). После дифференцирования сигнала ВОГ получаем сигнал ускорения узла подвеса. Для получения значения момента на основании следует умножить полученное ускорение узла подвеса на момент инерции узла подвеса.

Как следует из рис. 1, для измерения моментов с периодом 4 с без существенных искажений следует настраивать узел подвеса на период собственных колебаний не менее 10–12 с.

В процессе измерений полученные значения ускорения сравниваются с ускорением, возникшим от воздействия измерительного маховика, который закрепляется на узле подвеса стенда.

Момент, вносимый измерительным маховиком M_m , определяется выражением

$$M_m = J_m \frac{\Delta\omega_m}{\Delta t}, \quad (6)$$

где J_m — расчетный момент инерции измерительного маховика, равный $2,68/10^4$ кг м², определяется с относительной погрешностью 0,002, $\Delta\omega_m$ — разность скоростей на границах участка линейного изменения скорости измерительного маховика $\Delta\omega_m = 18,65$ 1/с, Δt — период времени, соответствующий линейному

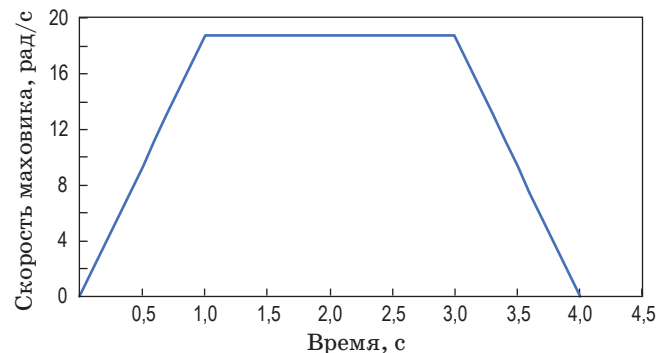


Рис. 5. Скорость измерительного маховика

Fig. 5. The speed of the measuring flywheel

участку изменения скорости измерительного маховика ($\Delta t = 1$ с).

Тестовый момент должен иметь период, равный периоду вращения ОМС — 4 с. График на рис. 5 может служить основой для генерации задания контура управления по скорости поворота измерительного маховика.

КОНСТРУКЦИЯ СТЕНДА

Стенд (рис. 6) представляет собой подвешенный на тросе металлический куб, в который помещается исследуемая подвижная оптическая система. В качестве средства измерения используются датчик эталонного момента и ВОГ. Датчик эталонного момента состоит

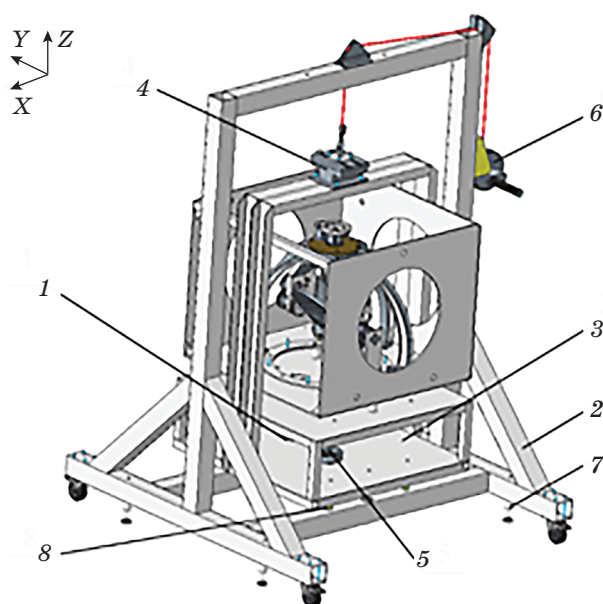


Рис. 6. Устройство измерения реактивного момента. 1 — маховик, 2 — платформа, 3 — измерительная платформа с изделиедержателем, 4 — зацеп настраиваемый, 5 — ВОГ, 6 — лебедка ручная, 7 — опоры-домкраты, 8 — конус

Fig. 6. Device for measuring reactive torque. (1) Flywheel, (2) platform, (3) measuring platform with product holder, (4) adjustable hook, (5) fiber optic gyroscope, (6) manual winch, (7) support-jacks, (8) cone

из моментного двигателя и маховика, суммарный момент инерции которых составляет $2,68/10^4 \text{ кг м}^2$.

