

**ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРНОГО ГИРОСКОПА В БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМАХ**

А.С. Болотнов

bolotnovalbert@icloud.com

SPIN-код: 2102-2943

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

**Аннотация**

Рассмотрены основные источники погрешностей координатной информации бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Проанализированы требования к погрешностям и нестабильностям лазерных гироскопов как датчикам первичной информации БИНС 1–3-го классов точности. Предложен алгоритм отбора лазерных гироскопов для прецизионных навигационных измерительных систем с учетом конструктивных и точностных характеристик конкретного лазерного гироскопа. Такой подход апробирован в ходе экспериментальных исследований прибора ГЛ-2Д. Результаты испытаний подтвердили возможность применения ГЛ-2Д при разработке БИНС 2-го класса точности для решения прецизионных навигационных задач объектами сухопутного и авиационного применения.

**Ключевые слова**

Лазерный гироскоп, угловая скорость, информация, погрешности, навигация, бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), гироскопирование, испытания

Поступила в редакцию 03.09.2019

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019

**Введение.** В новых разработках и при модернизации мобильных объектов важная роль отводится средствам и системам навигационного и топогеодезического обеспечения, которые непосредственно влияют на эффективность решаемых ими задач. Одним из наиболее перспективных средств обеспечения современных изделий высококачественной и надежной пространственной информацией являются инерциальные навигационные системы (ИНС), для работы которых используются характеристики физического поля Земли — сила гравитации и угловая скорость ее вращения в инерциальном пространстве.

По принципу действия ИНС подразделяют на платформенные, когда акселерометры установлены на гиросtabilизированной платформе, и бесплатформенные, когда акселерометры жестко связаны с объектом. В бесплатформенных ИНС (БИНС) опорная система координат вычисляется с применением бортовой ЭВМ путем интегрирования и преобразования сигналов гироскопических датчиков. При этом бортовая ЭВМ как бы моделирует образ гиросtabilизированной платформы [1, 2].

В настоящей работе рассмотрены погрешности пространственной информации, анализируется влияние погрешностей и нестабильностей лазерных гироскопов на точностные характеристики БИНС 1–3-го классов. Проведенный

анализ позволяет подойти к отбору лазерных гироскопов для высокоточных БИНС исходя из конструктивных и точностных характеристик испытываемого лазерного гироскопа. Такой подход апробирован в ходе экспериментальных исследований прибора ГЛ-2Д, которые подтвердили возможность его применения в прецизионных измерительных навигационных системах.

**Погрешности выходной пространственной информации БИНС и влияние на них погрешностей и нестабильностей лазерного гироскопа.** Перейдем к теоретической части вопроса. Рассмотрим подробнее составляющие координатных погрешностей БИНС. В работе [3] приведены возможные значения координатных погрешностей, обусловленных погрешностями гироскопов и акселерометров и их нестабильностями. Рассмотрения заслуживают две из них, а именно погрешность, связанная со смещением (или сдвигом) нулевого сигнала гироскопа  $\Delta S_b$ , и погрешность, связанная с погрешностью начальной выставки  $\Delta S_A$ :

$$\Delta S_b = \Delta\omega \frac{g_0 T^3}{6};$$

$$\Delta S_A = \delta A V T \sin k,$$

где  $\Delta\omega$  — сдвиг (стабильность) нулевого сигнала гироскопа;  $g_0$  — ускорение свободного падения;  $T$  — время измерения координатной погрешности;  $\delta A = \Delta\omega/\Omega \cos\varphi$  — погрешность начальной выставки без учета шумового дрейфа гироскопа ( $\Omega \cos\varphi$  — горизонтальная составляющая скорости Земли;  $\varphi$  — широта места выставки);  $V$  — скорость объекта;  $k$  — курс движения. Погрешность из-за сдвига нулевого сигнала гироскопа  $\Delta\omega$  представляет собой разность между действительным, медленно меняющимся нулевым сигналом гироскопа и тем смещением, которое определено при калибровке БИНС и заложено в нее для последующей компенсации.

