

Электронный научный журнал "Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках" <http://mathmod.esrae.ru/>

URL статьи: mathmod.esrae.ru/19-73

Ссылка для цитирования этой статьи:

Серанова А.А., Ермаков Р.В., Львов А.А., Калихман Д.М., Кондратов Д.В. Метод исследования инерциальных датчиков МЭМС-типа, предназначенных для эксплуатации на летательных аппаратах вертолётного типа при воздействии на них синусоидальной вибрации // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. 2018. №3

Результаты получены при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ, проект 9.2108.2017/4.6

УДК 681.586.2

МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ МЭМС-ТИПА, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ ВЕРТОЛЁТНОГО ТИПА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ НА НИХ СИНУСОИДАЛЬНОЙ ВИБРАЦИИ

Серанова А.А.¹, Ермаков Р.В.¹, Львов А.А.¹, Калихман Д.М.², Кондратов Д.В.³

¹Саратовский государственный технический университет имени Гагарина Ю.А., Россия, Саратов. e-mail: alvova@mail.ru

²Филиал ФГУП «НПЦАП им. Н.А. Пилюгина – «ПО «Корпус» Россия, г.Саратов e-mail: lidkalihman@yandex.ru

³Поволжский институт управления им. П.А. Столыпина e-mail: kondratovdv@ya.ru

METHOD OF RESEARCH OF INERTIAL MEMS-TYPE SENSORS, INTENDED FOR OPERATING ON HELICOPTER TYPE UNDER EXPOSURE TO SYNUSOIDAL VIBRATION

Seranova A.A.¹, Ermakov R.V.¹, L'vov A.A.¹, Kalikhman D.M.², Kondratov D.V.³

¹Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, Saratov, Russia

²Branch of the Federal State Unitary Enterprise "Academician Pilyugin Scientific-production Center of Automatics and Instrument-making" - Production Association "Korpus", Saratov, Russia, e-mail: lidkalihman@yandex.ru

³Saratov branch of RANEPА

Аннотация. Рассмотрены особенности применения микромеханических датчиков угловой скорости и линейного ускорения для построения блоков датчиков первичной информации, применяемых в системах автоматического управления летательными аппаратами вертолётного типа. Описаны сложности, возникающие при замене используемых ранее инерциальных датчиков на датчики иного типа. Предложена методика проведения проектирования блока датчиков и последующих его испытаний, позволяющая учесть и

устранить возникающие сложности.

Ключевые слова: испытания, инерциальные датчики, микромеханические датчики, частотная характеристика датчика

Abstract. The features of the use of micromechanical sensors of angular velocity and linear acceleration for building blocks of sensors of primary information used in automatic control systems for helicopter-type aircraft are considered. The difficulties arising from the replacement of previously used inertial sensors with sensors of a different type are described. The proposed methodology for the design of the sensor unit and its subsequent tests, allowing to take into account and eliminate the arising difficulties.

Keywords: tests, inertial sensors, micromechanical sensors, frequency response of the sensor

Построение автоматической системы управления летательным аппаратом требует наличие на его борту датчиков различных физических величин. Среди них центральную роль играет инерциальная подсистема [1]. Благодаря значительному прогрессу в развитии МЭМС-датчиков стало возможным их применение при построении системы управления летательным аппаратом а так же, с некоторыми оговорками, для построения навигационных систем. Данному вопросу посвящено большое количество работ, например [2-4].

Проектирование системы автоматического управления (САУ) летательным аппаратом (ЛА) вертолётного типа традиционно сложнее, чем проектирование аналогичной системы для ЛА самолётного типа. В ЛА вертолётного типа, присутствуют сильные перекрёстные связи между каналами тангажа, курса и крена чем продиктованы высокие требования к точности инерциальных датчиков. Сильные вибрации, вызванные несущим винтом и редуктором вертолёта ещё сильнее повышают требования к инерциальным датчикам для вертолётной САУ.

Нередко возникает потребность в переводе вертолётных САУ с устаревших датчиков на датчики на основе микромеханических инерциальных чувствительных элементов. Однако, при выборе и сравнении датчиков для БИНС возникают сложности, состоящие в том, что при указании параметров погрешностей датчиков их производители используют различные значения полосы пропускания. Это вызывает существенные отличия реальных показателей погрешностей при их использовании в реальной САУ. Нередко вместо среднеквадратического отклонения погрешности датчика указывается его плотность шума, но из-за неравномерного распределения шумов в полосе пропускания датчика, это препятствует достоверному сравнению разнотипных приборов.

