

УДК 629.7.054.07

doi: 10.21685/2072-3059-2024-3-6

**Бесплатформенная инерциальная навигационная система
на базе микромеханических датчиков
в составе танковых управляемых ракет**

Н. Н. Борисов¹, М. Ю. Солодухин², А. И. Годунов³

¹Филиал Военной академии материально-технического обеспечения
имени генерала армии А. В. Хрулева в г. Пензе, Пенза, Россия

²3-й Центральный научно-исследовательский институт
Минобороны России, Москва, Россия

³Пензенский государственный университет, Пенза, Россия

¹nikolaew14@mail.ru, ²mixa2184@list.ru, ³avitelpgu@mail.ru

Аннотация. *Актуальность и цели.* Реализация автоматического захвата цели на траектории и последующего перехода на самонаведение в танковых управляемых ракетах является одной из актуальнейших задач, направленных на повышение дальности и точности стрельбы управляемого вооружения танка, которые достигаются не за счет увеличения энергетики пушки, а за счет технических решений, вложенных в конструкцию ракеты и бортовую аппаратуру танка. Применение бесплатформенных инерциальных навигационных систем в танковых управляемых ракетах для решения задач наведения позволит обеспечить захват цели до старта ракеты на требуемых дальностях. Цель – оценка влияния ошибок замера координат управляемой ракеты по бесплатформенной инерциальной навигационной системе во время процесса наведения на конечный результат с помощью статистической модели динамики управляемой ракеты с бесплатформенной инерциальной навигационной системой в составе системы управления. *Материалы и методы.* Раскрыта структура статистической модели управляемой ракеты с бесплатформенной инерциальной навигационной системой. Показаны исходные данные. Проведена оценка влияния статистических характеристик датчиков первичной информации на точность бесплатформенной инерциальной навигационной системы. *Результаты.* Приведены результаты моделирования. Показана эффективность внедрения в управляемую ракету бесплатформенной инерциальной навигационной системы, реализующей возможность обеспечить захват цели до старта ракеты. *Выводы.* Применение статистической модели динамики управляемой ракеты с бесплатформенной инерциальной навигационной системой в составе системы управления показало, что максимальная пространственная ошибка бесплатформенной инерциальной навигационной системы по дальности реализуется при «не нуле» датчика линейного ускорения и составляет 110 м (1,7 % от дальности полета), а «не нуль» датчика угловой скорости дает ошибку 57 м (0,9 %).

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, танковая управляемая ракета, головка самонаведения

Для цитирования: Борисов Н. Н., Солодухин М. Ю., Годунов А. И. Бесплатформенная инерциальная навигационная система на базе микромеханических датчиков в составе танковых управляемых ракет // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. 2024. № 3. С. 55–63. doi: 10.21685/2072-3059-2024-3-6

Strapdown inertial navigation system based on micromechanical sensors as a part of tank guided missiles

N.N. Borisov¹, M.Yu. Solodukhin², A.I. Godunov³

¹Branch of the Military Academy of Logistics
named after Army General A.V. Khrulev in Penza, Penza, Russia

²3rd Central Research Institute of the Ministry of Defense of Russia, Moscow, Russia

³Penza State University, Penza, Russia

¹nikolaew14@mail.ru, ²mixa2184@list.ru, ³avitelpgu@mail.ru

Abstract. *Background.* The implementation of automatic target capture on the trajectory and the subsequent transition to homing in tank guided missiles is one of the most urgent tasks aimed at increasing the range and accuracy of firing of guided weapons of the tank, which, in this case, is achieved not due to increasing the energy of the gun, but due to technical solutions invested in the design of the missile and onboard equipment of the tank. The use of free-form inertial navigation systems in tank guided missiles to solve guidance tasks will ensure the capture of the target before the launch of the rocket at the required ranges. The purpose is to estimate the effect of errors in measuring the coordinates of a guided missile using a free-form inertial navigation system during the guidance process on the final result using a statistical model of the dynamics of the guided missile with a free-form inertial navigation system as part of the control system. *Materials and methods.* The article discloses the structure of a statistical model of a guided rocket with a free-form inertial navigation system. The initial data is shown. The impact of statistical characteristics of primary information sensors on the accuracy of the free-form inertial navigation system was assessed. *Results.* The results of the simulation are given. The effectiveness of introducing a free-form inertial navigation system into the guided missile is shown, which realize the ability to ensure the capture of the target before the launch of the rocket. *Conclusions.* The use of a statistical model of the dynamics of a guided missile with a free-form inertial navigation system as part of the control system showed that the maximum spatial error of the free-form inertial navigation system in range is realized at “not zero” of the linear acceleration sensor and is 110 m (1.7% of the flight range), and “not zero” of the angular velocity sensor gives an error of 57m (0.9%).

