

БЕСПЛАТФОРМЕННЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И НАВИГАЦИИ НА МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТАХ

В.Я. Распопов, В.В. Матвеев

(ГОУ ВПО «Тульский государственный университет», tgupu@yandex.ru)

Приведены сведения о достигнутом уровне и прогнозируемых технических характеристиках микромеханических акселерометров (МА) и микромеханических гироскопов (МГ). Рассмотрены некоторые задачи управления и навигации высокоманевренных летательных аппаратов (ЛА), в бортовой аппаратуре которых могут быть применены МА и МГ. Рассмотрены особенности функционирования систем управления и навигации, обусловленные наличием в их составе МА и МГ, и динамикой полета ЛА.

1. Микромеханические чувствительные элементы (МА, МГ)

МА и МГ принадлежат к классу инерциальных измерителей параметров линейных и угловых перемещений ЛА, выполненных по технологиям МЭМС (микроэлектромеханических систем) и образуют одно из подмножеств МСТ (микросистемной техники). Основным отличительным признаком микромеханических чувствительных элементов (ЧЭ) от ЧЭ инерциальных микродатчиков других типов (пьезогироскопы, микроакселерометры на поверхностно-акустических волнах и др.) является наличие механически подвижных элементов [1].

Основными недостатками приборов данного типа являются: низкая точность измерения, нестабильность масштабного коэффициента, зашумленность выходного сигнала. Однако эти недостатки, по заверениям разработчиков, в ближайшие 2 – 3 года будут существенно улучшены, а конструктивное исполнение в виде микрочипов переводит их в разряд компонентов электронных схем с характерными для них технологиями проектирования и изготовления.

Наиболее известными фирмами производителями, осуществляющими серийный выпуск МА и МГ, среди зарубежных фирм, являются: Analog Devices, Motorola, Hitachi, Bosch, Draper Lab, BAE, MEMSens, Epson, O-Navі и др.

Следует отметить, что датчики, выпускаемые данными фирмами, представляют собой ЧЭ и преобразователь (сервисная электроника), размещенные на одном кристалле.

Отечественные разработчики – ОАО «Темп-Авиа» (г. Арзамас), ФГУП НИИ физических измерений (г. Пенза), ФГУП РПКБ (г. Раменское) и др. – выпускают акселерометры, и в том числе навигационного класса (серии АТ и АЛЕ), с микромеханическими ЧЭ, но с электроникой, исполненной на отдельных платах (интегральное исполнение).

Применение изделий МСТ/МЭМС существенно изменяет возможности и качество функционирования макросистем военного и гражданского назначения, а также привело к созданию нового класса объектов – микророботов, с недостижимыми для других систем аналогичного назначения, возможностями.

На рис. 1 показаны области [2], образованные двумя важнейшими характеристиками акселерометров, определяющих их класс точности: чувствительность и стабильность масштабного коэффициента. Область с наибольшими чувствительностью и стабильностью масштабного коэффициента занимают прецизионные поплавковые акселерометры, давно и успешно выпускаемые отечественной промышленностью. Акселерометры с ЧЭ в виде кварцевого резонатора, изменяющего собственную частоту колебаний в зависимости от измеряемого ускорения, а также акселерометры с кремниевым ЧЭ, в том числе МА и интегральные, занимают обширную область с чувствительностью от 10^{-5} g до 10^{-2} g.

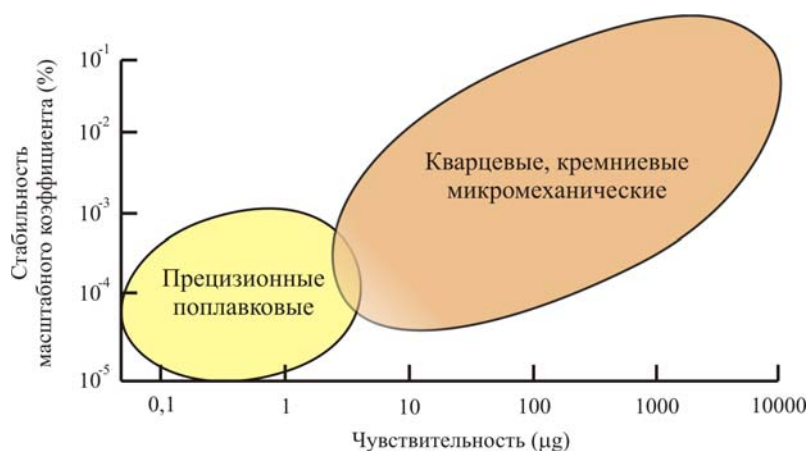


Рис. 1. Области распределения характеристик, определяющих класс точности акселерометров различных типов