Вторым существенным препятствием сравнения разнотипных инерциальных датчиков выступает различие в характере и количестве источников их погрешностей, не укладывающихся в распространённую модель, состоящую из погрешности масштабного коэффициента и смещения:

$$y = Mx + \xi, \quad (1)$$

здесь: y – выходная величина датчика, x – физическое воздействие на датчик, M – масштабный коэффициент, ξ – нормально распределённая случайная величина с отличным от нуля матожиданием, называемым также смещением нулевого сигнала.

У большинства инерциальных датчиков возможно скачкообразное изменение смещения нулевого сигнала при каждом включении прибора. Также возможно возникновение низкочастотных дрейфов смещения нулевого сигнала а также иные эффекты, оговариваемые производителем датчика и оцениваемые по его уникальной методике. Отличия данных методик препятствует проведению полноценного сравнения инерциальных датчиков разных производителей.

Экспериментальное исследование инерциальных датчиков в реальных условиях зачастую затруднены недостаточностью знаний о реальном характере вибрации на вертолёт в точке их установки. Так, в нормативных документах, таких как [13], регламентируется методика испытаний блоков, предназначенных для установки на вертолёт, но не регламентируются требования к самому вертолёту.

Исследования инерциальных датчиков, как экспериментальные, так и проводимые в ходе их серийного производства, осуществляются посредством поворотных стендов [6-9]. Последние, как правило, ориентированы на оценку линейности инерциальных датчиков и не предназначены для имитации одновременно и угловых скоростей и вибрационных воздействий. Однако, в исследованиях [10-12] показано, что МЭМС-датчики подвержены влиянию вибрационных воздействий. Как правило, производители инерциальных датчиков не предоставляют необходимой информации о чувствительности последних к вибрациям.

Также необходимо отметить, что реальные характеристики вибрации в точке установки блока датчиков, чаще всего неизвестны. Так, в нормативных документах, таких как [13], регламентируется методика испытаний блоков, предназначенных для установки на вертолёт, но не регламентируются требования к самому вертолёту. При этом в нормативной документации выделяются только зоны на борту воздушного судна, такие как фюзеляж, инструментальные панели, приборные доски, хвостовая балка, двигатель, редуктор и т.д., без привязки к конкретному месту его установки внутри зоны.

Описанные выше аспекты существенно осложняют прямую замену одних инерциальных чувствительных элементов другими в вертолётных САУ в связи с

- незнанием реальных частотных характеристик датчиков
- незнанием распределения случайной составляющей датчиков ввиду нестандартности методик её определения различными производителями
- незнанием характера влияния вибраций на показания датчиков
- незнанием уровня и спектра вибраций в точке установки датчиков на борту ЛА.

Традиционно указанные неопределенности устраняются при проведении лётных испытаний, в ходе которых фиксируются реальные значения угловых скоростей, перегрузок и вибрации во время полёта при помощи аттестованного измерительного комплекса. Лётные испытания дороги и их

проведение требует выполнения большой подготовительной работы, что приводит к их существенной продолжительности. Задача ещё более усложняется в случае необходимости применения идентичных блоков датчиков на ЛА различных типов.

Одним из возможных решений описанной проблемы может послужить проведение исследования датчиков при комбинированном воздействии: одновременном действии угловой скорости и вибрации, причем характеристики вибрации подбираются исходя из имеющегося опыта эксплуатации серийно выпускаемых блоков. Предлагаемая в данной работе методика проведения испытаний, включает стандартные методы исследования статической передаточной функции и амплитудно-частотных характеристик датчиков а также исследование упомянутых выше характеристик при воздействии на испытуемый прибор вибрации, амплитудные и частотные характеристики которой соответствуют характеристикам вибраций, действующих на реальных вертолётах в месте установки блока датчиков. Как правило, разработчики блоков инерциальных датчиков имеют доступ к обширной накопленной информации по лётным испытаниям блоков инерциальных датчиков на различных ЛА различных типов. Предлагается использовать в качестве эталонных характеристики вибрации, зафиксированные серийными блоками и восстановленные с учётом их амплитудно-частотных характеристик. Данные характеристики вибрации применяются как для создания вибрационного воздействия, параметры которого близки к реально действующим на борту вертолёта, так и для коррекции амплитудно-частотных характеристик МЭМС-датчиков, имеющих, большую полосу пропускания.

