

А.Г.КУЗНЕЦОВ, В.И.ГАЛКИН, А.В.МОЛЧАНОВ, Б.И.ПОРТНОВ, А.М.ЯКУБОВИЧ

РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТКИ И ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО БЛОКА

Представлены результаты разработки и летных испытаний микромеханического блока БЧЭММ-1, являющегося составной частью интегрированной системы резервных приборов (ИСПРП) и предназначенного для определения углов крена, тангажа и курса летательных аппаратов при отказе основной инерциальной навигационной системы или курсо-вертикали. Рассмотрены особенности конструктивного исполнения, алгоритмического обеспечения и калибровки. Представлены результаты летных испытаний в составе ИСПРП самолета ТУ-204СМ.

Введение

В последние десять лет развитие технологии микромеханических инерциальных датчиков позволяет создавать гироскопические приборы и системы ориентации, удовлетворяющие современным требованиям к бортовому радиоэлектронному оборудованию и обладающие повышенной надежностью работы, минимальными массогабаритными характеристиками и энергопотреблением. С начала 2000-х годов ОАО «МИЭА» ведет разработку семейства гироскопических приборов на базе микромеханических инерциальных датчиков в целях замены ранее разработанных на предприятии механических гироскопических приборов, служивших датчиками угловых скоростей и линейных ускорений в пилотажных системах управления гражданских самолетов [1–4]. Например, низкий технический ресурс, плохая надежность и высокая стоимость механических гироскопов ДУСУ-М, применяемых в качестве блока демпфирующих гироскопов системы штурвального управления, послужили технической предпосылкой для разработки датчиков угловой скорости (ДУС) на базе микромеханических инерциальных датчиков. Такой прибор был разработан в двух модификациях: с цифровым ДУС-ММГ и аналоговым выходом ДУС-ММА. В качестве чувствительных элементов были выбраны датчики американской фирмы Analog Devices, как имеющие наилучшие технические и эксплуатационные характеристики и наименьшую стоимость. В качестве гироскопов применены ADXRS150 и ADXRS300, в качестве акселерометра – ADXL210. К настоящему моменту

Кузнецов Алексей Григорьевич. Кандидат технических наук, генеральный директор-главный конструктор Московского института электромеханики и автоматики.

Галкин Виктор Иванович. Кандидат технических наук, начальник отдела Московского института электромеханики и автоматики.

Молчанов Алексей Владимирович. Кандидат технических наук, начальник отделения Московского института электромеханики и автоматики.

Портнов Борис Исакович. Заместитель главного конструктора Московского института электромеханики и автоматики.

Якубович Альберт Михайлович. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник Московского института электромеханики и автоматики.

Статья по докладу на XIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

одноосный датчик угловой скорости ДУС-ММА имеет конструкторскую документацию с литерой «О», пройдя этапы разработки: НИР – 2006 г., предварительные испытания – 2007 г., межведомственные испытания – 2009 г.

Параллельно с разработкой одноосных ДУС разработчики решали задачу создания малогабаритной гировертикали. К настоящему моменту разработаны: блок чувствительных элементов микромеханический БЧЭММ-1, являющийся измерителем углов ориентации, на базе которого построена ИСРП разработки Ульяновского конструкторского бюро приборостроения; измеритель параметров движения ИПД-ММ, предназначенный для использования в качестве гировертикали в соответствии с требованиями ARINC-429. Конструкторская документация БЧЭММ-1 и ИПД-ММ имеет литеру «О» (этап разработки: НИР – 2009 г., предварительные испытания – 2010 г., межведомственные испытания – 2012 г).

В настоящей статье представлены подходы к проектированию измерителя углов на «грубых» инерциальных датчиках, изложены особенности конструкции, структурно-функционального построения прибора и его программно-математического обеспечения. Результаты разработки и летных испытаний такого прибора показаны на примере микромеханического блока БЧЭММ-1.

Особенность конструкции и технические характеристики

Одним из компонентов современной модульной авионики является ИСРП. Микромеханический измеритель углов ориентации, выполненный в виде блока чувствительных элементов БЧЭММ-1, является составной частью ИСРП и предназначен для определения углов крена, тангажа и курса летательных аппаратов при отказе основной инерциальной навигационной системы или курсовертикали, тем самым обеспечивая безопасность полета в аварийном режиме. Кроме того, блок БЧЭММ-1 выдает еще и информацию об угловых скоростях и линейных ускорениях летательного аппарата по трем ортогональным осям [5].

Неуклонно расширяющийся рынок микромеханических инерциальных датчиков позволяет разработчикам пилотажно-навигационных приборов отбирать необходимые для них гироскопы и акселерометры и решать задачи создания различных компонентов современной авионики. Отработка алгоритмических решений и применение современных средств обработки информации позволяют создавать гироскопические приборы, применяя даже «грубые» микромеханических инерциальные датчики. 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 нулевых 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 уста-

навливается 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. Выходная информация выдается потребителю в цифровом виде по интерфейсу RS-232. Энергопитание чувствительных элементов осуществляется через высокостабилизированный вторичный источник.

Разработанная конструкция представляет собой кубик размером 40×40×40 мм (рис. 1). На жесткие грани корпуса установлены шесть функциональных электронных субблоков, три из которых являются субблоками чувствительных элементов, а в трех других установлены микропроцессоры и сервисная электроника.

В корпусе рамной конструкции 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. Развернутая компоновка субблоков прибора представлена на рис. 2. Конструкция прибора защищена патентом [6].

