Направления подготовки:	Авионика Аэронавигация Системная инженерия
Дисциплина:	Бортовые системы управления
Курс, семестр, уч. год:	3, весенний, 2011/2012
Кафедра:	301 – СУЛА
Руководитель обучения:	ассистент Копысов Олег Эдуардович

ЛЕКЦИЯ № 22

ТЕМА: ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Физические принципы инерциальной навигации

Метод инерциальной навигации и инерциальные навигационные системы (ИНС) в настоящее время находят широкое применение для навигации летательных аппаратов. Из всех навигационных систем ИНС являются единственными, которые наилучшим образом удовлетворяют целому комплексу таких важных требований, как универсальность, полная автономность, помехозащищенность и помехоустойчивость, а также скрытность работы. Вместе с тем, уже при существующем уровне развития техники эти системы могут обеспечивать достаточную высокую точность навигации, которая ограничивается только точностью датчиков первичной информации и будет повышаться по мере их совершенствования.

Физические принципы инерциальной навигации неразрывно связаны с решением основной задачи динамики: при известных силах, действующих на тело, а так же его начальном положении и скорости необходимо определить его положение в любой момент времени относительно выбранной системы отсчета.

Решение этой задачи разбивают на два этапа:

- ✓ определение движения центра масс;
- ✓ определение движения тела вокруг центра масс.

Предположим, что на движущейся вблизи поверхности Земли объекте установлен трехкомпонентный акселерометр. Модель такого акселерометра можно представить в виде материальной точки единичной массы (чувствительного элемента), установленной в трехкомпонентном упругом подвесе (рис. 22.1).

При решении задач общей теории инерциальной навигации движение этой материальной точки рассматривается как поступательное движение объекта. Кроме того, считают, что на чувствительный элемент (ЧЭ) акселерометра действует две силы – сила притяжения Земли и сила упругой деформации подвеса.

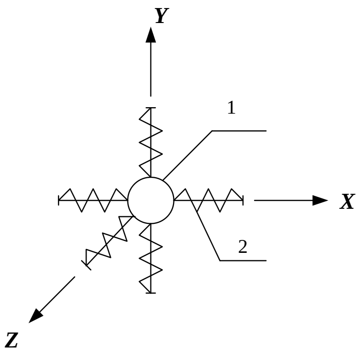

Рисунок 22.1 – Модель трехкомпонентного акселерометра

1 – чувствительный элемент (ЧЭ); 2 – элемент упругого подвеса.

Начало инерциальной системы координат свяжем с центром Земли. Одну из этих осей направим вдоль оси собственного вращения Земли. Уравнение движения ЧЭ акселерометра в этой системе координат запишем в виде:

$$\frac{d\bar{r}}{dt}=\bar{V};\quad \frac{d\bar{V}}{dt}=\bar{g}(r,t)+\bar{n}, \tag{22.1}$$

где $\bar{r}$ – радиус-вектор, соединяющий ЧЭ с началом инерциальной системы координат;

$\bar{V}$ – скорость ЧЭ в инерциальной системе координат;

$\bar{n}$ – упругая сила подвес;

$\bar{g}$ – напряженность гравитационного поля Земли точке положения ЧЭ.

Примем модель поля тяготения Земли в виде сферы. Тогда

$$\bar{g}(\bar{r})=\frac{\mu\bar{r}}{r^3}, \tag{22.2}$$

где μ – константа.

Если измерить деформацию подвеса, то при известной его жесткости можно найти силу $\bar{n}$, в осях, связанных с корпусом акселерометра, по отношению к инерциальной системе координат, и при начальных условиях

$$\bar{r}_0=\bar{r}(t=0);\quad \bar{V}=\frac{d\bar{r}}{dt}(t=0),$$

в результате интегрирования уравнения (22.1) могут быть получены текущие значения векторов $\bar{\boldsymbol{r}}$ и $\bar{\boldsymbol{V}}$ (соответственно положения и скорости движущегося объекта).