На рис. 1 представлена конструкция исследуемого в данной работе датчика угловой скорости [14] изготовленного на базе микромеханического гироскопа (ММГ). В [5], [10] проводится исследование влияние ударов и вибрации на динамику ММГ. Согласно данным исследованиям, вибрация не влияет на динамику сбалансированного ММГ. Тем не менее, неоднородность материала резонатора, а также погрешности его изготовления, приводят к распаду стоячей волны и её расщеплению на различные моды колебаний, которые детектируется электроникой датчика как присутствие угловой скорости. Показано, что для вибрации, перпендикулярной плоскости резонатора, погрешность связана со второй гармоникой дефекта массы вдоль поверхности резонатора, а для вибрации, действующей в плоскости резонатора – с первой и третьей гармониками [5,15-17].



Рис. 1 Устройство используемого ММГ (слева) и его фотография со снятой крышкой (справа)

На рис. 2 приведены графики, показывающие реакцию используемых микромеханических гироскопов на воздействие синусоидальной вибрации, частота которой изменяется с течением времени, а амплитуда неизменна и равна 0,5g.

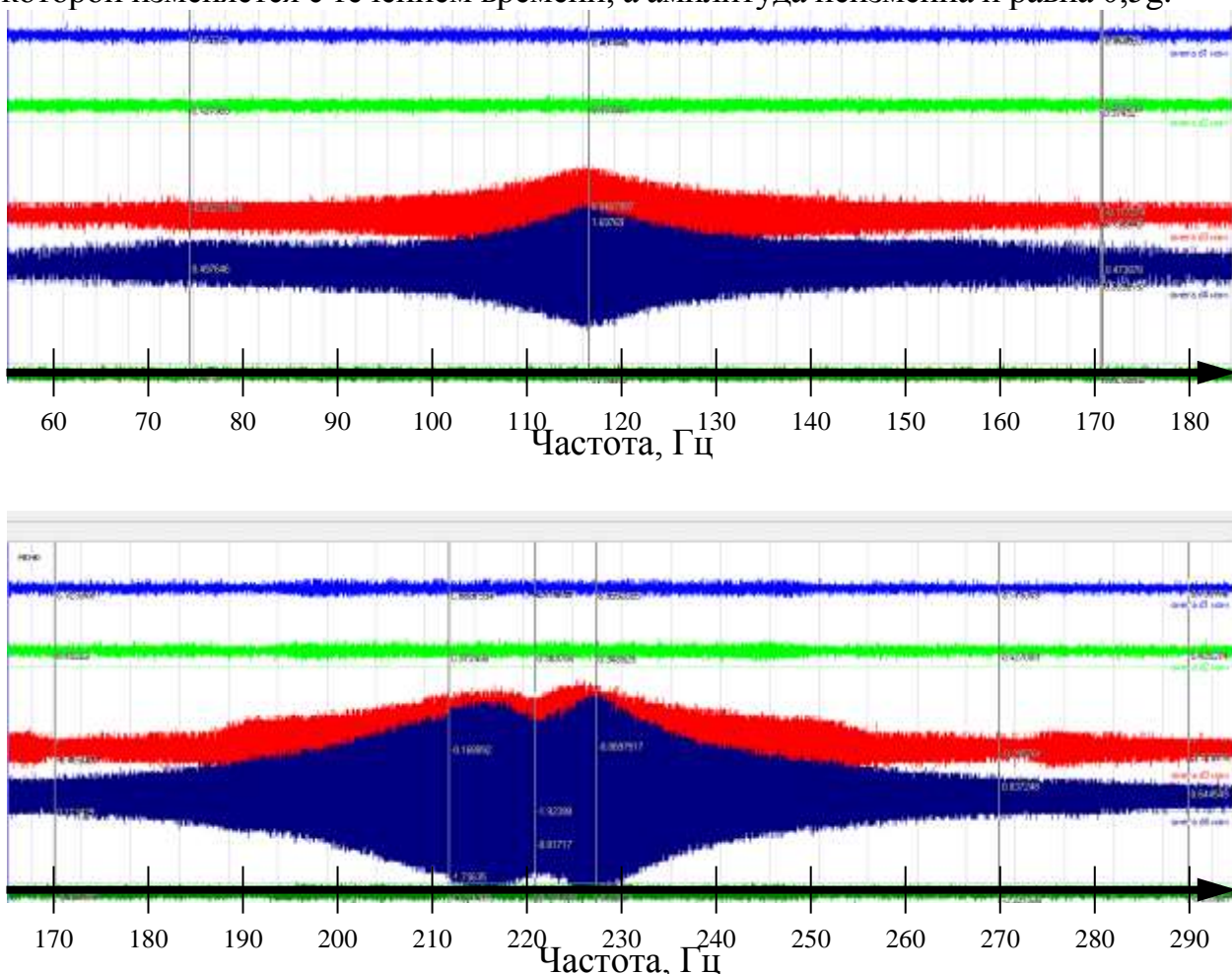


Рис. 2. Результаты испытаний неподвижных ММГ при воздействии синусоидальной вибрации

