

## ЗОРЯНИЙ ДАТЧИК ДЛЯ УНІВЕРСИТЕТСЬКОГО НАНОСУПУТНИКА

Обґрунтовується узагальнена концепція та вибір основних блоків недорогого зоряного датчика космічного базування, що може бути встановленою на університетський наносупутник формфактора 1U-3U.

Датчик має розміри  $73 \times 57 \times 23$  мм<sup>3</sup> (або приблизно  $30 \times 30 \times 50$  мм<sup>3</sup> в іншому варіанті виконання), має вагу менше 65 г, а середня споживана потужність 250 мВт (пікова - 1 Вт) дозволяє використовувати його на супутниках типу CubeSat. Зоряний датчик нанорозмірів (ЗДН) має високу точність, що досягається шляхом більш складної обробки зображень, яка дозволяє враховувати систематичні похибки. Очікується, що використання матриці КМОП з розміром  $128 \times 128$  пікселів та швидкістю оновлення 10 Гц, дасть похибку  $\sigma_{XY} \approx 10''$ . Використовується методика підвищення точності [1] розроблена в Ryerson University, Торонто, Канада

Ключові слова: зоряний датчик, наносупутник

V.I. MYKYTENKO, P.S. KOTLYAR, Y.A. LEGA

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»

### STAR TRACKER FOR UNIVERSITY NANOSATELLITE

The generalized concept and the choice of the main blocks of the inexpensive stellar space-based sensor, which can be installed on the university nanosatellite of the form factor 1U-3U, is substantiated.

This stellar sensor is designed first of all for micro and nano satellites, but can also be used on larger spacecrafts. Its dimensions, which are  $73 \times 57 \times 23$  mm (or about  $30 \times 30 \times 50$  mm in another embodiment), its weight, which is less than 65 g, and its average power consumption of 250 mW (1W peak) enable to use it in a CubeSat satellites. The star tracker offers a set of standard interfaces (RS485, RS232, etc.) and accepts input voltages of 3.3 V to 5 V. The features of star tracker are: 1) focus mainly on domestic market of small satellites, thus it is assumed to use mostly the domestic electronic components while manufacturing, 2) star tracker has a high attitude accuracy, which is achieved through a more complicated image processing, allowing of taking into account the systematic errors. It is expected that the use of CMOS photo sensor with size of  $128 \times 128$  pixels and with an update rate of 10 Hz gives the attitude error  $\sigma_{XY} \approx 10''$ . For a sensor of  $768 \times 768$  pixels size error drops to  $\sigma_{XY} \approx 1''$ . We assume to manufacture few models of star trackers differed in the used photosensor, the hull design, the traffic interface, the degree of functionality and availability of options. In the basic design, front illuminated CMOS matrix of  $128 \times 128$  pixels size with 20  $\mu$ m pixel size is used. The sensor is in fact a television camera that contains a microprocessor for storing a star field card and for signal processing. At the previous stage, the general characteristics of the photodetector and objects that allow working with stars to +5 of the same magnitude were calculated. If we want the stellar sensor to be fully functional, then it must include an additional power source or use a stabilized satellite power supply unit. At present, the object of research is the general arrangement of the sensor, its mass-dimensional characteristics and the choice of elemental base. Attitude accuracy improvement technique was developed in the Ryerson University, Toronto, Canada.

Keywords: Star tracker, CubeSat, nano satellites.

### Вступ

Останніми роками кількість запусків малих супутників швидко зростає і у 2018-2022 роках перевищуватиме кількість запусків супутників великого та середнього розміру. Розроблюються технічні рішення що до заміни невеликої кількості великих супутників дистанційного зондування Землі чисельним угрупованням малих недорогих нано- і навіть – фемто супутників [2]. Поки що типовим зразком сучасного малого супутника є нано-супутник типу CubeSat [3]. Це супутники, складені з модулів (юнітів, що позначаються як «1U») розміром  $100 \times 100 \times 100$  мм<sup>3</sup> кожний та вагою в декілька кілограмів. В КПІ ім.Ігоря Сікорського успішно виконуються кілька наукових проектів по створенню недорогих нано супутників дистанційного зондування Землі. Очевидно, що майже все обладнання, призначене для великих супутників, не може використовуватися для таких супутників через значний розмір, вагу та енергоспоживання. Для наносупутників потрібно розробляти спеціальні малогабаритні пристрої.

