

Метрология и информационно-измерительные приборы и системы

УДК 53.06, 53.08, 53.09

<https://doi.org/10.32603/1993-8985-2025-28-5-105-112>

Научная статья

Влияние реактивного момента на размытие изображения

И. М. Белан

Филиал Корпорации "Комета" – Научно-проектный центр
оптоэлектронных комплексов наблюдения, Санкт-Петербург, Россия

✉ iliyars@mail.ru

Аннотация

Введение. При повороте оптической системы космического аппарата возникает реактивный момент, связанный с движением внутренних элементов. Он вызывает непреднамеренное угловое смещение корпуса, приводя к отклонению оси визирования и формированию изображений с геометрическими искажениями – пространственным размытием. Это ограничивает качество данных дистанционного зондирования и астрофотографии. Несмотря на широкое изучение задач стабилизации, влияние внутренних реактивных моментов, возникающих при движении элементов оптики, на пространственную точность визирования остается недостаточно исследованным.

Цель работы. Оценить влияние реактивного момента оптико-механической системы на пространственное размытие изображения и определить соответствие уровня размытия допустимым требованиям к качеству данных.

Материалы и методы. Использовались данные гироскопических измерений реального аппарата в процессе работы оптической системы. Угловые скорости анализировались на интервалах, равных времени экспозиции камеры, что позволило оценить смещение визирной оси и линейное смещение изображения в фокальной плоскости. Дополнительно применялась математическая модель на основе методов теоретической механики, связывающая реактивный момент с угловым откликом корпуса.

Результаты. Анализ показал наличие низкочастотных угловых колебаний, формирующих пространственный смаз величиной несколько микрометров. При этом функция передачи модуляции сохраняет значение выше 0.99, что указывает на минимальное влияние на качество снимков. Модель подтвердила зависимость амплитуды углового отклонения от значения реактивного момента.

Заключение. Установлено, что реактивные моменты оптико-механической системы значением меньше 0.05 Н·м вызывают размытие изображения, однако его величина несущественна: MTF = 0.99 соответствует сохранению требуемой четкости.

Ключевые слова: реактивный момент, космический аппарат, оптическая система, размытость изображения, угловое отклонение, математическое моделирование

Для цитирования: Белан И. М. Влияние реактивного момента на размытие изображения // Изв. вузов России. Радиоэлектроника. 2025. Т. 28, № 5. С. 105–112.

doi: [10.32603/1993-8985-2025-28-5-105-112](https://doi.org/10.32603/1993-8985-2025-28-5-105-112)

Конфликт интересов. Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

Статья поступила в редакцию 20.06.2025; принята к публикации после рецензирования 22.10.2025; опубликована онлайн 28.11.2025



© Белан И. М., 2025

105

Estimation of Reactive Torque Effect on Image Blur

Ilya M. Belan

Branch Corporation "Kometa" – Scientific and Design Center
of Optoelectronic Surveillance Systems, St Petersburg, Russia

✉ iliyars97@gmail.com

Abstract

Introduction. When the optical system of a spacecraft rotates, the motion of its internal components initiates the emergence of a reactive torque. This torque causes unintended angular displacement of the spacecraft body, leading to a deviation of the line of sight and the formation of images with geometric distortions, commonly referred to as spatial blur. Such distortions limit the quality of remote sensing and astrophotography data. Despite the extensive study of stabilization problems, the influence of internal reactive torque arising from the motion of internal optical elements on the spatial accuracy of line-of-sight stabilization remains insufficiently investigated.

Aim. To evaluate the effect of the reactive torque of an optomechanical system on the spatial blur of the resultant image and to determine whether the blur level complies with the acceptable requirements for data quality.

Materials and methods. An analysis of angular oscillations of an actual spacecraft during the operation of its optomechanical system was conducted based on the data of gyroscopic measurements. To estimate the amount of image blur, time series of angular velocities were processed at intervals corresponding to the camera exposure time. On this basis, the shift of the line-of-sight axis and the linear shift of the image in the focal plane were calculated. Additionally, a mathematical model based on the methods of theoretical mechanics was used to describe the relationship between the reactive torque of the rotating optical system and the dynamic response of the spacecraft body. This model made it possible to compare the actual data obtained with the calculated effect of the reactive torque.

