DOI:

УДК 53.06 53.08; 53.09;

**Стенд измерения остаточного реактивного момента оптико-механической системы.**

**Белан Илья Михалович1,2,3\*, Ларионов Юрий Петрович1,4, Ларионов Даниил Юрьевич2,5**

*1Филиал «Корпорация «Комета» - «Научно-проектный центр оптоэлектронных комплексов наблюдения»*

*2Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ»*

*3*[*iliyars97@gmail.com*](mailto:iliyars97@gmail.com) *https://orcid.org/0000-0002-6202-2331*

*4*[*Clystron@yandex.ru*](mailto:Clystron@yandex.ru) *https://orcid.org/0000-0002-1038-5923*

*5*[*LarionDan@yandex.ru*](mailto:LarionDan@yandex.ru) *https://orcid.org/0000-0001-6722-9211*

**Аннотация**

**Предмет исследования.** Реактивный остаточный момент на основание, 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 реализация этого метода в виде стенда измерения реактивного момента, оценка точносных характеристик стенда. **Метод.** Математическое моделирование измерительного узла стенда, измерение реактивного момента по предложенному методу. **Основные результаты.** После математического моделирования измерительного узла устройства, по предложенному методу был разработан стенд измерения реактивного остаточного момента, возникающего при перемещении подвижной части оптико-механической системы на базе волоконного оптического гироскопа, в качестве измерителя угловой скорости. Проведена оценка точности измерений стенда, точность измерений не превышает 1%.

**Практическая значимость.** Предложенный в работе метод измерения остаточного реактивного момента позволит с достаточной точностью измерять остаточный реактивный момент на основание космического аппарата, возникший при вращении подвижной части оптико-механической системы. Полученные измерения позволяют либо скорректировать средства компенсации момента на основание, либо рассчитать ошибки в позиционировании оси визирования с учетом смещения космического аппарата.

**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 \_\_ №\_ С \_\_-\_\_ DOI: \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

**Коды для OCIS:**120.0280, 120.3940

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

I. M. Belan1,2,3\*Y. P. Larionov1,4 AND D. Y. Larionov 1,5

1 Branch "Corporation "Kometa" - "Scientific and design center of optoelectronic surveillance systems"

2 Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI"

3 [iliyars97@gmail.com](mailto:iliyars97@gmail.com) <https://orcid.org/0000-0002-6202-2331>

4 [Clystron@yandex.ru](mailto:Clystron@yandex.ru) https://orcid.org/0000-0002-1038-5923

5 [LarionDan@yandex.ru](mailto:LarionDan@yandex.ru) https://orcid.org/0000-0001-6722-9211

\*Corresponding author: [iliyars97@gmail.com](mailto:iliyars97@gmail.com)

Abstract

Subject of study. A new original method for measuring the reactive moment, which is detected when moving the moving part of the optical-mechanical system, is proposed. Aim of study. Development of a method for measuring the reactive moment and the implementation of this method in the form of a stand for measuring the reactive moment. Method. The developed stand allows measuring the reactive residual torque using the method of indirect measurements. This method is based on measuring the speed of angular vibrations of the base of the object under study under the influence of a reactive moment and comparing these measurements with the speed of vibrations from the action of a reference reactive moment. Main results. The description of the created measuring stand of the residual reactive moment is given. The results of measurements of the reactive moment from the impact of an opto-mechanical system are presented. 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 means of compensation, or to correct the positioning of the axis of sight, taking into account the displacement of the spacecraft.

