

УДК 621.398.694

А.В. Корнилов

**СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
НА ИНТЕГРАЛЬНЫХ ДАТЧИКАХ**

ОАО Арзамасское научно-производственное предприятие «Темп-Авиа»

В статье приводится принцип действия системы ориентации летательного аппарата на примере бесплатформенной системы ориентации на интегральных датчиках. Рассмотрен вопрос начальной ориентации летательного аппарата путем определения направляющих косинусов.

Ключевые слова: бесплатформенная система ориентации, интегральные датчики, ориентация в пространстве, фильтрация сигнала.

Анализ современных систем ориентации летательных аппаратов разной степени точности показывает, что производители стремятся уменьшить их габариты и снизить стоимость за счет применения интегральных датчиков. И если при применении гиросtabilизированных платформ (например, для баллистических ракет) это сделать очень сложно, то для бескарданных систем ориентации (применяемых на высокоманевренных ЛА) тенденция к уменьшению габаритов прослеживается довольно четко. Ярким примером может служить развитие гироскопов. Длительное время используемые классические гироскопы с вращающимся ротором уступают место лазерным и волоконно-оптическим гироскопам. Казалось, что эти типы гироскопов надолго займут господствующее место, однако производители новейших МЭМС датчиков доказывают обратное.

Поэтому большинство производителей систем ориентации ведут разработки именно в сфере бесплатформенных систем ориентации.

Уже сейчас рядом зарубежных фирм Rockwell Collins [3], Honeywell [4], Systron Donper на базе интегральных гироскопов и акселерометров разрабатываются малогабаритные гироскопы и курсовертикали для всевозможных летательных аппаратов гражданского и военного применения, бесплатформенные инерциальные системы со спутниковой коррекцией и т.д.

Такая активность использования интегральных датчиков объясняется их многочисленными преимуществами: малыми размерами, малым энергопотреблением, высокой надежностью, низкой стоимостью. Между тем эти датчики имеют существенный недостаток – пока еще невысокую точность. Именно эта причина является препятствием на пути масштабного использования интегральных датчиков как основных средств получения информации в системах ориентации летательных аппаратов.

Задача повышения точности интегральных датчиков заставляет как иностранных, так и отечественных разработчиков искать новые решения на основе применения новых схемотехнических конструкций и программно-математических методов. А так как внедрение новых схемотехнических конструкций – довольно трудоемкий процесс, то создание программно-математических фильтров является основным направлением для повышения точности интегральных датчиков, применяемых в системах ориентации летательных аппаратов. Известно, что самые большие погрешности измерения имеют МЭМС-датчики. Для повышения точности их необходимо постоянно корректировать, либо делать интервалы их автономной работы предельно малыми. В результате чего для обеспечения точного позиционирования в пространстве летательного аппарата, помимо коррекции извне (например, от спутника), применяют программные алгоритмы и специальные методы калибровки. Это дает основания утверждать, что именно калибровка и специальное программное обеспечение МЭМС-датчиков позволит получить требуемые точность и надежность.

Для того, чтобы понять принцип коррекции и пересчета значений, получаемых от датчиков первичной информации, необходимо рассмотреть принцип действия системы ориентации летательного аппарата. Структурная схема одного из возможных вариантов реализации приведена на рис. 1 [2].

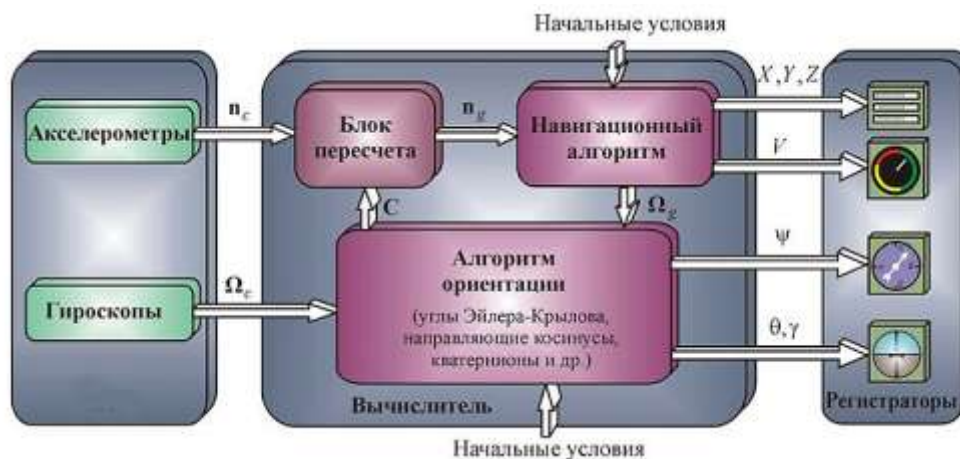


Рис. 1. Структурная схема системы ориентации

Как видно из приведенного рисунка, сигналы, поступающие с гироскопов и акселерометров, обрабатываются и преобразуются с помощью программно-математических фильтров в вычислителе и выдаются на внешние индикаторы в аналоговом или цифровом виде. Помимо крена и тангажа, получаемых и корректируемых в результате пересчета значений гироскопов и акселерометров, система ориентации выдает множество параметров, получаемых от внешних датчиков.