На рис. 2. видны резонансные явления на частотах порядка 120 Гц и 210 Гц у датчиков, ось чувствительности которых перпендикулярна плоскости вибрации

Пусть $a(t)$ – проекция ускорения на ось чувствительности датчика; $y(t)$ – выход соответствующего датчика. Передаточная функция датчика может быть представлена как:

$$W^{-1}(s) = \frac{A(s)}{Y^*(s)}, \quad (2)$$

где полином $Y^*(s)$ дополняется необходимым количеством нулей, которые лежат далеко за пределами исследуемого частотного диапазона для обеспечения физической реализуемости системы. Найдём оценку изображения по Лапласу исходного сигнала:

$$\hat{A}(s) = W^{-1}Y(s), \quad (3)$$

Из (3) легко может быть определен искомый сигнал.

На рис. 3 представлен восстановленный с использованием выражений (1)–(3) спектр проекции ускорения, действовавшего в горизонтальном полёте на ось чувствительности датчика продольной перегрузки вертолёта. На нем хорошо видны гармоники лопастной частоты. Передаточная функция датчика $W(s)$, необходимая для построения исходного вибрационного воздействия, получена в ходе наземных экспериментов с использованием вибростенда.

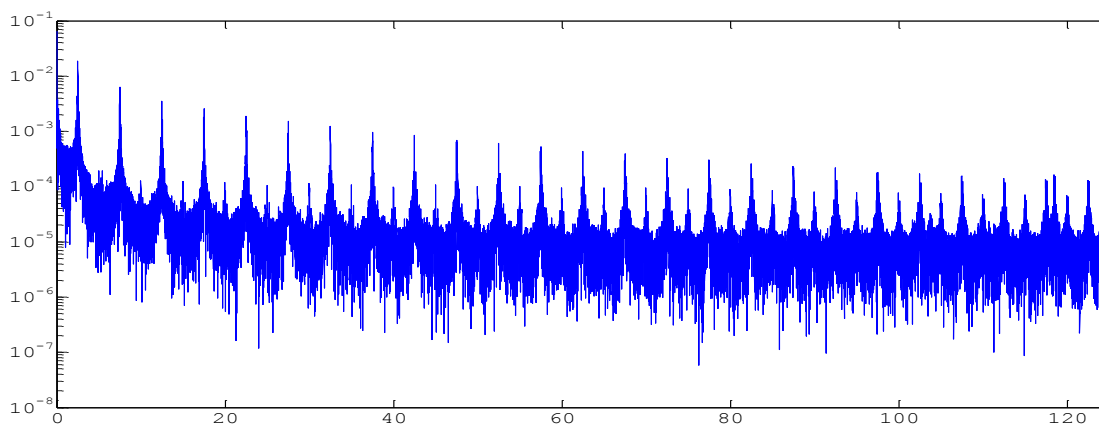


Рис. 3 Спектр вибраций в полёте на борту летательного аппарата вертолётного типа.

Описанный подход позволяет максимально приблизить характеристики новых блоков к ранее использовавшимся, что необходимо для их замены без внесения изменений в имеющуюся систему управления.

Результаты, представленные в данной статье, получены при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ, проект 9.2108.2017/4.6

Литература

1. Попов, А.Н. Пилотажные комплексы и навигационные системы вертолётов / А.Н. Попов, И.В. Сергушов, Д.П. Тетерин и др.; под ред. М.Ш. Ковадлина. М.: Инновационное машиностроение, 2017. 368с.: ил.

