

УДК 629.7.05

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771>

Давыдов В. П.¹, Дудко Ю. А.²

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОШИБОК ТРЕХОСНОГО И ОДНООСНОГО ГИРОКОМПАСОВ НА ОСНОВЕ ЛАЗЕРНЫХ ГИРОСКОПОВ

En Some problems dealing with the creating of the strapdown inertial navigation system (SINS) in the initial alignment mode on a stationary basis are considered. Theoretical and experimental estimates of errors in the azimuth determination were carried out using the example of azimuth calculation by using a uniaxial gyrocompass on the basis of laser gyroscopes. An expression is obtained for the value of the methodic error in the azimuth calculation by the chosen algorithm. Instrumental errors caused by errors of laser gyroscopes (LG) and accelerometers (AC) are investigated. Eleven components of the sensors error model are taken into account. The results obtained enable to solve the problems of SINS designing as a direct one is to estimate the accuracy of the system using these devices, and the reverse one is to develop reasonable requirements for sensors. The effect of the LG noise on the error in determining the azimuth is investigated. An effective way of reducing this influence, which decreases the system readiness time, is proposed. The possibility of determining the azimuth using one LG and one AC is shown.

¹ Казенное предприятие специального приборостроения «Арсенал»

² Казенное предприятие специального приборостроения «Арсенал»

Уа Розглядаються деякі задачі, які виникають під час створення без платформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) у режимі початкової виставки на нерухомій основі. На прикладі обчислення азимута за допомогою одного гірокомпасу на основі лазерних гіроскопів проведені теоретичні та експериментальні оцінки похибок у разі визначення азимуту. Отримано формулу для визначення методичної похибки за обчислення азимута обраним алгоритмом. Досліджено інструментальні похибки, які викликані похибками лазерних гіроскопів (ЛГ) та акселерометрів (АК). Враховано 11 компонент моделі похибок датчиків. Отримані результати дають можливість вирішення завдань проектування БІНС як пряму – оцінити точність системи, яка використовує дані прилади, так і зворотню – виробити обґрунтовані вимоги до датчиків. Досліджено вплив шуму ЛГ на похибку визначення азимуту. Запропоновано ефективний спосіб зниження цього впливу, що зменшує час готовності системи. Показана можливість визначення азимуту за допомогою одного ЛГ та одного АК.

Вступление

При создании бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) необходимо определить какую точность системы обеспечат те или иные измерители первичной информации: датчики угловой скорости и акселерометры. Либо выработать требования к точности датчиков. Математически – прямая и обратная задачи. В работе [1] получены уравнения инструментальных ошибок БИНС для погрешностей датчиков в виде константы. Современные инерциальные измерительные модули содержат в модели погрешностей десятки математических выражений. Не просто выработать к ним согласованные требования, такие, чтобы вклады отдельных слагаемых в суммарную ошибку системы были близки. Этой задаче посвящена теоретическая часть настоящей работы.

Постановка задачи

Рассматриваются задачи вычисления азимута с помощью датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы на неподвижном основании. Комплект датчиков – комплекс командных приборов (ККП) – включает в себя три лазерных гироскопа (ЛГ) и три акселерометра (АК).

В первых разделах приводятся результаты следующих работ:

- теоретические исследования ошибок определения азимута;
- экспериментальная оценка ошибок;

Наличие шума в показаниях ЛГ приводит к необходимости накапливать показания датчиков в течении длительного времени для получения достаточно точной оценки значения угловой скорости. Что увеличивает время готовности системы. В разделе «Погрешности ЛГ – случайные

функции времени.» рассмотрены вопросы снижения амплитуды шума с помощью обработки показаний ЛГ.

Все приведенные результаты применимы как для гирокомпаса, так и для оценки ошибок бесплатформенной инерциальной навигационной системы в режиме начальной выставки на неподвижном основании.

Отдельно рассматривается задача определения азимута с помощью сокращенного количества датчиков по сравнению ККП.