Обработка первичной информации, поступающей от микромеханических чувствительных элементов, осуществляется в двух микропроцессорах. В одном из них 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

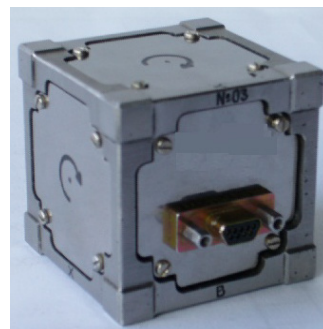


Рис. 1. Блок чувствительных элементов микромеханический (БЧЭММ -1)

погрешности выставки прибора, осуществляется защита обратной связи гироскопов от внешних воздействий, вызванных высокочастотной вибрацией, производится определение и компенсация дрейфа гироскопов в процессе полета, осуществляется формирование выходных сигналов для передачи в ИСРП по интерфейсу RS-232.

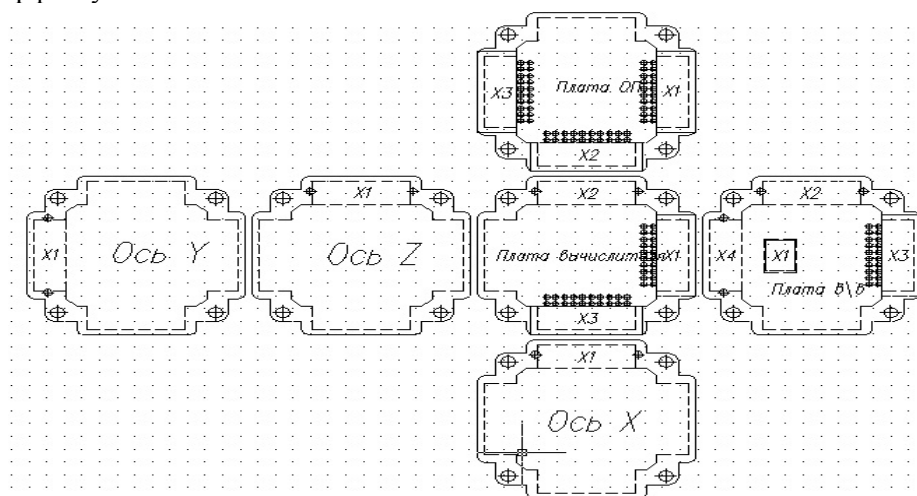


Рис. 2. Компоновка субблоков прибора: X, Y, Z – три субблока чувствительных элементов, плата ОП – субблок обработки информации; плата вычислителя – субблок вычислителя; плата В\В – субблок внешних связей

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

Таким образом, в объеме менее 0,1 литра удалось реализовать многофункциональный гироскопический прибор, позволяющий осуществлять как определение углов крена, тангажа и курса, так и измерение угловых скоростей и линейных ускорений по трем ортогональным осям. Заданные по ТЗ технические характеристики микромеханического измерителя углов ориентации БЧЭММ-1 приведены в табл. 1.

Таблица 1

Требования ТЗ на БЧЭММ-1

№ пп	Наименование измеряемых параметров	Диапазон измерений	Точность измерений 3σ
1	Тангаж , град	± 90	
	- при горизонтальном полете, град		$\pm (1 \div 2)$
	- при маневрах с углами < 60 , град		$\pm (2 \div 4)$
2	Крен , град	± 180	
	- при горизонтальном полете, град		$\pm (1 \div 2)$
	- при маневрах с углами < 60 , град		$\pm (2 \div 4)$
3	Курс гиромагнитный, град	± 180	
	- при коррекции от магнитного компаса, град		$\pm (2 \div 4)$
	- при отсутствии коррекции, град		± 12
4	Угловые скорости – $\omega_{x,y,z}$, град/с	± 300	1 %
5	Линейные ускорения – $a_{x,y,z}$, g	± 10	1 %
6	Технический ресурс, час	25000	
7	Потребляемая мощность, Вт, не более	2,5	

Калибровка микромеханических инерциальных датчиков

На российском рынке микромеханики 5-7 лет назад были практически недоступны инерциальные датчики с погрешностями, которые могли бы обеспечить требования по точности измерения углов, указанные в табл. 1. При разработке БЧЭММ-1 были применены гироскоп ADXRS150 и акселерометр ADXL210 фирмы Analog Devices. Микромеханический гироскоп ADXRS150 имеет дрейф нулевого сигнала в запуске порядка 500 град/ч и 24 град/с при изменении температуры в рабочем диапазоне, при этом зависимость нулевого сигнала от действия линейных ускорений составляет 0,2 град/с/g, а нестабильность масштабного коэффициента – 4%. Такой выбор датчиков обусловил важность процедуры уменьшения их паспортных погрешностей за счет калибровки. Экспериментальные исследования и математическое моделирование показали, что при соответствующей калибровке микромеханических датчиков стабильность нулевых сигналов и масштабных коэффициентов можно повысить на порядок по сравнению с исходными характеристиками.

Процедура калибровки перед сдачей прибора на соответствие требованиям технических условий включает в себя два этапа: приработка и непосредственно калибровка с определением и компенсацией погрешностей. В процессе приработки применяются циклические температурные воздействия с изменением температуры от -65 до $+85^{\circ}\text{C}$ тремя циклами и виброприработка – воздействием знакопеременными ускорениями от 0,5 до 1,5g в диапазоне частот от 10 до 2000 Гц – по три цикла по каждой измерительной оси. При калибровке в наземных условиях определяются и компенсируются следующие погрешности по каждому из трех каналов (X , Y , Z):

- систематические погрешности гироскопов и акселерометров;
- температурные зависимости нулевых сигналов и масштабных коэффициентов гироскопов и акселерометров;
- линейные ускорения и перекрестные связи нулевого сигнала гироскопа;
- перекрестные связи нулевого сигнала акселерометра.

