

Оценка реактивного некомпенсированного момента оптико-механической системы

Д. Ю. Ларионов, И. М. Белан✉

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

✉ iliyars97@gmail.com

Аннотация. Исследуется реактивный момент, возникающий при вращении оптической системы, расположенной на космическом аппарате. Вращение оптических систем приводит к возникновению реактивного момента, действующего на космический аппарат, который приведет к развороту космического аппарата вокруг его центра тяжести в направлении, противоположном перемещению подвижной массы оптической системы. Вследствие этого ось визирования оптической системы займет в пространстве некоторое положение, не совпадающее с заданными углами на перенацеливание. Особенно сильно влияние реактивных моментов и сил в случае инфракрасных оптических систем, имеющих значительный вес и габариты. Измеряется значение этого момента и показан способ его компенсации. Патентный поиск показал отсутствие готовых способов для проведения подобных измерений. В данной статье представлена оригинальная методика измерений реактивного момента.

Ключевые слова: реактивный момент, косвенные измерения, измерительный стенд, лазерный гироскоп

Для цитирования: Ларионов Д. Ю., Белан И. М. Оценка реактивного некомпенсированного момента оптико-механической системы // Изв. СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2024. Т. 17, № 7. С. 16–22. doi: 10.32603/2071-8985-2024-17-7-16-22.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Original article

Evaluation of the Reactive Uncompensated Torque of an Optical and Mechanical System

D. Yu. Larionov, I. M. Belan

Saint Petersburg Electrotechnical University, Saint Petersburg, Russia

✉ iliyars97@gmail.com

Abstract. This article examines the reactive torque that occurs during the rotation of an optical system installed on a spacecraft. The rotation of optical systems leads to the emergence of a reactive torque acting on the spacecraft, triggering its rotation around the center of gravity in the direction opposite to the movement of the moving mass of the optical system. As a result, the sight axis of the optical system takes a certain position in space that does not coincide with the specified angles for retargeting. The influence of reactive moments and forces is especially strong in the case of infrared optical systems that are characterized by significant weight and dimensions. The magnitude of this moment is measured and a method for its compensation is shown. The conducted patent search showed the absence of ready-made solutions for carrying out such measurements. This article presents an original method for measuring reactive torque.

Keywords: reactive torque, indirect measurements, measuring stand, laser gyroscope

For citation: Larionov D. Yu., Belan I. M. Evaluation of the Reactive Uncompensated Moment of an Optical and Mechanical System // LETI Transactions on Electrical Engineering & Computer Science. 2024. Vol. 17, no. 7. P. 16–22. doi: 10.32603/2071-8985-2024-17-7-16-22.

Conflict of interest. The authors declare no conflicts of interest.

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

Возможным способом решения этой проблемы служит компенсация с помощью дополнительного маховика, установленного соосно с основным двигателем. Маховик должен вращаться в противоположную сторону. Таким образом, момент от маховика компенсирует момент от основного двигателя. Для подбора момента инерции и алгоритма разгона компенсирующего маховика должен быть известен нескомпенсированный мо-

мент. Аналитического расчета бывает недостаточно из-за погрешности изготовления подвижных частей оптико-механической системы. Таким образом, цель настоящей статьи заключается в измерении реактивного момента для дальнейшей компенсации.

Математическое описание реактивных моментов при вращении оптико-механической системы. Особенность конструкции исследуемой ОМС состоит в несовпадении точки пересечения осей кардана с центром тяжести подвижного зеркального блока. Обозначим расстояние между этими точками как r (рис. 1). Рассмотрим результат воздействия реактивных моментов на основании космического аппарата (КА) с учетом расположения центра вращения кардана ОМС относительно центра тяжести КА. Свяжем с точкой центра масс O_0 космического аппарата неподвижную систему координат $O_0X_0Y_0Z_0$. С центром кардана свяжем систему координат $OXYZ$, развернутую относительно неподвижной системы координат на углы A и B . Редукторный привод кардана, установленный на оси OY_0 , неподвижен, а второй, установленный