Тестовое воздействие осуществляется следующим способом: при подаче напряжения на моментный двигатель маховика двигатель начинает вращаться с заданным количеством оборотов по определенному закону изменения угловой скорости. Для регистрации этих параметров служит преобразователь угловых перемещений ЛИР-ДА190К. Вращение двигателя приводит к вращению маховика, в свою очередь маховик передает колебания на измерительную платформу с изделиедержателем, скорость колебаний регистрируется ВОГ. При перемещении подвижной части изделия создается момент на основание стенда, под действием которого измерительная платформа с изделиедержателем начинает колебаться. Скорость этих колебаний регистрируется ВОГ. Эти показания дифференцируются и градуируются по показаниям ускорения колебаний от маховика, полученным при тестовом воз-

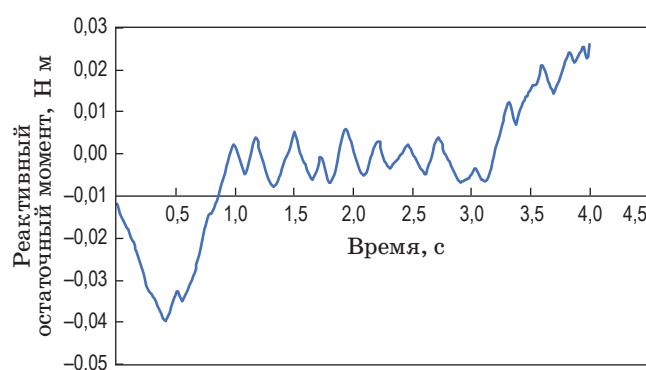


Рис. 7. Измеренный некомпенсированный момент на основание

Fig. 7. Measured uncompensated moment to the ground

действию по известному кинетическому моменту маховика. В результате получают значение некомпенсированного момента на основание стенда при перемещении подвижной части ОМС. Пример результатов измерений приведен на рис. 7.

Основным ограничением данного метода является наличие вибраций основания стенда, которые приводят к зашумлению регистрируемого сигнала. Это ограничение можно частично устранить введением в состав стенда виброизоляционных опор, размещением стенда на развязанном фундаменте и проведением измерений в ночное время, когда вибрационный фон заметно ниже. В ходе дальнейших усовершенствований стенда эти вопросы будут подробно исследованы.

Погрешность измерения скорости измерительного маховика $\Delta\omega_m = 2\omega_{\max}$ определяется по абсолютной погрешности датчика угла ЛИР-ДА190К (75"), установленного соосно с маховиком, отнесенной ко времени измерения 0,2 с, т.е. $0,1 \text{ град/с} = 0,00175 \text{ 1/с}$. Отсюда относительная погрешность измерения скорости маховика составляет $\Delta\omega_m = 0,00175/18,65 = 9,36/10^5 \text{ 1/с}$. Единица измерения времени Δt определяется по количеству тактовых импульсов контроллера за 1 с. Опорная частота контроллера 2000 Гц, поэтому абсолютная погрешность измерения времени составит $1/2000 \text{ с}$, а относительная погрешность не превысит значения $5/10^4$.

Эталонный момент на основание стенда от измерительного маховика $M_m = 0,005 \text{ Н м}$. Тогда требуемое значение ускорения $\Delta\omega_m/\Delta t$ измерительного маховика на линейном участ-

ке изменения скорости составит $\Delta\omega_m/\Delta t = M_m/J_m = 0,005/2,6/10^4 = 18,65 \text{ рад/с}^2$.

Для оценки некомпенсированного момента, создаваемого при перенацеливании аппаратуры, измеряется изменение скорости узла подвеса в процессе перенацеливания, результат измерения дифференцируется и соотносится с пороговым значением (0,005 Н м), полученным при тестовом воздействии. Относительная погрешность гироскопа ВОГ ОИУС-1000 составляет 0,01. Тогда относительная погрешность измерений на стенде остаточного момента составит [16]

$$\delta M_m = \sqrt{(9,36 \times 10^{-5})^2 + (1,9 \times 10^{-3})^2 + (1 \times 10^{-2})^2} = 1\%.$$