В ОАО «МИЭА» было создано автоматизированное рабочее место и разработана методика калибровки микромеханических датчиков.

В качестве базовых воздействий использовались ускорение силы тяжести g и угловая скорость, задаваемая поворотным столом.

Учет температурных погрешностей заключается в точном определении нулевых сигналов и масштабных коэффициентов при восьми базовых температурах. Полученные экспериментальные данные о температурных зависимостях нулевых сигналов и масштабных коэффициентов подвергаются кусочно-линейной аппроксимации.

В штатном режиме работы БЧЭММ-1 эти зависимости алгоритмически компенсируются в центральном вычислителе по калибровочным коэффициентам, занесенным в базу данных. Для алгоритмической компенсации используется более 100 калибровочных коэффициентов.

Эффективность процесса калибровки в наземных условиях представлена в табл. 2. Существенным образом удается снизить исходные погрешности гироскопов ADXRS150 и акселерометров ADXL210. Так, наилучшие результаты достигаются при компенсации температурных погрешностей и погрешностей, зависящих от напряжения питания и действия линейного ускорения. Хуже всего компенсируется шумовая погрешность.

Характеристики до и после калибровки

Наименование параметра	Гироскоп ADXRS150		Акселерометр ADXL210	
	до	после	до	после
Шумовая составляющая, σ	0,05 %/√Гц	0,03 %/√Гц	0,5 mg/√Гц	0,1 mg/√Гц
Смещение нулевого сигнала	2,5 В	0,5 В	2,0 g	0,005 g
Дрейф нулевого сигнала от температуры	± 24,0 % (3σ)	0,05 %	0,2 g	0,005 g
Зависимость нулевого сигнала от линейных ускорений	0,2 %/ g	0,002 %/ g	—	—
Зависимость нулевого сигнала от напряжения питания	1,0 %/В	0,001 %/ В	1,0 %/В	0,0001 %/В
Нестабильность масштабного коэффициента от температуры	4,0 %	0,5 %	0,5 %	0,1 %
Нелинейность масштабного коэффициента	0,5 %	0,1 %	1,0 %	0,1 %

Кроме наземной калибровки применяется калибровка на объекте, когда БЧЭММ-1 функционирует в составе ИСПП. В процессе такой калибровки осуществляется компенсация погрешностей определения нулевых сигналов от пуска к пуску путем измерения и компенсации остаточного значения нулевых сигналов при каждом включении БЧЭММ.

Алгоритмы и программно-математическое обеспечение

В состав блока БЧЭММ-1 входят два микроконтроллера LPC1759FBD80 фирмы Philips, обеспечивающие выполнение следующих функций:

- прием и обработка информации от микромеханических датчиков угловых скоростей и линейных ускорений и температурных датчиков по трем каналам;
- расчет углов ориентации – крена, тангажа и курса – по показаниям датчиков первичной информации и выдачу их потребителю по интерфейсу RS232;
- прием корректирующих сигналов от системы резервных приборов ИСПП;
- контроль работоспособности прибора в целом и его основных функциональных узлов.

Структурная схема алгоритмов микромеханической блока БЧЭММ-1 представлена на рис. 3. Она демонстрирует внутреннюю алгоритмическую связь между программами отдельных микроконтроллеров (блоков) и связь с потребителем информации – системой ИСПП.

В блоке А1 решаются следующие задачи предварительной обработки информации с гироскопов и акселерометров: фильтрация поступающих сигналов; алгоритмическая компенсация температурной зависимости датчиков; учет 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. Структурная схема алгоритма А1 представлена на рис. 4.

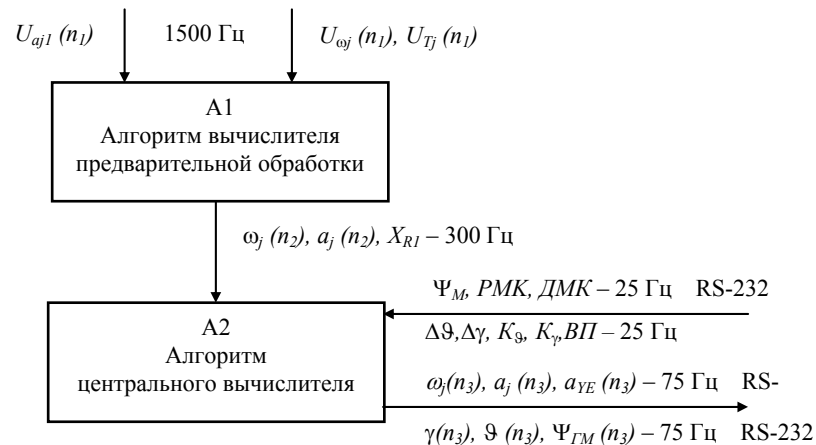


Рис. 3. Структурная схема алгоритма прибора БЧЭММ-1: А1 – алгоритм программного обеспечения первого микроконтроллера – блок I, А2 – алгоритм программного обеспечения второго микроконтроллера – блок II

