

УДК 519.6: 629.7.036.3

В.П. ХАРЧЕНКО, В.Ю. ЛАРИН, И.Г. ШИНКАРЕНКО*Национальный авиационный университет, Украина***МИКРОПРОЦЕССОРНАЯ СИСТЕМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСА
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Современные навигационные системы беспилотного летательного аппарата предназначены для предоставления автоматической системе управления аппарата информации о высоте, скорости, курсе, координатах, углах крена и тангажа. От величины погрешности результатов измерения навигационной системы напрямую зависит качество управления аппаратом, энергопотребление исполнительных механизмов и, как результат, продолжительность полета. В статье рассмотрена курсовая система, датчиком которой является магнитометр, так как он может иметь малые габариты, высокую надежность, погрешность результатов измерений меньше процента, а также, низкую потребляемую мощность. Предложена структурная схема и алгоритм работы вычислительного устройства курсовой системы беспилотного летательного аппарата, отличительной чертой которой является низкая масса, малые габаритные размеры и автономность.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, курсовая система, магнитометрический преобразователь, тангаж, крен, азимут.

Введение

Частью любого беспилотного летательного аппарата (БПЛА) является инерциальная навигационная система или INS. Для выполнения функций управления нужно владеть информацией о месте нахождения объекта управления по отношению к начальной точке, ориентации объекта по отношению к сторонам света, скорости и направлении движения объекта в трёхмерном пространстве.

Задачей инерциальной навигационной системы является обработка информации с множества датчиков, которая в итоге сводится к набору чисел, описывающих вышеуказанные данные. Источников первичной информации может быть несколько [1]. В минимальном варианте таковыми являются:

- три гироскопа, определяющие скорость вращения системы по трем осям;
- три акселерометра, позволяющие, помимо прочего, оценивать направление к центру Земли;
- трёхосевой магнитный компас, позволяющий путём использования магнитной модели Земли точно знать ориентацию модели, а также корректировать значения гироскопов;
- барометр, позволяющий путём измерения атмосферного давления вычислять высоту объекта над уровнем моря или точкой старта;
- приёмник системы спутникового позиционирования GPS, дающий абсолютные координаты объекта в трёхмерном пространстве, а также данные о скорости и направлении движения.

Использование гироскопов дает относительно

небольшую погрешность результата измерения, однако в состав конструкции входит большое количество механических частей, которые необходимо регулярно обслуживать, а также в результате измерения необходимо вносить коррекцию [1].

Навигация с помощью GPS является одной из наиболее перспективных, однако ей присущи следующие недостатки:

- при первом обращении начальные координаты определяются относительно долго - 2-3 минуты. В дальнейшем информация обновляется гораздо быстрее, в течение нескольких секунд;
- система работает в условиях прямой видимости с четырьмя спутниками. Горы и высокие здания могут служить препятствием.

Общим недостатком использования любой радионавигационной системы является то, что при определённых условиях сигнал может не доходить до приёмника, или приходиться со значительными искажениями или задержками. Так как рабочая частота GPS лежит в дециметровом диапазоне радиоволн, уровень приёма сигнала от спутников может серьёзно ухудшиться под плотной листвой деревьев или из-за очень большой облачности. Нормальный приём сигналов GPS могут повредить помехи от многих наземных радиостанций, а также (в редких случаях) от магнитных бурь, либо преднамеренно. Невысокое наклонение орбит GPS (примерно 55) серьёзно ухудшает точность в приполярных районах Земли, так как спутники GPS невысоко поднимаются над горизонтом. Существенной особенностью GPS считается полная зависимость усло-

вий получения сигнала от министерства обороны США [2].

Датчик азимута, использующий магнитное поле земли, и представляет собой кольцевой сердечник из ферромагнетика, на который намотаны обмотка возбуждения и перпендикулярно друг другу две выходные обмотки. К обмотке возбуждения приложено синусоидальное напряжение. При отсутствии внешнего магнитного поля в выходных обмотках наводится эдс взаимной индукции, также синусоидальная, с нулевым средним значением. При наличии постоянного внешнего магнитного поля напряженностью H (магнитное поле земли) происходит искажение синусоидальной формы магнитного потока в сердечнике за счет наложения постоянной составляющей и напряжений выходных обмоток [3].