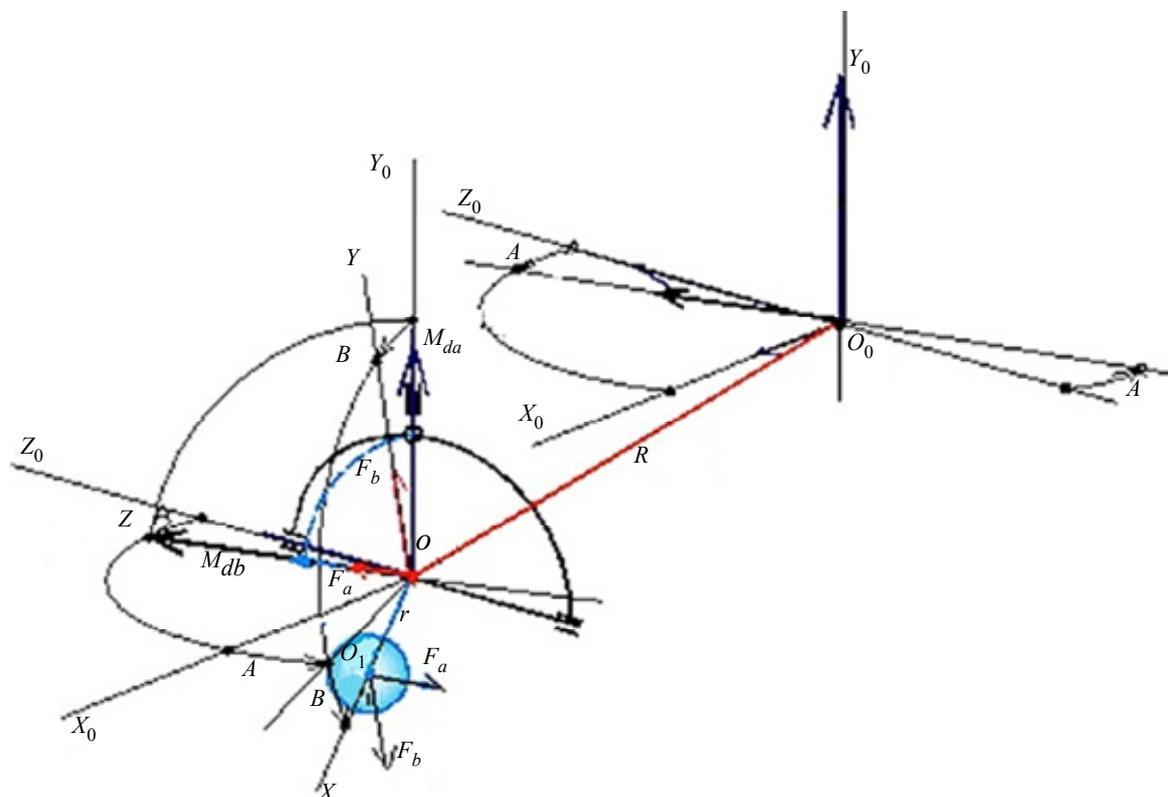


Рис. 1. Математическая модель оптико-механической системы

Fig. 1. Mathematical model of an optical and mechanical system

на оси OZ_0 , имеет возможность разворачиваться на угол A вместе с внутренней рамой кардана. Узел зеркал не уравновешен относительно внутренней оси кардана. Центр масс узла зеркал O_1 смещен относительно центра кардана на расстояние r . Центр кардана O имеет координаты R_x, R_y, R_z в неподвижной системе координат $O_0X_0Y_0Z_0$. Для разворота узла зеркал на углы A и B по соответствующим осям при помощи приводов создаются моменты M_{da} и M_{db} .