Ориентация осей, связанных с корпусом акселерометра, определяется с помощью гироскопов. В простейшем случае акселерометр может быть установлен на гиростабилизированной платформе, сохраняющей заданную ориентацию в инерциальной системе координат.

Интегрирование уравнения (22.1) можно выполнить в системе координат, связанной с корпусом акселерометра, который вращается относительно инерциальной системы координат с произвольной угловой скоростью $\bar{\varpi}$. В этом случае уравнение (22.1) с учетом соотношения (22.2) приобретает вид

$$\begin{gathered}\dot{\bar{\boldsymbol{r}}} = \bar{\boldsymbol{\varpi}} \times \bar{\boldsymbol{r}} = \bar{\boldsymbol{V}};\\ \dot{\bar{\boldsymbol{V}}} + \overset{*}{\boldsymbol{\omega}} \times \bar{\boldsymbol{V}} + \frac{\boldsymbol{\mu}\bar{\boldsymbol{r}}}{\boldsymbol{r}^{3}} = \bar{\boldsymbol{n}},\end{gathered} \tag{22.3}$$

где точкой обозначены локальные производные в подвижной системе координат.

Если угловая скорость $\bar{\boldsymbol{\varpi}}$ известна (например, по показаниям гироскопических датчиков угловой скорости) как функция $\bar{\boldsymbol{r}}$, $\bar{\boldsymbol{V}}$, $\boldsymbol{t}$, то интегрирование уравнений (22.3) дает координаты и скорость ЛА в системе координат с началом в центре Земли и осями, параллельными осям корпуса акселерометра.

Для решения навигационной задачи необходимо определить взаимную ориентацию вращающихся и неподвижных (инерциальных) осей. Обозначим орты инерциальных осей $\bar{\xi}$, $\bar{\boldsymbol{\eta}}$, $\bar{\zeta}$, а орты подвижных осей $\bar{\boldsymbol{x}}$, $\bar{\boldsymbol{y}}$, $\bar{\boldsymbol{z}}$. Тогда взаимная ориентация осей определяется решением в подвижных осях трех кинематических уравнений Пуассона.

$$\dot{\bar{\boldsymbol{\xi}}} + \bar{\boldsymbol{\varpi}} \times \bar{\boldsymbol{\xi}} = \boldsymbol{0}; \quad \bar{\boldsymbol{\eta}} + \bar{\boldsymbol{\varpi}} \times \bar{\boldsymbol{\eta}} + \boldsymbol{0}; \quad \dot{\bar{\boldsymbol{\zeta}}} + \bar{\boldsymbol{\varpi}} \times \bar{\boldsymbol{\zeta}} = \boldsymbol{0}. \tag{22.4}$$

Для интегрирования уравнения необходимо задать начальное положение ортов подвижных осей относительно неподвижных.

Дальнейший перерасчет координат и скорости сводится к алгебраическим операциям. Например, если конечной целью является определение координат и скорости в основной (инерциальной) системе координат, то

$$\left.\begin{aligned} \xi &= \bar{r}\cdot\bar{\xi};\quad V_{\xi} = \bar{V}\bar{\xi};\\ \eta &= \bar{r}\cdot\bar{\eta};\quad V_{\eta} = \bar{V}\bar{\eta};\\ \zeta &= \bar{r}\cdot\bar{\zeta};\quad V_{\zeta} = \bar{V}\bar{\zeta} \end{aligned}\right\}. \tag{22.5}$$

В общем случае система автономной инерциальной навигации может быть реализована с помощью следующих основных функциональных элементов:

1. трехкомпонентного акселерометра или эквивалентных ему трех однокомпонентных акселерометров;
2. гиростабилизированной платформы или системы свободных гироскопов или системы датчиков абсолютной угловой скорости;
3. вычислительного устройства, содержащего задатчик времени.