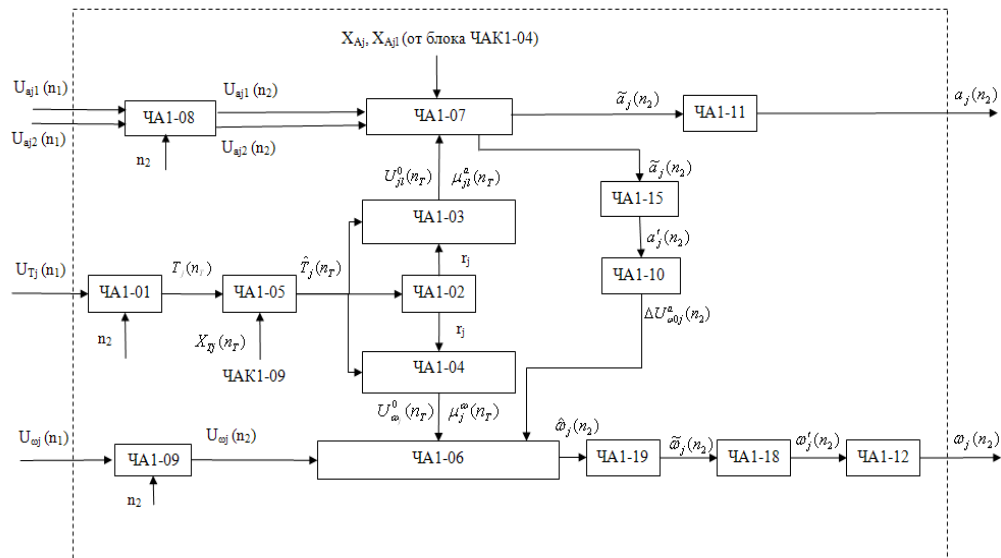


Рис. 4. Структурная схема алгоритма А1

Входная информация поступает в микроконтроллер предварительной обработки информации (блок I) с трех датчиков угловой скорости, установленных по трем осям летательного аппарата X , Y , Z , шести датчиков линейного ускорения (по два для каждой измерительной оси) и трех датчиков температуры в виде аналоговых сигналов. Кроме того, из контрольного алгоритма ЧАК1-04 поступает признак достоверности показаний акселерометров.

Сигналы с микромеханических датчиков первичной информации после их преобразования в цифровую форму поступают на вход блока I (алгоритма А1), где в алгоритмах ЧА1-08 и ЧА1-09 сигналы с акселерометров и гироскопов фильтруются. В алгоритмах ЧА1-01, ЧА1-05 и ЧА1-02 происходит вычисление

текущего значения температуры $T_j(n_1)$ по каждой измерительной оси, выбор показаний датчиков температуры по признаку достоверности их функционирования и определение температурного интервала между базовыми значениями температуры, в котором находится текущее значения температуры.

В алгоритмах ЧА1-03, ЧА1-04 по измеренным температурам и установленным температурным интервалам производится выбор значений нулевых сигналов и масштабных коэффициентов акселерометров (ЧА1-03) и гироскопов (ЧА1-04), а также значений коэффициентов перекрестных связей измерительных осей.

Выбранные значения нулевых сигналов, масштабных коэффициентов и коэффициентов перекрестных связей, а также результаты измерений микромеханическими датчиками первичной информации линейных ускорений и угловых скоростей передаются в алгоритмы ЧА1-06 и ЧА1-07 для корректировки текущих показаний акселерометров и гироскопов соответственно.

В алгоритме ЧА1-07 производится корректировка первичной информации, поступающей с датчиков линейных ускорений, и вычисление линейных ускорений. Полученные значения ускорений передаются в два адреса: в алгоритм ЧА1-15, где полоса пропускания сигналов акселерометров приводится к полосе пропускания гироскопов для дальнейшего учета их влияния на показания гироскопов, и в алгоритм ЧА1-11, где осуществляется фильтрация показаний акселерометров.

Отфильтрованные в ЧА1-11 значения линейных ускорений передаются во второй микроконтроллер (блок II) для вычисления углов ориентации объекта. В алгоритме ЧА1-10 формируется поправка для учета влияния сигналов ускорения на выходной сигнал датчика угловых скоростей и передается в алгоритм ЧА1-06.

В алгоритме ЧА1-06 производятся компенсация температурных ошибок масштабов и нулей датчиков угловых скоростей, учет перекрестных связей и влияния линейных ускорений. Алгоритм ЧА1-19 предназначен для компенсации начального дрейфа гироскопов, а алгоритм ЧА1-18 – для компенсации дрейфа нулевых сигналов датчиков угловых скоростей в процессе полета.

После фильтрации в алгоритме ЧА1-12 информация об угловых скоростях объекта поступает во второй микроконтроллер (блок II) для вычисления углов ориентации объекта. Таким образом, выходной информацией блока I является: откорректированные значения линейных ускорений $a_j(n_2)$ и угловых скоростей $\omega_j(n_2)$.

Входной информацией алгоритма А2 являются откорректированные в блоке I значения угловых скоростей и линейных ускорений. Кроме того, в качестве корректирующих сигналов в блок I из системы ИСПП передаются значения магнитного курса. Структурная схема алгоритма А1 представлена на рис. 5.

Поскольку БЧЭММ-1 устанавливается на приборной доске самолета, то в алгоритме ЧА2-11М осуществляется предварительная юстировка блока – определение выставочных углов крена ($\Delta\gamma$) и тангажа ($\Delta\psi$). Измеренные углы запоминаются в базе данных микроконтроллера для последующего перепроектирования показаний датчиков первичной информации на связанные оси объекта. Осуществляется такое перепроектирование в алгоритме ЧА2-12М для угловых скоростей и в алгоритме ЧА2-13М для линейных ускорений.

В алгоритме ЧА2-01 по показаниям датчиков угловых скоростей, используя алгебру кватернионов, рассчитывают элементы матрицы направляющих

косинусов. В алгоритме ЧА2-01-2 осуществляются такие же расчеты, что и в ЧА2-01, но с компенсацией вращения по курсовой оси. Такая компенсация повышает динамическую устойчивость системы по углам крена и тангажа.