Keywords: stencil inertial navigation system, tank guided missile, homing head

For citation: Borisov N.N., Solodukhin M.Yu., Godunov A.I. Strapdown inertial navigation system based on micromechanical sensors as a part of tank guided missiles. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Povolzhskiy region. Tekhnicheskie nauki* = *University proceedings. Volga region. Engineering sciences*. 2024;(3):55–63. (In Russ.). doi: 10.21685/2072-3059-2024-3-6

Введение

В процессе эволюции высокоточного оружия наибольшее развитие и перспективу получили управляемые снаряды с головками самонаведения (ГСН). Использование ГСН позволяет реализовать принцип «выстрелил – забыл» и обеспечить минимальные промахи, включая прямые попадания, независимо от дальности, а также позволяет снизить требования по расходу боеприпасов.

Ограниченность дальности захвата современных фотоприемников оптических ГСН не позволяет обеспечить захват целей до старта ракеты на требуемых дальностях. В связи с этим возникает необходимость захвата цели на траектории. Для реализации автоматического захвата цели на траектории и последующего перехода на самонаведение (реализации принципа «выстре-

лил – забыл») используются инерциальные навигационные системы (ИНС), теория которых развита в работах [1, 2]. В управляемых снарядах и ракетах малого калибра применение платформенных ИНС, традиционно используемых в системах наведения баллистических ракет, невозможно в связи с их большими массой и габаритами.

Современные технологии позволяют производить электромеханические датчики малого размера [3, 4], на основании которых возможно создание бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). В отличие от платформенных ИНС, данные системы обладают достаточно малыми размерами, что обеспечивает возможность использования БИНС для решения задач наведения в данных классах боеприпасов.

Материалы и методы

Эффективность использования БИНС на борту управляемых ракет (УР) малого калибра в основном определяется погрешностью определения текущих декартовых и угловых координат УР в процессе наведения [5]. Они, в свою очередь, кроме ошибок выставки, во многом определяются погрешностями замеров ускорений и угловых скоростей датчиками, используемыми в БИНС. Характеристики датчиков, влияющих на ошибки замеров, имеют случайную составляющую, поэтому влияние ошибок замеров на конечный результат будет определяться их случайным сочетанием, а объективная оценка должна даваться в виде статистических характеристик ошибок замера координат УР по БИНС во время процесса наведения [6].

Для проведения таких оценок разработана статистическая модель динамики УР с БИНС в составе системы управления (рис. 1).

Данная модель УР реализуется следующими блоками: блок алгоритма управления, блок динамики и кинематики [7], блок БИНС и блок расчета статистических характеристик ошибок БИНС. Управляющее воздействие $\bar{\delta}_{рп}$ формируется алгоритмом управления, реализующим тестовую программу полета. Управляющее воздействие подается на вход блока расчета динамики полета ракеты. Выходными данными блока являются следующие параметры: скорость ракеты V , угловые скорости Θ и Ψ вектора скорости ракеты, угловые скорости корпуса ракеты $\omega_{X1}, \omega_{Y1}, \omega_{Z1}$ для трех координатных осей связанной системы координат и перегрузки n_{X1}, n_{Y1}, n_{Z1} УР. Параметры вектора скорости УР передаются в блок кинематики вместе с текущими углами ориентации корпуса УР (ψ, θ, γ). В блоке кинематики происходит расчет реальных координат ракеты X, Y, Z в декартовой системе координат, имеющей точку отсчета, совмещенную с точкой старта УР, а также расчет углов ориентации: ψ, θ, γ .

