

5. **Creso da Silva Marcelo R. M.** Attitudo Stability of a Gravity – Stabilized Gyrostat Satellite. Mech., vol. 2, № 2, 1990. p.120-124.
6. **Гладыревский А.Г.** Определение ориентации по звездам и оценка ее точности при неоднородном распределении погрешности измерения по полю зрения // Вестник МЭИ. - 2002.- № 5.- С. 87-89.
7. **Обзор** проектов малых научных и образовательных спутников по итогам 58-го Международного астронавтического конгресса / Препринт Поволжского регионального отделения Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского. - Самара, 2008.- 54 с.

Abstract. In article «Parametrical synthesis of a dynamic system «the Small artificial satellite of the Earth - hirodempfers» with aperiodic mode of attenuation of own fluctuations» the opportunity of use of an aperiodic mode of calm of own fluctuations of an artificial satellite after action of indignations, as most energetically preferable from the point of view of the power savings and reducing time of stabilization concerning a surface of the Earth is considered. As a result at a design stage at corresponding selection of parameters of the satellite and hirodempfers the opportunity of maintenance of attenuation of own fluctuations of a small artificial satellite in an aperiodic mode takes place, that essentially increases a resource of useful functioning in an orbit and reduces time of preparation for work in a mode of its constant orientation to a surface of the Earth.

Материал поступил 02.10.09

УДК 531.383.11:531.714.7

А.Г. КУЗНЕЦОВ, З.С. АБУТИДЗЕ, Б.И. ПОРТНОВ, В.И. ГАЛКИН, А.А. КАЛИК

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ ДЛЯ ПИЛОТАЖНЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

Изложены результаты разработки микромеханических датчиков в ОАО «Московский институт электромеханики и автоматики» для пилотажных систем управления самолетов ТУ-204, ИЛ-96, ТУ-334, ЯК-130. Рассмотрены особенности конструкции и достигнутые технические характеристики разработанных приборов. Показана перспективность их применения для широкого класса летательных аппаратов.

Введение

Анализ отечественных и зарубежных источников информации показывает, что микромеханические датчики уже прошли стадию лабораторных исследований и активно внедряются в системах управления летательными аппаратами в качестве как измерителей угловых скоростей и линейных ускорений, так и ми-

Кузнецов Алексей Григорьевич. Кандидат технических наук, доцент, генеральный директор ОАО «МИЭА». Главный конструктор. (Москва).

Абутидзе Зураб Северианович. Член-корреспондент Международной академии информации, генеральный директор ОАО ХК «Авиаприборхолдинг», ЗАО «Авиаприбор» (Москва).

Портнов Борис Исаакович. Кандидат технических наук, заместитель главного конструктора ОАО «МИЭА»).

Галкин Виктор Иванович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник, главный специалист ОАО «МИЭА».

Калик Александр Алекснадрович. Заместитель главного конструктора ОАО «МИЭА».

ниатюрных гироскопов, курсовертикалей и корректируемых бесплатформенных инерциальных систем [1–6]. Фирма Honeywell планирует заменить в ближайшие несколько лет лазерные и волоконно-оптические гироскопы низкого и среднего класса точности на микромеханические [7]. Немецкая фирма Litem уже сейчас поставляет для гражданских самолетов малогабаритную курсовертикаль LCR-93 с микромеханическими акселерометрами.

Такая активность использования микромеханических датчиков в авиакосмическом приборостроении объясняется многочисленными их преимуществами: миниатюрность – габаритные размеры от одного до нескольких миллиметров, малое потребление энергии – доли ватта, высокая надежность – технический ресурс до 120000 ч, чрезвычайно малая стоимость. Вместе с тем эти датчики имеют и существенный недостаток – пока еще сравнительно невысокую точность. Хотя темпы ее повышения достаточно высоки. Если дрейф первых запущенных в серийное производство в 1995 г. микромеханических гироскопов составлял 500 град/ч [8], то по сообщениям западных фирм [6] в 2006 г. он был снижен до уровня 1,5 град/ч и прогнозируется дальнейшее его уменьшение до уровня 0,1 град/ч [9].

Уже сейчас рядом зарубежных фирм: Rockwell Collins, Systron Donner, Honeywell, IMAR, Grosbow Technology на базе микромеханических гироскопов и акселерометров разрабатываются малогабаритные гироскопы и курсовертикали для гражданских и военных самолетов, бесплатформенные инерциальные системы со спутниковой коррекцией для управляемых снарядов и беспилотных самолетов [3–7].