На рис. 2 приведены важнейшие характеристики (дрейф или стабильность ухода, и стабильность масштабного коэффициента) [2] гироскопов различных типов, включая микромеханические. Задачи автономной навигации подводных лодок могут быть решены гироскопами с дрейфом не хуже $1,5 \cdot 10^{-3}$ град/час и стабильностью масштабного коэффициента на уровне 10^{-4} %. Такие характеристики обеспечивают электростатические (механические) гироскопы, лазерные и волоконно-оптические

гироскопы (ВОГ). Гироскопы с дрейфом не хуже $\sim 0,015$ град/час и стабильностью масштабного коэффициента на уровне 10^{-3} % (лазерные, ВОГ, а также динамически настраиваемые гироскопы) обеспечивают навигацию в авиации, на наземном транспорте и управление крылатыми ракетами. Кварцевые (твердотельные, пьезогироскопы и др.), а также кремниевые МГ способны обеспечить управление ракетами ближней тактической зоны, в том числе – противоракетами.

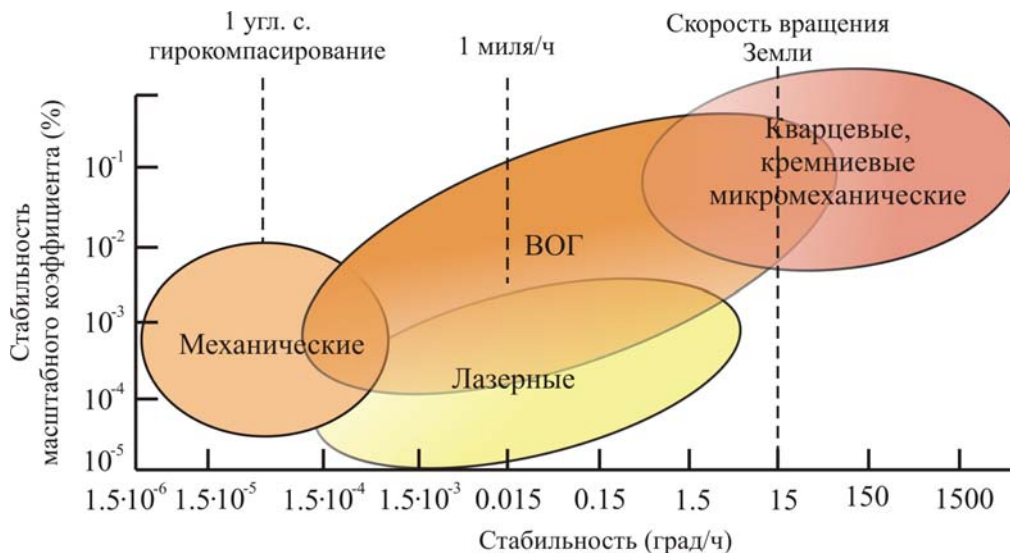


Рис. 2. Области распределения характеристик, определяющих класс точности гироскопов различных типов

В таблицах 1 и 2 приведены некоторые характеристики МА и МГ, соответственно.