Те саме стосується і зоряних датчиків. Як приклад, розглянемо відомі датчики ST-100 та ST-200 Berlin Space Technologies GmbH [4]. Компактний Star Tracker ST-200 має в 10 разів меншу масу і 4 рази менші розміри, татаку ж точність (30"), як ST-100.

### Постановка задачі

В даний час найбільш відомі зоряні датчики для малих супутників двох виробників: S3S Sinclair Interplanetary (Канада) і ST-200 Berlin Space Technologies GmbH (Німеччина) [4]. Цього, по-перше, недостатньо для задоволення потреб ринку, що стрімко розвивається; по-друге, серійні спеціалізовані для космічного використання прилади є занадто дорогими для встановлення на недорогі космічні платформи, які розробляються в університетах. Тому існує необхідність створення альтернативного зоряного датчика.

### Опис об'єкту дослідження

Для виконання орієнтації наносупутника по трьом осям використовується зоряний датчик, в якому виконується аналіз зображення зоряного поля в середньому кутовому полі зору. Датчик фактично є телевізійною камерою, яка містить мікропроцесор для зберігання карти зоряного поля та для обробки сигналу. На попередньому етапі були розраховані узагальнені характеристики фотоприймача та об'єктива, які дозволяють працювати з зірками до +5 зоряної величини. Наразі об'єктом дослідження є загальна компоновка датчика, його масогабаритні характеристики та вибір елементної бази.

### Характеристики ЗДН

Припускається розробка декількох моделей ЗДН, що відрізняються типом фотодатчика, конструкцією корпусу, інтерфейсом, ступенем функціональності та наявністю налаштувань.

У першій комплектації використовується КМОН матриця розміром  $128 \times 128$  пікселів із розміром пікселя  $20 \times 20$  мкм. ЗДН з цим датчиком має параметри, наведені в таблиці.

Таблиця

Параметри ЗДН у першій комплектації		
Параметр		Величина
КМОН матриця		$128 \times 128$ пікселів
Розмір пікселя		$20 \times 20$ мкм
АЦП		10 біт
Час оновлення		10 Гц
Максимальна кутовашвидкість		$2^\circ/\text{с}$
Фокусна відстань об'єктива		10,55 мм
Діаметр входної зіниці		9 мм
Полезору ( $2\omega$ )		$19,5^\circ$
Спектральний діапазон		400 – 800 нм
Габаритні розміри	з блендою	$73,5 \times 57,0 \times 57,8$ мм
	безбленди	$73,5 \times 57,0 \times 23,5$ мм
Розмір бленди		$30,0(\text{діаметр}) \times 34,3$
Мінімальний кут для сонячного світла		$30^\circ$
Достатній кут для місячного світла		$10^\circ$
Вага (без бленди та термозахисту)		65 г
Температураслота (безохолоджувача)		$-10^\circ\text{C} \dots +10^\circ\text{C}$
Потужність (безохолоджувача)	середня	250 мВт
	пікова	1 Вт
Макс. зоряна величина		5,5 <sup>m</sup>
Величина зоряного каталогу		2500 зірок
Точність	$\sigma_{XY}$	10"
	$\sigma_Z$	50"

Якщо ми хочемо, щоб зоряний датчик був повністю функціональним, то він повинен включати додаткове джерело живлення або використовувати стабілізований бортовий блок живлення супутника. В останньому випадку, зоряний датчик буде мати менший розмір і вагу. Типовий розмір ЗДН із зовнішнім джерелом живлення становить  $30 \times 30 \times 50$  мм<sup>3</sup>, а його вага близько 50 г.