Results. The analysis established the presence of low-frequency angular oscillations, creating a spatial blur of several micrometers. In this case, the modulation transfer function remains above 0.99, indicating minimal impact on image quality. The developed model confirmed the dependence of the angular deflection amplitude on the magnitude of the reactive torque.

Conclusion. The reactive torque of an optomechanical system with a value of less than 0.05 N·m cause image blur; however, its magnitude is insignificant. Thus, the MTF of 0.99 corresponds to maintaining the required clarity.

Keywords: reactive torque, spacecraft, optical system, image blur, angular deviation, mathematical modeling

For citation: Belan I. M. Estimation of Reactive Torque Effect on Image Blur. Journal of the Russian Universities. Radioelectronics. 2025, vol. 28, no. 5, pp. 105–112.

doi: 10.32603/1993-8985-2025-28-5-105-112

Conflict of interest. The author declares no conflicts of interest.

Submitted 20.06.2025; accepted 22.10.2025; published online 28.11.2025

Введение. Реактивный момент оказывает значительное влияние на устойчивость и точность позиционирования различных летательных аппаратов, включая квадрокоптеры [1], вертолеты [2] и космические аппараты [3, 4]. При вращении подвижных элементов оптико-механической системы (ОМС), размещенной на борту космического аппарата (КА), возникает реактивный момент, вызывающий вращение корпуса аппарата в противоположном направлении [5]. Это приводит

к смещению оси визирования оптической системы от заданного положения и может вызывать пространственное размытие изображения, особенно в условиях длительной экспозиции или высокой чувствительности оптики.

Пространственное размытие изображения представляет собой потерю четкости и детализации, возникающую в результате относительного движения между оптической системой и наблюдаемой сценой в процессе экспозиции.

В спутниковых системах дистанционного зондирования Земли высокого и сверхвысокого разрешения даже малые угловые отклонения камеры приводят к размытию изображения в пределах одного или нескольких пикселей, что существенно снижает информативность и геометрическую точность снимков. При этом размытие проявляется как ухудшение функции передачи модуляции (Modulation Transfer Function – MTF), уменьшение контраста и рост ошибки геопривязки [6–9].

Для компенсации реактивного момента в ряде случаев применяются соосно установленные маховики, вращающиеся во встречном направлении. Однако эффективное использование такого подхода требует точного знания характеристик самого реактивного момента, включая его значение и динамику во времени. Прямой аналитический расчет этих параметров может оказаться недостаточным из-за конструктивных особенностей и производственных допусков подвижных элементов ОМС, которые вносят неопределенность в формирование момента.

Одним из критически важных аспектов проектирования становится не только компенсация реактивного момента, но и понимание его допустимого уровня – такого, при котором качество изображения сохраняется в пределах допустимых значений. Отсутствие четких критериев в этом вопросе ограничивает возможности разработки высокоточных систем наблюдения и управления ориентацией для малых космических платформ. В связи с этим возникает необходимость в исследовании зависимости пространственного размытия изображения от реактивного момента и определении предельных значений, при которых отклонение оси визирования остается в пределах заданных допусков.

Методы (материалы и методы). Первым этапом исследования стала разработка динамической модели подвижной оптико-механической системы, установленной на борту КА (рис. 1). Для оценивания величины реактивного момента, возникающего при повороте ОМС, использовалась трехмерная модель подвижного зеркального блока, установленного в кардановом подвесе. Особенностью данной ОМС является несовпадение центра масс подвижного зеркального блока с точкой пересечения осей

