



УДК 681.586.325

С. В. Андреев, В. В. Ильиных, О. А. Ильиных,
М. С. Чертков, А. В. Ключников

Оценка влияния погрешностей инерциальных датчиков на точность бесплатформенной инерциальной навигационной системы

Описана математическая модель погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Рассмотрен способ оценки с помощью вариации Аллана таких инструментальных погрешностей датчиков, как нестабильности смещений нулевых сигналов, случайные уходы углов и скоростей. Представлены результаты работы математической модели погрешностей, построенной с использованием оцененных инструментальных погрешностей образца блока чувствительных элементов, состоящего из трех кольцевых лазерных гироскопов и трехосевого блока акселерометров.

Ключевые слова: инерциальные датчики, инерциальная навигационная система, инструментальные погрешности, вариация Аллана, летательный аппарат.

Введение

Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) являются важной составляющей современных летательных аппаратов (ЛА), позволяющие автономно определять текущие параметры движения. Измерительную базу БИНС образуют датчики кажущихся линейных ускорений (ДЛУ) и датчики угловых скоростей (ДУС), четко ориентированные относительно осей связанной с ЛА системой координат. Вектор состояния подвижного объекта, определяемый БИНС, обладает полнотой, достаточной для выполнения задач стабилизации и траекторного управления. Возрастающие ошибки определения текущих параметров движения является известной особенностью БИНС. На величины ошибок влияют инструментальные погрешности инерциальных датчиков, точность их установки в блоке чувствительных элементов (БЧЭ) и качество начальной выставки БИНС [1]. Оценка влияния инструментальных ошибок на точность определения параметров движения позволяет корректно сформулировать требования к ДУС и ДЛУ для обеспечения необходимого качества работы всей навигационной системы. Известные методы исследования случайных процессов, такие как выборочная дисперсия и спектральная плотность, не всегда позволяют идентифицировать источник погрешности и ее вклад в результирующий шумовой сигнал [2]. Для решения подобных задач часто используют по-

пулярный метод исследования погрешностей инерциальных датчиков с помощью вариации Аллана. В представленной работе рассмотрены ошибки инерциальных датчиков конкретного образца БЧЭ разработки АНПП «Темп-Авиа» (Арзамас). Проведено математическое моделирование динамики изменения ошибки определения координат, учитывающее полученные с помощью вариации Аллана оценки инструментальных погрешностей, таких как нестабильность смещения нулевых сигналов ДУС и ДЛУ, случайные уходы угла и скорости (ARW/VRW).

Описание математической модели погрешностей определения параметров движения

Инерциальные навигационные системы, используя первичную информацию от ДЛУ и ДУС, определяют текущие параметры движения. Для получения качественного решения навигационной задачи в разрабатываемых системах автоматического управления необходимо понимать, какое влияние оказывают погрешности инерциальных датчиков на точность определяемых параметров движения управляемого объекта. В литературе [2, 3] выделяют смещения нулевых сигналов (как постоянные, так и блуждающие), погрешности преобразования масштабных коэффициентов, случайные составляющие в виде белого шума.

Смещение нулевого сигнала является аддитивной составляющей ошибки первичных измерений датчика. Даже самая тщательная калибровка и настройка допускают наличие некоторого остаточного смещения. При этом выделяется стабильность смещения нулевого



сигнала от запуска к запуску и смещение в запуске. Тот уровень смещения, который удается оценить, исключается из измерений датчиков.

Погрешность масштабного коэффициента проявляется в виде несовпадения угла наклона идеальной прямой преобразования физических измерений в выходной параметр датчика с наклоном его реальной прямой преобразования. Погрешность масштабного коэффициента является мультипликативной составляющей ошибки первичных измерений и сильнее проявляется при воздействиях, лежащих ближе к границам измеряемого диапазона датчиков.