Математическая модель БИНС включает модель датчиков (триада акселерометров и триада датчиков угловой скорости (ДУС)) и модель решения навигационной задачи. Входными сигналами модели датчиков являются перегрузки, замеряемые по трем осям системы координат и угловые скорости по трем осям УР, рассчитываемые в блоке динамики. Также на вход блока датчиков подаются случайные погрешности и ошибки измерения. Набор погрешностей и их статистические характеристики определяются типом используемых датчиков.

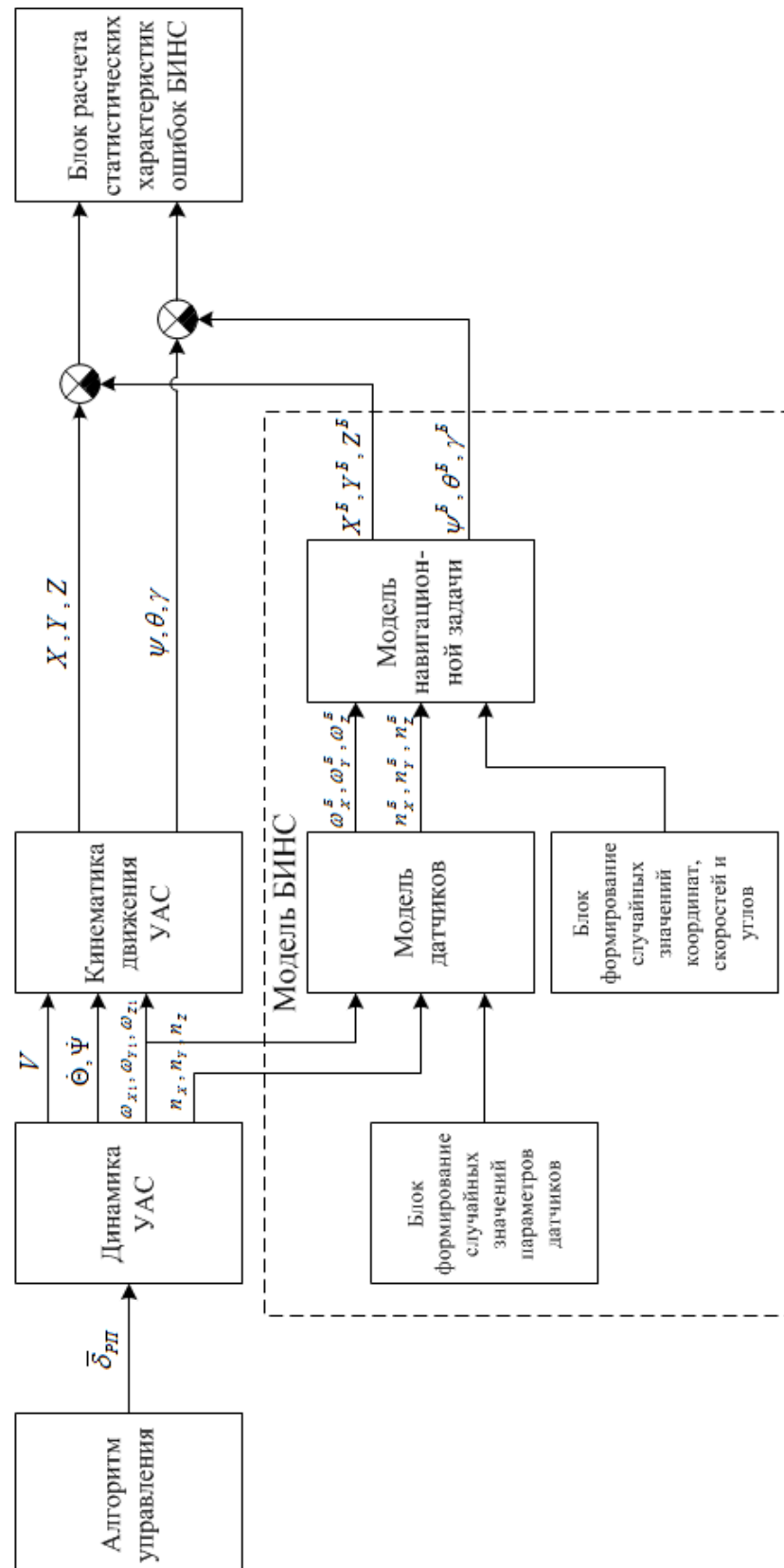


Рис. 1. Структура статистической модели УР с БИН

В модели учитываются следующие погрешности: смещение триад датчиков по осям, неортогональность осей датчиков, коэффициент влияния ортогональной перегрузки на ДУС, отклонения масштабных коэффициентов датчиков линейных ускорений (ДЛУ) и ДУС, не нули и скорости дрейфа нулей датчиков [8]. Выходом модели датчиков являются показания датчиков угловых скоростей $\omega_X^B, \omega_Y^B, \omega_Z^B$ и перегрузок n_X^B, n_Y^B, n_Z^B . Данные значения вместе с погрешностями начальной выставки поступают на вход блока решения навигационной задачи. Данный блок рассчитывает декартовы координаты УР относительно инерциальной системы координат – X^B, Y^B, Z^B , привязанной к точке старта, и углы, определяющие положение корпуса УР относительно переносной системы координат – $\psi^B, \theta^B, \gamma^B$.