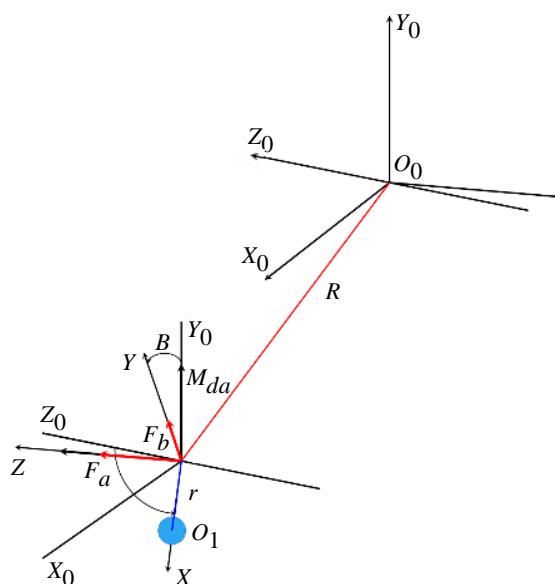


Рис. 1. Математическая модель оптико-механической системы

Fig. 1. Mathematical model of an optomechanical system

карданова подвеса. Это приводит к возникновению дополнительных сил инерции и, как следствие, реактивных моментов, действующих на корпус КА.

В модели используются две системы координат: $O_0X_0Y_0Z_0$ связана с корпусом КА и фиксирована в центре масс; $OXYZ$ связана с узлом подвеса зеркал. При повороте зеркального блока на углы α и β вокруг соответствующих осей возникают моменты M_{da} и M_{db} силы F_a и F_b . Соосно с двигателями расположены компенсирующие маховики, вращающиеся в противоположную сторону. Маховики создают моменты M_{ma} и M_{mb} .

Реактивные моменты, передающиеся на основание аппарата, определяются как сумма моментов от сил инерции и неполной компенсации приводов:

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

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

Моменты двигателей определяются как

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

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

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

Подставим уравнения (2) в (3). Получим

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

В (4) проекции моментов на оси состоят из суммы 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 двигателей моментами соответствующих маховиков.

Для расчета остаточных реактивных моментов зададимся значениями параметров, которые сведены в табл. 1.

Используя формулы (1)–(4) и исходные данные табл. 1, рассчитаем итоговые реактивные моменты (табл. 2).

Анализ угловых колебаний спутника. После оценки реактивного момента, возника-

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

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

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

Параметр	Значение
M_{da} , Н·м	0.3607
M_{db} , Н·м	0.2413
F_a , Н	0.0504
F_b , Н	0.0378
F_x , Н	0.0077
F_y , Н	0.0377
F_z , Н	0.0499
M_{x_c} , Н·м	0.0145
M_{y_c} , Н·м	0.0206
M_{z_c} , Н·м	0.0356
M_{x_l} , Н·м	0.0013
M_{y_l} , Н·м	0.0151
M_{z_l} , Н·м	0.0113
M_x , Н·м	0.0158
M_y , Н·м	0.0357
M_z , Н·м	0.0469

ющего при повороте оптической системы, был проведен анализ динамического поведения корпуса спутника. Основой для оценки служили экспериментальные данные, полученные с угловых датчиков (гироскопов), установленных на борту аппарата. Данные включали временные ряды угловых скоростей, записанные во

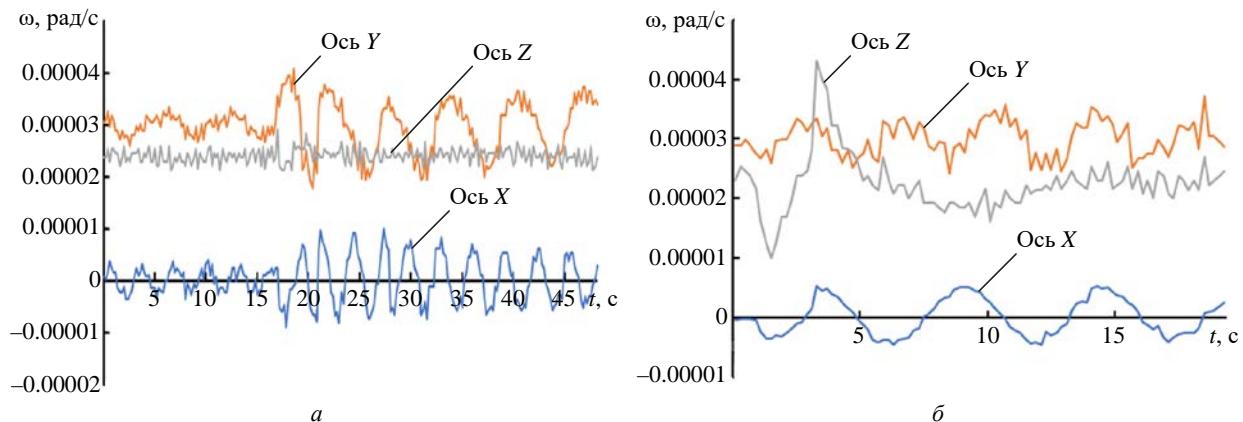


Рис. 2. Угловая скорость колебаний спутника при повороте оптической системы: *а* – вокруг *OY*; *б* – вокруг *OZ*