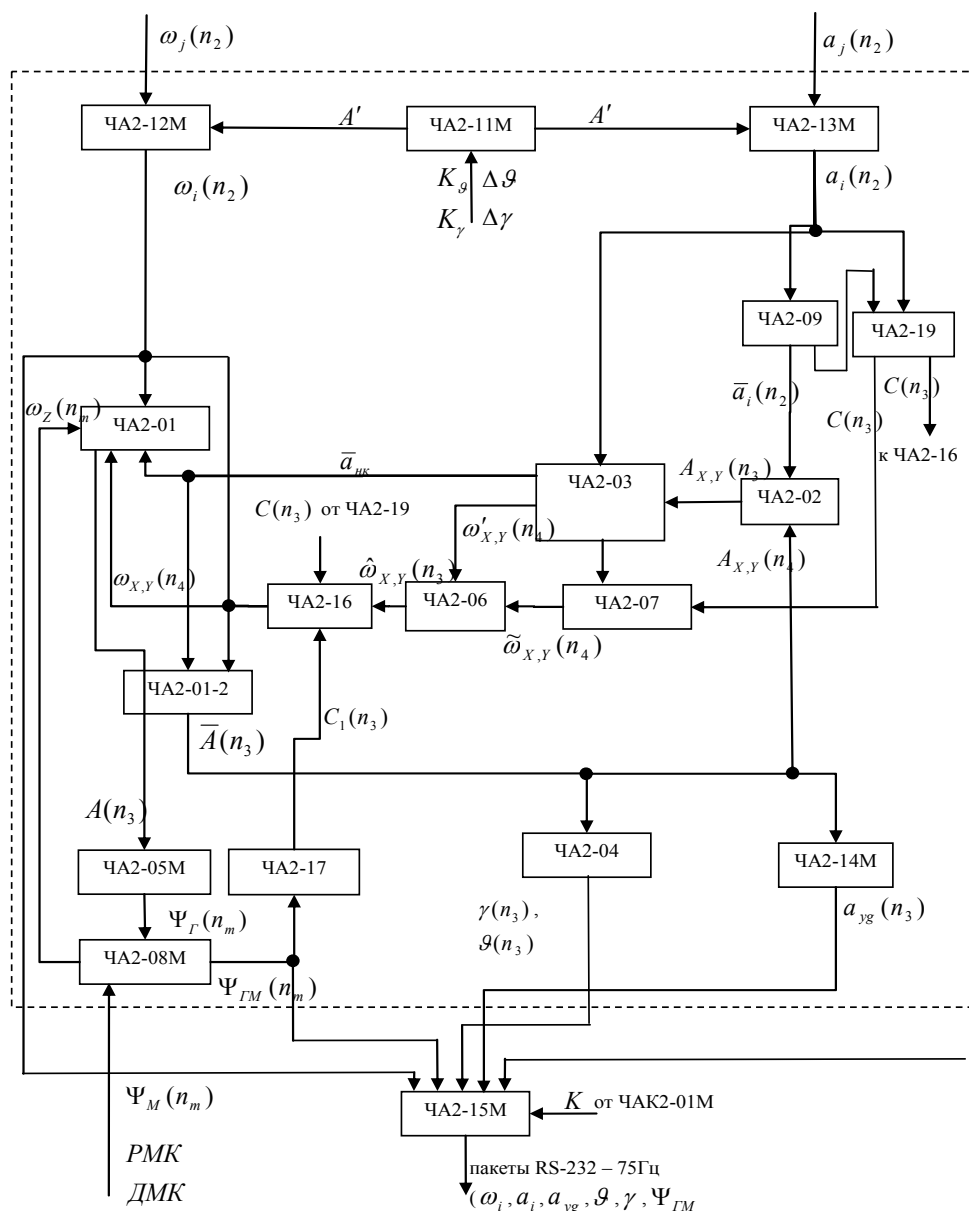


Рис. 5. Структурная схема алгоритма А2

Из алгоритма ЧА2-01 элементы матрицы направляющих косинусов поступают в алгоритм ЧА2-05М, где рассчитывается гироскопический курс. Значения вычисленного гироскопического курса поступают в алгоритм ЧА2-08М. Сюда же поступают из системы ИСРП и данные о магнитном курсе Ψ_M . В алгоритме ЧА2-08М рассчитывается гироманитный курс $\Psi_{ГМ}$, который и выдается потребителю. Кроме того, в алгоритме ЧА2-08М вырабатывается корректирующее значение курсовой угловой скорости, учет которого осуществляется в алгоритме ЧА2-01 путем соответствующего поворота виртуальной гироскопической платформы.

Элементы матрицы направляющих косинусов из алгоритма ЧА2-01-2 передаются в алгоритм ЧА2-04, где производится вычисление углов крена $\gamma(n_3)$ и тангажа $\vartheta(n_3)$, выдаваемых потребителю.

В блоке БЧЭММ-1 гироскопическая вертикаль реализована по принципу радиальной коррекции. Положение виртуальной гироскопической платформы относительно инерциальной системы координат, формируемое показаниями датчиков угловых скоростей в алгоритмах ЧА2-01 и ЧА2-01-2, корректируется сигналами рассогласования, вырабатываемыми в алгоритмах ЧА2-02, ЧА2-03. В алгоритме ЧА2-02 с помощью матрицы направляющих косинусов, формируемой в алгоритме ЧА2-01-2, производится перепроектирование показаний акселерометров на оси сопровождающего географического трехгранника. При отсутствии линейных ускорений, вызванных движением самолета, проекции ускорения силы тяжести на горизонтальные оси должны быть равны нулю. Несоблюдение этого условия свидетельствует о возникшей погрешности в определении углов крена и тангажа. Для компенсации этой погрешности значения проекций ускорения силы тяжести, определенные в алгоритме ЧА2-02, передаются в алгоритм ЧА2-03, где они преобразуются в угловые скорости, осуществляющие коррекцию положения виртуальной платформы в инерциальной системе координат. Управление платформой осуществляется по перекрестным осям по линейному закону $\omega_x = -k A_y$; $\omega_y = k A_x$, где A_y , A_x – проекции ускорений на инерциальные оси; k – коэффициенты усиления обратных связей; ω_x , ω_y – управляющие сигналы коррекции положения виртуальной платформы.