2. Калихман Л.Я., Калихман Д.М., Полушкин А.В., Садомцев Ю.В., Ермаков Р.В., Нахов С.Ф., Шацков С.Н., Поздняков В.М. Возможность построения миниатюрных блоков измерителей угловых скоростей повышенной надежности для космических объектов на базе поплавковых ДУС с использованием современной элементной базы // XIV Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам Сборник материалов. ФГУП РФ ГНЦ ЦНИИ "Электроприбор". 2007. С. 29-37.
3. Гулевич, С.П., Сергушов И.В., Скрипаль Е.Н., Абакумов А.В. Использование современных высокоточных датчиков угловых скоростей и линейных ускорений для обеспечения автоматического захода на посадку летательных аппаратов // XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. С.321-326
4. Гуцевич, Д.Е., Скрипаль Е.Н. Анализ применимости микромеханических датчиков для управления летательными аппаратами различного типа // 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2016». Тезисы. М.: Типография «Люксор», 2016. С.506.
5. Лунин, Б.С. Волновой твердотельный гироскоп. Теория и технология. Монография. / Б.С. Лунин, В.А. Матвеев, М.А. Басараб. М.: Радиотехника, 2014. – 176 с.: ил.
6. Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Садомцев Ю.В., Полушкин А.В., Депутатова Е.А., Ермаков Р.В., Нахов С.Ф., Измайлов Е.А., Молчанов А.В., Чиркин М.В. Универсальный стенд с цифровой системой управления для контроля измерителей угловой скорости различного принципа действия// XVII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2010. С. 147-154.
7. Калихман, Д.М., Калихман Л.Я., Садомцев Ю.В., Полушкин А.В., Ермаков Р.В., Депутатова Е.А., Нахов С.Ф. Прецизионный стенд с гироскопическим датчиком угловой скорости в качестве инерциального чувствительного элемента с цифровой системой управления. // XV юбилейная Санкт - Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2008. С. 169-172.
8. Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Садомцев Ю.В., Полушкин А.В., Ермаков Р.В., Депутатова Е.А., Нахов С.Ф. Прецизионный широкодиапазонный стенд с инерциальными чувствительными элементами и цифровой системой управления // 16 Санкт - Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2009. С. 48-53.
9. Ермаков Р.В., Калихман Д.М., Калихман Л.Я., Нахов С.Ф., Туркин В.А., Львов А.А., Садомцев Ю.В., Кривцов Е.П., Янковский А.А. Основы

- разработки комплексного цифрового управления прецизионными стендами с инерциальными чувствительными элементами по сигналам с измерителей угловой скорости, кажущегося ускорения и оптического датчика угла // XXIII Санкт - Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2016. С.302-307.
10. Маслов А.А., Меркурьев И.В., Подалков В.В. Исследование вибрационных и внешних воздействий на динамику микромеханического гироскопа // XXII Санкт - Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам. - СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2015. С. 286-287.
11. Kalihman D.M., Kalihman L.Y., Sadomtsev Y.V., Polushkin A.V., Deputatova E.A., Ermakov R.V., Nahov S.F., Izmailov L.A., Molchanov A.V., Chirkin M.V. Multi-purpose precision test simulator with a digital control system for testing rate gyroscopes of different types // 17th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2010 - Proceedings 17. 2010. С. 151-156.
12. Yoon, S.W., Vibration sensitivity analysis of MEMS vibratory ring gyroscopes / Yoon S.W., Lee S., Najafi K. // Sensors and Actuators A, 2011, no. 171, pp. 163–177.
13. Квалификационные требования КТ-160D «Условия эксплуатации и окружающей среды для бортового авиационного оборудования (Внешние воздействующие факторы) Требования, нормы и методы испытаний».
14. Precision Navigation and Pointing Gyroscope CRM100 Technical Datasheet [электронный ресурс] режим доступа: http://www.siliconsensing.com/media/1158/crm100-00-0100-132_rev_10.pdf (дата обращения 14.06.2018).
15. Ермаков Р.В., Скрипаль Е.Н., Кондратов Д.В., Серанова А.А., Львов А.А., Гуцевич Д.Е. Построение модели вибрационной погрешности волнового твердотельного гироскопа // Юбилейная XXV Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам Сборник материалов. Главный редактор В.Г. Пешехонов. 2018. С. 195-197.
16. Ермаков Р.В., Кондратов Д.В., Львов А.А., Серанова А.А. Исследование вибрационной погрешности волнового твердотельного гироскопа // Труды международного симпозиума Надежность и качество. 2018. Т.1. С. 236-238.
17. Абакумов А.В., Гуцевич Д.Е., Ермаков Р.В., Львов А.А., Серанова А.А., Скрипаль Е.Н. Результаты испытаний микромеханических инерциальных датчиков при комбинированном воздействии // ПРОБЛЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ОБРАБОТКИ И ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ сборник трудов V Международной юбилейной научной конференции. Саратовский государственный технический университет. 2017. С. 506-511.