В России разработкой микромеханических гироскопов и акселерометров занимаются ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Раменское РПКБ, ЗАО «Гироскоп», ОКБ «Темп», «Анстрем» и МИЭТ. Однако все эти разработки находятся пока в стадии исследований экспериментальных образцов. Серийно микромеханические гироскопы и акселерометры выпускаются зарубежными фирмами: Analog Devices, Kearfott, Murata, Mitsubishi, Systron Donner, St Microelectronics.

При создании микромеханических датчиков для пилотажных систем управления в ОАО «МИЭА» было решено до освоения серийного выпуска микромеханических чувствительных элементов отечественными фирмами использовать микромеханические гироскопы ADXRS150, ADXRS300 и акселерометры ADXL210, выпускаемые американской фирмой Analog Devices, доступные для приобретения на мировом рынке. На базе этих гироскопов и акселерометров в ОАО «МИЭА» разработано два типа микромеханических датчиков:

- одноосный датчик угловых скоростей ДУС-ММА с аналоговым и цифровым выходом информации с возможностью измерения линейных ускорений по двум осям, ортогональным оси чувствительности ДУС;
- трехосный измеритель параметров движения ИПД-ММ, предназначенный для измерения угловых скоростей, линейных ускорений и углов ориентации подвижных объектов.

Смысл и идея разработки заключались в том, чтобы довести технические характеристики серийно выпускаемых микромеханических чувствительных элементов до уровня требований, предъявляемых к датчикам пилотажно-навигационных систем и на их базе создать микромеханические приборы для широкого класса летательных аппаратов. Как известно, серийно выпускаемые микромеханические датчики имеют большую температурную зависимость ну-

левых сигналов и масштабных коэффициентов, зависимость выходного сигнала гироскопов от линейных перегрузок, высокий уровень шумовых составляющих, практически линейную зависимость выходных характеристик от нестабильности питающего напряжения.

Для достижения поставленной цели был разработан ряд схемотехнических, программно-математических и конструктивных решений.

Принята следующая структурно-функциональная схема построения микромеханических датчиков. На одной печатной плате с одноосным микромеханическим гироскопом устанавливается двухосный микромеханический акселерометр, который используется как для выдачи потребителю измеряемых линейных ускорений, так и для компенсации зависимости выходного сигнала гироскопа от этих ускорений. Аналоговые сигналы с микромеханических чувствительных элементов с помощью аналогово-цифрового преобразователя преобразуются в цифровой код и передаются в микропроцессор. В микропроцессоре с помощью специальных алгоритмов осуществляется компенсация погрешностей чувствительных элементов. Предварительно датчики тщательно калибруются на автоматизированном рабочем месте. Выходная информация выдается потребителю либо в цифровом виде по интерфейсу RS-232 и ARINC-429, либо в аналоговом виде после цифроаналогового преобразования. Энергопитание чувствительных элементов осуществляется через высоко стабилизированный вторичный источник.

Одноосный микромеханический датчик ДУС-ММА

Конструктивная реализация ДУС-ММА представлена на рис. 1, а [10]. ДУС-ММА предназначен для использования в пилотажных системах управления самолетов ТУ-204, ИЛ-96, ТУ-334, АН-148, ЯК-130 взамен морально устаревших, серийно выпускаемых электромеханических датчиков ДУСУ-М. Сравнительные технические характеристики двух гироскопов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Технические характеристики микромеханического ДУС-ММА и серийно выпускаемого электромеханического ДУСУ-М

№ пп	Наименование параметра	ДУС-ММА (микромеханиче- ский)	ДУСУ-М (электромеха- нический)
1	Максимальный диапазон измерений, °/с	± 300	± 180
2	Точность измерений, %	1	2
3	Порог чувствительности, °/с	0,02	0,03
4	Нестабильность нулевого сигнала, °/с	0,1	0,9
5	Уровень шумовой составляющей (σ), °/с	0,03	1,2
6	Полоса пропускания, Гц	40	70
7	Максимальный выходной сигнал, В	± 5	± 5
8	Рабочий температурный диапазон, °С	- 60 ч +55	- 60 ч +55
9	Технический ресурс, час	40000	10000
10	Потребляемая мощность, Вт	1,8	12
11	Габаритные размеры, L×B×H, мм	55×35×16	67×62×50

Как видно из таблицы, микромеханический ДУС-ММА, обеспечивая заданные точностные характеристики, в несколько раз превышает серийный ДУСУ-М по техническому ресурсу, являющемуся одним из важнейших пара-

метров приборов, предназначенных для эксплуатации в аэрокосмических системах. Кроме того, потребление электроэнергии в ДУС-ММА уменьшилось с 12 до 1,8 Вт, а возможность выдачи информации в цифровом виде делает перспективным его применение и для вновь разрабатываемых пилотажных систем управления.