Таблица 1 – Характеристики МА

Наименование	Диапазон, g	Чувствительность, мВ/g	Нелинейность, %	Напряжение питания, В	Ток потребления, мА	Применение
ADXL150	± 50	40	0,2	5	2	Малозумящий, $1 \text{ mg}/\sqrt{\text{Гц}}$
ADXL105	± 5	250	0,2	2,7-5,2	2	Малозумящий, $0,175 \text{ mg}/\sqrt{\text{Гц}}$
ADXL190	± 100	18	0,2	5	2	Встроенный ФНЧ 2-го порядка
ADXL202	± 2	12,5 %/g	0,2	3-5		Двухосный ШИМ-выход
XMMFA1000	± 50	40	1	5	4	Встроенный ФНЧ 4-го порядка
MMAS250	± 250	6,5	0,5	5	5	Встроенный ФНЧ 4-го порядка
MMAS500	± 500	3,2	0,5	5	5	Встроенный ФНЧ 4-го порядка

ФНЧ - фильтр низких частот; ШИМ – широтно-импульсная модуляция

Таблица 2 - Характеристики МГ

Фирма	Analog Devices	BAE	Epson	O-Navi	MEMSens
Диапазон, °/с	150	50/200/75	100	150	150/300/1200
Дрейф нуля, °/с	0,05	+/-0,5	20	0,05	0,05/0,1/0,1
Полоса пропускания, Гц	80	80/30/40	200	40	50
Габариты, мм	7×7×3	-	5×3,2×1,3	20×20×6	18×18×10

Одним из перспективных направлений использования МА и МГ является их применение в качестве инерциальных датчиков для бесплатформенных систем ориентации и навигации (БСОиН) малоразмерных высокоманевренных ЛА, а также для решения ряда задач по их управлению с помощью специальных информационно-управляющих систем, выполняющих функции выработки команд управления.

2. Бесплатформенные системы ориентации и навигации (БСОиН)

2.1. Принципы построения БСОиН

В БСОиН решение навигационной задачи осуществляется автономными средствами, т.е. на основании показаний гироскопов, акселерометров и часов. Обобщенная функциональная схема БСОиН приведена на рис. 3.

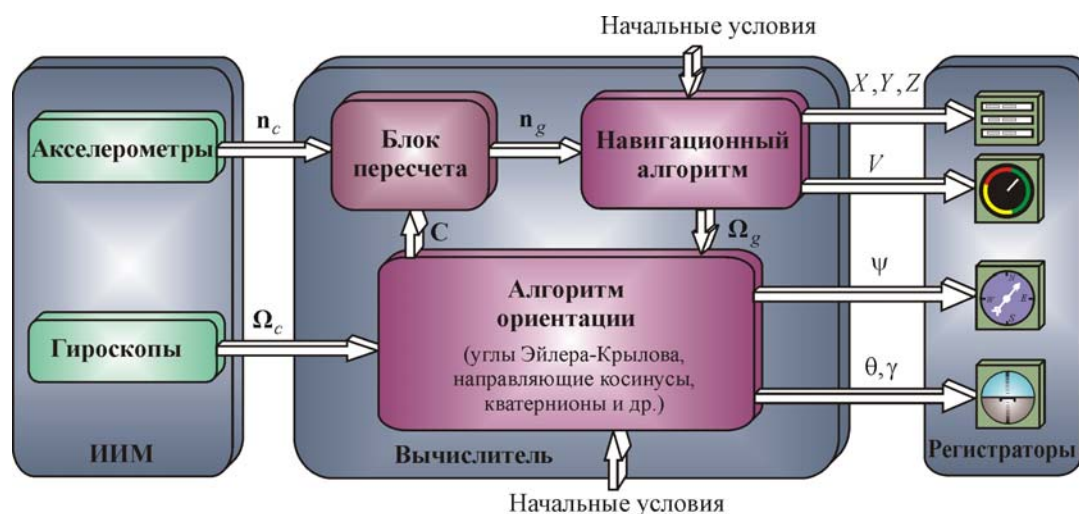


Рис. 3. Функциональная схема БСОиН

Функциональная схема иллюстрирует алгоритм системы, работающей в подвижной системе координат (наиболее часто – горизонтной). Гироскопы и акселерометры вместе с сервисной электроникой объединяются в инерциальный измерительный модуль (ИИМ), являющийся источником первичной навигационной информации. Информация с гироскопов в виде проекций вектора абсолютной угловой скорости Ω_c на связанные с ЛА оси подается в алгоритм ориентации. Алгоритм ориентации основан на решении кинематических уравнений, записанных относительно