Далее происходит сравнение идеальных расчетных координат и углов УР с координатами, полученными с БИНС, и рассчитываются статистические характеристики ошибок используемой БИНС в соответствующем блоке статистической модели.

Статистическое моделирование процесса полета УР с использованием БИНС проводится по следующей методике [9, 10]:

- задаются случайные значения параметров датчиков и реализации шумов, влияющих на результаты измерений;
- реализуется процесс наведения УР с фиксацией ошибок БИНС в данной реализации;
- процесс наведения повторяется с новой комбинацией случайных факторов и шумов;
- после завершения требуемого числа реализаций по фиксированным ошибкам БИНС в каждой реализации рассчитываются статистические характеристики ошибок БИНС по трем декартовым координатам и трем угловым координатам.

Результаты

В качестве примера приведено влияние основных погрешностей датчиков на точность определения координат УР, имеющей траекторию, приведенную на рис. 2. Общее время полета УР составляет 22 с, дальность полета – 6,3 км.

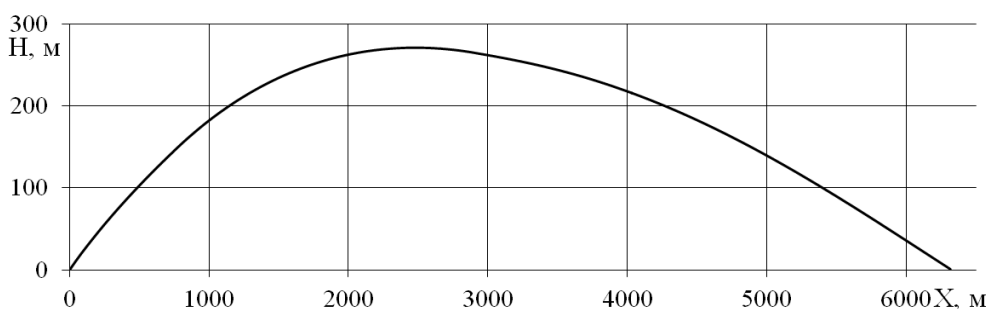


Рис. 2. Траектория УР в вертикальной плоскости

На рис. 3 приведены ошибки БИНС по трем декартовым координатам в зависимости от времени полета УР, вызванные одной из пяти рассматриваемых ошибок датчиков.