Случайный шум как стохастический процесс всегда присутствует в выходных сигналах датчиков. Его интегрирование вместе с измерениями неизбежно ведет к появлению аддитивной стохастической шумовой составляющей в определяемых параметрах движения.

В представленной ниже системе дифференциальных уравнений, описывающих динамику ошибки определения параметров движения, таких как скорость, положение в пространстве и угловая ориентация, учтены погрешности ДУС и ДЛУ, описанные выше:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{V}} = -\alpha \mathbf{A}_{g1} \mathbf{a}_{k1} - \mathbf{A}_{g1} \left(\Delta \mathbf{K} \mathbf{a}_{k1} + \mathbf{d}\mathbf{a} + \frac{\mathbf{n}\mathbf{a}}{2\sqrt{t}} \right); \\ \Delta \dot{\mathbf{S}} = \Delta \mathbf{V}; \\ \Delta \dot{\boldsymbol{\alpha}} = \mathbf{A}_{g1} \left(\Delta \mathbf{C} \boldsymbol{\omega}_1 + \mathbf{d}\boldsymbol{\omega} + \frac{\mathbf{n}\boldsymbol{\omega}}{2\sqrt{t}} \right), \end{cases} \quad (1)$$

где $\Delta \mathbf{V}$ – вектор ошибки измерения скоростей объекта в географической системе координат;

α – матрица малых ошибок углов ориентации связанной системы координат относи-

тельно географической (малые ошибки углов крена, курса и тангажа);

\mathbf{A}_{g1} – матрица перехода от связанной системы координат к географической;

\mathbf{a}_{k1} – вектор ускорения, действующий по осям связанной системы координат;

$\Delta \mathbf{K}$, $\Delta \mathbf{C}$ – диагональные матрицы погрешностей масштабных коэффициентов датчиков линейных ускорений и угловых скоростей;

$\mathbf{d}\mathbf{a}$, $\mathbf{d}\boldsymbol{\omega}$ – векторы, состоящие из нестабильностей нулевых сигналов датчиков линейных и угловых скоростей;

$\mathbf{n}\mathbf{a}$, $\mathbf{n}\boldsymbol{\omega}$ – векторы, состоящие из случайных уходов скорости и угла (VRW , ARW);

t – текущее время;

$\Delta \mathbf{S}$ – вектор ошибок определения местоположения в географической системе координат;

$\boldsymbol{\omega}_1$ – вектор угловых скоростей объекта в связанной системе координат;

$\Delta \boldsymbol{\alpha}$ – вектор ошибки определения угловой ориентации.

Оценка инструментальных погрешностей инерциальных датчиков

Для оценки параметров $\mathbf{d}\mathbf{a}$, $\mathbf{d}\boldsymbol{\omega}$, $\mathbf{n}\mathbf{a}$, $\mathbf{n}\boldsymbol{\omega}$ приведенной системы уравнений можно воспользоваться вариацией Аллана как методом анализа временных последовательностей для определения характеристик шумов в функции усредненного времени. Сегодня методика определения вариации Аллана достаточно широко представлена в литературе [4, 5]. Для анализа погрешностей исследуемых датчиков используется квадратный корень от вычисленного значения вариаций Аллана (отклонение или девиация Аллана). Типовой график девиации Аллана в логарифмическом масштабе представлен на рис. 1.