Эти моменты одновременно приводят в движение компенсационные маховики приводов и узел зеркал. В свою очередь, узел зеркал (с подвижными элементами кардана) имеет собственные моменты инерции J_{da} и J_{db} относительно осей, связанных с центром кардана. К центру масс узла зеркал будут приложены силы F_a и F_b , приводящие узел зеркал в движение, тогда к основанию КА в точке, соответствующей центру карданова подвеса, будут приложены силы F_a и F_b , направленные в противоположную сторону. Если центр масс КА (точка O_0) и центр кардана (точка O) не совпадают, то к КА будут приложены реактивные моменты, вызванные силами F_a и F_b . С другой стороны, двигатели приводов приводят во вращение маховики, что сопровождается возникновением соответствующих моментов M_{ma} и M_{mb} реакции на КА. Результирующие реактивные моменты можно рассчитать как сумму всех перечисленных воздействий. Сканирующее зеркало связано кинематически с зеркальным блоком через рычажный механизм, который с высокой точностью делит угол поворота B зеркального блока на 2 и поворачивает сканирующее зеркало на угол $B/2$ вокруг оси OZ . Этот поворот осуществляется тем же приводом по оси OZ . Поэтому момент инерции сканирующего зеркала может быть включен в момент инерции J_{db} . Таким образом, к основанию приложены реактивные моменты, некоторые из которых можно представить в виде соответствующих пар сил:

$$\begin{aligned} M_{ra} &= F_a r + M_{da} - M_{ma}; \\ M_{rb} &= F_b r + M_{db} - M_{mb}, \end{aligned} \quad (1)$$

где r – расстояние между пересечением осей карданова подвеса и центром тяжести блока зеркал.

Моменты определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} M_{da} &= \varepsilon_{da} J_{da}; \quad M_{db} = \varepsilon_{db} J_{db}; \\ M_{ma} &= \varepsilon_{ma} J_{ma}; \quad M_{mb} = \varepsilon_{mb} J_{mb}, \end{aligned}$$

где J_{ma}, J_{mb} – моменты инерции компенсационных маховиков, установленных по осям OY и OZ ; $\varepsilon_{da}, \varepsilon_{db}$ – угловые ускорения подвижных частей кардана по соответствующим углам поворота; $\varepsilon_{ma}, \varepsilon_{mb}$ – угловые ускорения маховиков по соответствующим углам поворота.

Спроецируем силы F_a и F_b , приложенные к центру кардана, на оси неподвижной системы координат $O_0X_0Y_0Z_0$:

$$\begin{aligned} F_{x_0} &= F_a \sin(A) + F_b \sin(B) \cos(A); \\ F_{y_0} &= F_b \cos(B); \\ F_{z_0} &= F_a \cos(A) - F_b \sin(A) \sin(B). \end{aligned} \quad (2)$$

Нетрудно показать, что эти силы, приложенные к КА в точке O , создадут моменты относительно центра масс O_0 . С учетом (1) для проекций момента возмущения на оси КА получим:

$$\begin{aligned} M_{x_0} &= F_{z_0} R_y + F_{y_0} R_z + (M_{da} - M_{ma}) \sin(A); \\ M_{y_0} &= F_{x_0} R_z + F_{z_0} R_x + (M_{da} - M_{ma}); \\ M_{z_0} &= F_{y_0} R_x + (M_{db} - M_{mb}) \cos(A). \end{aligned} \quad (3)$$

Поставим (2) в (3). Получим

$$\begin{aligned} M_{x_0} &= (F_a \cos(A) - F_b \sin(A) \sin(B)) R_y + \\ &+ (F_b \cos(B)) R_z + (M_{db} - M_{mb}) \sin(A); \\ M_{y_0} &= (F_a \sin(A) - F_b \sin(B) \cos(A)) R_z + \\ &+ (F_a \cos(A) + F_b \sin(A) \sin(B)) R_x + \\ &+ (M_{db} - M_{mb}) \sin(A); \\ M_{z_0} &= F_b R \cos(B) R_x + (M_{db} - M_{mb}) \cos(A). \end{aligned} \quad (4)$$

В (4) проекции моментов на оси состоят из сумм двух частей моментов, возникающих от смещения центра кардана относительно центра масс КА (слагаемые, содержащие R_x, R_y, R_z), и моментов, возникающих из-за неполной компенсации моментов двигателями моментами соответствующих маховиков.