Чрезвычайно важной задачей является правильная начальная выставка систем ориентации летательных аппаратов. Рассмотрим принцип начальной ориентации на примере бесплатформенной системы [2]. При бесплатформенной схеме построения системы ориентации гироскопы и акселерометры размещаются непосредственно на корпусе ЛА или монтируются в блоки, которые затем жестко укрепляются на нем. Поэтому под начальной выставкой БСО понимают геометрический способ согласования приборной системы координат $Oxuz$, а, следовательно, и системы координат $OXYZ$, связанной с корпусом ЛА, с осями стартовой системы $O\xi\eta\gamma$, определенным образом ориентированной в азимуте относительно осей географической системы $OENH$, либо аналитический метод определения параметров ориентации, характеризующих начальное положение осей Ox , Oy , Oz относительно $OENH$ (рис. 2).

Техническая реализация по первому способу при высоких требованиях к точности и времени процесса выставки очень сложна. Поэтому наиболее перспективным методом выставки как бесплатформенных, так и платформенных гироскопических систем ориентации, находящихся в фиксированном положении относительно корпуса ЛА, в настоящее время является аналитический способ.

Рассмотрим вариант, когда в системе используются углы последовательных поворотов ψ_0, ν_0, γ_0 . За исходное примем положение, когда ЛА ориентирован в восточном направлении, а оси Ox и Oz горизонтальны.

При переходе от неподвижной относительно земли системы координат $OENH$ к приборной $Oxuz$ в соответствии с рис. 2 используется матрица M^0 , которая может быть получена перемножением (в последовательности, обратной поворотам) матриц отдельных преобразований координат

$$M^0 = M_{\gamma_0} \times M_{\nu_0} \times M_{\psi_0}, \quad (1)$$

где

$$M_{\psi_0} = \begin{pmatrix} \cos \psi_0 & \sin \psi_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \sin \psi_0 & -\cos \psi_0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$M_{\nu_0} = \begin{pmatrix} \cos \nu_0 & \sin \nu_0 & 0 \\ -\sin \nu_0 & \cos \nu_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

$$M_{\gamma_0} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_0 & \sin \gamma_0 \\ 0 & -\sin \gamma_0 & \cos \gamma_0 \end{pmatrix}.$$

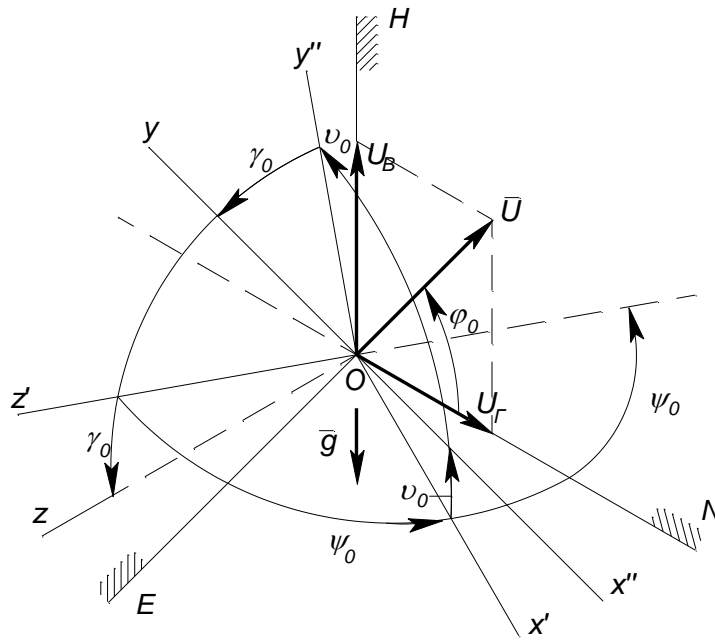


Рис. 2. Определение начальной ориентации бесплатформенной системы ориентации

После перемножения этих матриц получаем матрицу:

$$M^0 = \begin{pmatrix} \cos \nu_0 \cos \psi_0 & \cos \nu_0 \sin \psi_0 & \sin \nu_0 \\ \sin \gamma_0 \sin \psi_0 - \cos \gamma_0 \sin \nu_0 \cos \psi_0 & -\cos \gamma_0 \sin \gamma_0 \sin \psi_0 - \sin \gamma_0 \cos \psi_0 & \cos \gamma_0 \cos \nu_0 \\ \sin \gamma_0 \sin \nu_0 \cos \psi_0 + \cos \gamma_0 \sin \psi_0 & \sin \gamma_0 \sin \gamma_0 \sin \psi_0 - \cos \gamma_0 \cos \psi_0 & -\sin \gamma_0 \cos \nu_0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