Если внешнее магнитное поле направлено под углом q к обмотке x , то средние значения напряжений в выходной обмотке по оси X и Y определяются так:

$$V_x = k \cdot h \cdot \cos(q), \quad (1)$$

$$V_y = k \cdot h \cdot \sin(q), \quad (2)$$

где k – коэффициент пропорциональности;

q – угол относительно направления магнитного поля к обмоткам датчика.

Азимут угла определяется по формуле:

$$\psi = \arctg\left(\frac{V_y}{V_x}\right). \quad (3)$$

Магнитный твердотельный компас не имеет перечисленных выше недостатков. Одним из основных недостатков магнитного компаса является искажение направления магнитного поля земли вблизи чувствительного элемента компаса.

Постановка задачи исследования

Для определения курса беспилотного летательного аппарата на основе измерения магнитного поля земли необходимо:

- выполнить измерения воздействия магнитного поля земли на три ортогонально направленные друг к другу оси;

- связать результаты измерений с углами между направлениями осей чувствительных элементов датчика и направлениями при углах азимута и крена, равных нулю;

- произвести коррекцию погрешности результата измерения.

Результаты

Принцип действия любого магнитного компаса основан на взаимодействии с горизонтальными составляющими магнитного поля Земли, величина которых $0,5 \dots 0,6$ Гаусс. Поле Земли имеет компоненты, параллельные земной поверхности и в любой точке ориентированные к направлению Северного магнитного полюса. Линии магнитного поля ориентированы практически вертикально в центрах северного и южного полушарий, и практически горизонтальны на экваторе. И именно те компоненты поля, что параллельны земной поверхности, используются в навигации для определения курса (азимута). Угол наклона магнитного поля к поверхности Земли называется углом магнитного склонения, это угол α (рис. 1).

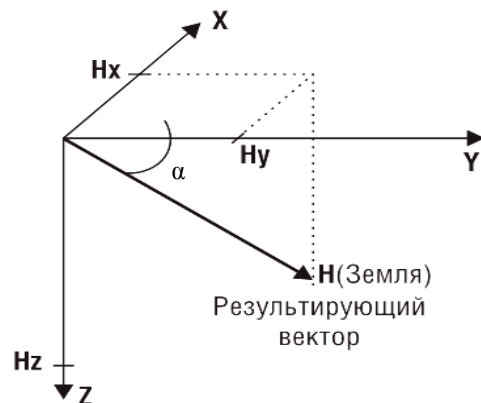


Рис. 1. Составляющие магнитного поля Земли

В северном магнитном полюсе этот угол достигает 70°C и не влияет на измерение, поскольку для определения азимута необходимы лишь две составляющие поля X и Y . Вертикальная составляющая поля при анализе игнорируется. Северный магнитный полюс в действительности не совпадает с истинным географическим Севером на $11,5^\circ\text{C}$. Истинный (географический) Север – ось вращения Земли, то, что мы видим на картах в виде меридианов. В различных точках планеты эта разница, называемая деклинацией, может достигать $\pm 25^\circ\text{C}$ [4].

Деклинация зависит от географического расположения и определяется из специальных таблиц. Из выше сказанного видно, что для точного определения азимута необходимо:

- измерение горизонтальных составляющих магнитного поля Земли H_x и H_y , учитывая крен и тангаж летательного аппарата;

- добавление или вычитание деклинации для коррекции курса на истинный географический север.

На практике, в современных системах навигации и позиционирования, для определения

курса на север используются, как правило, fluxgate магнитометры и магниторезистивные магнитометры. Основой fluxgate – магнитометра является набор катушек, расположенных вокруг сердечника и возбуждаемых циклически. Он характеризуется высокой чувствительностью и способен измерять магнитные поля с разрешением 1 мГаусс (поле Земли 600 мГаусс). Однако fluxgate – магнитометру присущи сравнительно большие массогабаритные параметры, хрупкость и низкое время отклика (2 – 3) секунды на цикл измерения, что неприемлемо в навигационных системах скоростных транспортных средств.