Примем для оценочных расчетов  $\Delta\omega = 8 \cdot 10^{-3}$  °/ч,  $g_0 = 9,81$  м/с<sup>2</sup>,  $V = 10$  км/мин,  $T = 15$  мин,  $k = 45^\circ$ ,  $\Omega \cos\varphi = 10$  °/ч. При этом уход по координате  $\Delta S_b = 46$  м, а уход  $\Delta S_A = 106$  м. Подсчет остальных погрешностей, связанных с погрешностями сдвигов нулей  $\Delta\omega$ ; и масштабных коэффициентов  $k_i$  гироскопов, а также их шумовых компонент был также проведен на основе зависимостей, приведенных в работе [3]. В итоге они не превысили 10 м и в расчет общей погрешности они не попали. Окончательно можно записать

$$\Delta S = \sqrt{\Delta S_b^2 + \Delta S_A^2} = 116 \text{ м},$$

т.е. погрешность определения координат, обусловленная погрешностью начальной выставки или, иными словами, начального ориентирования, составила 90 % общей погрешности.

Из приведенной оценки видно, что в суммарной координатной погрешности БИНС существенный вес имеет погрешность выставки, которая, в свою оче-

редь, обусловлена неконтролируемым смещением нулевого сигнала гироскопа, используемого для определения горизонтальных составляющих вращения Земли. Результаты расчетов ожидаемых погрешностей угловой ориентации от наличия постоянных в запуске составляющих дрейфа гироскопа, т. е. стабильности нулевого сигнала гироскопа, приведены в таблице.

**Расчетные погрешности начальной выставки БИНС δА, угл. мин**

Широта места выставки φ, град	Стабильность нулевого сигнала гироскопа Δω, °/ч				
	10 <sup>-3</sup>	2 · 10 <sup>-3</sup>	5 · 10 <sup>-3</sup>	10 <sup>-2</sup>	2 · 10 <sup>-2</sup>
40	0,31	0,62	1,55	3,13	6,26
50	0,37	0,73	1,85	3,72	7,44
60	0,47	0,94	2,35	4,79	9,58
70	0,69	1,38	3,45	6,98	13,95

Согласно ГОСТ РВ 52 339–2005 [4], по точности БИНС подразделяют на три класса. Погрешности координатных уходов за один час работы для БИНС 1-го класса составляют 0,95 км, или половину морской мили; 2-го класса — 1,85 км, или одну морскую милю; 3-го класса — 3,7 км, или две морские мили. В работах [5, 6] проанализированы соотношения между значениями начальной выставки и координатными уходами. В частности, в работе показано, что для систем 1-го класса погрешность начального ориентирования должна быть величиной порядка 1,8 угл. мин, а второго — 3,6 угл. мин. Таким образом, начальная выставка БИНС 1-го класса на широтах до 60° потребует использования в системе гироскопов со стабильностью (0,2...0,5) · 10<sup>-3</sup> °/ч, а второго класса — (5...10) · 10<sup>-3</sup> °/ч соответственно.

С точки зрения определения степени годности лазерных гироскопов для их применения в навигационных системах того или иного класса точности будет достаточно провести ряд испытаний [7], которые включают в себя оценку стабильности нулевого сигнала в запуске при нормальных климатических условиях, в условиях повышенной и пониженной температуры и оценку стабильности от запуска к запуску.

Стабильность нулевого сигнала в каждом из температурных диапазонов считается в *n*-часовом запуске, град/ч, и определяется по формуле

$$\Delta\omega = \frac{\sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (N_i - \bar{N})^2}}{at} = \frac{\Delta N}{at},$$

где  $N_i$  — среднее арифметическое значение показаний  $N$  за  $i$ -й час измерений в  $n$ -м часовом запуске, в импульсах, где  $N = \frac{1}{2\pi} \int_0^T \Delta\Omega dt$  — число периодов выход-

ного сигнала лазерного гироскопа, полученное при суммировании за время усреднения  $T = 100$  с;  $\bar{N}$  — среднее показание за запуск, имп.,  $\bar{N} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n N_i$ ;  $n$  — число измерений в запуске;  $\Delta N$  — стабильность нулевого сигнала, имп.;  $a$  — коэффициент передачи с/(угл. с);  $t$  — время измерения, с.