Величина допустимых для коррекции ускорений $A_{x,y}$ ограничивается заданной точностью определения углов крена и тангажа. Например, при $A_{x,y} = 0,1g$ погрешность определения углов составит примерно 6° , поэтому при $A_{x,y} > 0,1g$ производится отключение обратной связи.

При длительном действии таких ускорений платформа может уйти в «завал», то есть накопленная погрешность измерения углов крена и тангажа не позволяет возвратиться в область регулирования, когда $A_{x,y}$ становится менее $0,1g$. Приведение платформы в область регулирования осуществляется при движении самолета без ускорений с помощью алгоритма ЧА2-07 по признаку равномерного движения, вырабатываемого в алгоритме ЧА2-19.

В алгоритме ЧА2-06 осуществляется суммирование управляющих сигналов из алгоритмов ЧА2-03 и ЧА2-07. Обратную связь системы управления платформой необходимо отключать при выразах и координированных разворотах, когда центростремительные ускорения будут превышать $0,1g$. Для этих целей существует алгоритм ЧА2-16, работающий по признаку, вырабатываемому в алгоритме ЧА2-17.

Результаты летных испытаний

БЧЭММ-1 проходил летные испытания в составе ИСПП на самолете ТУ-204СМ. Длительность испытательных полетов составляла от 3- 6 ч. В процессе полета синхронно записывались результаты измерений углов ориентации блоком БЧЭММ-1 и основной курсовертикалью (на рис. 6 –BINS). В процессе анализа сравнивались результаты этих измерений. При этом за эталон принимались результаты измерений основной курсовертикалью. Курсовой угол в процессе летных испытаний не корректировался и поэтому выдавался в виде гироскопического курса.

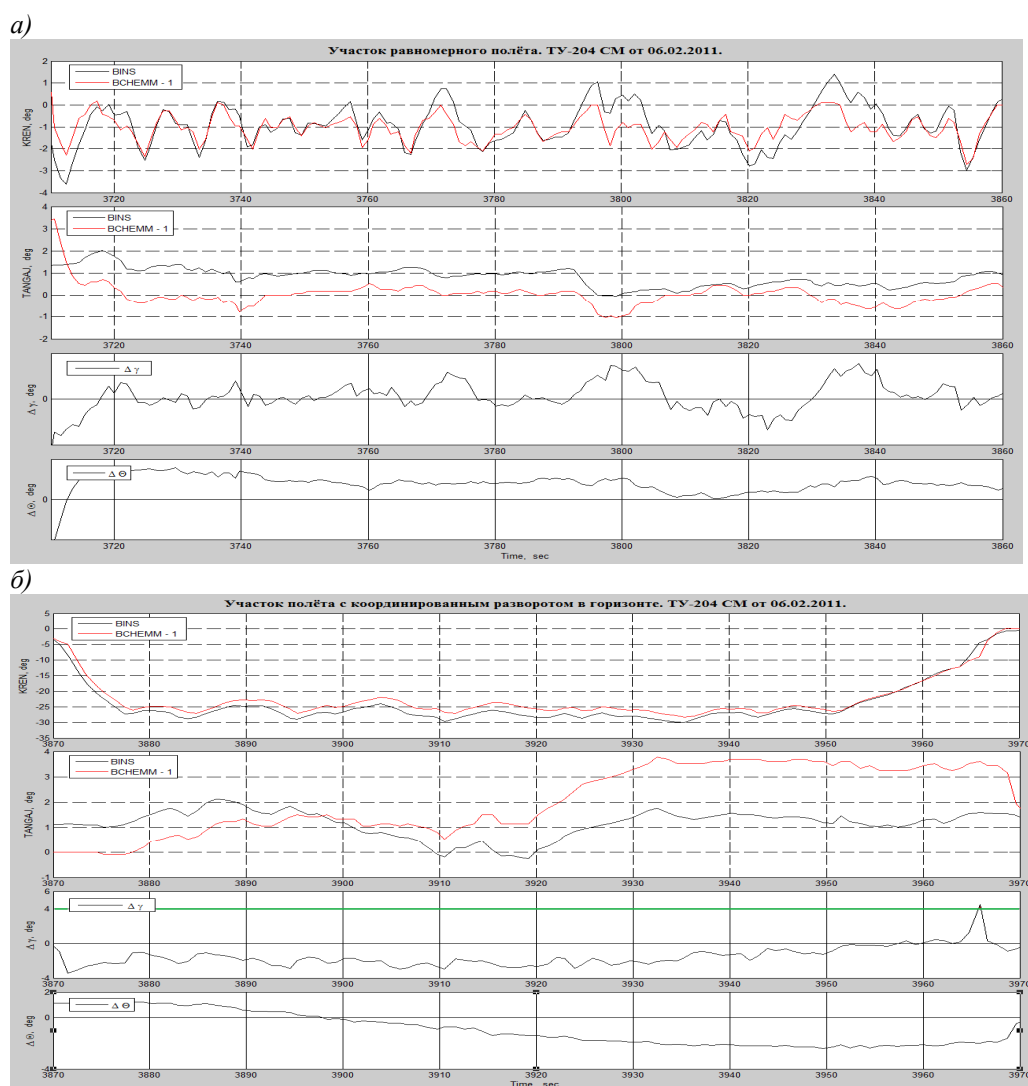


Рис. 6. Участки полета: прямолинейного (а) с координированным разворотом в горизонте (б)