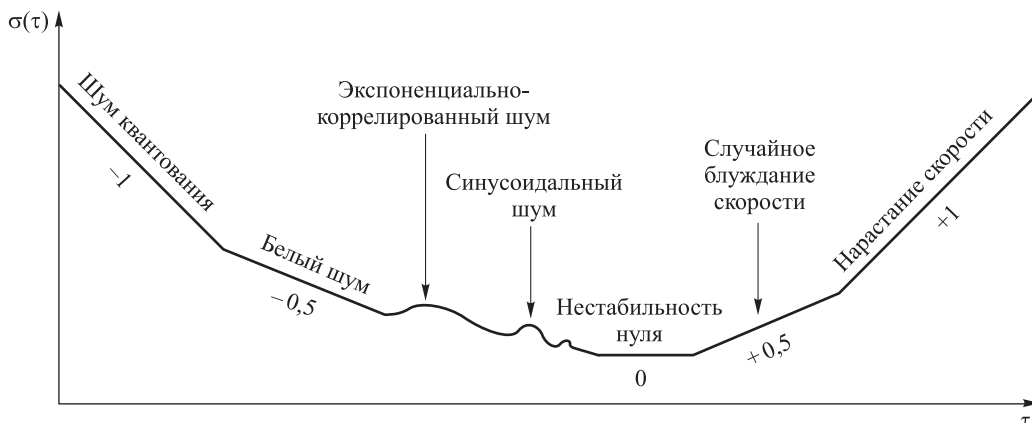


Рис. 1. Типовой вид кривой девиации Аллана



Кривая девиации Аллана разделена на участки, характеризующие определенную погрешность исследуемого датчика. Вариация Аллана является суммой квадратов различных шумовых составляющих и может быть представлена полиномом:

$$\sigma^2(\tau) = R^2 \frac{\tau^2}{2} + K^2 \frac{\tau}{3} + B^2 \frac{2}{\pi} \ln 2 + N^2 \frac{1}{\tau} + Q^2 \frac{3}{\tau^2} + \dots \quad (2)$$

Здесь коэффициенты R, K, B, N, Q характеризуют интенсивность отдельных шумовых составляющих.

В табл. 1 приведены значения коэффициентов вариации и соответствующие им наклоны на кривой девиации Аллана.

Таблица 1

Шумовые составляющие вариации Аллана

Тип шумовой составляющей	Наклон девиации Аллана	Значение коэффициента
Шум квантования	-1	$Q = \sigma \frac{\tau}{\sqrt{3}}$
Белый шум изменения выходного сигнала (случайный уход)	-0,5	$N = \sigma \sqrt{\tau}$
Нестабильность смещения нуля	0	$B = \sigma \sqrt{\frac{\pi}{2 \ln 2}}$
Белый шум приращения скорости изменения выходного сигнала	+0,5	$K = \sigma \sqrt{\frac{3}{\tau}}$
Шум ухода выходного сигнала (тренд)	+1	$R = \sigma \frac{\sqrt{2}}{\tau}$

В качестве объекта исследований шумовых составляющих был использован БЧЭ, построенный на базе трех кольцевых лазерных гироскопов ЛГ-2, используемых в качестве ДУС, и блока акселерометров БА-24, образующих триаду ДЛУ. На рис. 2 показан внешний вид опытного образца БЧЭ с указанием осей чувствительности.

Основные характеристики точности исследуемого БЧЭ следующие. Относительная погрешность масштабного коэффициента по каждому каналу измерения угловой скорости, не более 0,1 %. Систематическая составляющая дрейфа нулевого сигнала в каждом канале измерения угловой скорости не более 0,5 град/ч. Относительная погрешность мас-

штабного коэффициента каждого канала измерения кажущегося линейного ускорения не более 0,1 %. Систематическая составляющая ухода нулевого сигнала каналов измерения кажущегося линейного ускорения не более $2 \cdot 10^{-2}$ м/с². Диапазон измерения угловой скорости ± 350 град/с. Диапазон измерения кажущегося линейного ускорения $\pm 30g$. Неортогональность осей чувствительности не более 5'. Исследуемый БЧЭ обеспечивает преобразования вектора угловой скорости и вектора кажущегося линейного ускорения в цифровой код, соответствующий проекциям данных векторов на оси ортогональной связанной с БЧЭ системы координат (ССК). БЧЭ выдает потребителю информацию в виде последовательного цифрового кода по мультиплексному каналу передачи данных, согласно ГОСТ Р 52070–2003 [6]. Блок является оконечным устройством. Частота обмена с БЧЭ составляет 100 Гц. Выходные измеренные параметры БЧЭ – текущий угол, приращение угла за такт счета, приращение линейной скорости за такт счета. Под тактом счета понимается период выдачи данных потребителю, равный 10 мс.