Составляющая стабильности нулевого сигнала от включения к включению, °/ч, определяется как

$$\sigma_0 = \frac{\sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{k=1}^m (\bar{N}_k - \bar{\bar{N}})^2}}{at} = \frac{\Delta}{at},$$

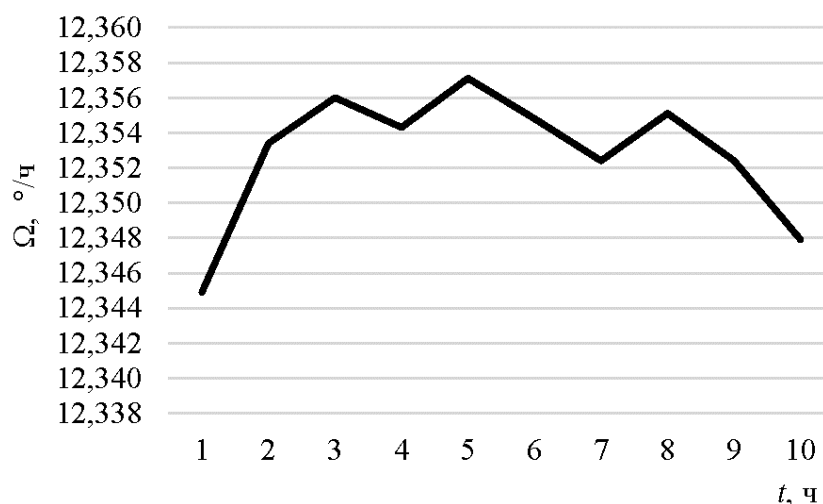
где  $\bar{N}_k$  — среднее показание в  $k$ -м запуске, имп.;  $\bar{\bar{N}}$  — среднее показание во всех запусках, имп.;  $\Delta$  — составляющая стабильности нулевого сигнала от включения к включению, имп.

**Апробация алгоритма отбора лазерного гироскопа для БИНС.** В качестве примера ниже представлены данные с характеристиками серийно выпускаемого фирмой «ООО «Научно-производственный комплекс “Электрооптика”» лазерного гироскопа ГЛ-2Д [8]. Кольцевой лазер выполнен в виде ситаллового моноблока периметром 28 см с призмами полного внутреннего отражения, с механической знакопеременной частотной подставкой и высокочастотной накачкой. Масса прибора около 2,5 кг, объем (116×154×88 мм). Срок службы не менее 15,5 лет, средняя наработка на отказ не менее 30 000 ч.

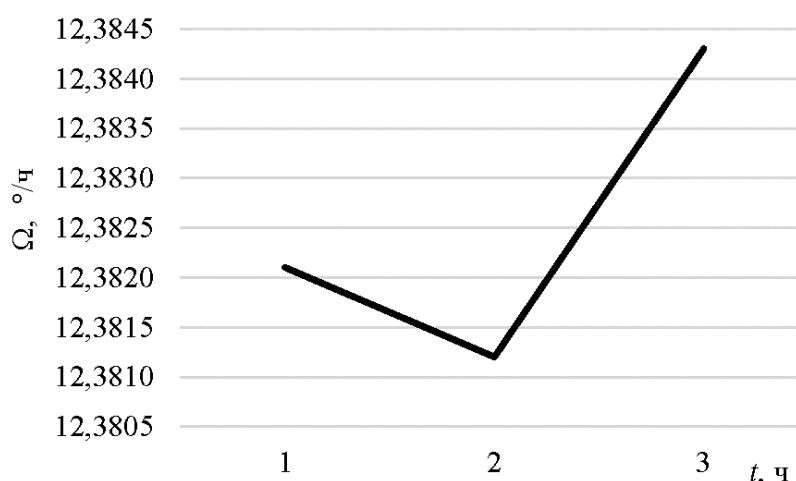
Согласно техническим условиям на прибор ГЛ-2Д, составляющая стабильности нулевого сигнала  $\Delta\omega$  при часовом осреднении составляет не более 0,01 °/ч с учетом алгоритмической компенсации температурной погрешности. Воспроизводимость нулевого сигнала прибора от включения к включению  $\sigma_0$  в течение всего срока службы не превышает 0,01 °/ч при работающей алгоритмической компенсации температурной погрешности.