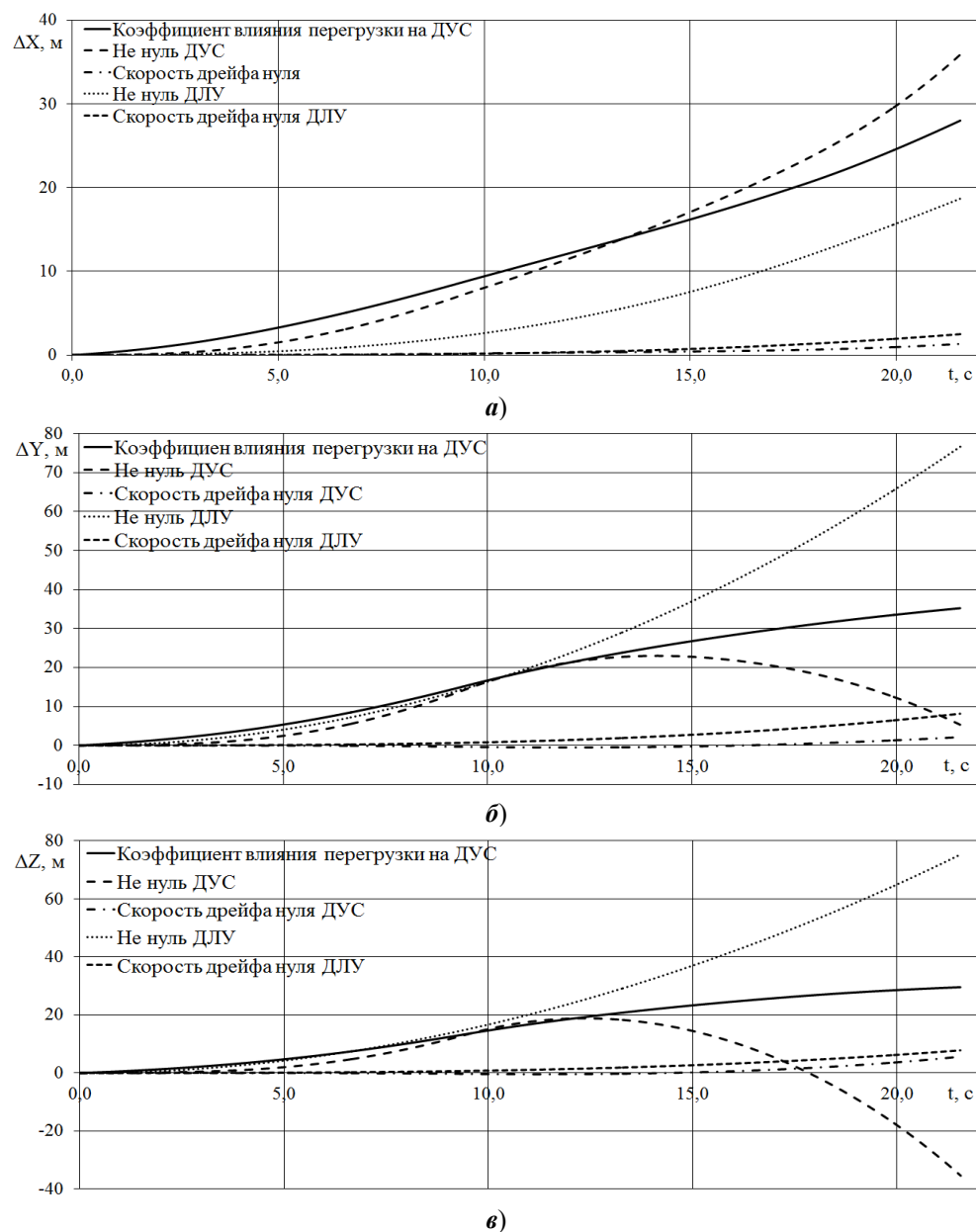


Рис. 3. Ошибки определения координат УР БИНС:

а – по оси *X*, *б* – по оси *Y*, *в* – по оси *Z*

В табл. 1 приведены величины погрешностей, характерных для датчиков отечественного производства, совместно с ошибками определения линейных и угловых координат УР в пространстве при помощи БИНС на конец полета.