Fig. 2. Angular velocity of oscillations of the satellite under the rotation of its optical system: *a* – around *OY*; *b* – around *OZ*

время штатной работы подвижной оптики. Угловые колебания, зафиксированные в процессе съемки, интерпретировались как возмущения ориентации визирной оси, способные вызывать пространственное размытие изображения. Эти колебания были проанализированы на интервалах, соответствующих времени экспозиции камеры 0.2 с. По полученным данным рассчитывалось среднеквадратическое смещение проекции визирной оси на фокальную плоскость.

На графиках угловых скоростей спутника отчетливо наблюдаются низкочастотные колебания. Поскольку время экспозиции оказалось меньше периода этих колебаний, размытие изображения возникает лишь на части периода, а не в течение полного цикла. В таких условиях размытие носит характер случайного процесса, величина которого определяется моментом съемки внутри периода колебания [10, 11].

Результаты. Для анализа были рассмотрены интервалы, в которых ось визирования поворачивалась на максимально возможные углы. Именно на этом участке реактивные моменты достигают максимальных значений. На рис. 2 приведены зависимости угловых скоростей спутника при повороте оптической системы вокруг осей *OY* и *OZ*.

Так как ось *OX* совпадает с оптической осью вращения, вращение вокруг нее не приводит к параллельному смещению изображения и, соответственно, не формирует линейное размытие. Это объясняется тем, что при таком движении все точки изображения перемещаются вокруг центра проекции по дугам окружностей, оставаясь в пределах одной и той же оптической оси. Однако, несмотря на отсутствие

поступательного смещения, вращение вокруг оси *OX* создает угловое размытие – поворот всего изображения относительно центра кадра. В результате этого поворота в разных частях поля формируется неравномерное смещение пикселей, приводящее к локальным искажениям геометрии снимка.

За время экспозиции точка на расстоянии *r* от центра кадра смещается на величину $r\theta_x$, где θ_x – угол поворота за время экспозиции. В центре поля (*r* = 0) вклад от вращения отсутствует, на краю поля, когда *r* = *R*, где *R* = 30 мм – радиус изображения объектива, вклад максимальен.

По измеренным угловым скоростям были получены и использованы углы, отвечающие за перемещение изображения в плоскости фокуса, и θ_x , отвечающий за поворот изображения:

$$\begin{aligned}\theta_y(t) &= \int \omega_y dt; \\ \theta_z(t) &= \int \omega_z dt; \\ \theta_x(t) &= \int \omega_x dt.\end{aligned}$$

Угловое перемещение спутника показано на рис. 3.

Смещение изображения в фокальной плоскости определяется по формуле

$$r(t) = \begin{bmatrix} y(t) \\ z(t) \end{bmatrix} = f \begin{bmatrix} \theta_y(t) \\ \theta_z(t) \end{bmatrix},$$

где *f* = 900 мм – фокусное расстояние; θ – угловое отклонение за время экспозиции; график приведен рис. 4.

За время экспозиции результирующий сдвиг имеет две составляющие: линейную и угловую (рис. 4):