Магниторезистивные магнитометры, на производстве которых сфокусирована фирма Honeywell, строятся на основе тонкопленочных пермаллоевых магниторезистивных сенсоров. Эти приборы имеют ряд преимуществ по отношению к fluxgate – магнитометрам, так как имеют компактный дизайн, низкое потребление энергии и стрессо-устойчивость. Также они обладают высокой чувствительностью (0,1 мГаусс), высоким быстродействием (до 1000 измерений в секунду).

Для исследования функционирования курсовой системы с магнитометрическими датчиками использовалась структурная схема (рис. 2).

На схеме (рис. 2) тонкими стрелками отображены линии электропитания узлов системы, а толстыми – информационные связи. Одной из основных погрешностей магнитометрических датчиков является искажение магнитного поля земли на поверхности чувствительных элементов, которое является следствием работы бортовых механизмов. Эта погрешность при постоянной работе механизмов является систематической. Коррекция этой погрешности достигается путем введения в систему измерения курса дополнительного измерительного канала (датчик 2). Положение датчиков на борту определяется из условия одинакового по модулю и разного по знаку воздействия возмущений на

выходные сигналы датчиков, в результате чего погрешность будет частично скомпенсирована.

Ошибка магнитного компаса, обусловленная влиянием собственного магнитного поля БПЛА, называется девиацией [4].

Магнитное поле БПЛА создается ферромагнитными деталями оборудования и постоянными токами в сетях электро и радиооборудования. Зависимость девиации от магнитного курса БПЛА в горизонтальном полете без ускорений выражается приближенной формулой:

$$\Delta_k = A + B \cdot \sin(MK) + C \cdot \cos(MK) + D \cdot \sin(2 \cdot MK) + \cos(E) \cdot \cos(MK). \quad (4)$$

где А - постоянная девиация;

В и С – приближенные коэффициенты полукруговой девиации;

Д и Е – приближенные коэффициенты четвертной девиации;

МК – магнитный курс.

В целях повышения точности измерения курса на самолетах периодически проводятся девиационные работы, в процессе которых компенсируются постоянная и полукруговая девиации и списывается четвертная девиация.

Постоянная девиация вместе с установочной ошибкой устраняется поворотом датчика дистанционного компаса и поворотом корпуса совмещенного компаса.

Четвертная девиация вызывается переменным магнитным полем летательного аппарата, поэтому она не может быть скомпенсирована постоянными магнитами девиационного прибора. В совмещенных магнитных компасах четвертная девиация не устраняется, ее величина определяется на восьми курсах (0°, 45°, 90°, 135°, 180°, 225°, 270° и 315°)

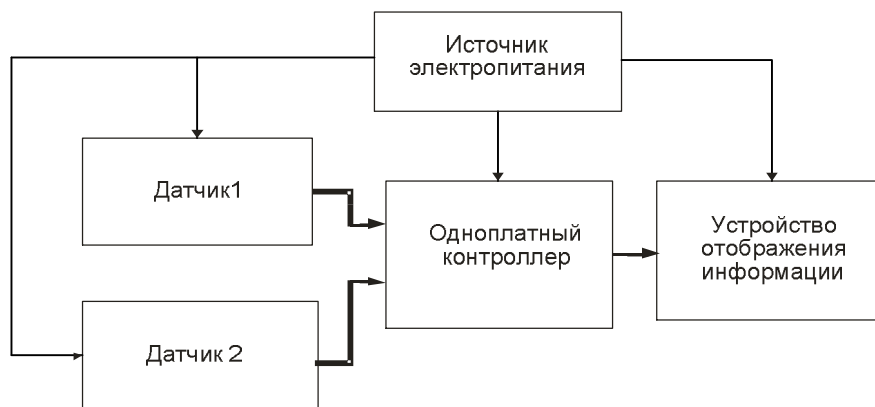


Рис. 2. Структурная схема курсовой системы

и по найденным значениям составляются графики остаточной девиации.