Таблица 1

Величины погрешностей, характерных для датчиков отечественного производства, совместно с ошибками определения линейных и угловых координат УР в пространстве при помощи БИНС на конец полета

Рассматриваемый параметр	Значение (2 σ)	Ошибки БИНС на конец наведения					
		ΔX (м)	ΔY (м)	ΔZ (м)	$\Delta \gamma$ (град)	$\Delta \theta$ (град)	$\Delta \psi$ (град)
Коэффициент влияния ортогональной перегрузки на ДУС	0,02°/c/g	21,55	28,01	35,21	0,002	-0,014	0,014
Не нуль ДУС	0,26°/c	35,94	23,92	37,28	0,097	0,1	0,106
Не нуль ДЛУ	0,034g	18,7	76,87	75,95	0	0	0
Скорость дрейфа нуля ДУС	0,003°/c ²	1,33	2,19	5,63	0,012	0,012	0,012
Скорость дрейфа нуля ДЛУ	0,5mg/c	2,5	8,15	7,79	0	0	0

Из полученных материалов можно сделать вывод, что наибольшее влияние на точность определения положения в пространстве по данным БИНС оказывают уходы нулей ДЛУ и ДУС, а наименьшее – дрейфы нулей ДЛУ и ДУС. В данном примере приведен небольшой объем исследованных характеристик датчиков, однако хорошо видно влияние максимальных ошибок приведенных параметров на точность определения координат БИНС.

Максимальная пространственная ошибка БИНС по дальности реализуется при «не нуле» ДЛУ и составляет 110 м (1,7 % от дальности полета). «Не нуль» ДУС дает ошибку 57 м (0,9 %). По графикам видно, что влияние ошибок триад датчиков на определение координат УР по БИНС имеют квадратичную зависимость от времени полета УР, ошибки определения углов положения корпуса УР имеют линейные зависимости и поэтому на графиках не приводятся.

Заключение

Разработанная статистическая модель позволяет оценить влияние как отдельных параметров БИНС, так и их совокупности на конечный результат решения навигационной задачи с учетом условий управляемого полета. Моделирование позволит прогнозировать результат применения первичных преобразователей угловой скорости и ускорения в составе БИНС до изготовления опытного образца, сократив расходы на экспериментальную отработку изделия.

Список литературы

1. Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации : учебник. М. : Наука, 1979. 296 с.
2. Лысенко Л. Н. Наведения и навигация баллистических ракет : учебник. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007. 672 с.
3. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / под общ. ред. В. Я. Распопова. СПб. : ГНЦ РФ «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
4. Требухов А. В., Бахонин К. А., Соловьев В. М., Редькин С. П., Алехин А. В., Масленников А. В., Соловьев Ю. В., Темляков Н. А. Разработка инерциальных чув-

- ствительных элементов для систем ориентации и навигации летательных аппаратов // Оборонная техника. 2014. № 5-6. С. 134–144.
5. Лебедев Р. К. Стабилизация летательного аппарата бесплатформенной инерциальной навигационной системой. М. : Машиностроение, 1977. 144 с.
 6. Дмитриев С. П., Колесов Н. В., Осипов А. В. Информационная надежность, контроль и диагностика навигационных систем. 2-е изд., перераб. СПб. : ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004. 208 с.
 7. Коротков О. В., Воропаев С. Н., Гуцал В. Г., Скоробогатский С. В. Математическая модель малогабаритной высокоточной ЗУР с лазерной системой наведения // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2012. № 3 (73). С. 42–50.
 8. Методы классической и современной теории автоматического управления : учебник : в 3 т. Т. 1. Анализ и статистическая динамика систем автоматического управления / под ред. Н. Д. Егупова. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. 748 с.
 9. Челпанов И. Б., Несенюк Л. П., Брагинский М. В. Расчет характеристик навигационных гироскопов. Л. : Судостроение, 1978. 264 с.
 10. Степанов О. А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб. : ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2008. 500 с.