искомых параметров ориентации. В качестве параметров ориентации могут быть использованы углы Эйлера-Крылова, направляющие косинусы, кватернионы и др. Наиболее часто в алгоритмах БСОиН используются кватернионы, которые для передачи на регистрирующие устройства пересчитываются в традиционные углы рыскания ψ , тангажа θ и крена γ . Алгоритм ориентации также формирует матрицу C , с помощью которой осуществляется пересчет информации из связанной системы координат в горизонтную (географическую). Для определения матрицы C необходимым является привлечение информации об абсолютной угловой скорости горизонтного трехгранника Ω_g . Информация с акселерометров в виде проекций вектора кажущегося ускорения \mathbf{n}_c на оси связанной системы координат передается в блок пересчета, с помощью которого осуществляется проектирование проекций кажущегося ускорения \mathbf{n}_c , измеренных акселерометрами, на оси горизонтной системы координат \mathbf{n}_g . Информация о проекциях кажущегося ускорения на оси горизонтной системы координат поступает в навигационный алгоритм, где вырабатываются координаты местоположения объекта X, Y, Z и скорость V . Здесь же определяется абсолютная угловая скорость Ω_g горизонтной системы координат, поступающая в алгоритм ориентации.

Главным недостатком инерциальной навигации является накопление погрешностей с течением времени. Основными источниками погрешностей БСОиН являются ошибки МГ и МА. В табл. 3,4 приведены результаты расчёта погрешности БСОиН в определении навигационных параметров (НП) в течение 2-х минут, обусловленных уходами (дрейфом) МГ и погрешностями (точность измерения величины g) МА.

Таблица 3 - Вклад уходав МГ в ошибки определения навигационных параметров (НП) в течении 2 мин

Параметры	Ошибки НП при уходах гироскопов, град/ч		
	10	100	1000
Координаты, м	140	1400	14000
Скорость, м/с	3.5	35	350

Таблица 4 - Вклад погрешностей МА в ошибки определения навигационных параметров в течении 2 мин

Параметры	Ошибки НП при погрешностях акселерометров, g		
	10^{-4}	10^{-3}	10^{-2}
Координаты, м	16	160	1600
Скорость, м/с	0,18	1,8	18

Достигнутый уровень точности МГ и МА указывает два возможных направления применения БСОиН:

- автономные системы для объектов с малым временем функционирования (высокоманевренные ЛА и др.);

- объединение БСОиН со спутниковыми навигационными системами (СНС), т.е. создание интегрированных инерциально-спутниковых комплексов. В этом случае грубая БСОиН выполняет функции интерполятора в перерывах приема сигналов СНС (беспилотные ЛА и др.).

2.2. Калибровка инерциальных чувствительных элементов

Для повышения точности автономной работы БСОиН обычно осуществляют ее калибровку, под которой понимается процесс уточнения различного рода систематических составляющих погрешностей инерциальных чувствительных элементов [3]. Если пренебречь экспоненциально-коррелированной составляющей шума МГ, то выходной сигнал МГ при отсутствии вращения можно представить как сумму систематической $\omega_c(k+1)$ и белозумной $v(k+1)$ составляющих (здесь и далее k дискретное время). Тогда задачу калибровки можно сформулировать как оценку систематической составляющей по измерениям «засоренным» белым шумом. Достаточно часто калибровку осуществляют с помощью фильтра Калмана (ФК). Преимуществом ФК является то, что измерения $z(k+1)$ можно обрабатывать по мере их поступления и не требуется хранить какие-либо измерительные данные, при этом ФК выработывает оптимальную оценку систематической составляющей $\hat{\omega}_c(k+1|k+1)$ с точки зрения минимума ошибки оценивания [4]. Структурная схема фильтра Калмана для калибровки МГ представлена на рис. 4.