Такі елементи проектування як: джерело живлення, тип зовнішнього інтерфейсу та формат даних (кути Ейлера, кватерніони то що), підбираються відповідно до вимог супутника.

Найбільш доцільний варіант конструкції - наявність охолоджувача для фотосенсора, що дозволяє зменшити темновий струм КМОН матриці. В той же час недоліком наявності охолоджувача є значне збільшення енергоспоживання. Інший варіант - затвор, який дозволяє тимчасово закрити лінзу для проведення калібрування (див. нижче).

Інша модель зоряного датчика, ЗДН-2, базується на КМОН матриці розміром  $768 \times 768$  пікселів, з розміром пікселя  $10 \times 10$  мкм. Цей датчик має значно ширше поле зору, та охоплює більше зірок з більш високою граничною величиною. Як наслідок, очікувані похибки ЗДН-2 -  $\sigma_{XY} \approx 1''$  та  $\sigma_Z \approx 3''$ .

Збільшення часу експозиції з одночасним зменшенням швидкості оновлення призводить до підвищення точності вимірів. Проте, стає важливим наявність охолоджувача для зменшення темного струму.

Залежно від необхідного часу життя і поглиненої дози опромінення на супутниковій орбіті, ЗДН може використовуватися зі звичайними або радіаційно-стійкими електронними компонентами. Те саме стосується матеріалів, що застосовуються для об'єктива.

### Розробка ЗДН

ЗДН планується використовувати з фоточутливим елементом КМОН розміром  $128 \times 128$  пікселів з розміром пікселя  $20 \times 20$  мкм та світлочутливою зоною  $2,6 \times 2,6$  мм (рис. 1). Модель матриці Star-1000 [5].

ЗДН використовується з об'єктивом з п'яти оптичних компонентів з фокусною відстанню  $F = 10,55$  мм і діаметром входної зіниці  $D = 9$  мм.

Об'єktiv може бути виготовлений із звичайного або радіаційно стійкого скла залежно від запиту замовника.

ЗДН необхідно оснастити блендою для об'єктива, яка забезпечує його нормальну роботу, при умові що кут між оптичною осью лінзи та напрямком до Сонця становить що найменше  $30^\circ$ . Можливий вигляд бленди об'єктива зображений на рис. 2.

Корпус ЗДН складається з основи та бленди (рис. 3). Основа має три виступи з отворами для кріплення, які мають широкі контактні поверхні. Два виступи розташовані симетрично навпроти один одного. Лінія, що проходить через них, перетинає оптичну вісь об'єктива ЗДН.