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Hiraoka T., Nishihara O., Kumamoto H. Steering reactive torque presentation method for a steer-by-wire vehicle // *Rev. Automot. Eng.* 2008. V. 29. № 2. P. 287–294.
2. Yoon J., Doh J. Optimal PID control for hovering stabilization of quadcopter using long short term memory // *Adv. Eng. Inform.* 2022. V. 53. P. 101679. <https://doi.org/10.1016/j.aei.2022.101679>
3. Kumar S., Dewan L. Quadcopter stabilization using hybrid controller under mass variation and disturbances // *J. Vib. Control.* 2022. P. 10775463221125628. <https://doi.org/10.1177/10775463221125628>
4. Lui C. Stabilization control of quadrotor helicopter through matching solution by controlled Lagrangian method // *Asian J. Control.* 2022. V. 24. № 4. P. 1885–1894. <https://doi.org/10.1002/asjc.2622>
5. Krodkiwski J.M., Faragher J.S. Stabilization of motion of helicopter rotor blades using delayed feedback-modelling, computer simulation and experimental verification // *J. Sound Vib.* 2000. V. 234. № 4. P. 591–610. <https://doi.org/10.1006/jsvi.1999.2878>
6. Rahimi A. Fault isolation and identification of a four-single-gimbal control moment gyro on-board a 3-axis stabilized satellite // *Int. J. Progn. Health Manag.* 2021. V. 12. № 3. P. 1–7. <https://doi.org/10.36001/ijphm.2021.v12i3.2934>
7. Kalenova V.I., Morozov V.M. Novel approach to attitude stabilization of satellite using geomagnetic Lorentz forces // *Aerospace Sci. Technol.* 2020. V. 106. P. 106105. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106105>
8. Luo C., Wen H., Jin D. Deployment of flexible space tether system with satellite attitude stabilization // *Acta Astronautica.* 2019. V. 160. P. 240–250. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.04.036>
9. Murakami T., Yu F. Torque sensorless control in multidegree-of-freedom manipulator // *IEEE Trans. Ind. Electron.* 1993. V. 40 № 2. P. 259–265. <https://doi.org/10.1109/41.222648>
10. Лисин С.П., Шевченко И.П., Бойченко А.Н., Заболотный А.М. Вертолет с роторным компенсатором реактивного момента // Патент РФ № RU2282565C2. Бюл. 2006. № 24.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный в настоящей работе метод измерения реактивного момента, возникающего при вращении подвижной части оптико-механической системы, и созданный на его основе стенд позволяют очень точно (относительная погрешность 1%) измерить некомпенсированный реактивный момент в наземных условиях. Это создает возможность настроить алгоритм разгона двигателя привода и обеспечить выбор соотношения моментов инерции компенсационного маховика и подвижной части оптико-механической системы. В результате таких действий появляется перспектива точного позиционирования оси визирования оптико-механической системы относительно цели в процессе перенацеливания.

REFERENCES

1. Hiraoka T., Nishihara O., Kumamoto H. Steering reactive torque presentation method for a steer-by-wire vehicle // *Rev. Automot. Eng.* 2008. V. 29. № 2. P. 287–294.
2. Yoon J., Doh J. Optimal PID control for hovering stabilization of quadcopter using long short term memory // *Adv. Eng. Inform.* 2022. V. 53. P. 101679. <https://doi.org/10.1016/j.aei.2022.101679>
3. Kumar S., Dewan L. Quadcopter stabilization using hybrid controller under mass variation and disturbances // *J. Vib. Control.* 2022. P. 10775463221125628. <https://doi.org/10.1177/10775463221125628>
4. Lui C. Stabilization control of quadrotor helicopter through matching solution by controlled Lagrangian method // *Asian J. Control.* 2022. V. 24. № 4. P. 1885–1894. <https://doi.org/10.1002/asjc.2622>
5. Krodkiwski J.M., Faragher J.S. Stabilization of motion of helicopter rotor blades using delayed feedback-modelling, computer simulation and experimental verification // *J. Sound Vib.* 2000. V. 234. № 4. P. 591–610. <https://doi.org/10.1006/jsvi.1999.2878>
6. Rahimi A. Fault isolation and identification of a four-single-gimbal control moment gyro on-board a 3-axis stabilized satellite // *Int. J. Progn. Health Manag.* 2021. V. 12. № 3. P. 1–7. <https://doi.org/10.36001/ijphm.2021.v12i3.2934>
7. Kalenova V.I., Morozov V.M. Novel approach to attitude stabilization of satellite using geomagnetic Lorentz forces // *Aerospace Sci. Technol.* 2020. V. 106. P. 106105. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106105>
8. Luo C., Wen H., Jin D. Deployment of flexible space tether system with satellite attitude stabilization // *Acta Astronautica.* 2019. V. 160. P. 240–250. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.04.036>
9. Murakami T., Yu F. Torque sensorless control in multidegree-of-freedom manipulator // *IEEE Trans. Ind. Electron.* 1993. V. 40 № 2. P. 259–265. <https://doi.org/10.1109/41.222648>
10. Lisin S.P., Shevchenko I.P., Boychenko A.N., Zabolotnyj A.M. Helicopter with rotary reaction torque compensator // *RF Patent № RU2282565C2. Bull.* 2006. № 24.