Теоретические исследования

Исследуются: методические ошибки – вызванные погрешностями вычислений; инструментальные ошибки – вызванные погрешностями датчиков.

Зачастую азимут определяют, используя пришедший из платформенных инерциальных систем метод гирокомпасирования. В настоящей работе применяется метод вычисления азимута, использующий возможность бесплатформенной инерциальной навигационной системы измерять вектор угловой скорости Земли в проекциях на оси приборного трехгранника.

Использованы алгоритмы, имеющие ряд преимуществ перед методом, изложенным в работе [2]. Они проще в реализации, не требуют знания матрицы направляющих косинусов или кватерниона, а главное позволяют определять азимут по данным одного гироскопа. Достаточно знать угол, который его ось чувствительности образует с местной горизонтальной плоскостью.

Методическая ошибка алгоритмов вызвана погрешностью вычисления обратных тригонометрических функций при неточном задании аргумента. Зависит от погрешностей в определении горизонтальных проекций угловой скорости объекта $(\Delta\omega_x, \Delta\omega_y)$, и измеренного значения курсового угла ψ . Ограничена значением:

$$\Delta A \leq \frac{\sqrt{\Delta\omega_x^2 + \Delta\omega_y^2}}{\Omega \cos \varphi \cdot \cos \psi}, \quad (1)$$

где Ω – угловая скорость Земли,

φ – широта места,

$$|\psi| \leq \pi/4.$$

Из формулы (1) следует, что методическая погрешность может достигать 40% инструментальной. При необходимости, эта ошибка может быть сокращена применением сплайн функций.

Инструментальные ошибки. В качестве первичных погрешностей рассматриваются следующие параметры модели погрешностей датчиков:

- лазерные гироскопы;
- смещение нуля от запуска к запуску $\Delta\omega$ [°/ч];

- смещение нуля в запуске $\delta\omega$ [°/ч];
- погрешность масштаба $\Delta\mu$;
- неортогональность осей α ["];
- цена импульса ЛГ μ ["];
- коэффициент случайного ухода R [°/ч^{1/2}];
- акселерометры;
- смещение нуля от запуска к запуску $\Delta\tau$ [м/с²];
- смещение нуля в запуске δ_τ [м/с²];
- погрешность масштаба Δq ;
- неортогональность осей α ["];
- цена импульса АК q [м/с].

Выведены аналитические зависимости ошибок азимута от указанных первичных погрешностей датчиков. Полученные формулы применены для оценки ошибок определения азимута при использовании приборов, удовлетворяющих требованиям задания на систему «Циклон 4». Результаты отражены в табл. 1, где ΔA – инструментальная ошибка определения азимута, соответствующая погрешности датчиков, указанной в столбце 2.

В табл. 1 столбец 4, приведены первичные погрешности датчиков, обеспечивающие точность определения азимута не хуже 3 угловых минут. В 5-м столбце указано во сколько раз требования технического задания превышают, либо занижают необходимые значения первичных погрешностей, обеспечивающие точность 3 угловых минут.

Таблица 1.

Инструментальные ошибки определения азимута

Погрешность	Значение	ΔA	Для $\Delta A \approx 3'$	Превышен о
1	2	3	4	5
<i>Лазерные гироскопы</i>				
невоспроизводимость нуля	0,01°/ч	4,2'	0,007°/ч	0,7раза
смещение нуля в запуске	0,01°/ч	2,1'	0,014°/ч	1,4 раза
погрешность масштаба	10 ⁻⁵	0,05'	2·10 ⁻⁴	20 раз
неортогональность осей	15"	0,4'	40"	2,5 раза
цена импульса	0,5"	0,8'	0,4"	
коэфф. случайного ухода	0,001°/ч ^{1/2}	1,3'	1,5·10 ⁻³⁰ /ч ^{1/2}	
<i>Акселерометры</i>				
невоспроизводимость нуля	10 ⁻³ м/с ²	0.5'	2·10 ⁻⁴ м/с ²	6 раз
смещение нуля в запуске	3·10 ⁻⁴ м/с ²	0.07'	4,5·10 ⁻³ м/с ²	40 раз
погрешность масштаба	10 ⁻⁴	0.05'	2·10 ⁻³	60 раз
неортогональность осей	15"	≤1"	3'	12 раз
цена импульса	10 ⁻⁴ м/с	≤1"10 ⁻³	0,1м/с	1000 раз