Пример расчета реактивных моментов. $M_{x_0}, M_{y_0}, M_{z_0}$ – суммарные значения реактивных моментов, действующих на КА по соответствующим осям, рассчитываются по следующим выражениям:

$$\begin{aligned} M_{x_0} &= M_{x_c} + M_{x_1}; \\ M_{y_0} &= M_{y_c} + M_{y_1}; \\ M_{z_0} &= M_{z_c} + M_{z_1}, \end{aligned} \quad (5)$$

где $M_{x_c}, M_{y_c}, M_{z_c}$ – моменты, возникающие из-за смещения масс КА относительно центра кардана; $M_{x_1}, M_{y_1}, M_{z_1}$ – моменты, возникающие из-за неполной компенсации реактивных моментов.

$$\begin{aligned}
 M_{x_c} &= R_y (F_a \cos(A) - F_b \sin(A) \sin(B)) + \\
 &\quad + R_z (F_b \cos(B)); \\
 M_{y_c} &= R_z (F_a \sin(A) - F_b \sin(B) \cos(A)) + \\
 &\quad + R_x (F_a \cos(A) + F_b \sin(A) \sin(B)); \\
 M_{z_c} &= R_x F_b \cos(B). \\
 M_{x_1} &= R_y (F_a \cos(A) - F_b \sin(A) \sin(B)) + \\
 &\quad + R_z (F_b \cos(B)); \\
 M_{y_1} &= R_z (F_a \sin(A) - F_b \sin(B) \cos(A)) + \\
 &\quad + R_x (F_a \cos(A) + F_b \sin(A) \sin(B)); \\
 M_{z_1} &= R_x F_b \cos(B).
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

Для расчета остаточных реактивных моментов, зададимся следующими значениями параметров, представленными в табл. 1.

Табл. 1. Исходные данные
Tab. 1. Initial data

Параметр	Значение	Ед. измерения
J_{da}	2.84	кг · м ²
J_{db}	1.9	кг · м ²
J_{ma}	0.0169	кг · м ²
J_{mb}	0.0113	кг · м ²
r	0.3	м
R_x	1.212	м
R_y	0.28	м
R_z	0.015	м
A	0.0873	рад
B	0.0873	рад
ε_a	0.127	рад/с ²
ε_b	0.127	рад/с ²

Пользуясь формулами (1)–(7) и исходными данными табл. 1, рассчитаем итоговые реактивные моменты (табл. 2).

Табл. 2. Результаты расчета
Tab. 2. Calculation results

Параметр	Значение	Ед. измерения
M_{da}	0.3607	Н · м
M_{db}	0.2413	Н · м
F_a	0.0504	Н
F_b	0.0378	Н
F_x	0.0077	Н
F_y	0.0377	Н
F_z	0.0499	Н
M_{x_c}	0.0145	Н · м
M_{y_c}	0.0606	Н · м
M_{z_c}	0.0456	Н · м
M_{x_1}	0.0013	Н · м
M_{y_1}	0.0151	Н · м
M_{z_1}	0.0113	Н · м
M_x	0.0158	Н · м
M_y	0.0757	Н · м
M_z	0.0569	Н · м

Таким образом, при заданных параметрах основной вклад в реактивные моменты вносит смещение центра кардана относительно центра масс КА, поэтому при компоновке КА указанное смещение должно быть минимизировано.