На основании (2) и рис. 2 определяем проекции векторов g и U на оси приборной системы координат $Ox''y''z''$ в виде

$$\left. \begin{aligned} g_x &= -g \times \sin \nu_0 \\ g_y &= -g \times \cos \gamma_0 \times \cos \nu_0 \\ g_z &= g \times \sin \gamma_0 \times \cos \nu_0 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

$$\left. \begin{aligned} U_x &= U_\Gamma \times \cos \nu_0 \times \sin \psi_0 + U_B \times \sin \nu_0; \\ U_y &= -U_\Gamma \times (\cos \gamma_0 \times \sin \nu_0 \times \sin \psi_0 + \sin \gamma_0 \times \cos \psi_0) + U_B \times \cos \gamma_0 \sin \nu_0; \\ U_z &= U_\Gamma \times (\sin \gamma_0 \times \sin \nu_0 \times \sin \psi_0 - \cos \gamma_0 \times \cos \psi_0) - U_B \times \sin \gamma_0 \times \cos \nu_0; \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где U – угловая скорость вращения земли.

$$U_\Gamma = U \times \cos \varphi_0; U_B = U \times \sin \varphi_0$$

Согласно (3) и (4) определяем

$$\nu_0 = \arcsin\left(-\frac{g_x}{g}\right), \quad (5)$$

$$\gamma_0 = \arcsin\left(\frac{g_z}{\sqrt{g^2 - g_x^2}}\right) = \arctan\left(-\frac{g_z}{g_y}\right), \quad (6)$$

$$\psi_0 = \arcsin \frac{U_x - U_B \times \sin \nu_0}{U_\Gamma \times \cos \nu_0}. \quad (7)$$

Определив начальные значения углов ориентации ν_0, γ_0, ψ_0 , можно рассчитать направляющие косинусы m_{ij} , образующие матрицу M^0 начальной ориентации.

Для формирования матрицы M^0 начальной ориентации системы координат $OENH$ (см. рисунок 2) определяются проекции вектора \bar{g} на оси $Oxyz$ в виде

$$\left. \begin{aligned} g_x &= -g \times \cos \varphi_{13} = -g \times m_{13}, \\ g_y &= -g \times \cos \varphi_{23} = -g \times m_{23}, \\ g_z &= g \times \cos \varphi_{33} = g \times m_{33} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

Из этих выражений можно определить направляющие косинусы m_{13}, m_{23}, m_{33} , образующие третий столбец матрицы M^0 :

$$m_{13} = -\frac{g_x}{g}; m_{23} = -\frac{g_y}{g}; m_{33} = \frac{g_z}{g}. \quad (9)$$

Для вычисления направляющих косинусов m_{12}, m_{22}, m_{32} , образующих второй столбец матрицы M^0 , необходимо составить выражения для проекций вектора угловой скорости вращения Земли \bar{U} на оси системы координат $Oxyz$ (рис. 3):

$$\left. \begin{aligned} U_x &= U_B \times \cos \varphi_{13} + U_\Gamma \times \cos \varphi_{12} = U_B \times m_{13} + U_\Gamma \times m_{12}, \\ U_y &= U_B \times \cos \varphi_{23} - U_\Gamma \times \cos \varphi_{22} = U_B \times m_{23} - U_\Gamma \times m_{22}, \\ U_z &= U_B \times \cos \varphi_{33} - U_\Gamma \times \cos \varphi_{32} = U_B \times m_{33} - U_\Gamma \times m_{32}, \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

Из (10) получено:

$$m_{12} = \frac{(U_x - U_B \times m_{13})}{U_\Gamma}; m_{22} = \frac{(U_y - U_B \times m_{23})}{U_\Gamma}; m_{32} = \frac{(U_z - U_B \times m_{33})}{U_\Gamma}. \quad (11)$$