Из приведенных данных видно, что требования к первичным погрешностям не согласованы. Принятый способ формирования требований к погрешностям датчиков главное внимание обращает на основную погрешность – нестабильность нуля (отличие 30% – 40%), завышая требования к другим компонентам модели погрешностей в десятки и сотни раз.

Экспериментальная оценка ошибок определения азимута комплексом командных приборов

На трехстепенном поворотном стенде *Acutronic AC3367* проводились эксперименты по определению азимута комплексами командных приборов с точностными характеристиками близкими к указанным в табл. 1.

Условия установки ККП:

- ККП установлен на поворотной платформе под углами: тангаж $\theta = 0 - 5^\circ$ и крен $\gamma \approx -2,6'$ к оси вращения стенда;
- ось вращения стенда образует с местной вертикалью углы $\delta\theta$ и $\delta\gamma \approx 20''$.

Положение осей чувствительности ККП относительно горизонта определялось по данным акселерометров. Погрешности в определении горизонта $\approx 14'$.

Проведено около 100 экспериментов с тремя ККП при значениях азимута от 0° до 360° , крен и тангаж $\pm 5^\circ$. Эксперименты подтвердили теоретические результаты и показали: определение азимута с ошибкой $3\sigma < 4'$ может быть выполнено с помощью ККП, стабильность дрейфа ЛГ в котором $< 0,001^\circ/\text{час}$.

Наличие в показаниях ЛГ шума искажает оценку проекции угловой скорости на ось чувствительности прибора. При амплитуде шума $\approx 1''$ для оценки угловой скорости с точностью лучше $0,001^\circ/\text{час}$ время накопления информации должно быть более 1000 с. Откуда следует недопустимо большое время готовности системы, порядка 20 – 30 мин. Что потребовало специального исследования влияния шума ЛГ на характеристики системы.

Погрешности ЛГ – случайные функции времени

Выше рассмотрены первичные погрешности датчиков, являющиеся случайными величинами. Шум ЛГ – случайная функция времени. Показания ЛГ (φ_x) представлены на рис. 1 и рис. 2 в масштабе угловая секунда.