Рассмотрим и проанализируем результаты экспериментальных исследований прибора, которые проводились в следующем порядке:

- 1) испытания в нормальных климатических условиях при  $t = +25$  °С (запуск длительностью 10 ч);
  - 2) испытания при  $t = +15$  °С (запуск длительностью 2 ч);
  - 3) испытания в условиях пониженной температуры окружающей среды при  $t = -40$  °С (запуск длительностью 4 ч);
  - 4) испытания при  $t = +15$  °С (запуск длительностью 2 ч);
  - 5) испытания в условиях повышенной температуры окружающей среды при  $t = +70$  °С (запуск длительностью 4 ч);
  - 6) испытания при  $t = +15$  °С (запуск длительностью 2 ч).
- Обработка результатов испытания иллюстрируется с помощью рис. 1–4.



**Рис. 1.** Результаты измерения сдвига нуля при запуске длительностью 10 ч и температуре  $T = 25$  °С: среднее  $\Omega = 12,353$  °/ч;  $\Delta\omega = 0,0038$  °/ч



**Рис. 2.** Результаты измерения воспроизводимости сдвига нуля от включения к включению в трех запусках при температуре  $T = 15$  °С: среднее  $\Omega = 12,383$  °/ч;  $\sigma_0 = 0,0038$  °/ч

В результате испытаний получены следующие точностные характеристики прибора ГЛ-2Д:

- 1) составляющая смещения нулевого сигнала в одном запуске в нормальных климатических условиях  $0,0038$  °/ч;
- 2) составляющая смещения нулевого сигнала от включения к включению в нормальных климатических условиях  $0,0016$  °/ч;
- 3) составляющая смещения нулевого сигнала в одном запуске в условиях пониженной температуры окружающей среды  $0,0137$  °/ч;
- 4) составляющая смещения нулевого сигнала в одном запуске в условиях повышенной температуры окружающей среды  $0,0044$  °/ч.

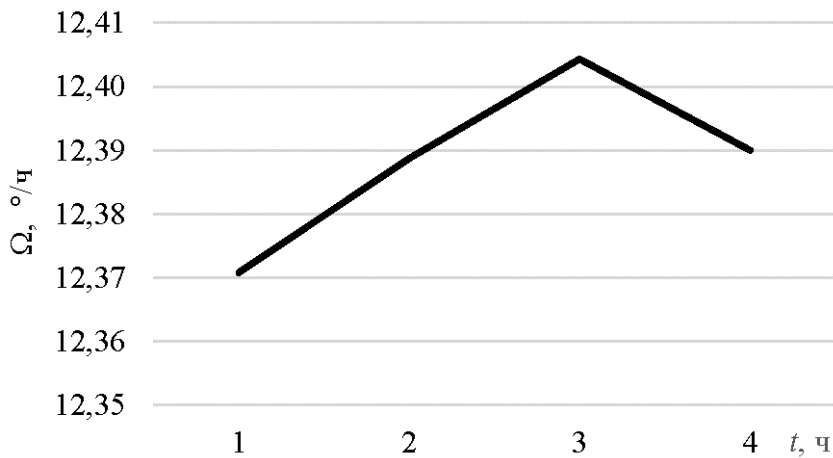


Рис. 3. Результаты измерения сдвига нуля при запуске длительностью 4 ч и температуре  $T = -40$  °С: среднее  $\Omega = 12,389$  °/ч;  $\Delta\omega = 0,0137$  °/ч