Введение алгоритмической компенсации позволило почти на два порядка снизить температурную зависимость выходных параметров датчика, а зависимость от ускорений – до уровня чувствительности акселерометра.

Микромеханические датчики ДУС-ММА успешно прошли предварительные и междуведомственные испытания.

На рис. 1, б показан блок демпфирующих гироскопов БДГ-30 с установленными в нем тремя ДУС-ММА. Блоками БДГ-30 комплексируется система управления КСУ-130 самолета ЯК-130.

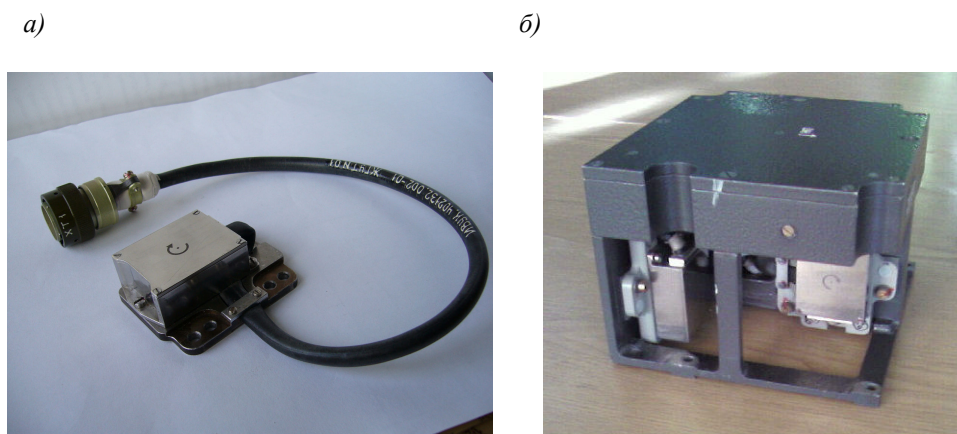


Рис. 1. Одноосный микромеханический датчик угловых скоростей ДУС-ММА (а) и построенный на этих датчиках трехосный блок демпфирующих гироскопов БДГ-30 (б) пилотажной системы управления КСУ-130

ИПД-ММ функционально построен по такому же принципу, что и ДУС-ММА. Однако конструктивно и параметрически он имеет ряд особенностей [11].

ИПД-ММ предназначен не только для измерения угловых скоростей и линейных ускорений летательного объекта, но и для определения углов крена, тангажа и гироскопического курса. Поэтому ИПД-ММ может использоваться в качестве как многофункционального датчика в пилотажных системах управления, так и самостоятельной гировертикали или корректируемой курсовертикали. В частности, он может быть использован как резервный прибор, обеспечивающий жизнеспособность летательного объекта при отказе основной навигационной системы.

Конструктивно ИПД-ММ выполнен в виде кубика размером 40×40×40 мм. (рис. 2), состоящего из корпуса и шести функциональных электронных субблоков, три из которых являются субблоками чувствительных элементов, а в трех других установлены микропроцессоры и сервисная электроника. Потребляемая мощность прибора – менее 2,5 Вт.

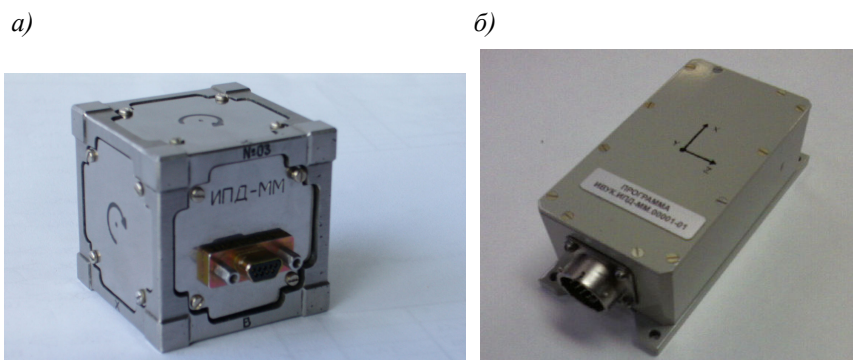


Рис. 2. Трехосный микромеханический измеритель параметров движения ИПД-ММ (а) и его конструктивный вариант (б) с возможностью установки магнитного компаса и спутниковой связи