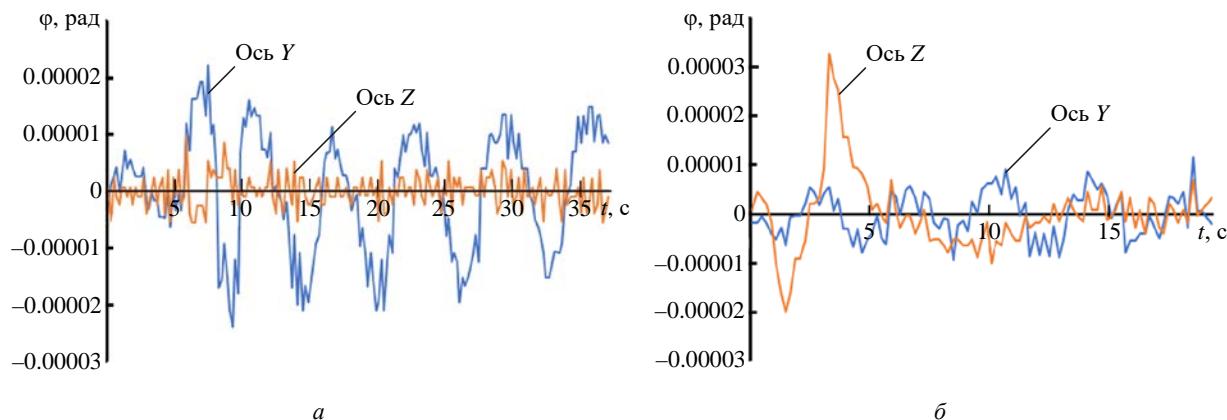


Рис. 3. Угловое перемещение спутника при повороте оптической системы: *а* – вокруг *OY*; *б* – вокруг *OZ*

Fig. 3. Angular displacement of the satellite under the rotation of its optical system: *a* – around *OY*; *б* – around *OZ*

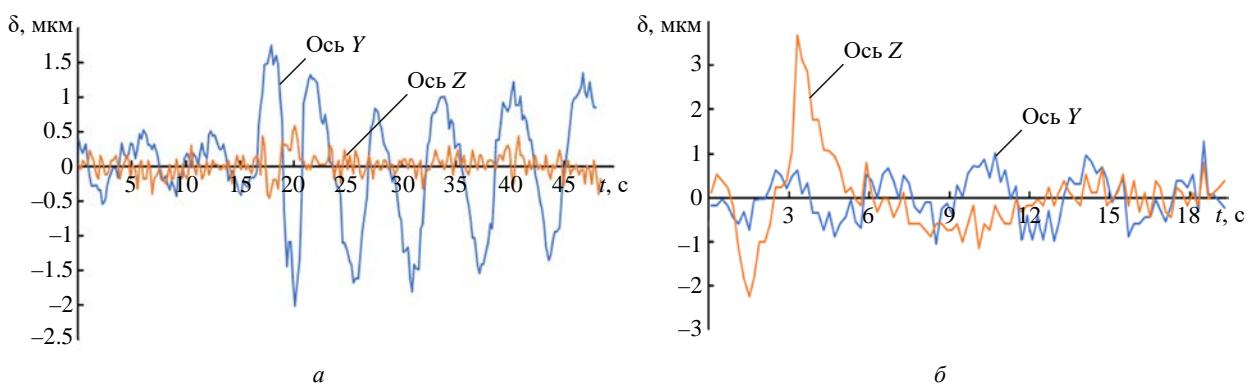


Рис. 4. Смещение изображения в фокальной плоскости: *а* – вокруг *OY*; *б* – вокруг *OZ*

Fig. 4. Image displacement in the focal plane: *a* – around *OY*; *б* – around *OZ*