На рис. 6 и 7 приведены результаты измерений в процессе летных испытаний на самолете ТУ-204СМ. Выбраны наиболее характерные участки полетов. На обоих рисунках показаны результаты измерений углов крена и тангажа блоком БЧЭММ-1 (на рисунке – ВСHEMM-1) и основной системой ориентации BINS. Как показали испытания, точность измерения углов ориентации существенно зависит от режимов полета. Условно эти режимы можно выделить по следующим признакам:

- горизонтальный полет с малыми ускорениями ($\leq 0,05$ g) и углами ориентации, не превышающими $10-15^\circ$;
- координированные развороты и виражи без изменения высоты и скорости полета с углами крена не более 40° ;
- координированные развороты и виражи с изменением высоты и скорости

Анализ результатов испытаний показал, что в режиме горизонтального полета с малыми ускорениями и углами крена и тангажа погрешность измерений составляет $1-2^\circ$, рис. 6, а).

При координированных разворотах с линейными ускорениями и большими углами крена и тангажа погрешность измерений лежит в пределах 4-7° (рис. 7).

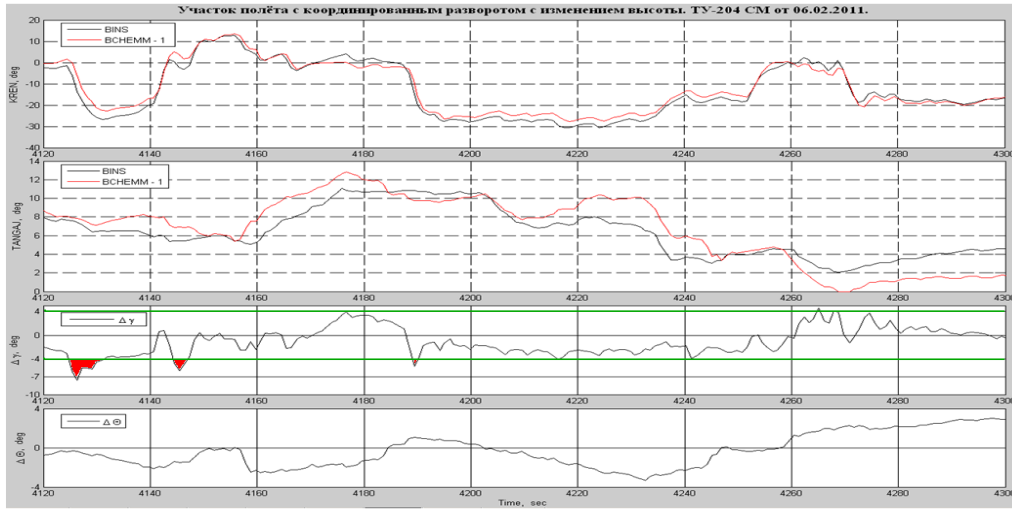


Рис. 7. Участок полета с координированным разворотом и изменением высоты

Для устранения повышенной погрешности определения углов ориентации при координированных разворотах с линейными ускорениями и большими углами крена и тангажа было предложено ввести внешнюю коррекцию по датчику воздушной скорости и высотомеру. Структурная схема алгоритма такой коррекции представлена на рис. 8.

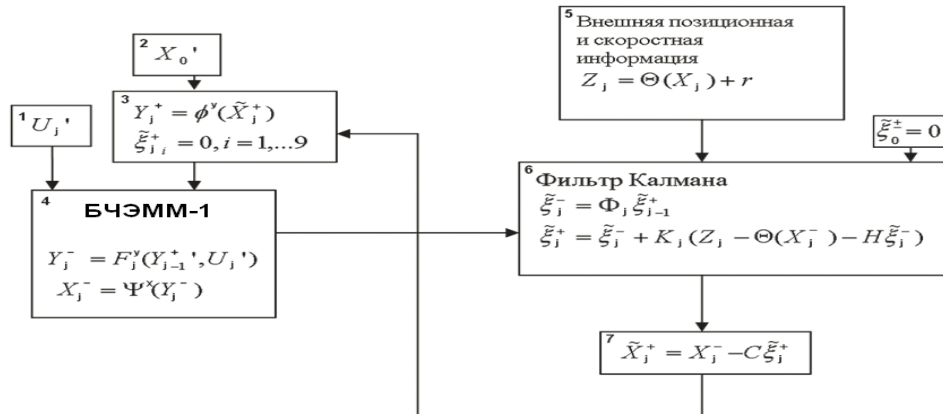


Рис. 8. Структурная схема алгоритма расчета углов ориентации при использовании коррекции по истинной воздушной скорости и высоте полета

В БЧЭММ-1 на основании данных измерителей U_j' и вычисленных на предыдущем шаге значений вектора Y_j определяется текущее значение вектора состояния Y_{j+1} . Вычисленное значение X_j и данные скоростных и позиционных измерений обрабатываются фильтром Калмана (13-й порядок). Затем происходит компенсация вычисленных ошибок X_j^+ и замыкается обратная связь.

При горизонтальном полете с ускорениями и координированными разворотами в горизонтальной плоскости погрешность измерений лежит в пределах 4° (см. рис. 6, б).

Введение коррекции по истинной воздушной скорости и высоте полета позволило существенно снизить погрешности определения углов ориентации и приблизиться к требуемым точностям (рис. 9).