В корпусе измерителя (рис. 2, а) созданы внешние и внутренние базовые поверхности. Внутренние – для обеспечения ортогональности установки микромеханических чувствительных элементов измерителя, а внешние – для выставки измерительных осей прибора относительно строительных осей летательного аппарата.

Каждый субблок чувствительных элементов включает в себя микромеханический гироскоп, двухосный микромеханический акселерометр, высокостабилизированный источник питания и аналогово-цифровой преобразователь. Благодаря такой компоновке измерительный сигнал с микромеханических чувствительных элементов передается по линиям связи к другим субблокам в цифровом виде, что существенно снижает уровень шумов и искажения передаваемой информации. Кроме того, для минимизации шумов в процессе передачи информации электрическое соединение субблоков осуществляется с помощью внутренних миниатюрных разъемов, без навесного монтажа. При этом все радиоэлементы субблоков обращены во внутреннее пространство кубика, что обеспечивает их защищенность от внешних климатических и механических воздействий.

Обработка первичной информации, поступающей от микромеханических чувствительных элементов, осуществляется в двух микропроцессорах. В одном из микропроцессоров производится фильтрация поступающих сигналов, алгоритмическая компенсация температурной зависимости датчиков и влияния воздействия линейных ускорений на показания микромеханических гироскопов, учет перекрестных связей, вызванных погрешностью установки датчиков на базовых поверхностях корпуса, компенсация остаточного нулевого сигнала, оценка функциональной и параметрической погрешности системы с выдачей потребителю информации об исправности прибора.

Во втором микропроцессоре с помощью специальных алгоритмов:

- производится расчет углов крена, тангажа и гироскопического курса,
- реализуется алгоритм управления работой вычислительной системы прибора,
- компенсируются погрешности выставки прибора,
- осуществляется защита обратной связи гироскопической системы от внешних воздействий, вызванных высокочастотной вибрацией,
- производится определение и компенсация дрейфа гироскопов в процессе полета,
- осуществляется формирование выходных сигналов для передачи потребителю по согласованному протоколу по интерфейсу RS-232.

Кроме того, в приборе предусмотрена возможность определения истинного курса при получении корректирующей информации от внешних источников, например от магнитного компаса, спутника, либо от инерциальной системы, построенной на более точных датчиках первичной информации.

Таким образом, в объеме менее 0,1 л удалось реализовать многофункциональный гироскопический прибор, позволяющий осуществлять как измерение угловых скоростей и линейных ускорений по трем осям, так и расчет углов крена, тангажа и курса. Разработанный прибор по параметрическим характеристикам не уступает зарубежным образцам. В табл.2 приведены сравнительные характеристики ИПД-ММ и микромеханического прибора AHS-3000, разработанного одной из ведущих американских фирм Rockwell Collins [5].

Т а б л и ц а 2

Сравнительные характеристики микромеханического измерителя параметров движения ИПД-ММ и микромеханической курсовертикали AHS-3000 фирмы Rockwell Collins

№ п п	Наименование параметра измерений	ИПД-ММ		AHS-3000	
		Диапазон измерений	Точность измерений	Диапазон измерений	Точность измерений
1	Угловые скорости – $\omega_{x,y,z}, ^\circ/\text{с}$	± 300	1 %	± 410	0,5 %
2	Линейные ускорения – $a_{x,y,z}, g$	± 10	1 %	± 15	0,5 %
3	Тангаж, град:	± 90		± 90	
	- при горизонтальном полете, град		$\pm 0,5$		$\pm 0,5$
	- при маневрах, град		$\pm 2,5$		$\pm 1,0$
4	Крен, град:	± 180		± 180	
	- при горизонтальном полете, град		$\pm 0,5$		$\pm 0,5$
	- при маневрах, град		$\pm 2,5$		$\pm 1,0$
5	Курс, град:	± 180		± 180	
	- при горизонтальном полете, град		$\pm 2,5$		$\pm 1,0$
	- при маневрах, град		$\pm 5,0$		$\pm 2,0$

Следует отметить, что при построении AHS-3000 фирмой Rockwell Collins были использованы более точные датчики первичной информации.