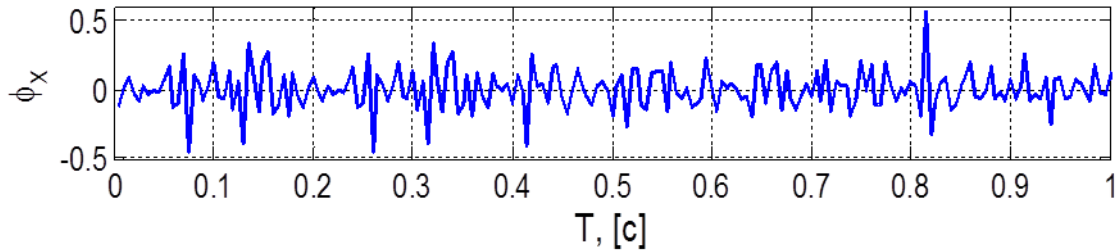


Рис. 1. Показания ЛГ на одной секунде

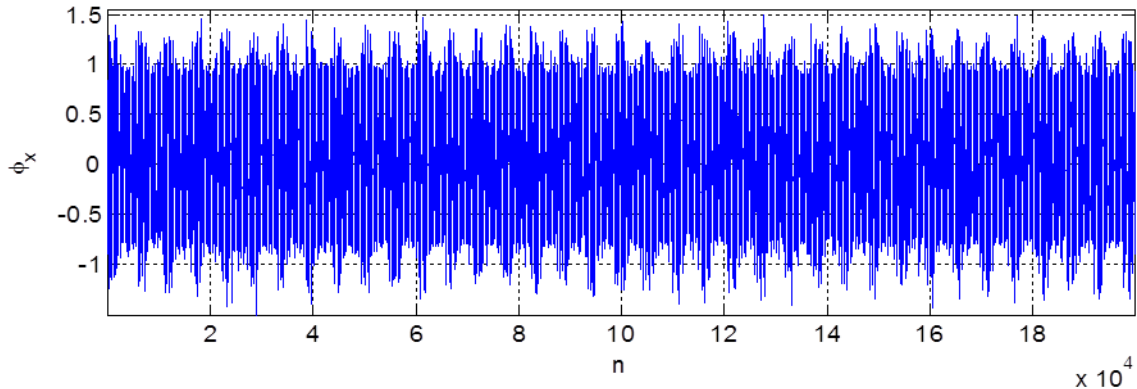
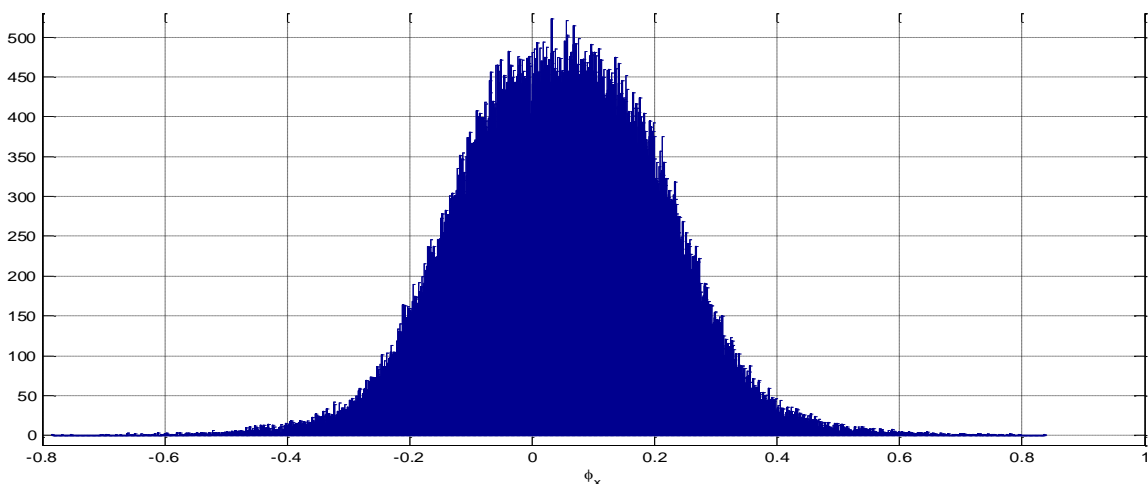


Рис. 2. Показания ЛГ на 2 000 с

На рис. 3 приведена гистограмма распределения показаний ЛГ оси OX . Поскольку ось OX в данном случае направлена на север, проекция угловой скорости Земли на его ось чувствительности равна нулю, и, следовательно, рис. 2 – функция распределения шумовой погрешности гироскопа. Из рисунков видно, что амплитуда шума ЛГ $\delta\varphi \approx 0,8''$.

Рис. 3. Гистограмма распределения исходных значений φ_x

Аналогичный вид имеет азимут, вычисленный по этим показаниям ЛГ (рис. 5).