Измерение реактивного момента. Для подтверждения расчетных результатов были проведены измерения реактивного момента на измерительном стенде [6]. Стенд (рис. 2) представляет собой металлическую раму, подвешенную на тросе, в которую помещается исследуемая подвижная оптическая система. Средством измерения служат датчик эталонного момента и волоконно-оптический гироскоп. Датчик эталонного момента состоит из моментного двигателя и маховика, суммарный момент инерции которых составляет $2.68/10^4$ кг · м². Момент инерции и профиль его разгона точно известны и подобраны таким образом, чтобы момент равнялся 0.005 Н · м.

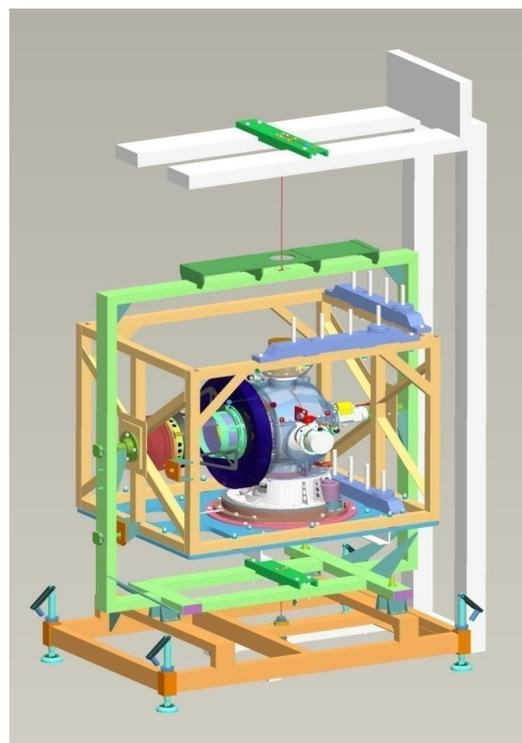


Рис. 2. Стенд измерения реактивного момента
Fig. 2. Reactive torque measurement stand

Измерения проводятся косвенным методом – реакция стенда на момент, вызванный перемещением оптической системы сравнивается с реакцией на момент от эталонного маховика. Тестовое воздействие на стенд задается эталонным маховиком, вследствие чего рама подвеса совершает колебания, скорость которых регистрирует волоконно-оптический гироскоп рис. 3.

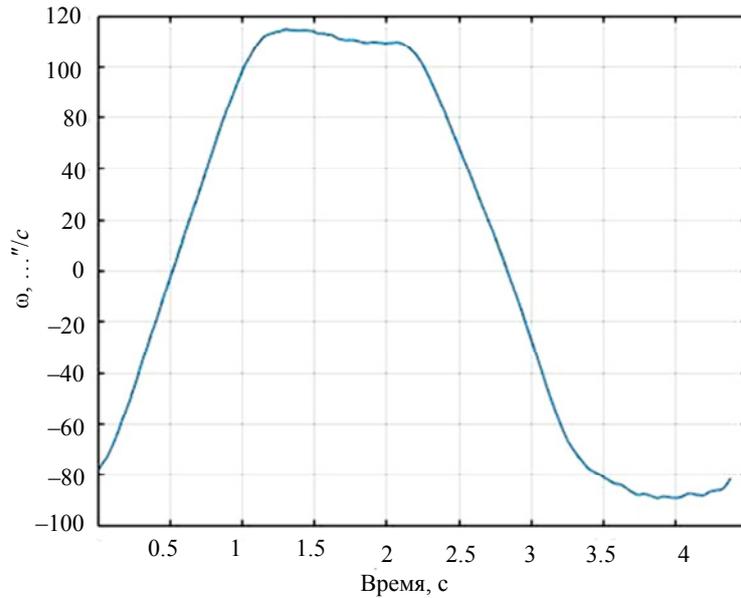


Рис. 3. Скорость колебаний рамы при тестовом воздействии
Fig 3. Frame vibration speed during test impact