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

**СТЕНД ИЗМЕРЕНИЯ ОСТАТОЧНОГО РЕАКТИВНОГО МОМЕНТА ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ**

**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, расположенной на летательном аппарате приводит к вращению всего аппарата в противоположную сторону[9], что приводит к смещению 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. Одним из способов решения этой проблемы является компенсация с помощью дополнительного маховика, соосно расположенного с основным двигателем и вращающимся в противоположную сторону[10,11]. Таким образом момент от маховика компенсирует момент от основного двигателя. Однако, аналитически подобрать момент инерции маховика и алгоритм его разгона, с необходимой точностью сложно, из-за допусков на размер и массу подвижных элементов оптико-механической системы. Приходится эмпирически подбирать параметры маховика для каждой оптико-механической системы. Для реализации этого необходимо предварительно измерить нескомпенсированный реактивный момент от суммарного воздействия результатов вращения оптико-механической системы и маховика. В настоящее время существуют способы измерения крутящего момента с помощью различных тензометрических датчиков[12], однако все представленные методы измеряют момент на валу двигателя, а не реактивный момент всей системы вместе с двигателем и компенсирующим маховиком. Таким образом, целью данной работы является разработка стенда измерения остаточного реактивного момента оптико-механической системы.

**МЕТОДИКА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ**

Стенд для измерения остаточного реактивного момента представляет собой конструкцию, обеспечивающую измеряемой аппаратуре одну степень свободы без сухого трения. В процессе углового перемещения оптико-механической системы аппаратуры на основание аппаратуры действует реактивный момент. Частично этот момент компенсируется маховиками, входящими в состав оптико-механической системы. Таким образом, стенд служит для измерения нескомпенсированного 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 для крутильного маятника запишем в виде[13]:

|  |  |
| --- | --- |
| , | (1) |

где – момент инерции, – обобщённое вязкое трение, с – угловая жёсткость подвеса, - внешний момент, - угол поворота узла подвеса.

Запишем это уравнение иначе:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (2) |

где = - собственная частота колебательного звена,

- декремент затухания.

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

Как видно из рисунка 1 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 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 рисунке 2.

Разложим эту функцию на рисунке 2 в ряд Фурье[15]:

|  |  |
| --- | --- |
| , | (3) |

где a – максимальное значение момента.

На рисунке 3 приведён упрощённый график остаточного реактивного момента, возникающего при перенацеливании аппаратуры и результат суммирования первых шести слагаемых ряда Фурье (2). Пропустим шесть первых гармоник ряда через колебательное звено (1) последовательно и суммируем полученные результаты.

Для каждой из гармоник угла отклонения рамы стенда можно записать:

|  |  |
| --- | --- |
| , | (4) |

где : Ar = Mr(t)/(,

ψr=Arctg (2\*\*

ω0 – собственная частота колебаний подвеса рамы,

Ωr – круговая частота гармоники,

r = 1,3,5,7,9,11… - коэффициент гармоники.

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

|  |  |
| --- | --- |
| φ (t) = , | (5) |

В соответствии с заданием на проектирование аппаратуры, первая гармоника возмущающего момента имеет период Т1= 4с (время периода вращения оптической системы) и круговую частоту Ωr1= 1/Т1= 0,25 рад/с.

На рисунке 4 приведен результат моделирования ускорения рамы под действием момента амплитудой 0,1 Н∙м при различных настройках узла подвеса стенда с различными декрементами затухания при Т1=4.На рисунке 4 видно, что увеличение декремента затухания больше приводит к существенным деформациям формы выходного сигнала по отношению к входному моменту. В стенде величина декремента затухания зависит от скоростного трения в оси подвеса и диссипативных потерь в металлической струне, на которой подвешена рама крепления оптико-механической системы. Следовательно, механические параметры струны и способ её крепления следует выбрать таким образом, чтобы декремент затухания системы не превышал

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

Как следует из рисунка 1, для измерения моментов с периодом 4 без существенных искажений следует настраивать узел подвеса на период собственных колебаний не менее10…12с.

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

Момент, вносимый измерительным маховиком Ми, определяется выражением:

|  |  |
| --- | --- |
| Ми = Jи∙Δωи /Δt, Н·м, | (6) |

где Jи– расчетный момент инерции измерительного маховика, равный 2,68∙10-4 кг∙м2определяется с относительной погрешностью 0,002;

Δωи– разность скоростей на границах участка линейного изменения скорости измерительного маховика Δωи= 18,65 1/с;

Δt – период времени участка линейного изменения скорости измерительного маховика( Δt=1 с).

