

УДК 621.77

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОГРЕШНОСТЕЙ ДАТЧИКОВ ИНЕРЦИАЛЬНОГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО БЛОКА СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ И СТАБИЛИЗАЦИИ ВООРУЖЕНИЯ ЛЕГКОБРОНИРОВАННОЙ МАШИНЫ

А.Е. ИСТОМИН, канд. техн. наук, **С.Н. БЕЛЯЕВ**, инж. (НТУ «Харьковский политехнический институт»)

Рассмотрен вопрос моделирования погрешностей MEMS-датчиков инерциального измерительного блока, который используется в экспериментальном стенде бесплатформенной системы наведения и стабилизации вооружения легкобронированной машины. Проанализированы экспериментальные данные и результаты моделирования.

Розглянуто питання моделювання похибок MEMS-датчиків інерціального вимірювального блока, який використовується в експериментальному стенді безплатформеної системи наведення і стабілізації озброєння легкоброньованої машини. Проаналізовано експериментальні дані та результати моделювання.

The problem of errors modeling of MEMS-sensors of inertial measurement unit used in experimental stand of non-platform system of laying and stabilization of armaments of light armored vehicle is considered. The experimental data and modeling results are analyzed.

В работах [1–3] исследована возможность построения стабилизатора вооружения легкобронированной боевой машины на основе бесплатформенной инерциальной системы. Как известно [4, 5], в бесплатформенной инерциальной системе ориентация объекта определяется путем численного интегрирования в бортовой ЭВМ кинематических уравнений. При этом входными сигналами являются сигналы с датчиков угловых скоростей (ДУС), установленных по связанным с объектом осям. Параметрами ориентации, как правило, служат углы Эйлера–Крылова или параметры Родрига–Гамильтона (кватернионы), а также ряд других [5]. Кватернионы более предпочтительны по причине меньшей сложности интегрирования кинематических уравнений в бортовой ЭВМ. В указанных работах никак не учитывались погрешности измерения угловой скорости, если не принимать во внимание квантование сигналов по времени и уровню. Между тем, от класса точности датчиков угловых скоростей (гироскопов) будет существенно зависеть точность наведения и ста-

лизации боевого модуля легкобронированной машины.

В настоящее время для задач навигации и ориентации космических летательных аппаратов, самолетов гражданской и военной авиации, морских подвижных объектов, наземных машин, как правило, используют так называемые инерциальные измерительные блоки (ИИБ), в состав которых обычно входят по три ортогонально расположенных ДУС и линейных акселерометров. При этом в качестве ДУС используют волоконно-оптические, лазерные или микромеханические гироскопы. Несмотря на длительный период развития, механические и оптические гироскопы все еще содержат большое количество высокоточных деталей и требуют сложных технологий изготовления и сборки, что делает их чрезвычайно дорогостоящими измерителями угловой скорости. В то же время микромеханические гироскопы (MEMS-гироскопы) лишены указанных недостатков, но пока не обладают достаточной точностью.

Пионерами в области разработки микромеханических датчиков принято считать спе-

© А.Е. ИСТОМИН, С.Н. БЕЛЯЕВ, 2009

циалистов лаборатории им. Ч. Дрейпера (США). Значительных успехов в области разработки и серийного выпуска MEMS-датчиков добились, в частности, такие компании, как Analog Devices, Motorola, Murata, Bosch, BAE Systems, а также российские ЦНИИмаш, НИИ ПМ им. В.И. Кузнецова, НПК «Вектор», ЦНИИ «Электроприбор», МИЭТ, РПКБ, НИИ КП, АОЗТ «Гирооптика», НПП «Темп-Авиа», НИИФИ, МГТУ им. Н.Э. Баумана, МАИ.

Применяемые при производстве MEMS-датчиков технологии современной твердотельной микроэлектроники, а также используемые материалы позволяют обеспечить малые габариты, массу и энергопотребление, высокую надежность и устойчивость к внешним воздействиям, низкую стоимость микромеханических датчиков. Технологическая совместимость механической части датчика и сервисной электроники позволяет создавать практически в единых технологических процессах интегральные модули (чипы) — гироскопы и акселерометры, а также сборки инерциальных элементов объемом 5...10 см³ с потребляемой мощностью 0,5...1 Вт.