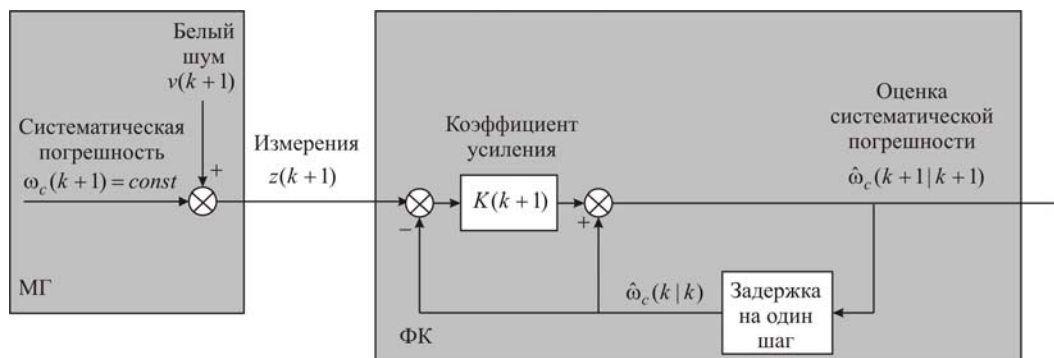


Рис. 4. Структурная схема ФК для калибровки МГ

Коэффициент усиления $K(k+1)$ «взвешивает» невязку измерения и изменяется в пределах от 1 (на ранних тактах) до 0 (на поздних тактах).

На рис. 5 представлен процесс калибровки с помощью ФК.

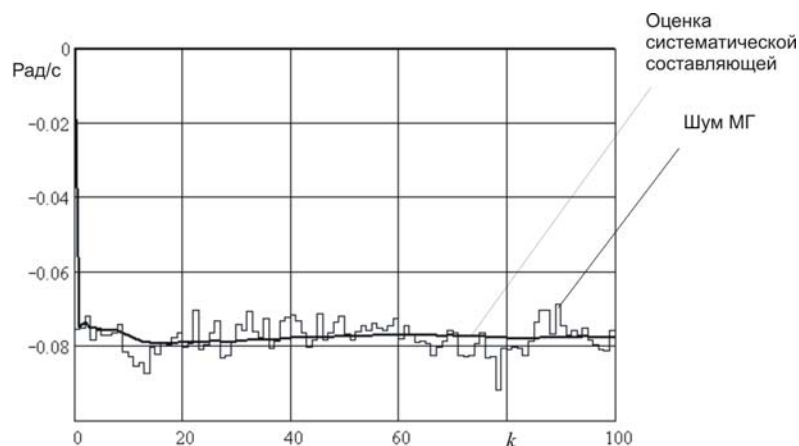


Рис. 5. Оценка систематической составляющей погрешности МГ с помощью ФК

На рис. 6 показаны графики уходов ИИМ на неподвижном основании, полученные экспериментально с использованием фильтра Калмана для калибровки ЧЭ.