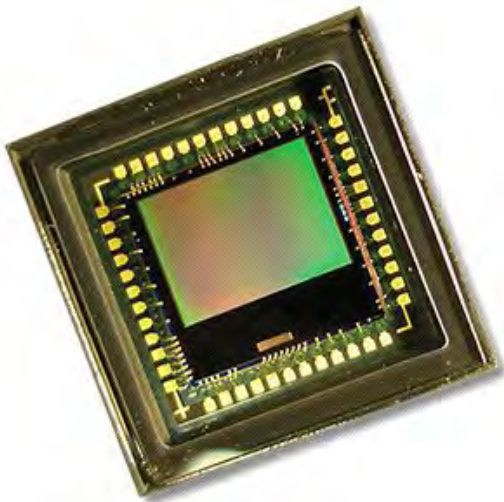


Рис. 1- КМОН матриця 128 × 128 пікселів

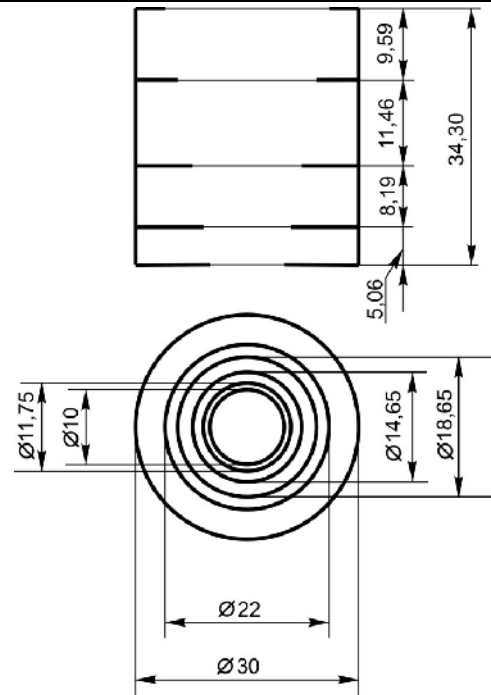


Рис. 2 - Бленда. Розміри наведені в міліметрах

Прикріплення плати до основи здійснюється за допомогою чотирьох гвинтів. Об'єktiv ЗДН та гніздо для кабелю управління, передачі даних та зовнішнього джерела живлення встановлені за межами кришки. Рівень затвора підшипників та соленоїд регулювання встановлюються всередині кришки (рис. 4).

Електронна плата керування, яку показано на рис 4, знаходиться всередині корпусу. У верхній частині плати знаходиться спеціалізований КМОН -чїп з фотосенсором та динамічним чїпом пам'яті [6]; флеш-пам'ять мікросхем і мікропроцесор знаходяться знизу. Під фотодатчиком є отвір для можливої установки кулера на зворотній стороні фотодатчика.

### Підвищення точності

Мінімальна похибка відліку зоряного датчика визначається фактичним співвідношенням сигнал/шум у зображенні зоряного поля. Для зірок великої зоряної величин вимірюваний сигнал залежить насамперед від кількості квантів зіркового світла, розсіяного фонового освітлення, шумів датчика (темнового струму, шуму відліку, похибки АЦП, перетворення сигналу то що ). Для зірок з великим блиском точність визначення їх розташування в полі зору значно погіршується в результаті «розтікання» сигналу по матриці фотоприймача при великій експозиції.

Будь-яка подальша обробка шумового сигналу зображення не може зменшити похибку. Цю похибку можна зменшити лише шляхом збільшення сигналу виявлення зірки.

У той же час в зоряних датчиках присутній інший ряд систематичних похибок. На відміну від випадкових, ці похибки залежать від набору параметрів і в принципі можуть бути зменшені шляхом відповідної обробки зображень.