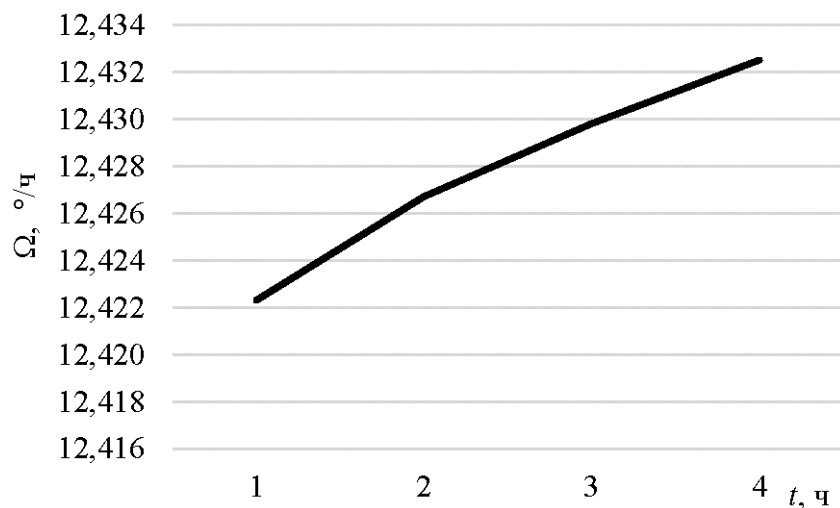


Рис. 4. Результаты измерения сдвига нуля при запуске длительностью 4 ч и температуре  $T = +70$  °С: среднее  $\Omega = 12,428$  °/ч;  $\Delta\omega = 0,0044$  °/ч

**Обсуждение полученных результатов.** Точностные характеристики испытываемого гироскопа ГЛ-2Д согласно таблице попали в диапазон стабильности выходного сигнала уровня  $0,5 \cdot 10^{-3}$  °/ч, что соответствует системе 1-го класса. Исключение составило испытание прибора в условиях пониженной температуры. Формально по этому параметру прибор не удовлетворяет требованиям к системам 2-го класса —  $10^{-2}$  °/ч. Однако на практике приборы такого уровня, показатели которых отличаются от требуемого значения не более чем на 50 %, применяются в качестве курсовых гироскопов, непосредственно в начальном ориентировании не участвуя. Поэтому можно считать, что испытываемый гироскоп попадает в диапазон для БИНС 2-го класса. Отметим, что серийных образ-

цов БИНС 1-го класса с уходом по координате 0,95 км за 1 ч движения в нашей стране нет. Для применения в авиационной технике серийно выпускаются системы 2-го класса БИНС-СП-2 (АО «МИЭА») и БИНС 1МА-06 (ООО «НПК «Электрооптика»»), а для сухопутной техники — системы 2-го класса БИНС-ТП (ООО «НПК «Электрооптика»»), СГСКЛГ [9] (АО «РПЗ», разработка ООО «НПК «Электрооптика»»).

**Выводы.** Таким образом, на основе результатов экспериментальных исследований прибора подтверждена возможность использования серийного лазерного гироскопа ГЛ-2Д при разработке БИНС 2-го класса точности для решения прецизионных навигационных задач объектами сухопутного и авиационного применения.

### Литература

- [1] Питтман Д., ред. Инерциальные системы управления. М., Воениздат, 1964.
- [2] Алешин Б.С., Веремеенко К.К., Черноморского А.И., ред. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии. М., Физматлит, 2006.
- [3] Дмитриев С.П. Инерциальные методы в инженерной геодезии. СПб., ЦНИИ «Электрприбор», 1997.
- [4] ГОСТ РВ 52 339-2005. Системы бесплатформенные инерциально-навигационные на лазерных гироскопах. М., Стандартинформ, 2005.
- [5] Кузнецов А.Г., Портнов Б.И., Измайлов Е.А. Прецизионный лазерный гироскоп для автономной навигации. *Квантовая электроника*, 2014, т. 45, № 1, с. 78–88.
- [6] Кузнецов А.Г., Молчанов А.В., Чиркин М.В. и др. Современные бесплатформенные инерциальные навигационные системы двух классов точности. *Труды МИЭА*, 2014, № 8, с. 24–32.
- [7] Росс М. Применение лазеров. М., Мир, 1974.
- [8] Лазерные гироскопы ГЛ-1Д, ГЛ-2Д, ГЛ-18. *electrooptika.ru: веб-сайт*. URL: <http://www.electrooptika.ru/index.php/produksiya/bazovye-elementy> (дата обращения: 15.07.2019).
- [9] Система межвидового применения. *electrooptika.ru: веб-сайт*. URL: <http://www.electrooptika.ru/index.php/bins/bins-mezhvidovogo-primeneniya> (дата обращения: 15.07.2019).