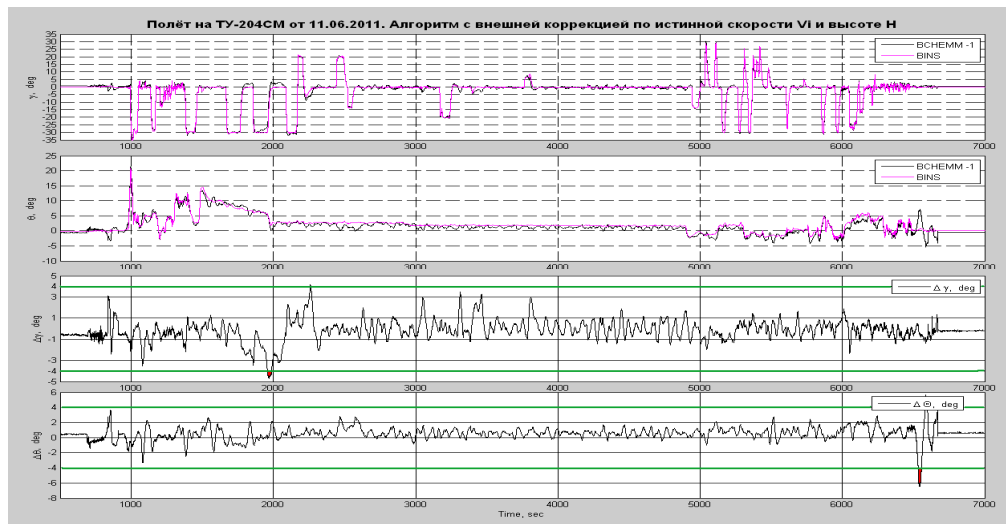


Рис. 9. Участок полета с координированным разворотом и изменением высоты с коррекцией по истинной скорости и высоте

Дальнейшее совершенствование точностных характеристик планируется за счет применения микромеханических инерциальных датчиков с меньшими погрешностями, например трехосного датчика угловой скорости STIM 202 фирмы Sensoror Technologies AS со стабильностью нулевого сигнала $0,5$ град/ч и стабильностью масштабного коэффициента 10^{-3} и одноосного микромеханического акселерометра MS9010.D фирмы Colibrys со стабильностью нулевого сигнала $2,5 \times 10^{-4} g$ и стабильностью масштабного коэффициента 10^{-3} , а также за счет совершенствования режимов коррекции от СВС и СНС. Необходимо также отметить, что последние отечественные разработки, такие как ММГ «Эптрон» (ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»), демонстрируют более высокие точностные характеристики и имеют перспективу применения в БЧЭММ-1 и подобных разработках.

Выводы

На базе серийно выпускаемых микромеханических датчиков первичной информации невысокой точности благодаря специальным мероприятиям – алгоритмической компенсации погрешностей, цифровой фильтрации шумов, применению оригинальных адаптивных фильтров и принципов конструктивно-функционального построения – разработан высоконадежный, многофункциональный микромеханический блок чувствительных элементов БЧЭММ-1. Он обеспечивает измерение углов ориентации – крена, тангажа, гироманнитного курса, а также измерение угловых скоростей и линейных ускорений по строительным осям самолета.

Результаты летных испытаний БЧЭММ–1 в составе интегрированной системы резервных приборов ИСРП на самолете ТУ-204СМ показали, что в стационарных режимах полета погрешность определения углов ориентации находится на уровне 1-4°.

Для дальнейшего повышения точности измерения углов ориентации планируется использование микромеханических датчиков первичной информации с меньшими погрешностями и совершенствование коррекции от системы измерения воздушной скорости и от СНС.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Advances** in Navigation Sensors and Integration Technology. The material in this publication was assembled to support a Lecture Series under the Sensors Electronics Technology Panel (SET) on 27-28 May 2004 in St. Petersburg, Russia and on 31 May - June 2004 in Moscow, Russia/RTO Lecture Series 232 (2004) PRE-PRINTS, www.rta.nato.int
2. **Результаты** разработки микромеханического гироскопа /В.Г.Пешехонов [и др.] // Гироскопия и навигация. - 2005. - №3. - С.44 - 51.
3. **Распопов В.Я.** Микромеханические приборы: Учебное пособие. 2-е изд., перераб. и доп.- Тула: Гриф и К, 2004. - 476 с.
4. **Микромеханические** датчики для пилотажных систем управления / А.Г.Кузнецов [и др.]//Гироскопия и навигация. - 2010 №2 (69). - С. 50-56.
5. **Микромеханический** измеритель углов ориентации для интегрированной системы резервных приборов / Устройства измерения, сбора и обработки сигналов в информационно-управляющих комплексах / З.С.Абутидзе [и др.]//: Тез. докл. 1-й Всероссийской научно-практической конференции. - Ульяновск, Россия, 6-10 сентября 2011 г. - Ульяновск: изд. УлГТУ, 2011. - С.. 102-107.
6. **Трехосный** микромеханический измеритель параметров движения / З.С.Абутидзе [и др.]. Патент РФ №2377576.

Abstract. The paper presents results of development and flight tests of БЧЭММ-1 micromechanical sensor unit - a component of integrated standby instruments system (ISIS) which is designed to sense aircraft roll, pitch and a heading angles in the event of the primary inertial navigation system or attitude and heading reference system failure. Design features, software algorithmic part, and calibration are considered. The Results of the unit flight tests within the TU-204SM aircraft ISIS are presented.

Key words: micromechanical inertial sensors, calibration, vertical gyro algorithms, flight tests