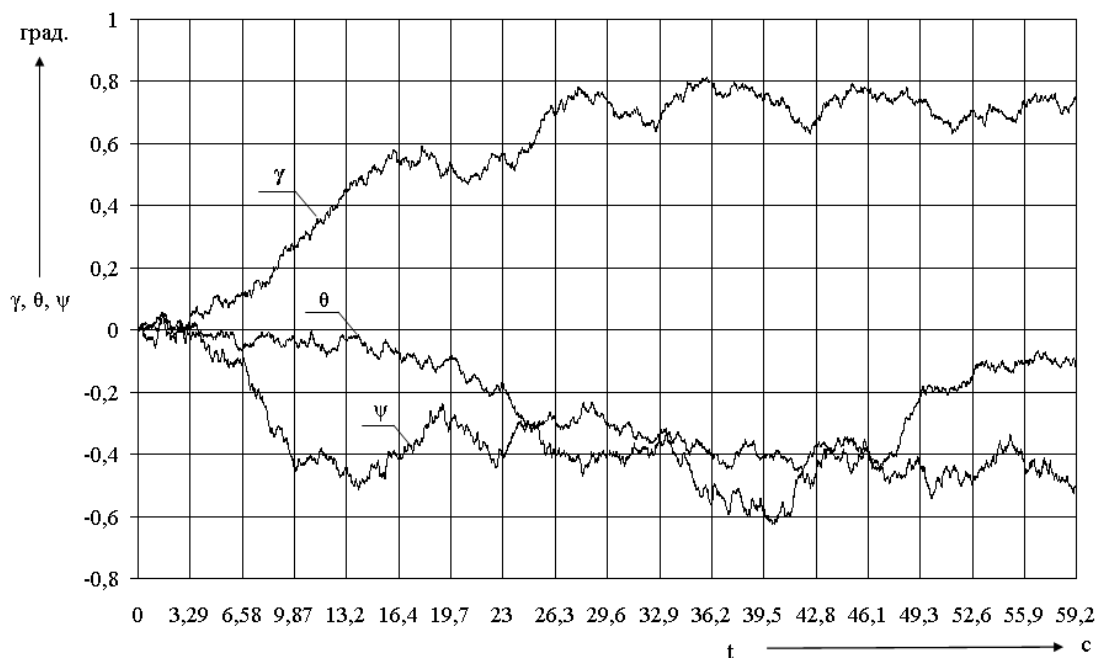


Рис.6. Уходы ИИМ на неподвижном основании, полученные экспериментально с использованием фильтра Калмана:

γ – угол крена, θ – угол тангажа, ψ – угол курса

Использование ФК позволило уменьшить систематические составляющие дрейфа ИИМ по координатам θ, γ - на порядок, а по координате ψ - на два порядка.

3. Информационно-управляющие системы вращающихся по крену ЛА

Для решения задач ориентации и управления на борту вращающегося по крену ЛА необходима информация об угловой скорости крена $\dot{\gamma}$. Измерение угловой скорости $\dot{\gamma}$ традиционным способом с помощью МГ не представляется возможным, так как современные МГ имеют диапазон измеряемых угловых скоростей не более $1000^\circ/\text{с}$. Для преодоления этой трудности необходимо установить МГ относительно продольной оси ЛА под определенным углом так, чтобы МГ измерял проекцию угловой скорости крена $\dot{\gamma}$. Проекции вектора абсолютной угловой скорости на оси связанной системы координат определяются следующими равенствами [5]:

$$\left. \begin{aligned} \omega_{xc} &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \theta; \\ \omega_{yc} &= \dot{\psi} \cos \theta \cos \gamma + \dot{\theta} \sin \gamma; \\ \omega_{zc} &= \dot{\theta} \cos \gamma - \dot{\psi} \cos \theta \sin \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Допустим, на борту ЛА расположены два МГ, оси чувствительностей x_A и x_B которых развернуты на угол ε относительно оси z_c (рис.7).

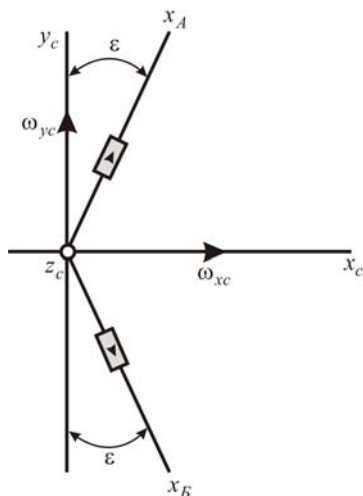


Рис.7. Схема установки микрогироскопов

Выходные сигналы МГ имеют вид:

$$\omega_A = \omega_{y_c} \cos \varepsilon + \omega_{x_c} \sin \varepsilon; \quad (2)$$

$$\omega_B = -\omega_{y_c} \cos \varepsilon + \omega_{x_c} \sin \varepsilon. \quad (3)$$

Для случая малого угла θ и соотношения угловых скоростей $\dot{\gamma} \gg \dot{\psi}$ найдем сумму сигналов (2) и (3), имея в виду (1):

$$\omega_A + \omega_B = 2\omega_{x_c} \sin \varepsilon \approx 2\dot{\gamma} \sin \varepsilon. \quad (4)$$

Запишем разности сигналов МГ вида:

$$(\omega_A - \omega_B) \cos \gamma = 2(\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\theta} \sin \gamma) \cos \gamma \cos \varepsilon = (\dot{\psi} + \dot{\psi} \cos 2\gamma + \dot{\theta} \sin 2\gamma) \cos \varepsilon;$$

$$(\omega_A - \omega_B) \sin \gamma = 2(\dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\theta} \sin \gamma) \sin \gamma \cos \varepsilon = (\dot{\theta} - \dot{\theta} \cos 2\gamma + \dot{\psi} \sin 2\gamma) \cos \varepsilon.$$

Фильтруя составляющие, меняющиеся с частотой $2\dot{\gamma}$, можно получить угловые скорости рыскания $\dot{\psi}$ и тангажа $\dot{\theta}$. Структурная схема обработки сигналов приведена на рис. 8.