Постановка задачи. С целью экспериментальной проверки алгоритмов системы наведения и стабилизации вооружения легкобронированных машин на кафедре гусеничных машин им. А.А. Морозова НТУ «ХПИ» ведутся работы по созданию макета боевого модуля с ИИБ на MEMS-датчиках. Одной из задач, решаемых в рамках проводимых исследований, является обработка сигналов с ИИБ. Поскольку MEMS-датчики достаточно чувствительны к температурным изменениям в рабочей области, а также сигнал датчика содержит шумы, возникает необходимость в

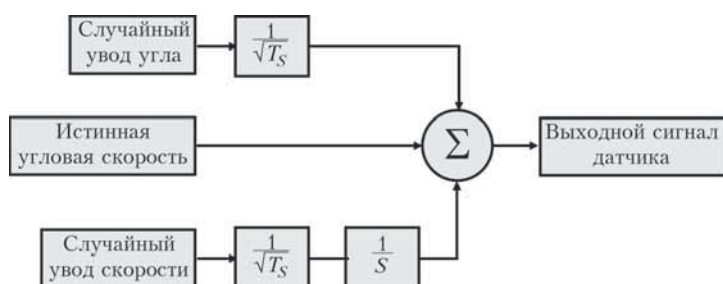


Рис. 1. Модель случайной ошибки для MEMS-датчика

компенсации погрешностей и фильтрации выходного сигнала. В данной статье рассмотрен вопрос моделирования погрешностей датчиков, входящих в состав ИИБ, с целью дальнейшего синтеза фильтра по модели сигналов датчиков.

Моделирование погрешностей микромеханических датчиков. Систематические ошибки интегральных MEMS-гироскопов, входящих в состав ИИБ, такие как уводы, масштабный коэффициент и неортогональность расположения датчиков относительно связанных осей, могут быть скомпенсированы с помощью использования в бортовом вычислителе фильтра Калмана, либо адаптивного фильтра на базе нейросетевой структуры. Поскольку источниками случайного шума, входящего в выходной сигнал датчика, могут служить такие составляющие, как белый шум измерения угла, случайный увод (СУ) угла, СУ угловой скорости, они достаточно трудно поддаются оценке с помощью одного подхода. Это связано с характеристиками случайных процессов, составляющих ошибки выходного сигнала датчика.

В данной статье модель погрешности гироскопа не учитывает их систематические составляющие. Множество экспериментов, проводимых с ИИБ на MEMS-датчиках, указывает на то, что основными случайными составляющими погрешности датчика являются СУ угла и СУ угловой скорости. Основываясь на анализе этих данных при проведении экспериментов, модель погрешности для MEMS-датчика описывается уравнением

$$\omega_g = \omega + b + n_a, \quad b = n_b, \quad (1)$$

где ω_g — моделируемый выходной сигнал датчика; ω — истинная угловая скорость; b — дрейф нуля гироскопа, задаваемый СУ угловой скорости n_b ; n_a — белый шум, искажающий сигнал угловой скорости, измеряемый гироскопом, который определяет СУ при вычислении угла по данным измерения гироскопа.

Используя приведенную модель погрешностей MEMS-датчика, можно

построить структурную схему, которая приведена на рис. 1, где T_S — период квантования сигнала датчика.

Анализ экспериментальных данных и результатов моделирования. Одними из основных параметров оценки точности микромеханических гироскопов, как было показано, являются параметры стабильности нуля и СУ угла гироскопа.