Креновой девиацией называется дополнительная девиация, возникающая при кренах БПЛА, на боре высоты или снижении в результате изменения положения деталей самолета, обладающих магнитными свойствами, относительно магнитной системы компаса. При поперечных кренах максимальная девиация будет на курсах 0 и 180°, а минимальная – на курсах 90 и 270°. При продольных кренах на курсах 0 и 180° она равна нулю и достигает своего максимального значения на курсах 90 и 270°. Наибольшее значения креновая девиация достигает при продольных кренах.

Датчики 1 и 2 имеют одинаковые конструктивные и схемные решения.

Для уменьшения влияния креновой девиации на результат измерения компаса в датчики 1 и 2 встраиваются датчики измерения крена и тангажа, результаты измерений которых используются в корректировочных уравнениях вычисления курса:

$$\begin{aligned} M_{x2} &= M_{x1} \cdot \cos(\rho) + M_{z1} \cdot \sin(\rho); \\ M_{y2} &= M_{x1} \cdot \sin(\gamma) \cdot \sin(\rho) + M_{y1} \cdot \\ &\quad \cdot \cos(\gamma) - M_{z1} \cdot \sin(\gamma) \cdot \cos(\rho); \\ M_{z2} &= -M_{x1} \cdot \cos(\gamma) \cdot \sin(\rho) + M_{y1} \cdot \\ &\quad \cdot \sin(\gamma) + M_{z1} \cdot \cos(\gamma) \cdot \cos(\rho). \end{aligned} \quad (5)$$

где M_{x1} , M_{y1} , M_{z1} – откалиброванные результаты измерений магнитометра по осям x , y , z соответственно;

ρ – угол тангажа;

γ – угол крена.

Угол, заключенный между северным направлением магнитного меридиана и продольной осью самолета, отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360°, определяется по формуле:

$$\psi = \arctan\left(\frac{M_{y2}}{M_{x2}}\right). \quad (6)$$

Результаты измерений магнитометра по осям x , y , z в приведенных выше уравнениях используются после проведенной над ними процедуры калибровки и в матричной форме имеют вид:

$$\begin{bmatrix} M_{x1} \\ M_{y1} \\ M_{z1} \end{bmatrix} = [M_m]_{3 \times 3}.$$

$$\begin{aligned} &\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ M_SC_x & & \\ 0 & 1 & 0 \\ & M_SC_y & \\ 0 & 0 & 1 \\ & & M_SC_z \end{bmatrix} \cdot [M_si]_{3 \times 3} \cdot \\ &\begin{bmatrix} M_x - M_OS_x \\ M_y - M_OS_y \\ M_z - M_OS_z \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} MR_{11} & MR_{12} & MR_{13} \\ MR_{21} & MR_{22} & MR_{23} \\ MR_{31} & MR_{32} & MR_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} M_x - MR_{10} \\ M_y - MR_{20} \\ M_z - MR_{30} \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $[M_m]$ – матрица размерности 3 на 3, компенсирующая перекося между магнитным датчиком и осью корпуса БЛА;

$[M_si]$ – матрица размерности 3 на 3, компенсирующая погрешность, вызванную воздействием на соответствующие оси магнитометра мягкого железа конструктивных элементов БПЛА;

M_SC_i – масштабирующий коэффициент соответствующей оси магнитометра;

M_OS_i – смещения, вызванные воздействием на соответствующую ось магнитометра жесткого железа конструктивных элементов БПЛА;

M_x , M_y , M_z – результаты измерений магнитометра по осям x , y , z соответственно.

Целью магнитной калибровки датчика является определение параметров $MR_{10} - MR_{33}$.