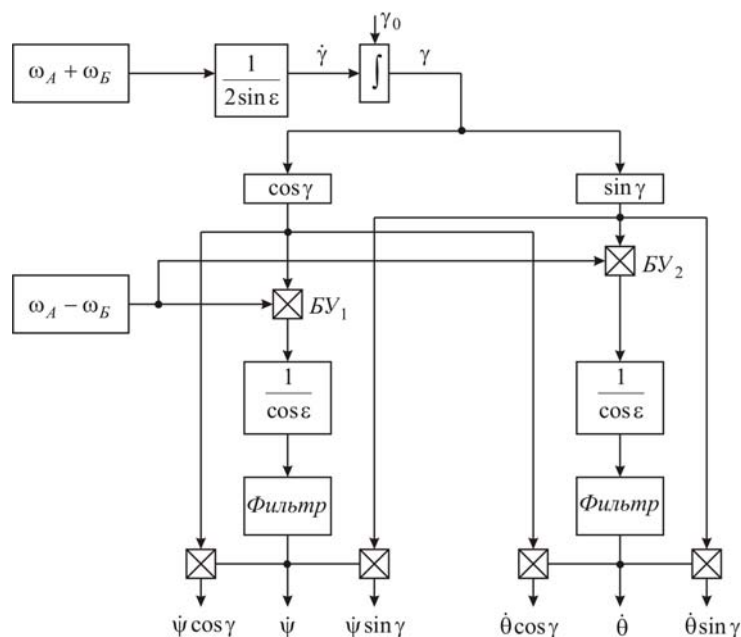


Рис.8. Структурная схема информационно-управляющей системы вращающегося по крену ЛА

Работа информационно-управляющей системы вращающегося по крену ЛА происходит следующим образом. Определяется угловая скорость крена $\dot{\gamma}$ посредством суммирования сигналов МГ и делением на постоянную величину $1/(2 \sin \varepsilon)$. С учетом информации о начальном значении угла крена γ_0 , вычисляется текущее значение угла крена путем интегрирования угловой скорости. Начальное значение угла крена γ_0 может быть получено с помощью акселерометра или маятника. По значению угла крена γ организуются тригонометрические функции $\cos \gamma$ и $\sin \gamma$, которые умножаются с помощью блоков умножения БУ₁ и БУ₂ на разность сигналов гироскопов. Следуя далее по структурной схеме, осуществляется деление образовавшихся сигналов на постоянную величину $1/\cos \varepsilon$ и фильтрация составляющих, меняющихся на удвоенной частоте вращения ЛА по крену. Выходами фильтров являются сигналы, пропорциональные угловым скоростям рыскания $\dot{\psi}$ и тангажа $\dot{\theta}$. Умножение последних на функции $\cos \gamma$ и $\sin \gamma$ позволяет выработать сигналы, меняющиеся на частоте вращения крена. Последующее интегрирование угловых скоростей $\dot{\psi}$ и $\dot{\theta}$ (на рис. 8. не показано) позволяет найти углы рыскания и тангажа. Таким образом, с помощью двух гироскопов, расположенных по схеме рис. 7, можно построить систему ориентации вращающегося по крену ЛА. В отличие от классической системы ориентации ЛА, позволяющей найти углы рыскания ψ ,