Тестовый момент должен иметь период равный периоду вращения оптико-механической системы - 4 с. График на рисунке 5 может служить основой для генерации задания контура управления по скорости поворота измерительного маховика.

**КОНСТРУКЦИЯ СТЕНДА**

Стенд (рисунок 6) представляет собой подвешенный на тросе металлический куб, в который помещается исследуемая подвижная оптическая система. В качестве средства измерения используются датчик эталонного момента и волоконно-оптический гироскоп. Датчик эталонного момента состоит из моментного двигателя и маховика. Суммарный момент инерции двигателя и маховика составляет 2,68·10-4 кг·м2.

Тестовое воздействие осуществляется следующим способом: при подаче напряжения на моментный двигатель маховика двигатель начинает вращаться с заданным количеством оборотов и по определённому закону изменения угловой скорости. Для регистрации этих параметров служит преобразователь угловых перемещенийЛИР-ДА190К. Вращение двигателя приводит к вращению маховика, в свою очередь маховик передает колебания на измерительную платформу с изделиедержателем (поз.3, рисунок 6), скорость колебаний регистрируется ВОГ (поз.5, рисунок 6). При перемещении подвижной части изделия создается момент на основание, под действием которого измерительная платформа с изделиедержателем начинает колебаться. Скорость этих колебаний регистрируется ВОГ. Эти показания дифференцируется и градуируются по показаниям ускорения колебаний от маховика, полученных при тестовом воздействии по известному кинетическому моменту маховика. В результате получают значение некомпенсированного момента на основание в Н∙м при перемещении подвижной части оптико-механической системы. Пример результатов измерений показан на рисунке7.

Основным ограничением данного метода является наличие вибраций основания стенда, что приводит к зашумлению снимаемого сигнала. Это ограничение можно частично устранить путем введения в состав стенда виброизоляционных опор, размещение стенда на развязанном фундаменте и проведение измерений в ночное время, когда вибрационный фон заметно ниже. В ходе дальнейших усовершенствований стенда эти вопросы будут подробно исследованы.

Величина погрешности измерения скорости измерительного маховика Δωи= 2·ωmax определяется по абсолютной погрешности датчика угла ЛИР-ДА190К( 75"),установленного соосно с маховиком, отнесённой ко времени измерения 0,2 с, т.е 0,1 °/с =0,00175 1/с .Отсюда относительная погрешность измерения скорости маховика составляет Δωи= 0,00175/18,65=9,36 ·10-5 1/с. Величина времени измерения Δt определяется по количеству тактовых импульсов контроллера за время 1с. Опорная частота контроллера 2000Гц, поэтому абсолютная погрешность измерения времени составит 1/2000 с, а относительная погрешность не превысит значения 5·10-4.

Величина эталонного момента на основание от измерительного маховика Ми = 0,005 Нм. Тогда требуемое значение ускорения Δωи/Δt измерительного маховика на участке линейного изменения скорости составит:

Δωи /Δt = Ми / Jи = 0,005 / 2,68∙10-4 = 18,65 рад/с2

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

Ми=%.

**ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

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

***СПИСОК ИСТОЧНИКОВ***

1. T Hiraoka, O Nishihara, H Kumamoto Steering reactive torque presentation method for a steer-by-wire vehicle // Review of Automotive Engineering. 2008.Vol.29 No.2 April 2008 P.287-294
2. Jaehyun Yoon, JaehyeokDoh Optimal PID control for hovering stabilization of quadcopter using long short term memory // Advanced Engineering Informatics. 2022. Vol.53 <https://doi.org/10.1016/j.aei.2022.101679>
3. Sanjay Kumar, Lillie DewanQuadcopter stabilization using hybrid controller under mass variation and disturbances // Journal of Vibration and Control. 2022. September<https://doi.org/10.1177/10775463221125628>.
4. Ce Liu Stabilization control of quadrotor helicopter through matching solution by controlled Lagrangian method // Asian Journal of Control. 2022. Vol.24. No.4 July P. 1885-1894. <https://doi.org/10.1002/asjc.2622>.
5. J.M. Krodkiewski, J.S. Faragher Stabilization of motion of helicopter rotor blades using delayed feedback—modelling, computer simulation and experimental verification // Journal of Sound and Vibration 2000. Vol. 234, No. 4 July P.591-610. https://doi.org/10.1006/jsvi.1999.2878
6. Afshin Rahimi Fault isolation and identification of a four-single-gimbal control moment gyro on-board a 3-axis stabilized satellite // IJPHM and JAERO Joint Special Issue on PHM for Aerospace Systems. 2021. Vol. 12 No. 3. https://doi.org/10.36001/ijphm.2021.v12i3.2934
7. V.I. Kalenova, V.M. MorozovNovelapproachtoattitudestabilizationofsatelliteusinggeomagneticLorentzforces // AerospaceScienceandTechnology2020. Vol. 106. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106105>
8. Caoqun Luo, Hao Wen, Dongping JinDeployment of flexible space tether system with satellite attitude stabilization // Acta Astronautica. 2019 Vol.160 P.240-250. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.04.036>.
9. T. Murakami; F. YuTorquesensorless control in multidegree-of-freedom manipulator // IEEE Transactions on Industrial Electronics 1993. Vol. 40 No. 2 P.259-265.
10. Лисин С.П., Шевченко И.П., Бойченко А.Н., Заболотный А.М. Вертолет с роторным компенсатором реактивного момента// Патент RU 2282565 C2.
11. Юркин В.И. Способ компенсации реактивного момента несущего винта// RU 2514010 C1
12. Т.А. РаяновОбзор новых типов датчиков крутящего момента // Транспортные системы и технологии. – 2020. – Т.6 - № 1. – С 5 -14. doi: 10.17816/transsyst2020615-14.
13. Лазарева Т.Я, Мартемьянов Ю.Ф. Основы теории автоматического управления – ТГТУ, 2004 – 256 с.
14. Ерофеев А.А. Теория автоматического управления. Учебник для вузов – Политехника, 2008 – 302с.
15. Толстов Г.П. Ряды Фурье - Государственное издательство физико-математической литературы, 1960 – 392 с.
16. Миронов Э.Г. Методы и средства измерений – ГОУ ВПО УГТУ−УПИ., 2009. –463 с.

Подписи к рисункам

Рисунок 1 – логарифмическая амплитудная и логарифмическая фазовая частотная характеристика колебательного звена.

Figure 1 - logarithmic amplitude and logarithmic phase frequency response of the oscillatory link.

Рисунок 2 – внешний возмущающий момент

Figure 2 - external disturbing moment

Рисунок 3- Внешний возмущающий момент, представленный в виде суммы ряда Фурье

Figure 3 - External disturbing moment, presented as the sum of the Fourier series

Рисунок 4 – ускорение рамы под с различным декрементом затухания.

Figure 4 - acceleration of the frame under with different damping decrement.

Рисунок 5 – скорость измерительного маховика.

Figure 5 - the speed of the measuring flywheel.

Рисунок 6 – Устройство измерения реактивного момента.

1 – маховик; 2 – платформа; 3 – измерительная платформа с изделиедержателем; 4 – зацеп настраиваемый; 5 – волоконно-оптический гироскоп (ВОГ); 6 – лебедка ручная; 7 – опоры-домкраты; 8 – конус.

Figure 6 - Device for measuring reactive torque.

1 - flywheel; 2 - platform; 3 – measuring platform with product holder; 4 - adjustable hook; 5 – fiber optic gyroscope (FOG); 6 - manual winch; 7 - support-jacks; 8 - cone.

Рисунок 7 – измеренный нескомпенсированный момент на основание

Figure 7 - measured uncompensated moment to the ground