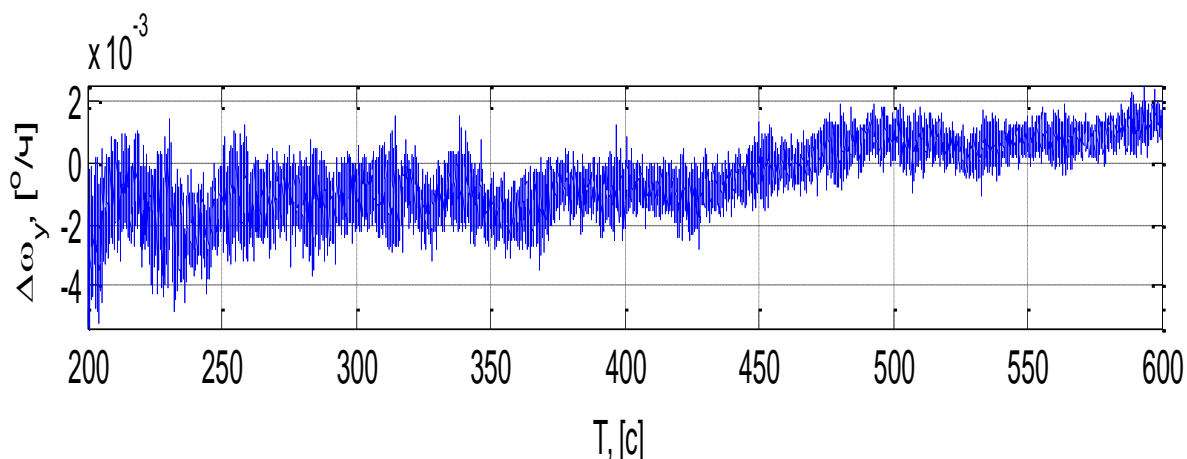
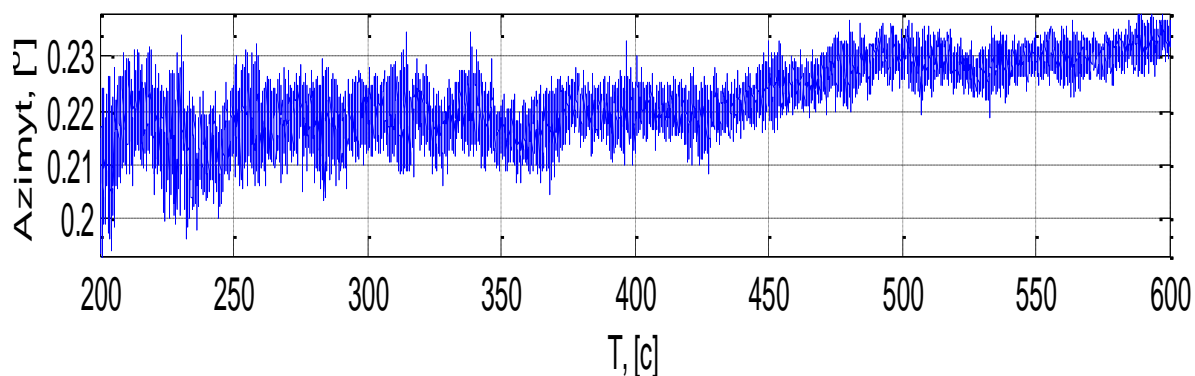