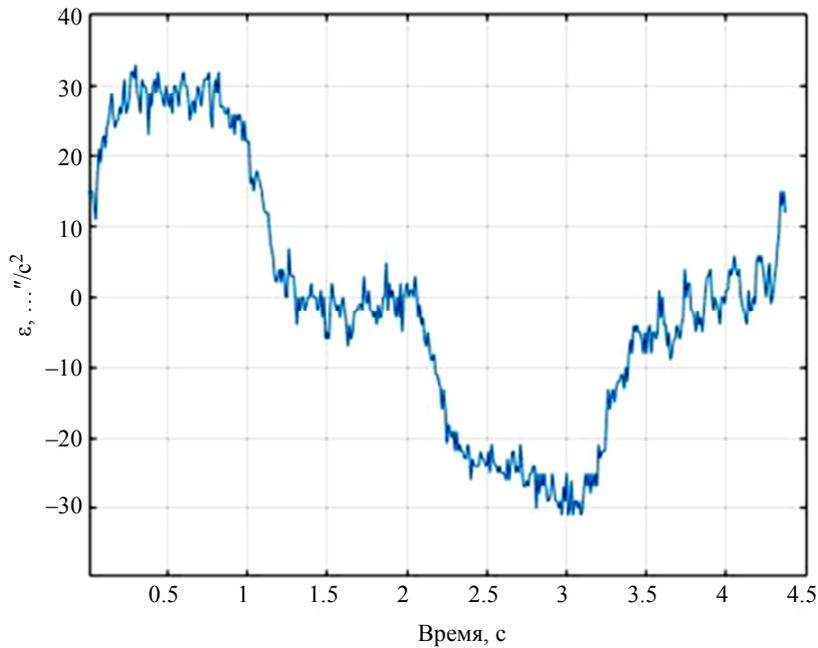


Рис. 4. Ускорение колебаний рамы при тестовом воздействии
Fig. 4. Acceleration of frame vibrations during test impact

Реактивный момент определяется по следующей формуле:

$$M = J\varepsilon, \quad (8)$$

где J – момент инерции станда; ε – ускорение колебаний.

Для нахождения ускорения про дифференцируем график на рис. 3. График ускорения показан на рис. 4.

Так как момент эталонного маятника был посчитан точно, можно считать, что ускорение рамы

30 угловых секунд соответствует моменту $0.005 \text{ Н} \cdot \text{м}$.

Далее переместим оптико-механическую систему вокруг оси Z и проведем аналогичные измерения скорости и ускорения колебаний (рис. 5).

Максимальное по модулю ускорение составляет $336 \text{ } ^\circ/\text{с}^2$. Момент определим по следующей формуле:

$$M_o = \frac{\varepsilon_o}{\varepsilon_m} M_m. \quad (9)$$

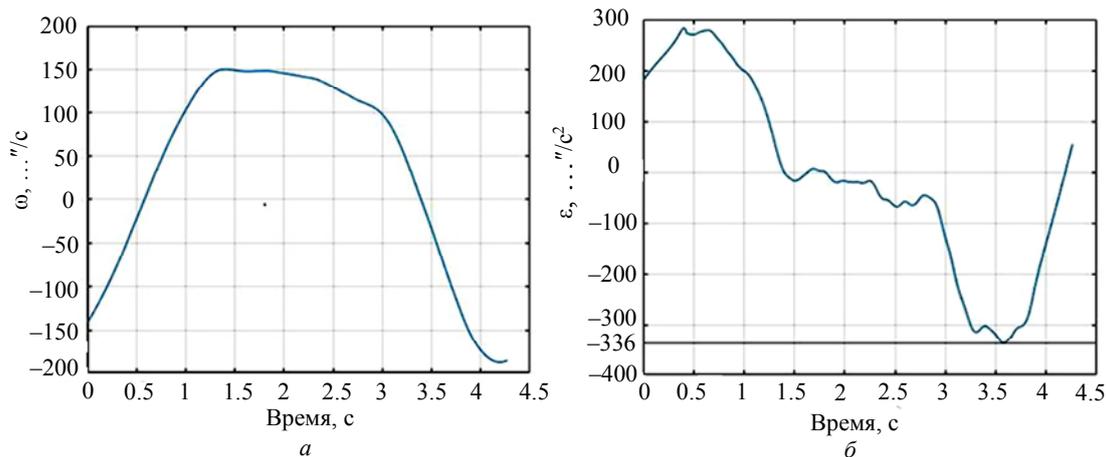


Рис. 5. Колебания рамы при вращении оптической системы по оси Z: *a* – скорость и *б* – ускорение
 Fig. 5. Frame vibrations when rotating the optical system along the Z axis: *a* – Speed and *б* – acceleration