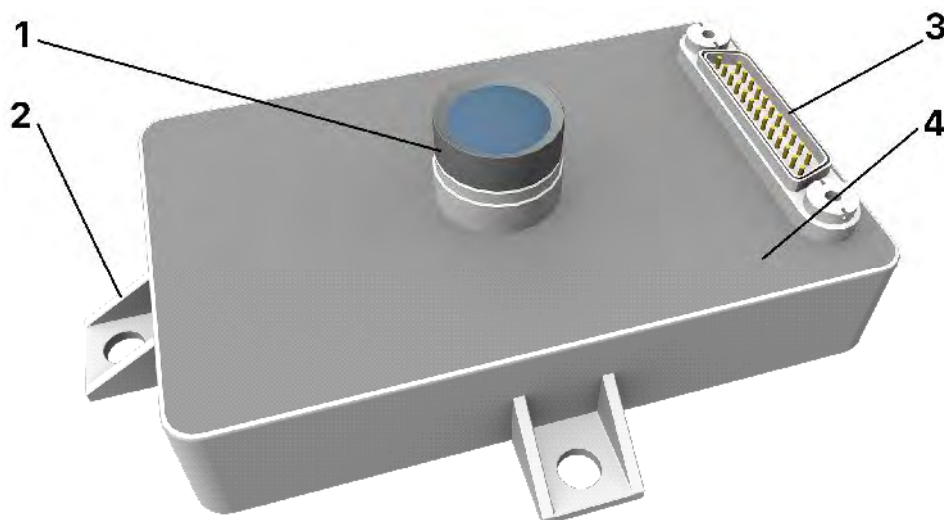


Рис. 3 - Загальний вигляд ЗДН без бленди та термозахисту: 1 - об'єktiv, 2 - виступи з отворами для кріплення, 3 - гніздо для кабелю управління, передачі даних та зовнішнього джерела живлення, 4 - корпус приладу

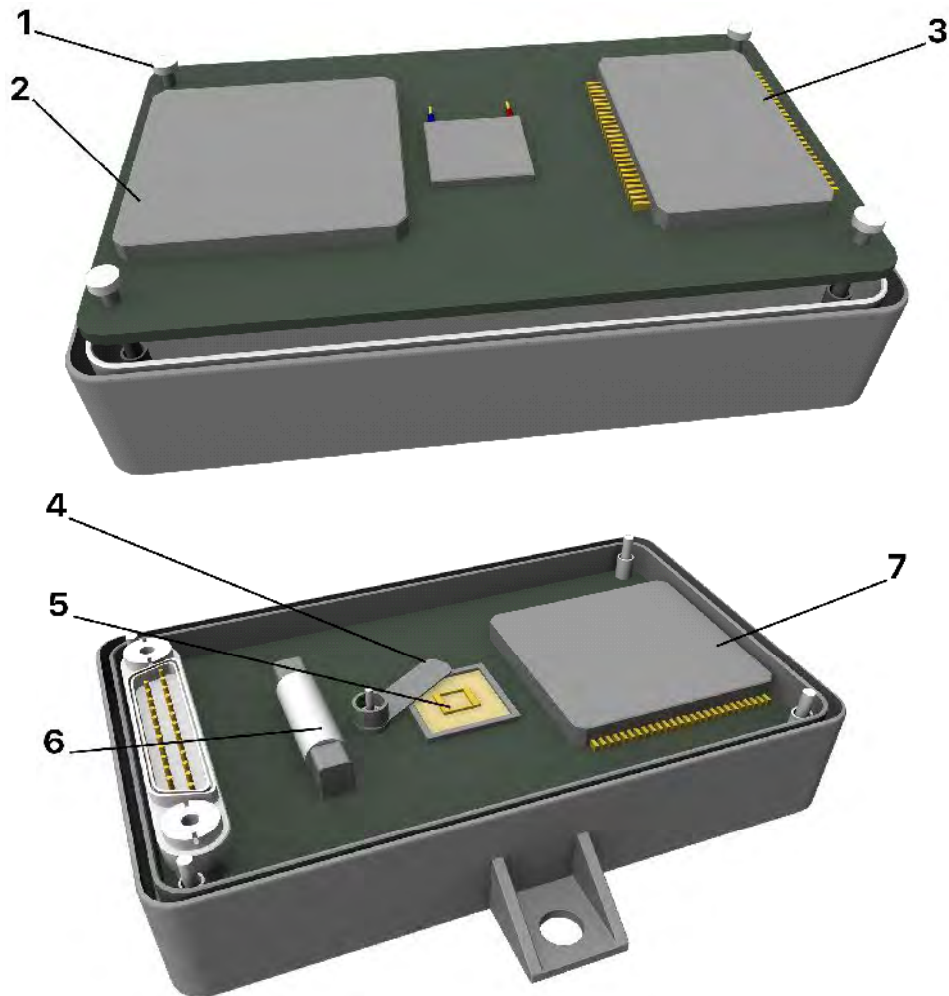


Рис. 4 - Плата ЗДН: 1 - гвинтикріпленняплати, 2 - флеш-пам'ятьмікросхем, 3 - мікропроцесор, 4 - затвор, 5 - КМОП-чіп з фотосенсором, 6 - соленоїдрегулювання, 7 - динамічнийчіппам'яті

Невиключені систематичні похибки у поєднанні з випадковими призводять до значного збільшення загального ефективного шуму. Як показує практика, точність сучасних зоряних датчиків приблизно в 10-30 разів гірше, ніж та, яка визначається лише випадковими похибками. Насправді, навіть неоднорідність темнових струмів пікселів зменшує точність до 3-4 разів [7,8].