Рис. 4. Оценка среднего значения угловой скорости по данным ЛГ

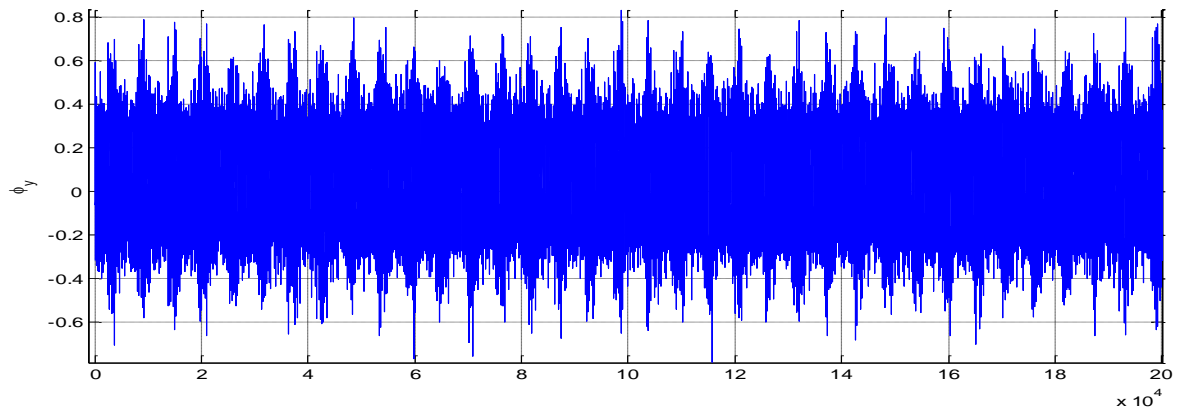
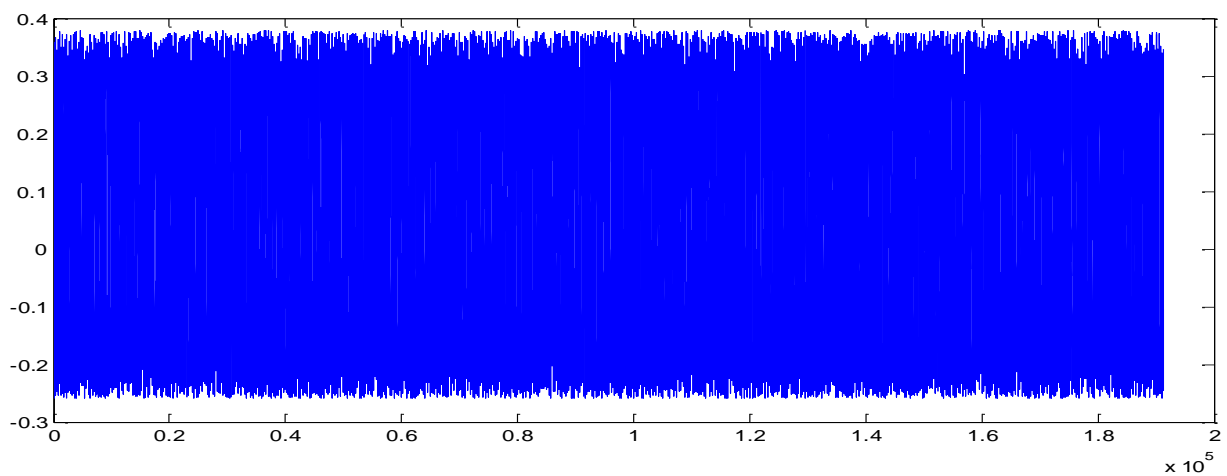
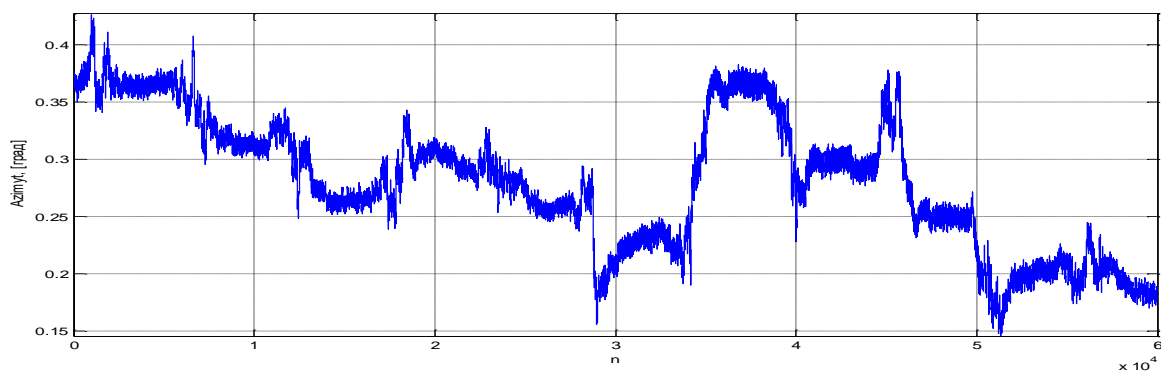
Рис. 5. Вычисленное значение азимута $A_{ср} = 13,33'$, амплитуда $\delta A = 3,11'$

Для сокращения времени готовности прибора проведены исследования возможных алгоритмов обработки информации ЛГ, которые снизят амплитуду шума. Были рассмотрены следующие методики:

- Изменение частоты съема информации;
- Обрезка функции распределения;
- Линейная аппроксимация показаний ЛГ;
- Сглаживание – осреднение.