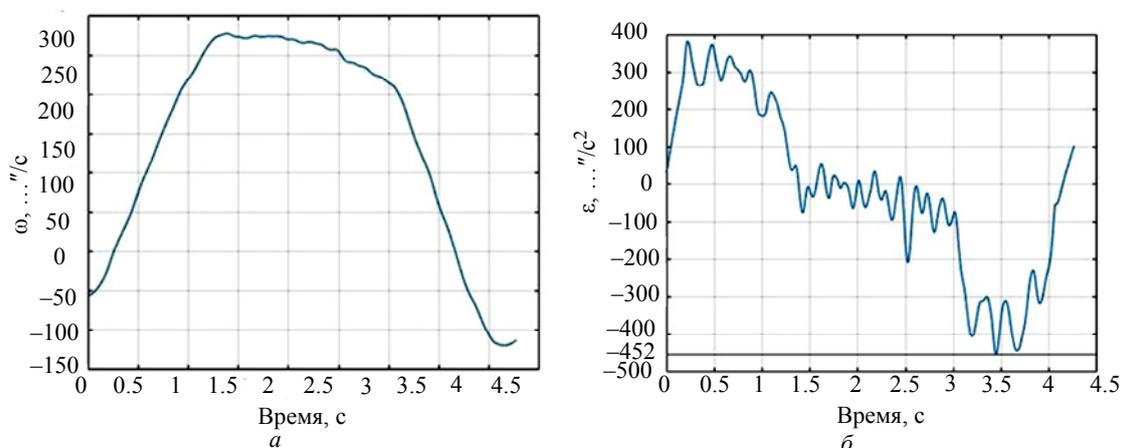


Рис. 6. Колебания рамы при перемещении оптической системы вокруг оси Y: *a* – скорость и *б* – ускорение
 Fig. 6. Frame vibrations when moving the optical system around the Y axis: *a* – speed and *б* – acceleration

где ϵ_0 – ускорение рамы при вращении оптической системы; ϵ_m – ускорение рамы при тестовом воздействии; M_m – момент тестового маховика.

Итоговый момент составляет 0.0562 Н · м.

Аналогичным способом измеряется момент при перемещении оптической системы по оси Z. Для этого оптическая система устанавливается таким образом, чтобы реактивный момент от перемещения вокруг оси Y оказывал влияние на основание подвеса. Графики скорости и ускорения колебаний стенда показаны на рис. 6.

Максимальное по модулю ускорение составляет 452 $^{\circ}/с^2$, итоговый момент, посчитанный по формуле (9), – 0.0755 Н · м.

Закключение. В данной статье был рассчитан реактивный момент, возникающий при вращении оптической системы, а также он был измерен на стенде измерения остаточного реактивного момента. Расчетные и измеренные значения совпадают с учетом погрешности измерений, из чего можно сделать вывод о пригодности данного стенда для проведения измерений остаточного реактивного момента. Используя эти измерения, становится возможным изменить момент инерции компенсирующих маховиков для большей компенсации реактивного момента.

Список литературы

1. Yoon J., Doh J. Optimal PID control for hovering stabilization of quadcopter using long short term memory // Adv. Eng. Inform. 2022. Vol. 53. P. 101679. doi: 10.1016/j.aei.2022.101679.
2. Lui C. Stabilization control of quadrotor helicopter through matching solution by controlled Lagrangian method // Asian J. Control. 2022. Vol. 24, no. 4. P. 1885–1894. doi: 10.1002/asjc.2622.