Перед проведением калибровки необходимо убедиться, присутствуют ли в БПЛА воздействия на магнитометр мягкого железа [4]. Это достигается путем вращения аппарата в трех взаимно перпендикулярных направлениях с определенным шагом и фиксации результатов измерений, полученных непосредственно с выхода соответствующих осей магнитометра. Шаг вращения между снятием результатов измерений выбирается исходя из требований к точности воспроизведения магнитной картины на борту БПЛА.

В случае, если при построении в декартовой системе координат геометрической фигуры с осями X , Y , Z , соответствующим снятым выходным сигналам магнитометров X , Y , Z получается наклонный эллипсоид вращения, то его можно описать аналитически:

$$\frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(y-y_0)^2}{b^2} + \frac{(z-z_0)^2}{c^2} + \frac{(x-x_0)(y-y_0)}{d^2} + \frac{(x-x_0)(z-z_0)}{e^2} + \frac{(y-y_0)(z-z_0)}{f^2} = R^2, \quad (8)$$

где x_0, y_0, z_0 – смещения M_{OS_x} , вызванные воздействием на соответствующую ось магнитометра жесткого железа конструктивных элементов БПЛА;

x, y, z – исходные данные магнитометра осей x, y, z ;

a, b, c – полуоси длины;

d, e, f – параметры, определяющие наклон эллипсоида;

R – постоянная напряженности поля Земли.

В случае, если искажения мягкого железа отсутствуют или они незначительны, то уравнение эллипсоида вращения упрощается:

$$\frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(y-y_0)^2}{b^2} + \frac{(z-z_0)^2}{c^2} = R^2. \quad (9)$$

Следовательно, используя метод наименьших квадратов, можно определить параметры M_{SI} , M_{OS_i} и элементы матрицы $[M_{SCI}]$. Для этого необходимо произвести 3 набора по n измерений при вращении БПЛА вокруг осей x, y, z .

Уравнение можно представить в виде:

$$x^2 = \begin{bmatrix} x & y & z & -y^2 & -z^2 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 2x_0 \\ \frac{a^2}{b^2} 2y_0 \\ \frac{a^2}{c^2} 2z_0 \\ \frac{a^2}{b^2} \\ \frac{a^2}{c^2} \\ a^2 R^2 - x_0^2 - \frac{a^2}{b^2} y_0^2 - \frac{a^2}{c^2} z_0^2 \end{bmatrix}; \quad (10)$$

или в сокращенной форме:

$$W_{n \times 1} = [H]_{n \times 6} \cdot X_{6 \times 1}. \quad (11)$$

Метод наименьших квадратов может быть применен для определения вектора параметров X , как:

$$X = [H^T \cdot H]^{-1} \cdot H^T \cdot W; \quad (12)$$

M_{OS_i} определяются из выражений:

$$\begin{aligned} M_{OS_x} = x_0 &= \frac{X(1)}{2}; \\ M_{OS_y} = y_0 &= \frac{X(2)}{2 \cdot X(4)}; \\ M_{OS_z} = z_0 &= \frac{X(3)}{2 \cdot X(5)}. \end{aligned} \quad (13)$$

$$A = a^2 \cdot R^2 = X(6) + x_0^2 + X(4) \cdot y_0^2 + X(5) \cdot z_0^2; \quad (14)$$

$$B = \frac{A}{X(4)}; \quad (15)$$

$$C = \frac{A}{X(5)}. \quad (16)$$

Разность между результатами измерений магнитометра и смещениями M_{OS_i} записывается в виде:

$$\begin{aligned} xx &= M_x - M_{OS_x}; \\ yy &= M_y - M_{OS_y}; \\ zz &= M_z - M_{OS_z}. \end{aligned} \quad (17)$$

$$\frac{xx^2}{A} + \frac{yy^2}{B} + \frac{zz^2}{C} = 1.$$

Масштабирующие коэффициенты определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} M_{SC_x} &= \sqrt{A}; \\ M_{SC_y} &= \sqrt{B}; \\ M_{SC_z} &= \sqrt{C}. \end{aligned} \quad (18)$$

Откуда, сумма квадратов следующих выражений должна быть равна единице:

$$\begin{aligned} xxx &= \frac{xx}{M_{SC_x}}; \\ yyy &= \frac{yy}{M_{SC_y}}; \\ zzz &= \frac{zz}{M_{SC_z}}; \\ xxx^2 + yyy^2 + zzz^2 &= 1. \end{aligned} \quad (19)$$

Заключение

Разработана структурная схема микропроцессорной системы определения курса беспилотного летательного аппарата.