Наиболее современным методом оценки стабильности нуля гироскопа является метод вариации Аллана, подробно описанный в [6]. Принцип анализа сигнала гироскопа вариацией Аллана состоит в нахождении дисперсии не самих отклонений сигнала, а в нахождении дисперсии отклонений разницы сигнала, осредненного на определенных интервалах, т. е.

$$\sigma_y^2(\tau) = \frac{1}{2(n-1)} \sum_n (y(\tau)_{i+1} - y(\tau)_i)^2, \quad (2)$$

где $\sigma_y^2(\tau)$ — вариация Аллана как функция времени осреднения τ ; $y(\tau)_i$ — анализируемый сигнал, осредненный на временном интервале τ в диапазоне i ; n — количество диапазонов осреднения всего сигнала.

График в малой временной зоне осреднения (от 0,1 до 10 с) представляет собой характеристику случайного блуждания сигнала гироскопа, т. е. его шумовой составляющей, а в диапазоне осреднения от 10 до 100 с — характеристику нестабильности нуля выходного сигнала гироскопа (рис. 2).

При большей частоте опроса гироскопа доля его шумовой составляющей увеличивается. Поэтому параметр СУ приводится производителями в привязке к полосе пропускания системы, подразумеваемой в данном случае как половина частоты опроса. Обычно параметр СУ задается с размерностью град/ч/ $\sqrt{\Gamma\text{ц}}$ или град/ $\sqrt{\text{ч}}$.

Для вычисления статистически значимого параметра СУ по графику вариации Аллана, необходимо построить кривую Аллана на реализации сигнала гироскопа как минимум в 10 раз более продолжительную, чем максимальное время осреднения τ , используемое в вычислении данной статистики. В соответствии с рис. 2, график должен иметь нулевой



Рис. 2. Типичный график стандартного отклонения Аллана для данных угловой скорости MEMS-датчиков

наклон в интервале одной декады между временами осреднения 10 и 100 с. После нахождения аппроксимирующей прямой для реального графика в данном интервале по методу наименьших квадратов ордината данной линии и будет являться оценкой стандартного отклонения нестабильности нуля гироскопа в запуске при временах осреднения 10...100 с.

При построении кривой вариации Аллана было собрано большое количество показаний гироскопа в запусках для определения статистически репрезентативного запуска и его последующего анализа. Сбор данных проходил в статическом режиме на неподвижном основании при параметрах, приведенных ниже:

Масштабный коэффициент гироскопа,	
град/с/LSB	0,07326
Частота опроса, Гц	20
Продолжительность опроса, с	600
Режим	статический

LSB — младший значащий бит.

Сигнал гироскопа, снятый в статическом положении, показан на рис. 3. Результат прямого интегрирования данного сигнала приведен на рис. 4.

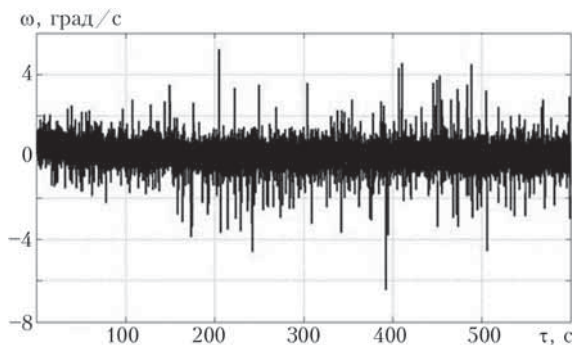


Рис. 3. Сигнал гироскопа при запуске на неподвижном основании

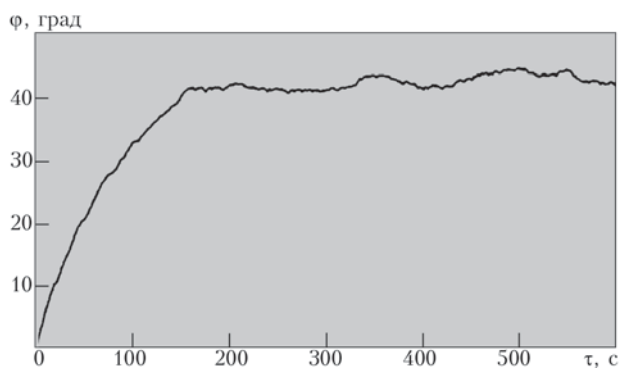


Рис. 4. Интегрированный сигнал гироскопа при запуске на неподвижном основании

По реальным данным гироскопа, приведенным на рис. 3, и методике построения кривой вариации Аллана (2) была получена кривая стандартного отклонения Аллана для одного гироскопа ИИБ, приведенная на рис. 5.