тангажа θ и крена γ , для вращающегося по крену ЛА информация об угле крена γ для решения задач ориентации и управления не используется. Как уже упоминалось выше, для управления вращающимся по крену ЛА необходимо найти функции синуса и косинуса угла крена γ для преобразования сигналов управления из опорной системы координат в связанную с ЛА. С этой целью можно миновать предварительное вычисление угла крена γ , а непосредственно получить функции $\sin \gamma$ и $\cos \gamma$. Для этого можно воспользоваться другими параметрами ориентации, такими как направляющие косинусы или параметры Родрига-Гамильтона [6]. Движению ЛА по крену можно поставить в соответствие четыре параметра Родрига-Гамильтона, ненулевые из которых будут только два

$$p_0 = \cos \frac{\gamma}{2}, \quad p_1 = \sin \frac{\gamma}{2}.$$

Тогда решая кинематические уравнения относительно параметров p_0 и p_1

$$2\dot{p}_0 = -\dot{\gamma}p_1; \quad 2\dot{p}_1 = \dot{\gamma}p_0, \quad (5)$$

можно найти тригонометрические функции угла γ

$$\cos \gamma = 2p_0^2 - 1; \quad \sin \gamma = 2p_0p_1. \quad (6)$$

Структурная схема, соответствующая уравнениям (5) и (6) приведена на рис.9.

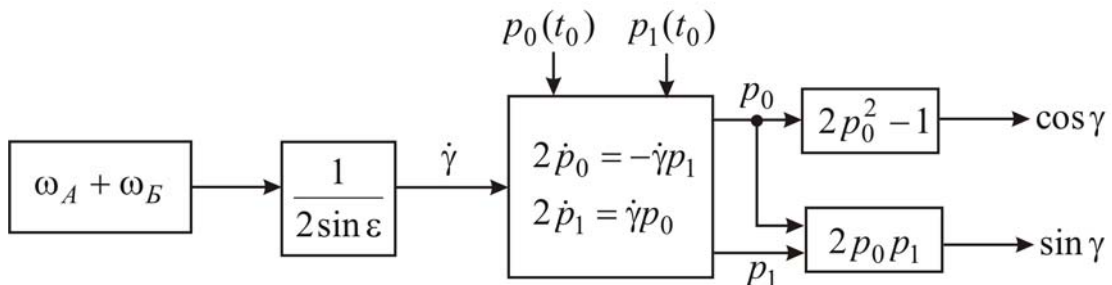


Рис. 9. Структурная схема выработки $\sin \gamma$ и $\cos \gamma$ с помощью параметров Родрига-Гамильтона

Структурную схему на рис. 9. можно рассматривать как фрагмент схемы информационно-управляющей системы вращающегося по крену ЛА (рис. 8).

Таким образом, с помощью двух МГ специально ориентированных относительно продольной оси удастся решить задачу определения параметров ориентации вращающегося по крену ЛА.

Функции синуса и косинуса угла могут использоваться для раскладки команд телеуправления на борт вращающегося ЛА с наземной аппаратуры управления.

Заключение

Достигнутый уровень технических характеристик коммерчески доступных МА и МГ обеспечивает работу БСОиН в режиме выработки навигационных параметров для автономного полета высокоманевренных ЛА в течении ограниченного времени, при условии калмановской фильтрации и алгоритмического устранения систематических дрейфов МГ. Интегрирование БСОиН с СНС делает возможным её использование на малоразмерных беспилотных ЛА. Применение Косоугольного базиса для установки МГ и специальных алгоритмов обработки сигналов в информационно-управляющих системах обеспечивают управление вращающимися по курсу ЛА малым полетным временем.

[1] Распопов В.Я. Микромеханические приборы/М.: Машиностроение. – 2007. – 399с.

[2] George T. Schmidt. INS/GPS Technology Trends/ The Charles stark Draper laboratory, Inc. // Доклад, прочитанный в ЦНИИ «Электроприбор» (С. Петербург) 27,28 мая 2004г.

[3] Степанов О.А. Особенности построения и перспективы развития навигационных инерциально-спутниковых систем. /Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации. Сб. статей докл. С.-Пб. 2001г.

[4] Медич Дж. Статистически оптимальные линейные оценки и управление. М.: Энергия, 1973. – 440с.

[5] Распопов В.Я., Матвеев В.В., Малютин Д.М. и др. Информационно-управляющие системы на микрогироскопах вращающихся по крену летательных аппаратов//Датчики и системы. – 2007. №4. с.8 – 11.

[6] Ишлинский А.Ю. Гироскопы, ориентация и инерциальная навигация. М.: "Наука", 1976.-672с.