**Болотнов Альберт Сергеевич** — студент кафедры «Радиоэлектронные системы и устройства», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

**Научный руководитель** — Вереникина Нина Михайловна, кандидат технических наук, доцент кафедры «Лазерные и оптико-электронные системы», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

### Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Болотнов А.С. Применение лазерного гироскопа в бесплатформенных инерциальных системах. *Политехнический молодежный журнал*, 2019, № 10(39). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2019-10-533>

---

**THE USE OF A LASER GYROSCOPE IN STRAPDOWN INERTIAL SYSTEMS**

A.S. Bolotnov

bolotnovalbert@icloud.com

SPIN-code: 2102-2943

---

**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**


---

**Abstract**

The main sources of errors of coordinate information of strapdown inertial navigation systems (SINS) are considered. The requirements to the errors and instabilities of laser gyroscopes as primary information sensors of SINS of the 1-3rd accuracy class are analyzed. An algorithm for selecting laser gyroscopes for precision navigation measuring systems is proposed taking into account the design and accuracy characteristics of a specific laser gyroscope. This approach was tested during experimental studies of the GL-2D device. The test results confirmed the possibility of using GL-2D in the development of SINS of the 2nd accuracy class for solving precision navigation problems by land and aviation objects.

**Keywords**

Laser gyroscope, angular velocity, information, errors, navigation, strapdown inertial navigation system (SINS), gyrocompassing, testing

Received 03.09.2019

© Bauman Moscow State Technical University, 2019

**References**

- [1] Pitman G.R. Inertial guidance (Space technology). John Wiley & Sons, 1962. (Russ. ed.: Inertsial'nye sistemy upravleniya. Moscow, Voenizdat Publ., 1964.
- [2] Aleshin B.S., Veremeenko K.K., Chernomorskogo A.I., red. Orientatsiya i navigatsiya podvizhnykh ob"ektov: sovremennye informatsionnye tekhnologii [Orientation and navigation of moving objects: modern information technologies]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2006 (in Russ.).
- [3] Dmitriev S.P. Inertsial'nye metody v inzhenernoy geodezii [Inertial methods in engineering geodesy]. Sankt-Petersburg, TsNII "Elektropribor" Publ., 1997 (in Russ.).
- [4] GOST RV 52 339-2005. Sistemy besplatformennye inertsial'no-navigatsionnye na lazernykh giroskopakh [State standard GOST RV 52 339-2005. Strapdown inertial navigation system on laser gyroscopes]. Moscow, Standartinform Publ., 2005 (in Russ.).
- [5] Kuznetsov A.G., Portnov B.I., Izmaylov E.A. Precise laser gyroscope for autonomous inertial navigation. *Kvantovaya elektronika*, 2014, vol. 45, no. 1, pp. 78–88 (in Russ.). (Eng. version: *Quantum Electron.*, 2015, vol. 45, no. 1, pp. 78–88. DOI: 10.1070/QE2015v045n01ABEH015420 URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1070/QE2015v045n01ABEH015420>)
- [6] Kuznetsov A.G., Molchanov A.V., Chirkin M.V., et al. Modern strapdown inertial navigation systems of two accuracy classes. *Trudy MIEA*, 2014, no. 8, pp. 24–32 (in Russ.).
- [7] Ross M. Laser applications. Academic Press, 1971. (Russ. ed.: *Primenenie lazerov*. Moscow, Mir, 1974.)
- [8] Lazernye giroskopy GL-1D, GL-2D, GL-18 [GL-1D, GL-2D, GL-18 laser gyroscopes]. *electrooptika.ru: website* (in Russ.). URL: <http://www.electrooptika.ru/index.php/produktsiya/bazovye-elementy> (accessed: 15.07.2019).



- [9] Sistema mezhvidovogo primeneniya [Crossbranch usage system]. *electrooptika.ru: website* (in Russ.). URL: <http://www.electrooptika.ru/index.php/bins/bins-mezhvidovogo-primeneniya> (accessed: 15.07.2019).

**Bolotnov A.S.** — Student, Department of Radioelectronic Systems and Devices, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Scientific advisor** — Verenikina N.M., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Laser and Optoelectronic Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

**Please cite this article in English as:**

Bolotnov A.S. The use of a laser gyroscope in strapdown inertial systems. *Politekhnicheskij molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2019, no. 10(39). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2019-10-533.html> (in Russ.).