Типова розробка сучасних зоряних датчиків не дозволяє враховувати такі систематичні похибки. Основною проблемою є необхідність комплексної процедури обробки зображень, яка потребує більшої флеш-пам'яті та оперативної пам'яті. І це стосується як малих, так і великих зоряних датчиків.

Розробка ЗДН, навпаки, передбачає зменшення набору системних похибок. А саме, використовуються алгоритми, які зменшують:

- неоднорідність темнових струмів датчика (включаючи "гарячі" пікселі);
- неоднорідність піксельної відповіді датчика;
- відмінності в посиленні підсилювачів;
- аберації об'єктива: як хроматичні, так і ахроматичні.

#### Спеціалізований чіп для ЗДН

Для підвищення точності та зменшення часу обробки зображень, в данному проекті ми маємо намір використати спеціальний чіп. Алгоритми обробки, які в ньому використовуються, є більш складними, ніж ті, які використовуються в звичайних зоряних датчиках. За допомогою цього чіпа можна буде зменшити вартість, масу та розмір зоряного датчика. Також такий чіп може бути об'єднаний з матрицею КМОП з метою мініатюризації.

#### Калібрування ЗДН

Для виправлення системних похибок, згаданих вище, інформація про піксельну чутливість датчика (так зване «плато поле»), карта темнового струму та значення аберацій об'єктива повинні зберігатися у флеш-пам'яті датчика. Ці дані можна отримати з певних калібрувань на наземній основі та є унікальними для кожного окремого ЗДН.

Властивості фотодатчика, як правило, змінюються в умовах космічного простору, в основному під

впливом високоенергетичних космічних частинок. Змінюється чутливість пікселів, темнові струми збільшуються, з'являються нові «гарячі» пікселі. Таким чином, результати наземних калібрувань, що зберігаються в пам'яті трекера, стають все менш актуальними.

У результаті, загальна систематична похибка датчика збільшується, і, отже, точність його зменшується. Тим не менш, ця проблема може бути виправлена, якщо є можливість отримати нові дані калібрування під час польоту. Ідея калібрування на орбіті вже обговорювалася кількома авторами [9,10], але конкретні калібрування ЗДН значно відрізняються від описаних у цих роботах.

Щоб покращити збережену карту темнових струмів, потрібно отримати ряд темних кадрів (із закритим об'єктивом). Потім відносну чутливість пікселів можна відкалібрувати, використовуючи рівномірне освітлення датчика (наприклад, з допомогою фотометричної кулі при зняттю об'єктиві).

Калібрування датчика на борту наносупутника можливе з використанням механічного затвору (рис. 4), який перекриватиме фотоприймач під час цієї процедури. Але це значно ускладнює датчик й зменшує його надійність. Тому з огляду на відносно невеликий термін функціонування самого космічного апарату (що визначається малою висотою орбіти) в перших моделях приладу доцільно обмежитись тільки наземним калібруванням.

### Висновок

Вага та розміри зоряного датчика дозволяють використовувати його з мікро- та наносупутниками іншого типу. Більше того, параметри ЗДН (і особливо ЗДН-2) роблять його можливим еквівалентом звичайних "великих" зоряних датчиків.

Потенційна можливість калібрування датчика на орбіті забезпечує тривале збереження високої точності.