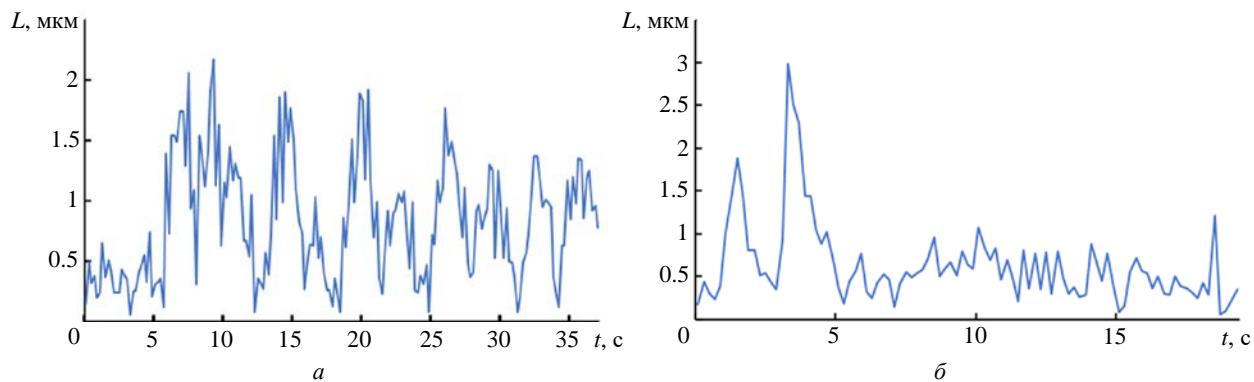


Рис. 5. Полное смещение в фокальной плоскости при повороте оси визирования: *а* – вокруг *OY*; *б* – вокруг *OZ*

Fig. 5. Total shift in the focal plane when rotating the line-of-sight axis: *a* – around *OY*; *б* – around *OZ*

$$L = \sqrt{(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2};$$

$$\alpha = R\theta_x.$$

Для оценки влияния на качество изображения используется суммарная длина размытия как векторная сумма линейной и угловой составляющих:

$$L_{\text{tot}} = \sqrt{L^2 + (R\theta_x)^2 + 2LR\theta_x \cos \psi},$$

где ψ – угол между векторами направлений размытия.

Результирующее смещение изображения за время экспозиции представлено на рис. 5.

Согласно рассчитанным траекториям максимальное результирующее смещение изображения за время экспозиции:

- $L = 2.13$ мкм при повороте вокруг *OY*;
- $L = 3.09$ мкм при повороте вокруг *OZ*.

Траектория сдвига в пределах экспозиции квазипрямoliniйна, поэтому деградация MTF вдоль худшего направления описывается аппроксимацией линейного размытия [12, 13]:

$$MTF(v) = \frac{\sin(\pi vL)}{\pi vL},$$

где v – пространственная частота объектива; L – линейное смещение изображения в фокальной плоскости.

Пространственная частота определяется исходя из размера пикселя, объектива, в рассматриваемой оптической системе размер пикселя составляет 30 мкм:

$$v = 1/2p = 16.7 \text{ мм}^{-1}.$$

Тогда итоговая MTF составляет:

- $MTF = 0.9979$ при повороте вокруг OY ;
- $MTF = 0.9956$ при повороте вокруг OZ .

Заключение. Полученные значения MTF в худшем случае составляют 0.9956, что соответствует снижению контраста на 0.1 %. Это указывает на крайне незначительное влияние размытия на качество изображения: система сохраняет практически полный контраст даже на предельных пространственных частотах, что говорит о хорошей компенсации реактивного момента. Согласно литературным данным [14, 15] критическим считается снижение MTF до уровня 0.2...0.3, при котором начинают заметно ухудшаться визуальное восприятие и метрическая точность.