По рассчитанным шести элементам матрицы M^0 вычисляют ее первый столбец, т.е. направляющие косинусы m_{11}, m_{21}, m_{31} , используя функциональную связь между соответствующими элементами матриц в виде

$$\left. \begin{aligned} m_{11} &= m_{23} \times m_{32} - m_{22} \times m_{33}, \\ m_{21} &= m_{12} \times m_{33} - m_{13} \times m_{32}, \\ m_{31} &= m_{13} \times m_{22} - m_{12} \times m_{23}. \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

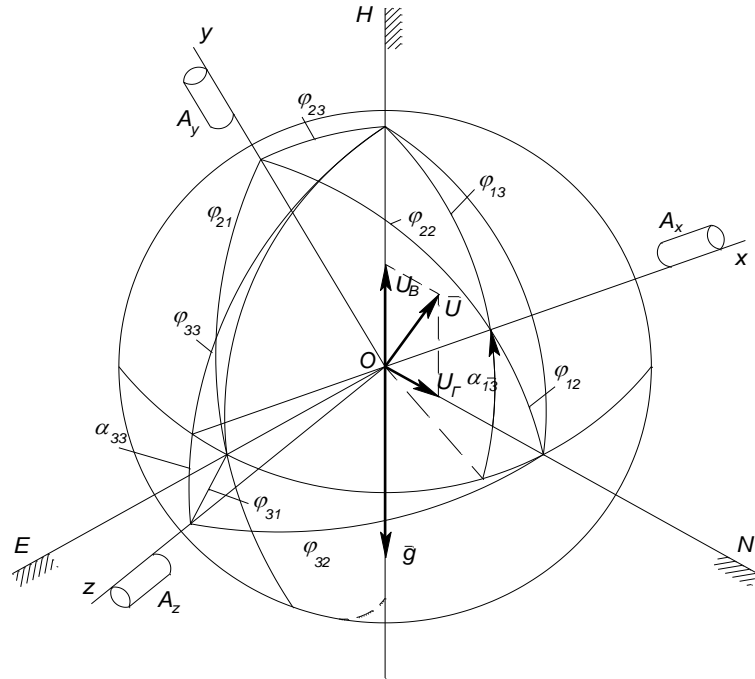


Рис. 3. Определение направляющих косинусов, характеризующих начальную ориентацию БСО

В процессе подготовки ЛА к старту его корпус, как правило, занимает положение, близкое к плоскости горизонта или вертикали места. В случае малых угловых отклонений, когда с достаточной точностью можно заменить функции синусов углов самими углами, на основании рис. 3 можем получить направляющие косинусы m_{ij} :

$$\left. \begin{aligned} m_{13} &= \cos \varphi_{13} = \sin \alpha_{13} \approx \alpha_{13}, \\ m_{23} &= \cos \varphi_{23} \approx 1, \\ m_{33} &= \cos \varphi_{33} = \sin \alpha_{33} \approx \alpha_{33}; \end{aligned} \right\} \quad (13)$$

$$\left. \begin{aligned} m_{12} &= \frac{(U_x - U_B \times m_{13})}{U_r}, \\ m_{22} &= \frac{(U_y - U_B \times m_{23})}{U_r}, \\ m_{23} &= \frac{(U_z - U_B \times m_{33})}{U_r}; \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

$$\left. \begin{aligned} m_{11} &= m_{23} \times m_{32} - m_{22} \times m_{33}, \\ m_{21} &= m_{12} \times m_{33} - m_{13} \times m_{32}, \\ m_{31} &= m_{13} \times m_{22} - m_{12} \times m_{23}. \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

Система ориентации является важнейшим узлом любого летательного аппарата, поэтому повышение надежности систем, снижение погрешностей интегральных датчиков, применяемых в этих системах – задачи, которые приходится решать разработчикам. Пути решения этих задач могут быть самыми разнообразными, начиная от изменения конструктива и дополнительного резервирования, и заканчивая усовершенствованием применяемых алгоритмов и программных фильтров. Однозначно можно утверждать, что применение интегральных датчиков для построения систем ориентации является перспективным направлением развития авиации.

Библиографический список

1. **Лавойе, Ф.** Разработка инерциальной навигационной системы на МЭМС датчиках / Ф. Лавойе, Ли Ди, Р. Ландри // Гироскопия и навигация. 2009. №1 (64). С. 75–85.
2. **Матвеев, В.В.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.
3. www.rockwellcollins.com
4. www.honeywell.com

*Дата поступления
в редакцию 15.10.2010*

A.V. Kornilov

THE NAVIGATION SYSTEM OF THE AIRCRAFT BASED ON INTEGRATED SENSORS

In this article the principle of operation of navigation system of the aircraft on an example of the strapdown system is resulted. The question of initial orientation of aircraft by the directional cosines definition is considered.

Key words: strapdown system, integrated sensors, spatial orientation, signal filtering.