Первый способ при изменении частоты съема данных от 200 Гц до 1 Гц не дал практически никаких результатов.

Второй способ заключался в том, что последовательно удалялись крайние значения φ в функции распределения (рис. 3) и заменялись средними значениями. Пример рис. 6. и рис. 7. По оси абсцисс отложены номера тактов опроса ЛГ.

Рис. 6. Исходная функция $\varphi(t)$ Рис. 7. Та же функция после замены 5000 φ средними значениями
Метод уменьшил амплитуду, но исказил саму функцию A (рис. 8).Рис. 8. Азимут в результате удаления 500 крайних значений φ .
 $A_{cp} = 16,8'$, $dA = 1,2'$

Линейная аппроксимация методом наименьших квадратов не повлияла на амплитуду шумовой ошибки, но исказила зависимость от времени и изменила среднее значение на $\approx 11,4\%$. Полученная функция приведена на рис. 9.

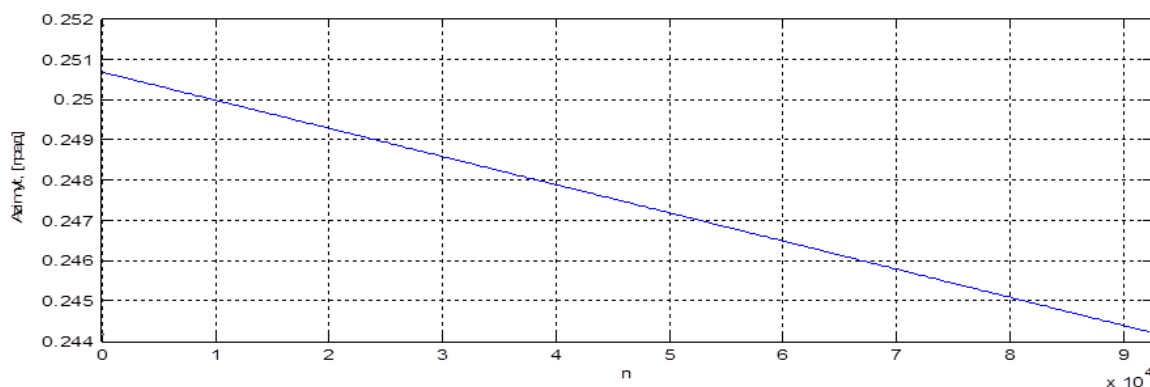


Рис. 9. Результат применения линейной аппроксимации
 $A_{cp} = 15,44'$, $\delta A = 3,4'$

Четвертая методика – сочетание процедуры сглаживания функции $\varphi(t)$ с последующим ее осреднением на некотором скользящем интервале для вычисления угловой скорости. Результат ее применения к функции, приведенной на рис. 5. показан на рис. 10.

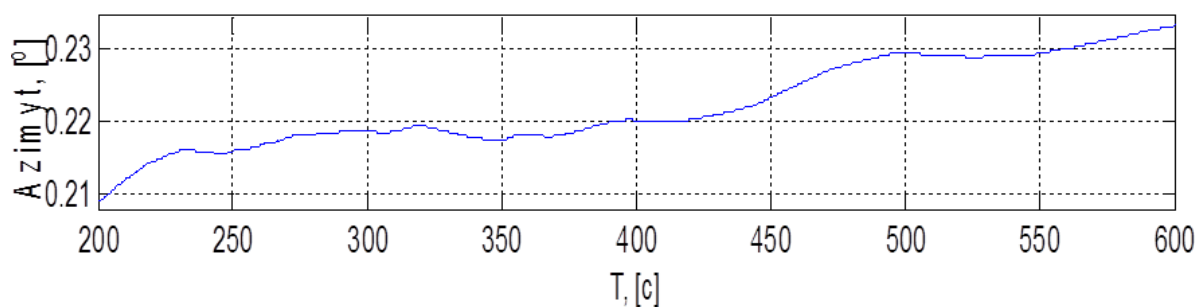


Рис. 10. Функция на рис. 5 после сглаживания
 $A_{cp} = 13,32'$, $\delta A = 0,73'$