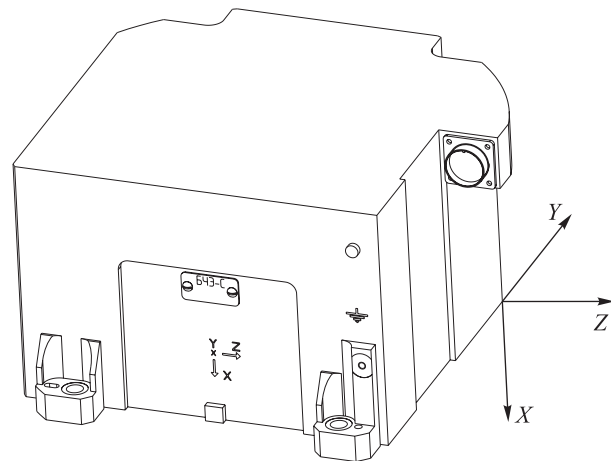


Рис. 2. Внешний вид БЧЭ

Для обработки данных БЧЭ с помощью вариации Аллана регистрация измерений БЧЭ осуществлялась в течение 4 ч в нормальных климатических условиях. Полученные девиации Аллана для ДУС и ДЛУ исследуемого образца БЧЭ приведены на рис. 3.

По полученной девиации Аллана с помощью методики, изложенной в [7], были опре-

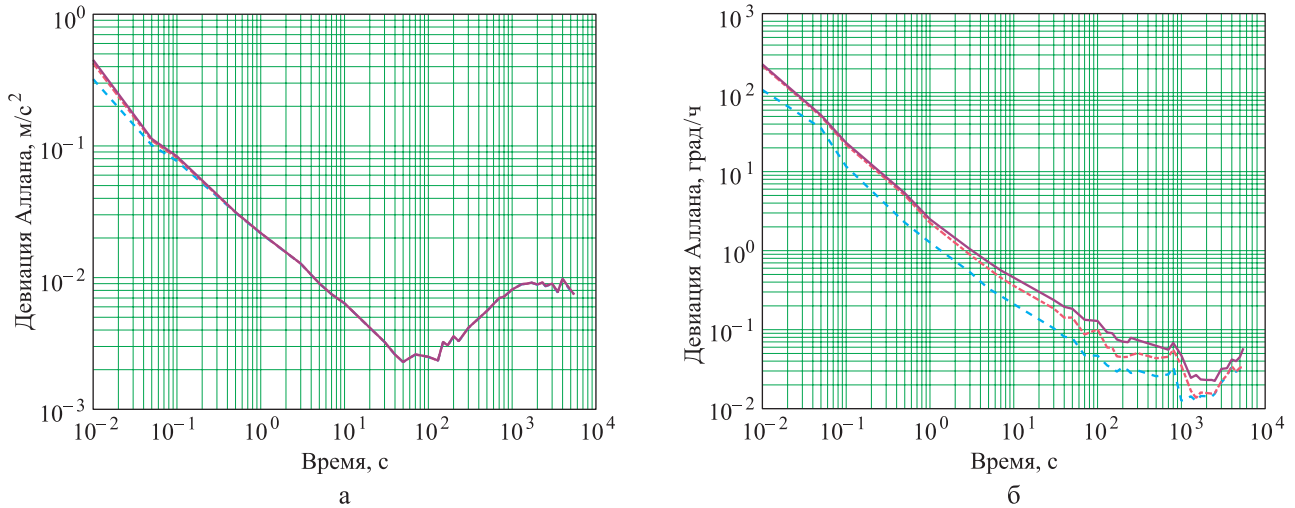


Рис. 3. Вариация (девиация) Аллана:

а – для ДЛУ: --- ДЛУ_x; ДЛУ_y; — ДЛУ_z; б – для ДУС: --- ДУС_x; ДУС_y; — ДУС_z

делены нестабильности смещений нулевого сигнала в запуске для ДЛУ и ДУС:

$$da_{x,y,z}, d\omega_{x,y,z} = \sigma_{\min a_{x,y,z}}, \sigma_{\min \omega_{x,y,z}} \sqrt{\frac{\pi}{2 \ln 2}}, \quad (3)$$

а также случайные уходы углов (ARW) и скоростей (VRW) по формуле

$$na_{x,y,z}, n\omega_{x,y,z} = \sigma(\tau)_{a_{x,y,z}}, \sigma(\tau)_{\omega_{x,y,z}} \sqrt{\tau}, \quad (4)$$

где τ выбирается на участке кривой девиации Аллана с наклоном $-1/2$, построенной в логарифмическом масштабе.

Полученные значения нестабильности смещения нулевого сигнала и случайные уходы углов и скоростей приведены в табл. 2.

Для экспресс-оценки точности БИНС, построенной на базе описываемого БЧЭ, было проведено математическое моделирование,

Таблица 2

Погрешности ДЛУ и ДУС определенные по вариации Аллана

Параметры	ДЛУ _x	ДЛУ _y	ДЛУ _z	ДУС _x	ДУС _y	ДУС _z
ARW , град/ $\sqrt{ч}$	—	—	—	0,021115	0,037593	0,0416113
VRW , м/с/ $\sqrt{ч}$	1,2997	1,3055	1,3086	—	—	—
Нестабильность смещения нулевого сигнала, град/ч	—	—	—	1,8792e-2	2,0605e-2	4,0154e-2
Нестабильность смещения нулевого сигнала, м/с ²	3,4345e-3	3,4428e-3	3,4472e-3	—	—	—

в котором оценивались накопленные ошибки по координатам (дальностям) и скоростям за время работы БИНС, равное 600 с. Математическое моделирование проводилось путем численного интегрирования методом Рунге – Кутты четвертого порядка [8] системы дифференциальных уравнений (1). Моделировалась абстрактная траектория. При этом скорость по оси x принималась линейно убывающей от 350 м/с до 50 м/с, по оси y – линейно возрастающей с 10 м/с до 70 м/с, по оси z – равной нулю. Ошибки счисления координат, вызван-

ные погрешностями исследуемого БЧЭ, не превысили 1500 м за 600 с автономной работы инерциальной системы (табл. 3).

Таблица 3

Ошибки определения координат

Время, с	Ошибки определения координат, м		
	S_x	S_y	S_z
100	31,11	33,99	26,65
600	1005,61	878,86	589,27



Заключение

В результате проведенных работ получены оценочные характеристики нестабильностей смещения нулевых сигналов ДЛЮ и ДУС, случайные уходы угла и скорости (ARW/VRW) конкретного образца БЧЭ. Предложена математическая модель, с помощью которой проведена оценка влияния инструментальных погрешностей на точность определения параметров движения подвижного объекта. В дальнейшем представленная математическая модель будет расширена благодаря учету влияния нерассмотренных в статье инструментальных погрешностей (шум квантования, тренд и др.). Созданная математическая модель используется для оценки точностных характеристик БИНС при полунатурном моделировании систем управления подвижными объектами [9, 10], а также при верификации результатов натурных испытаний.