Параметр СУ гироскопа вычисляется по кривой стандартного отклонения Аллана на интервале осреднения 0,1 и 10 с, где данная кривая имеет наклон $-1/2$ в логарифмическом масштабе. После построения аппроксимирующей прямой для реального графика стандартного отклонения Аллана по методу наименьших квадратов на данном интервале, параметр СУ может быть найден как

$$СУ = \sigma_A(\tau)\sqrt{\tau}, \quad (3)$$

где $\sigma_A(\tau)$ — стандартное отклонение Аллана (град/ч) при осреднении τ (ч) для любой точки аппроксимирующей прямой между временами осреднения 0,1 и 10 с. Как видно на рис. 5, параметр СУ для данной реализации гироскопа может быть найден как

$$СУ = 10^{2,5}\sqrt{1/3600} = 5,27 \text{ град} / \sqrt{\text{ч}}. \quad (4)$$

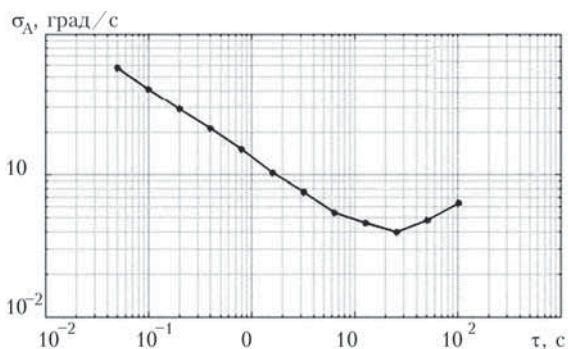


Рис. 5. Кривая стандартного отклонения Аллана для одного гироскопа ИИБ

Параметр стабильности нуля гироскопа в запуске на интервале осреднения 10...100 с, как видно из рис. 5, равен 150 град/ч, что является хорошим результатом для миниатюрного, недорогого, производимого серийно гироскопа.

Описание экспериментального стенда. Рабочий макет системы представляет собой корпус модуля с приводным двигателем постоянного тока и ИИБ, в состав которого входят три одностепенных интегральных MEMS-гироскопа ADIS 16250 фирмы Analog Devices, а также трехстепенной датчик линейных ускорений MMA 7260 QT фирмы FreeScale (рис. 6).

В качестве устройства для обработки сигналов датчиков и формирования управляющего воздействия на исполнительный электропривод была выбрана макетная плата на базе микроконтроллера фирмы Atmel ATmega16, основные характеристики которого следующие:

- тактовая частота 16 МГц;
- ОЗУ объемом 1 Кб;
- флэш-память на 16 Кб;
- восемь 10-разрядных аналого-цифровых преобразователей напряжения;
- аппаратная поддержка двух каналов широтно-импульсной модуляции и др.

Сигналы с датчиков ADIS 16250 в цифровом коде по интерфейсу SPI поступали на

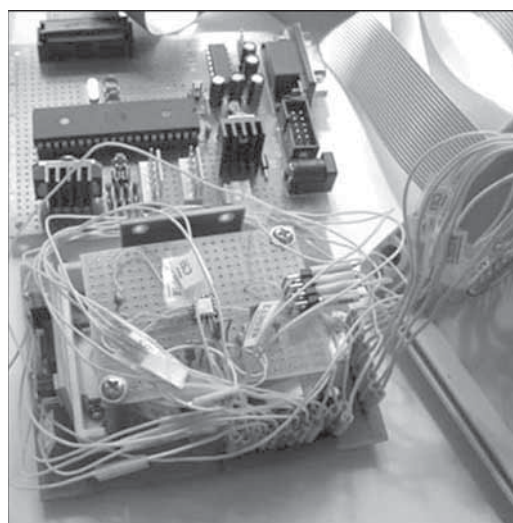


Рис. 6. Инерциальный измерительный блок на MEMS-датчиках с платой управления и сопряжения с персональным компьютером