Как видно из рисунков, сочетание сглаживания и осреднения существенно уменьшает амплитуду шумовой составляющей в ошибке вычисления азимута, сохраняя характер изменения текущего значения. В данном случае мы имеем смещение нуля в запуске, что дает нам возможность исследовать влияние различных параметров на этот тип погрешности ЛГ. На практике знание действительного значения $\varphi(t)$, вызванного внешними воздействиями позволяет уточнить азимут с учетом влияния изменения температуры или смещения основания. При отсутствии нежелательных внешних воздействий процедура сглаживания позволяет на порядок сократить время готовности системы.

Определение азимута с помощью одного ЛГ и одного АК

Область применения результатов: прибор неподвижен относительно Земли; широта местонахождения прибора $\varphi \leq 80^\circ$. Отклонения прибора от местной горизонтальной плоскости (θ, γ) не более 5° .

В указанной области применения (крен и тангаж $\leq 5^\circ$) достаточно одного акселерометра (или прибора другого типа) для определения отклонения оси чувствительности гироскопа от горизонта. При больших углах крена необходимы 2 АК, установленные ортогонально. В нашем случае влияние погрешности акселерометров пренебрежимо мало. Как показали исследования, ошибки азимута, измеренные одним и тремя ЛГ близки. Результаты проиллюстрированы на рис. 11.

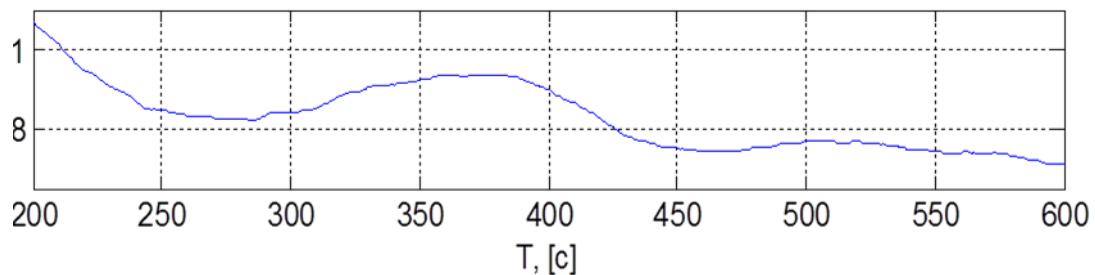


Рис. 11. Ошибка азимута, измеренного одним ЛГ.
 $A_{\text{ср}} = 4,28'$, $\delta A = 0,48'$

Выводы и рекомендации

Полученные аналитические зависимости позволяют решать как прямую задачу – рассчитать точность системы, использующей данные приборы, так и обратную – обосновать требования к датчикам, обеспечивающие заданную точность начальной выставки системы с учетом методических погрешностей алгоритмов.

Процедура сглаживания снижает время накопления данных на порядок. Что позволяет решать задачу с учетом изменения параметров во времени, например, за счет температуры или смещения основания.

Исследован вариант гироскопа в усеченной комплектации (с 1 ЛГ).

Дальнейшим развитием работ может быть: калибровка, докалибровка системы в условиях стоянки; исследование и снижение смещения нуля в запуске; разработка алгоритмов с меньшими методическими ошибками.

Список использованной литературы

1. Давыдов В. П. Возможности решения уравнений инструментальных погрешностей БИНС: VII Міжнародна науково-технічна конференція

- «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки». Збірник доповідей, м. Київ. 2009.
2. Мелешко В. В. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Учебное пособие. 2011г. – 172 с.