3. Kalenova V. I., Morozov V. M. Novel approach to attitude stabilization of satellite using geomagnetic Lorentz forces // *Aerospace Sci. Technol.* 2020. Vol. 106. P. 106105. doi: 10.1016/j.ast.2020.106105.

4. Luo C., Wen H., Jin D. Deployment of flexible space tether system with satellite attitude stabilization // *Acta Astronautica.* 2019 Vol. 160. P. 240–250. doi: 10.1016/j.actaastro.2019.04.036.

5. Murakami T., Yu F. Torque sensorless control in multidegree-of-freedom manipulator // *IEEE Trans. Ind. Electron.* 1993. Vol. 40, no. 2. P. 259–265. doi: 10.1109/41.222648.

6. Белан И. М., Ларионов Ю. П., Ларионов Д. Ю. Стенд измерения остаточного реактивного момента оптико-механической системы // *Оптический журн.* 2023. Т. 90, № 7. С. 60–67. doi: 10.17586/1023-5086-2023-90-07-60–67.

Информация об авторах

Ларионов Даниил Юрьевич – канд. техн. наук, доцент кафедры лазерных измерительных и навигационных систем СПбГЭТУ «ЛЭТИ».

E-mail: Larionovdan@yandex.ru

<http://orcid.org/0000-0001-6722-9211>

Белан Илья Михайлович – аспирант кафедры лазерных измерительных и навигационных систем СПбГЭТУ «ЛЭТИ».

E-mail: iliyars97@gmail.com

<http://orcid.org/0000-0002-6202-2331>

References

1. Yoon J., Doh J. Optimal PID control for hovering stabilization of quadcopter using long short term memory // *Adv. Eng. Inform.* 2022. Vol. 53. P. 101679. doi: 10.1016/j.aei.2022.101679.

2. Lui C. Stabilization control of quadrotor helicopter through matching solution by controlled Lagrangian method // *Asian J. Control.* 2022. Vol. 24, no. 4. P. 1885–1894. doi: 10.1002/asjc.2622.

3. Kalenova V. I., Morozov V. M. Novel approach to attitude stabilization of satellite using geomagnetic Lorentz forces // *Aerospace Sci. Technol.* 2020. Vol. 106. P. 106105. doi: 10.1016/j.ast.2020.106105.

4. Luo C., Wen H., Jin D. Deployment of flexible space tether system with satellite attitude stabilization // *Acta Astronautica.* 2019 Vol. 160. P. 240–250. doi: 10.1016/j.actaastro.2019.04.036.

5. Murakami T., Yu F. Torque sensorless control in multidegree-of-freedom manipulator // *IEEE Trans. Ind. Electron.* 1993. Vol. 40, no. 2. P. 259–265. doi: 10.1109/41.222648.

6. Belan I. M., Larionov Ju. P., Larionov D. Ju., Stend izmerenija ostatochnogo reaktivnogo momenta optiko-mehaničeskoj sistemy // *Optičeskij zhurn.* 2023. Т. 90, № 7. С. 60–67. doi: 10.17586/1023-5086-2023-90-07-60–67. (In Russ.).

Information about the authors

Daniil Yu. Larionov – Cand. Sci. (Eng.), Associate Professor of the Department of Laser Measuring and Navigation Systems of Saint Petersburg Electrotechnical University.

E-mail: Larionovdan@yandex.ru

<http://orcid.org/0000-0001-6722-9211>

Ilya M. Belan – the graduate student of the Department of Laser Measuring and Navigation Systems of Saint Petersburg Electrotechnical University.

E-mail: iliyars97@gmail.com

<http://orcid.org/0000-0002-6202-2331>

Статья поступила в редакцию 14.05.2024; принята к публикации после рецензирования 04.06.2024; опубликована онлайн 30.09.2024.

Submitted 14.05.2024; accepted 04.06.2024; published online 30.09.2024.