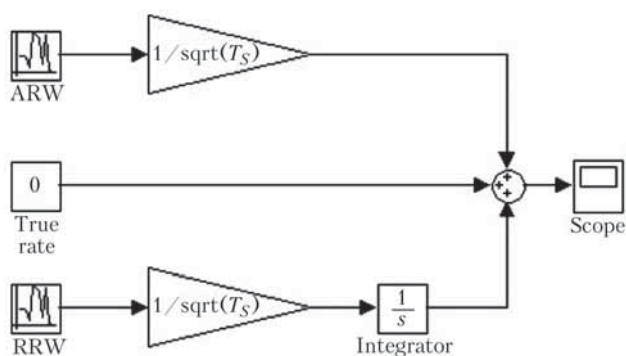


Рис. 7. Simulink-модель погрешностей измерения угловой скорости датчиками ADIS 16250

входы микроконтроллера, а далее через порт RS232 — на персональный компьютер для дальнейшего анализа, фильтрации и т. д.

По приведенной на рис. 1 модели погрешностей микромеханических датчиков была составлена Simulink-модель (рис. 7) и проведен вычислительный эксперимент, результаты которого приведены на рис. 8, б.

Сравнение графиков реального экспериментального и моделируемого сигналов датчиков свидетельствует о возможности применения рассматриваемого в данной статье подхода для моделирования погрешностей MEMS-датчиков. 🐼

1. Александров Е.Е. Управление электроприводом наведения основного вооружения легкобронированной боевой машины // Вісн. Нац. техн. ун-ту «Харківський політехнічний інститут». — 2008. — № 30. — С. 117–119.
2. Беляев С.Н. Моделирование работы стабилизатора вооружения легкобронированной боевой машины, построенного на основе бесплатформенной инерциальной системы // Там же. — 2008. — № 46. — С. 40–45.

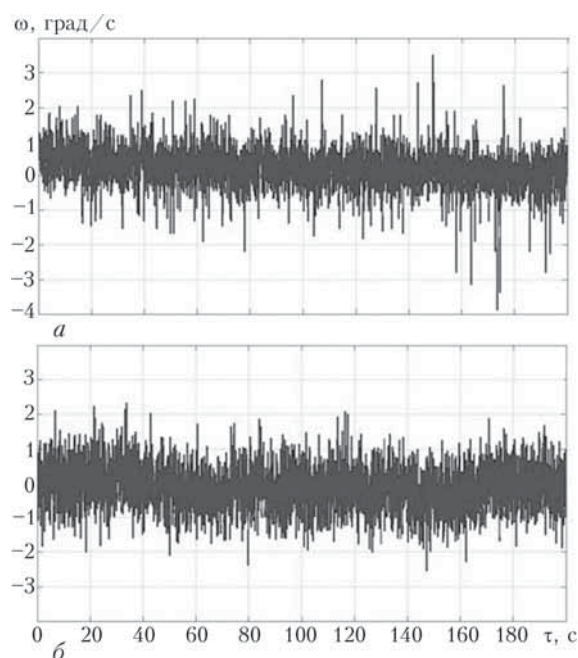


Рис. 8. Экспериментальный сигнал гироскопа (а) и моделируемый (б)

3. Беляев С.Н., Истомин А.Е. Оптимизация параметров регулятора системы наведения и стабилизации вооружения легкобронированной машины // Механіка та машинобудування. — 2008. — №1. — С. 198–204.
4. Анушин О.Н. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. — СПб., 1999. — 357 с.
5. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Под ред. В.В. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. — М.: Физматлит, 2006. — 424 с.
6. Кучерков С.Г., Лычев Д.И., Скалон А.И., Чертков Л.А. Использование вариации Аллана при исследовании характеристик микромеханического гироскопа // Гироскопия и навигация. — 2003. — № 2(41) — С. 98–104.