Список литературы

1. Hiraoka T., Nishihara O., Kumamoto H. Steering reactive torque presentation method for a steer-by-wire vehicle // Review of Automotive Engineering. 2008. Vol. 29, № 2. P. 287–294.
2. Yoon J., Doh J. Optimal PID control for hovering stabilization of quadcopter using long short term memory // Advanced Engineering Informatics. 2022. Vol. 53. Art. № 101679.
doi: 10.1016/j.aei.2022.101679
3. Kumar S., Dewan L. Quadcopter stabilization using hybrid controller under mass variation and disturbances // J. of Vibration and Control. 2022. P. 1077546322112562.
<https://doi.org/10.1177/1077546322112562>
4. Lui C. Stabilization control of quadrotor helicopter through matching solution by controlled Lagrangian method // Asian J. of Control. 2022. Vol. 24, № 4. P. 1885–1894.
doi: 10.1002/asjc.2622
5. Krodkiewski J. M., Faragher J. S. Stabilization of motion of helicopter rotor blades using delayed feedback-modelling, computer simulation and experimental verification // J. of Sound and Vibration. 2000. Vol. 234, № 4. P. 591–610.
doi: 10.1006/jsvi.1999.2878
6. Wahballah W. A., Bazan T. M., Ibrahim M. Smear effect on high-resolution remote sensing satellite image quality // IEEE Aerospace Conf., Big Sky, USA, 03–10 March 2018. IEEE, 2018. P. 1–14.
doi: 10.1109/AERO.2018.8396589()
7. Haghshenas J. Maximum allowable low-frequency platform vibrations in high resolution satellite missions: Challenges and look-up figures // Proc. of Optical Systems Design 2015: Optical Design and Engineering VI. Vol. 9626. SPIE, 2015. P. 740–749.
doi: 10.1117/12.2191109
8. Геча В. Я., Жиленев М. Ю., Новоселов С. А. Обзор средств оценки составляющих качества изображения на выходе спутниковой оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования земли в целях обеспечения бортовой обработки снимков на борту космического аппарата // Вопр. электромеханики. Тр. ВНИИЭМ. 2021. Т. 185, № 6. С. 38–48.
9. Smith S. L., Mooney J. A., Fiete R. D. Understanding image quality losses due to smear in high-resolution remote sensing imaging systems // Optical Engineering. 1999. Vol. 38, № 5. P. 821–826.
doi: 10.1109/AERO.2018.8396589
10. Analysis of smear in high-resolution remote sensing satellites / W. A. Wahballah, T. M. Bazan, F. El-Tohamy, M. Fathy // Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites XX. SPIE. 2016. Vol. 10000. P. 375–385.
doi: 10.1117/12.2241634
11. Holst G. C. CCD arrays, cameras, and displays. 2nd ed. Winter Park, FL: JCD publishing, 1998. 378 p.
12. Computation model of image motion velocity for space optical remote cameras / W. Zhong, H. Deng, Zh. Sun, X. Wu // Intern. Conf. on Mechatronics and Automation, Changchun, 09–12 Aug. 2009. IEEE, 2009. P. 588–592.
doi: 10.1109/ICMA.2009.5245072
13. Degradation of modulation transfer function in push-broom camera caused by mechanical vibration / P. Xu, Q. Hao, Ch. Huang, Y. Wang // Optics & laser technology. 2003. Vol. 35, № 7. P. 547–552.
doi: 10.1016/S0030-3992(03)00084-7
14. Joseph G. Building Earth Observation Cameras. Boca Raton: CRC Press, 2015. 368 p.
15. Schowengerdt R. A. Remote Sensing: Models and Methods for Image Processing. Amsterdam: Elsevier, 2006. 560 p.

Информация об авторе

Илья Михайлович Белан – магистр по специальности "Приборостроение" (2021, Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет "ЛЭТИ" им. В. И. Ульянова (Ленина)), аспирант кафедры

Влияние реактивного момента на размытие изображения

Estimation of Reactive Torque Effect on Image Blur

лазерных измерительных и навигационных систем Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета "ЛЭТИ" им. В. И. Ульянова (Ленина); инженер 2-й категории Филиала Корпорации "Комета" – Научно-проектный центр оптоэлектронных комплексов наблюдения. Автор четырех научных публикаций. Сфера научных интересов – прикладная механика, системы ориентации; стабилизация пространственного положения.

Адрес: Филиал Корпорации "Комета" – Научно-проектный центр оптоэлектронных комплексов наблюдения ул. Шателена, д. 7, Санкт-Петербург, 194021, Россия