Список литературы

1. Андреев С. В., Логинов А. Ю., Придачкин Д. Г., Шустов А. Л., Андреев Д. В. Система навигации и автоматического управления БПЛА с бортовым вычислителем на базе микропроцессора 1892BM8Я // Материалы XIV Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского». М.: Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского, 2017. С. 367–372.
2. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
3. Mohinder G. S., Weill L. R., Andrews A. P. Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration. New York, A John Willey and Sons, 2007. 525 p.
4. Кутовой Д. А., Ситников П. В., Федотов А. А., Якимов В. Л. Оценка основных характеристик бесплатформенного инерциального блока с использованием вариации Аллана // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 1. 201–209 с.
5. Hussen A. A., Jleta I. N. Low-cost inertial sensors modeling using Allan variance // International Journal of Computer, Electrical, Automation, Control and Information Engineering. 2015. Vol. 9. No. 5. 1237–1242 p.
6. ГОСТ Р 52070–2003. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования. М.: Издательство стандартов, 2003. 23 с.
7. Marinov M., Petrov Zh. Allan variance analysis on error characters of lowcost MEMS accelerometer MMA8451Q // International conference of scientific paper AFASES 22–24 May 2014. Brasov, Publishing House of «Henri Coanda» Air Force Academy, 2014. 193–198 p.
8. Мэтьюз Дж. Г., Финк К. Д. Численные методы. Использование MATLAB. М.: Вильямс, 2001. 720 с.
9. Ильиных В. В., Андреев С. В., Ключников А. В., Чертков М. С. Моделирование динамики полета беспилотного летательного аппарата в компьютеризированном имитационном стенде // Труды международного симпозиума «Надежность и качество – 2011» (Пенза, 23–31 мая 2011 г.). В 2 т. Т. 1 / под ред. Н. К. Юркова. Пенза: Изд-во ПГУ, 2011. С. 302–304.
10. Андреев С. В., Ключников А. В., Чертков М. С., Шалашов С. В. Полунатурное моделирование ИНС на поворотном стенде при использовании БЧЭ с интерфейсом МКИО // Сборник статей XXX Международной научно-технической конференции «Проблемы автоматизации и управления в технических системах» (г. Пенза, 23–25 апреля 2013 г.) / под ред. М. А. Щербакова. Пенза: Изд-во ПГУ, 2013. С. 422–425.

Поступила 21.03.18

Андреев Степан Витальевич – начальник группы конструкторского отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.
Область научных интересов: управление в технических системах, системы управления летательными аппаратами.



Ильиных Владимир Викторович – магистр техники и технологии, инженер-конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: управление в технических системах.

Ильиных Олеся Анатольевна – инженер-конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: управление в технических системах.

Чертков Максим Сергеевич – аспирант, ведущий инженер-конструктор Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: управление в технических системах, контроль и испытания летательных аппаратов и их систем.

Ключников Александр Васильевич – кандидат технических наук, начальник конструкторского отдела Федерального государственного унитарного предприятия «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина», г. Снежинск.

Область научных интересов: системы контроля и испытаний вооружений и военной техники.

Estimation of inertial sensors error impact on platformless inertial navigation system accuracy

The study describes a mathematical error model of a platformless inertial navigation system and focuses on using Allan variance as a method for estimating such instrumental errors of sensors, such as zero signal bias instability, angle random walk and rate random walk. The paper shows the results of the work of the mathematical error model, the model being constructed using the estimated instrumental errors of a sample of sensor assembly which consists of three ring laser gyroscopes and a three-axis accelerometer unit.

Keywords: inertial sensors, inertial navigation system, instrumental errors, Allan variance, aircraft.

Andreyev Stepan Vitalyevich – Head of the designer’s group, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: control in engineering systems, flight control systems.

Ilinykh Vladimir Viktorovich – Master of Engineering and Technologies, Design Engineer, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: control in engineering systems.

Ilinykh Olesya Anatolyevna – Design Engineer, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: control in engineering systems.

Chertkov Maxim Segeevich – post-graduate student, leading design engineer, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: control in engineering systems, control and testing of aircraft and their systems.

Klyuchnikov Aleksandr Vasilyevich – Candidate of Engineering Sciences, Head of the designer’s department, Federal State Unitary Enterprise “Russian Federal Nuclear Center – Zababakhin All–Russia Research Institute of technical Physics”, Snezhinsk.

Science research interests: systems for control and testing of weapons and military equipment.