### Література

1. John Enright, Doug Sinclair, C. Cordell Grant, Geoff McVittie, Tom Dzamba «Towards Star Tracker Only Attitude Estimation», Ryerson University, Toronto, Canada.
2. Колобродов В.Г., Лихоліт М.І., Марченко В.О., Микитенко В.І. Вибір оптико-електронної системи малорозмірного університетського супутника // Вісник ЧДТУ. - 2008. – №2. – С. 167 - 172
3. Barnhart, D., Vladimirova T., Baker A., Sweeting, M. (2009). A low-cost femtosatellite to enable distributed space missions. *Acta Astronautica*, 64, 11–12, 1123-1143.
4. Tom Segest “Development of the Pico Star Tracker ST-200 - Design Challenges and Road Ahead”, Berlin Space Technologies GmbH, Berlin, Germany, 2012.
5. STAR-1000 1 M Pixel Radiation - Hard CMOS image sensor Datasheets, Cypress Semiconductor Corporation, San Jose, California.
6. Ferrera, M. et al. On-chip CMOS-compatible all-optical integrator. *Nat. Commun.* 1:29 doi: 10.1038/ncomms1028 (2010).
7. Захаров А.И., и др. «Звездные следопыты нового поколения», Институт теоретической астрономии, № 20, стр.427-432, 2009.
8. Тучин, М. «О случайных и систематических ошибках звездного трекера», Материалы 27-й ежегодной конференции AIAA / USU на малых спутниках «Малые спутники», SSC13-I10, 2013.
9. Samaan, M.A., et al., “Autonomous On-orbit Calibration of Star Trackers,” Proceedings of Core Technologies for Space Systems Conference (Communication and Navigation Session), 2001.
10. Hai-bo, L., et al., “Autonomous On-orbit Calibration of a Star Tracker Camera,” *Optical Engineering*, V.50(2), 023604, 2011.

### References

1. John Enright, Doug Sinclair, C. Cordell Grant, Geoff McVittie, Tom Dzamba «Towards Star Tracker Only Attitude Estimation», Ryerson University, Toronto, Canada.
2. Kolobrodov V.G., Liholit M.I., Marchenko V.O., Mikitenko V.I. Vibiroptiko-elektronnoi sistemi malorozmirmogo universitetskogo suputnika // Visnik ChDTU. - 2008. – №2. – S. 167 - 172
3. Barnhart, D., Vladimirova T., Baker A., Sweeting, M. (2009). A low-cost femtosatellite to enable distributed space missions. *Acta Astronautica*, 64, 11–12, 1123-1143.
4. Tom Segest “Development of the Pico Star Tracker ST-200 - Design Challenges and Road Ahead”, Berlin Space Technologies GmbH, Berlin, Germany, 2012.
5. STAR-1000 1 M Pixel Radiation - Hard CMOS image sensor Datasheets, Cypress Semiconductor Corporation, San Jose, California.
6. Ferrera, M. et al. On-chip CMOS-compatible all-optical integrator. *Nat. Commun.* 1:29 doi: 10.1038/ncomms1028 (2010).
7. Zaharov A.I., i dr. «Zvezdnye sledopyty novogo pokolenija», Institut teoreticheskoi astronomii, № 20, str.427-432, 2009.
8. Tuchin, M. «O sluchajnyh i sistematicheskikh oshibkakh zvezdnogo trekera», Materialy 27-j ezhegodnoj konferencii AIAA / USU na malyh sputnikah «Malye sputniki», SSC13-I10, 2013.
9. Samaan, M.A., et al., “Autonomous On-orbit Calibration of Star Trackers,” Proceedings of Core Technologies for Space Systems Conference (Communication and Navigation Session), 2001.
10. Hai-bo, L., et al., “Autonomous On-orbit Calibration of a Star Tracker Camera,” *Optical Engineering*, V.50(2), 023604, 2011.

Рецензія/Peer review : 07.04.2018 р. Надрукована/Printed : 23.05.2018 р.  
Стаття рецензована редакційною колегією