На рис. 2, б показан конструктивный вариант ИПД-ММ с выдачей информации по интерфейсу ARINC-429 и возможностью установки магнитного компаса и спутниковой связи.

В настоящее время опытные образцы трехосного микромеханического измерителя параметров движения находятся в стадии проведения предварительных испытаний. Параллельно проводятся летные испытания на самолете ЯК-130 и вертолете «АНСАТ».

Заключение

На базе серийно выпускаемых микромеханических датчиков первичной информации невысокой точности благодаря специальным мероприятиям – алгоритмической компенсации погрешностей, цифровой фильтрации шумов, разработке оригинальных адаптивных алгоритмов и принципов конструктивно-функционального построения в ОАО «МИЭА» разработаны, изготовлены и прошли заводские испытания два типа микромеханических приборов:

- одноосный микромеханический датчик угловых скоростей ДУС-ММА с аналого-цифровым выходом информации;
- многофункциональный трехосный микромеханический измеритель параметров движения ИПД-ММ с цифровым выходом информации, обеспечивающий измерение угловых скоростей, линейных ускорений, углов крена, тангажа и курса.

Разработанные приборы предназначены как для модернизации эксплуатируемых пилотажных систем управления самолетов ТУ-204, ИЛ-96, ТУ-334, ЯК-130, так и для вновь создаваемых систем с возможностью резервирования - определения углов крена, тангажа и курса при отказе на борту основной высокоточной инерциальной системы.

Перспективным является применение разработанных приборов в беспилотных самолетах, в космических пилотажных системах управления в качестве блока демпфирующих гироскопов и в наземных перемещающихся объектах.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Результаты** испытаний микромеханического гироскопа г-типа / В. Г. Пешехонов. – СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2010. – С. 9-17.
2. **Суминов В.М., Галкин В.И.** Состояние и перспективы развития микромеханических гироскопов. / Научные труды «МАТИ»-Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского. Вып. 10(82). - М: ИЦ МАТИ, 2006. - С. 154-160.
3. **iVRU-SBA1-C167** Vertical Reference Unit with High Rate MEMS Gyros, MEMS Accelerometers and integrated Strapdown Processor, iMAR GmbH, <http://www.imar-navigation.de>
4. **GPS Integrated Inertial Navigation Unit**, ATAIR Aerospace Inc..
5. **Collins AHS-3000**, Attitude Heading Reference System/ www.rockwellcollins.com
6. **Micromachined** Vibrating Beam Multisensor (MVBM), **Kearfott** Guidance & Navigation Corporation, www.kearfott.com
7. **On Track with MEMS**//Avionics Magazine.- January, 2006. P.42-45. www.avionicsmagazine.com
8. **Inertial MEMS System Application**, RTO-LS-232 (2004) Pre-Prints.
9. **MEMS Gyros**, Silicon Sensing Systems, info@elfa.spb.ru.
10. **Патент №80230**, Одноосный микромеханический гироскоп / Абутидзе З.С., Кузнецов А.Г., Галкин В.И., Калик А.А. // Бюллетень. - 2009 - №3.
11. **Патент №80157**, Трехосный микромеханический измеритель параметров движения / Абутидзе З.С., Кузнецов А.Г., Галкин В.И., Калик А.А. // Бюллетень. - 2009 - №3.

Abstract. The paper addresses results of micromechanical sensors development provided by OAO Moscow Institute of Electromechanics and Automatics. One of them – a single-axis angular rate sensor ДУС-ММА – is designed to replace lot-produced electromechanical devices with a rotating rotor. The sensor has passed preliminary tests and has been tested on board Yak-130 aircraft. The second device – a three-axis motion parameter meter ИПД-ММ – measures angular rates and linear accelerations on three perpendicular axes as well as pitch, roll and heading angles in inertial coordinate system. The sensor is designed for a wide range of flying vehicles both as a standby device to assist accurate measurement systems, and as a main device for unmanned vehicles. Its main advantages: miniature size: 40x40x40 mm, high accuracy, and low power consumption < 2.5 W. The paper also presents structural features and structural-and-functional construction of the developed devices. Their photos are shown. Technical data of these devices compared to that of lot-produced devices of similar purpose is given.

Материал поступил 22.10.09