E-mail: iliyars97@gmail.com

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

References

1. Hiraoka T., Nishihara O., Kumamoto H. Steering Reactive Torque Presentation Method for a Steer-By-Wire Vehicle. *Review of Automotive Engineering*. 2008, vol. 29, no. 2, pp. 287–294.
2. Yoon J., Doh J. Optimal PID Control for Hovering Stabilization of Quadcopter Using Long Short Term Memory. *Advanced Engineering Informatics*. 2022, vol. 53, art. no. 101679.
doi: [10.1016/j.aei.2022.101679](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. of Vibration and Control*. 2022, p. 107754632211256.
<https://doi.org/10.1177/10775463221125628>
4. Lui C. Stabilization Control of Quadrotor Helicopter through Matching Solution by Controlled Lagrangian Method. *Asian J. of Control*. 2022, vol. 24, no. 4, pp. 1885–1894.
doi: [10.1002/asjc.2622](https://doi.org/10.1002/asjc.2622)
5. Krodkiewski J. M., Faragher J. S. Stabilization of Motion of Helicopter Rotor Blades Using Delayed Feedback-Modelling, Computer Simulation and Experimental Verification. *J. of Sound and Vibration*. 2000, vol. 234, no. 4, pp. 591–610.
doi: [10.1006/jsvi.1999.2878](https://doi.org/10.1006/jsvi.1999.2878)
6. Wahballah W. A., Bazan T. M., Ibrahim M. Smear Effect on High-Resolution Remote Sensing Satellite Image Quality. *IEEE Aerospace Conf., Big Sky, USA, 03–10 March 2018*. IEEE, 2018, pp. 1–14.
doi: [10.1109/AERO.2018.8396589](https://doi.org/10.1109/AERO.2018.8396589)
7. Haghshenas J. Maximum Allowable Low-Frequency Platform Vibrations In High Resolution Satellite Missions: Challenges and Look-Up Figures. *Proc. of Optical Systems Design 2015: Optical Design and Engineering VI*. Vol. 9626. SPIE, 2015, pp. 740–749.
doi: [10.1117/12.2191109](https://doi.org/10.1117/12.2191109)
8. Gecha V. Ya., Zhilenev M. Yu., Novoselov S. A. *Obzor sredstv otseki sostavlyayushchikh kachestva izobrazheniya* na vykhode sputnikovoi optiko-elektronnoi apparatury distantsionnogo zondirovaniya zemli v tselyakh obespecheniya bortovoi obrabotki snimkov na bortu kosmicheskogo appara
9. Smith S. L., Mooney J. A., Fiete R. D. Understanding Image Quality Losses Due to Smear in High-Resolution Remote Sensing Imaging Systems. *Optical Engineering*. 1999, vol. 38, no. 5, pp. 821–826.
doi: [10.1109/AERO.2018.8396589](https://doi.org/10.1109/AERO.2018.8396589)
10. Wahballah W. A., Bazan T. M., El-Tohamy F., Fathy M. Analysis of smear in high-resolution remote sensing satellites. *Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites XX*. SPIE. 2016, vol. 10000, pp. 375–385.
doi: [10.1117/12.2241634](https://doi.org/10.1117/12.2241634)
11. Holst G. C. *CCD Arrays, Cameras, and Displays*. 2nd ed. Winter Park, FL, JCD Publishing, 1998, 378 p.
12. Zhong W., Deng H., Sun Zh., Wu X. Computation Model of Image Motion Velocity for Space Optical Remote Cameras. *Intern. Conf. on Mechatronics and Automation, Changchun, 09–12 Aug. 2009*. IEEE, 2009, pp. 588–592.
doi: [10.1109/ICMA.2009.5245072](https://doi.org/10.1109/ICMA.2009.5245072)
13. Xu P., Hao Q., Huang Ch., Wang Y. Degradation of Modulation Transfer Function in Push-Broom Camera Caused by Mechanical Vibration. *Optics & laser technology*. 2003, vol. 35, no. 7, pp. 547–552.
doi: [10.1016/S0030-3992\(03\)00084-7](https://doi.org/10.1016/S0030-3992(03)00084-7)
14. Joseph G. *Building Earth Observation Cameras*. Boca Raton, CRC Press, 2015, 368 p.
15. Schowengerdt R. A. *Remote Sensing: Models and Methods for Image Processing*. Amsterdam, Elsevier, 2006, 560 p.

Information about the author

Ilya M. Belan, Master in Instrument Engineering (2021, Saint Petersburg Electrotechnical University), Post-graduate student of the Department of Laser Measurement and Navigation Systems of the Saint Petersburg Electrotechnical University; 2nd category Engineer of Branch of the "Kometa" Corporation – Scientific and Design Center for Optoelectronic Observation Systems. The author of 4 scientific publications. Area of expertise: applied mechanics, attitude control systems; and spatial stabilization.

Address: Branch of the "Kometa" Corporation – Scientific and Design Center for Optoelectronic Observation Systems, 7, Shatelen St., St Petersburg 194021, Russia

E-mail: iliyars97@gmail.com

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