References

1. Bromberg P.V. *Teoriya inertial'nykh sistem navigatsii: uchebnik = Theory of inertial navigation systems: textbook*. Moscow: Nauka, 1979:296. (In Russ.)
2. Lysenko L.N. *Navedeniya i navigatsiya ballisticheskikh raket: uchebnik = Ballistic missile guidance and navigation: handbook*. Moscow: Izd-vo MGTU im. N.E. Bauman, 2007:672. (In Russ.)
3. Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovy postroyeniya besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh sistem = Fundamentals of constructing strapdown inertial navigation systems*. Saint Petersburg: GNTs RF «TsNII «Elektropryor», 2009:280. (In Russ.)
4. Trebukhov A.V., Bakhonin K.A., Solov'ev V.M., Red'kin S.P., Alekhin A.V., Maslennikov A.V., Solov'ev Yu.V., Temlyakov N.A. Development of inertial sensors for aircraft orientation and navigation systems. *Oboronnaya tekhnika = Defense equipment*. 2014;(5-6):134–144. (In Russ.)
5. Lebedev R.K. *Stabilizatsiya letatel'nogo apparata besplatformennoy inertial'noy navigatsionnoy sistemoy = Stabilization of an aircraft using a strapdown inertial navigation system*. Moscow: Mashinostroenie, 1977:144. (In Russ.)
6. Dmitriev S.P., Kolesov N.V., Osipov A.V. *Informatsionnaya nadezhnost', kontrol' i diagnostika navigatsionnykh sistem. 2-e izd., pererab. = Information reliability, control and diagnostics of navigation systems. The 2nd edition, revised*. Saint Petersburg: GNTs RF TsNII «Elektropryor», 2004:208. (In Russ.)
7. Korotkov O.V., Voropaev S.N., Gutsal V.G., Skorobogatskiy S.V. Mathematical model of a small-sized high-precision SAM with a laser guidance system. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk = Proceedings of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences*. 2012;(3):42–50. (In Russ.)
8. Egupov N.D. (ed.). *Metody klassicheskoy i sovremennoy teorii avtomaticheskogo upravleniya: uchebnik: v 3 t. T. 1. Analiz i statisticheskaya dinamika sistem avtomaticheskogo upravleniya = Methods of classical and modern theory of automatic control: textbook: in 3 volumes. Volume 1. Analysis and statistical dynamics of automatic control systems*. Moscow: Izd-vo MGTU im. N.E. Bauman, 2000:748. (In Russ.)
9. Chelpanov I.B., Nesenyuk L.P., Braginskiy M.V. *Raschet kharakteristik navigatsionnykh giropryorov = Calculation of characteristics of navigation gyro devices*. Leningrad: Sudostroenie, 1978:264. (In Russ.)

10. Stepanov O.A. *Osnovy teorii otsenivaniya s prilozheniyami k zadacham obrabotki navigatsionnoy informatsii. Ch. 1. Vvedenie v teoriyu otsenivaniya = Fundamentals of estimation theory with applications to problems of processing navigation information. Part 1. Introduction to valuation theory.* Saint Petersburg: GNTs RF TsNII «Elektropribor», 2008:500. (In Russ.)

Информация об авторах / Information about the authors

Николай Николаевич Борисов

кандидат технических наук, доцент,
начальник кафедры порохов
и взрывчатых веществ, Филиал Военной
академии материально-технического
обеспечения имени генерала армии
А. В. Хрулева в г. Пензе (Россия,
г. Пенза, Военный городок)

E-mail: nikolaew14@mail.ru

Nikolay N. Borisov

Candidate of engineering sciences, associate
professor, head of the sub-department
of gunpowder and explosives, branch
of the Military Academy of Logistics named
after Army General A.V. Khrulev in Penza
(Military town, Penza, Russia)

Михаил Юрьевич Солодухин

начальник 482 лаборатории,
3-й Центральный научно-
исследовательский институт
Минобороны России (Россия,
г. Москва, Погонный проезд, 10)

E-mail: mixa2184@list.ru

Mikhail Yu. Solodukhin

Head of laboratory 482, 3rd Central
Research Institute of the Ministry
of Defense of Russia (10 Pogonny drive,
Moscow, Russia)

Анатолий Иванович Годунов

доктор технических наук, профессор,
профессор кафедры автоматики
и телемеханики, Пензенский
государственный университет
(Россия, г. Пенза, ул. Красная, 40)

E-mail: avitelpgu@mail.ru

Anatoly I. Godunov

Doctor of engineering sciences,
professor, professor of the sub-department
of automation and telemechanics, Penza
State University (40 Krasnaya
street, Penza, Russia)

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no conflicts of interests.

Поступила в редакцию / Received 26.02.2024

Поступила после рецензирования и доработки / Revised 18.04.2024

Принята к публикации / Accepted 30.05.2024