Представлены уравнения коррекции погрешности результата измерения магнитометра, обусловленной креновой девиацией.

Описан метод калибровки магнитометрического датчика.

Литература

1. Воробьев, В.Г. *Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы. Учебник для вузов [Текст] / В.Г. Воробьев, В.В. Глухов, И.К. Кадышев; под ред. В.Г. Воробьева. – М.: Транспорт, 1992. – 399 с.*

2. Яценков, В.С. *Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС [Текст] / В.С. Яценков. – М.: Горячая линия-Телеком, 2005. – 272 с.*

3. Ларін, В.Ю. *Теоретичне обґрунтування принципу дії феромагнітного перетворювача механічних величин [Текст] / В.Ю. Ларін // Вісник Інженерної академії України. – 2012. – № 2. – С. 27–31.*

4. *Самолетовождение [Электронный ресурс] / Аэроклуб «Аист». – Режим доступа: <http://www.aistclub.ru/upload/Samoletovozhdenie.pdf>. – 10.2.2013.*

Поступила в редакцию 20.03.2013, рассмотрена на редколлегии 15.05.2013

Рецензент: д-р техн. наук, доцент, зав. каф. специализированных компьютерных систем Е.Е. Федоров, Донецкая академия автомобильного транспорта, г. Донецк.

МІКРОПРОЦЕСОРНА СИСТЕМА ВИЗНАЧЕННЯ КУРСУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

В.П. Харченко, В.Ю. Ларін, І.Г. Шинкаренко

Сучасні навігаційні системи безпілотного літального апарату призначені для надання автоматичній системі керування апаратом інформації про висоту, швидкість, курс, координати, кути крену і тангаж. Від величини похибки результатів вимірювання навігаційної системи безпосередньо залежить якість керування апаратом, енергоспоживання виконавчих механізмів і, як результат, тривалість польоту. У статті розглянуто курсову систему, датчиком якої є магнітометр, так як він може мати малі габарити, високу надійність, похибку результатів вимірювань менше відсотка, а також, низьку споживану потужність. Запропоновано структурну схему та алгоритм роботи обчислювального пристрою курсової системи безпілотного літального апарату, відмінною рисою якої є низька маса, малі габаритні розміри і автономність.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, одноплатний мікроконтролер, курсова система, магнітометричний перетворювач, тангаж, крен, азимут.

MICROPROCESSOR SYSTEM OF DETERMINATION OF UNMANNED AIRCRAFTS COURSE

V.P. Harchenko, V.J. Larin, I.G. Shinkarenko

Modern navigation systems are unmanned aerial vehicle designed for of provision of automatic control system of the machine information on the height, speed, course, position, pitch and roll angles. On the magnitude of error in the results of measurement navigation system directly affects the quality control unit, the power consumption of the actuators and as a result, the duration of the flight. In this article the exchange rate system, which is the magnetometer sensor, since it can have small size, high reliability, accuracy of measurements per cent less as well as low power consumption. The structural scheme and algorithm computing device exchange of unmanned aircraft, which is notable by a low weight, small size and autonomy.

Keywords: unmanned aircraft vechile, embeded microcontroller, guidance system, Holls transducer, pitch, yaw, roll.

Харченко Владимир Петрович – д-р техн. наук, проф., зав. каф. аэронавигационных систем, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Ларин Виталий Юрьевич – д-р техн. наук, доцент, проф. каф. аэронавигационных систем, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.

Шинкаренко Иван Григорьевич – аспирант каф. аэронавигационных систем, Национальный авиационный университет, Киев, Украина.