11. Юркин В.И. Способ компенсации реактивного момента несущего винта // Патент РФ № RU2514010C1. Бюл. 2014. № 12.
12. Раянов Т.А. Обзор новых типов датчиков крутящего момента // Тр. сист. технол. 2020. Т. 6. № 1. С. 5–14. <https://doi.org/10.17816/transssyst2020615-14>
13. Лазарева Т.Я., Мартемьянов Ю.Ф. Основы теории автоматического управления. Тамбов: ТГТУ, 2004. 352 с.
14. Ерофеев А.А. Теория автоматического управления. Учебник для вузов / Под ред. Мироченкова Е.М., Шарова Е.В. СПб.: Политехника, 2008. 302 с.
15. Толстов Г.П. Ряды Фурье. М.: изд. Физ.-матем. литературы, 1960. 392 с.
16. Миронов Э.Г. Методы и средства измерений. Екатеринбург: ГОУ ВПО УГТУ–УПИ., 2009. 463 с.

11. Jurkin V.I. Compensation for reactive moment of rotor // RF Patent № RU2514010. Bull. 2014. № 12.
12. Rainov T.A. Overview of new types of torque force sensors [in Russian] // Transp. Syst. Technol. 2020. V. 6. № 1. P. 5–14. <https://doi.org/10.17816/transssyst2020615-14>
13. Lazareva T.Y., Martemyanov Y.F. Fundamentals of the theory of automatic control [in Russian]. Tambov: TSTU Publ., 2004. 352 p.
14. Erofeev A.A. Theory of automatic control. Textbook for universities [in Russian] / Ed. Mirochenkova E.M., Sharova E.V. St. Petersburg: Polytechnika Publ., 2008. 302 p.
15. Tolstov G.P. Fourier series [in Russian]. Moscow: State Publishing House of Physical and Mathematical Literature, 1960. 392 p.
16. Mironov E.G. Methods and means of measurement [in Russian]. Ekaterinburg: GOU VPO USTU–UPI Publ., 2009. 463 p.

АВТОРЫ

Илья Михайлович Белан — аспирант, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург, 197022, Россия; инженер 3-й категории, Филиал Корпорации «Комета» — Научно-проектный центр оптоэлектронных комплексов наблюдения, Санкт-Петербург, 194021, Россия; <https://orcid.org/0000-0002-6202-2331>; iliyars97@gmail.com

Юрий Петрович Ларионов — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник, Филиал Корпорации «Комета» — Научно-проектный центр оптоэлектронных комплексов наблюдения, Санкт-Петербург, 194021, Россия; <https://orcid.org/0000-0002-1038-5923>; Clystron@yandex.ru

Даниил Юрьевич Ларионов — кандидат технических наук, доцент, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург, 197022, Россия; Scopus ID: 54794178600; <https://orcid.org/0000-0001-6722-9211>; LarionDan@yandex.ru

AUTHORS

Ilya M. Belan — PhD Student, Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI", St. Petersburg, 197022, Russia; 3rd Category Engineer, The Branch of JSC "Kometa Corp." — Electro Optical Surveillance Systems, St. Petersburg, 194021, Russia; <https://orcid.org/0000-0002-6202-2331>; iliyars97@gmail.com

Yuri P. Larionov — PhD, Principal Researcher, The Branch "Kometa Corp." — Electro Optical Surveillance Systems, St. Petersburg, 194021, Russia; <https://orcid.org/0000-0002-1038-5923>; Clystron@yandex.ru

Daniil Yu. Larionov — PhD, Associate Professor, Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI", St. Petersburg, 197022, Russia; Scopus ID: 54794178600; <https://orcid.org/0000-0001-6722-9211>; LarionDan@yandex.ru

Статья поступила в редакцию 24.02.2023
Одобрена после рецензирования 19.04.2023
Принята к печати 29.05.2023

The article was submitted to the editorial office 24.02.2023
Approved after review 19.04.2023
Accepted for publication 29.05.2023