Первые две группы элементов (первичные преобразователи или чувствительные элементы) вырабатывают текущую информацию о компонентах векторов $\bar{n}$ и $\bar{\varpi}$ (о векторах кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости вращения ЛА).

Задачей вычислительного устройства является решение уравнения (22.1) или (22.3)…(22.5), то есть моделирование движения ЧЭ акселерометра и изменения взаимной ориентации подвижного и неподвижного трехгранников. Для этого в вычислительное устройство должна быть введена информация в виде функции $\bar{g}(\bar{r},t)$, об угловой скорости вращения Земли, о параметрах формы Земли так далее.

Подготовка ИНС к началу работы состоит в определении и введении в вычислительное устройство начальных значений местоположения и скорости объекта и параметров начальной ориентации подвижного и неподвижного (основного) трехгранников.

ИНС разделяются на два основных класса: платформенные и бесплатформенные. В платформенных ИНС все чувствительные элементы (акселерометры, размещаются на гиростабилизированной платформе). В бесплатформенных ИНС чувствительные элементы размещаются непосредственно на корпусе ЛА.

При подготовке к работе ИНС платформенного типа гиростабилизированная платформа устанавливается в заданное положение по отношению к географической системе координат (то есть по отношению к местным географическим вертикали и меридиану).

В настоящее время наибольшее распространение получили платформенные ИНС.

Обобщенные схемы ИНС на базе ГСП

Обобщенная схема ИНС изображена на рис. 22.2.

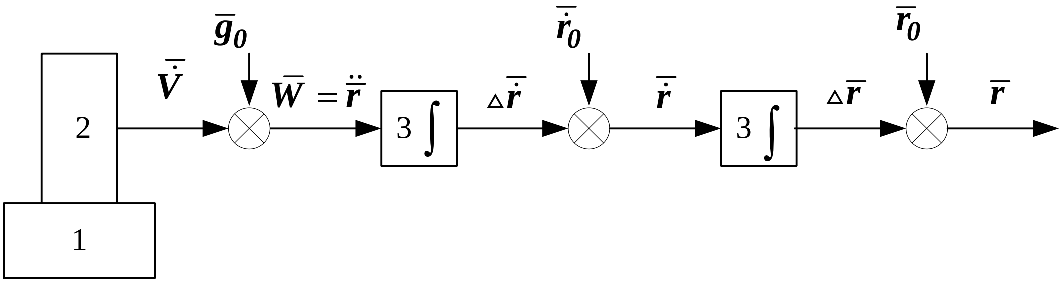

Рисунок 22.2 – Обобщенная схема ИНС

1 – гиростабилизированная платформа; 2 – 3-х компонентный акселерометр; 3 – интегрирующее устройство

Трехкомпонентный акселерометр расположен на гиростабилизированной платформе (ГСП). Акселерометр измеряет вектор ускорения $\dot{\bar{V}}$ активными силами. После суммирования ускорения $\dot{\bar{V}}$ с вектором гравитационного ускорения $\bar{g}_0$ образуется вектор полного ускорения $\bar{W} = \ddot{\bar{r}}$.

Уточним схему ИНС применительно к навигации объекта вблизи поверхности сферической Земли. Географическая система координат $\xi\eta\zeta$ при навигации вблизи Земли показана на рис. 22.3.

Данная система координат принята за базовую. Ось ζ направлена по радиус-вектору $\bar{r}$, соединяющему центр Земли с точкой нахождения объекта. Две другие оси лежат в плоскости местного горизонта. Ось η направлена по касательной к параллели на восток E, ось ξ - по касательной к местному меридиану на север $P_{сев.}$. Координаты места положения объекта определяются длиной радиус-вектора $\bar{r}$, широтой φ и долготой λ. Если пренебречь высотой, то $|\bar{r}| = R = const$, R - радиус

Земли, а объект двигается по поверхности Земли со скоростью $\bar{V}$ (рис. 22.4).

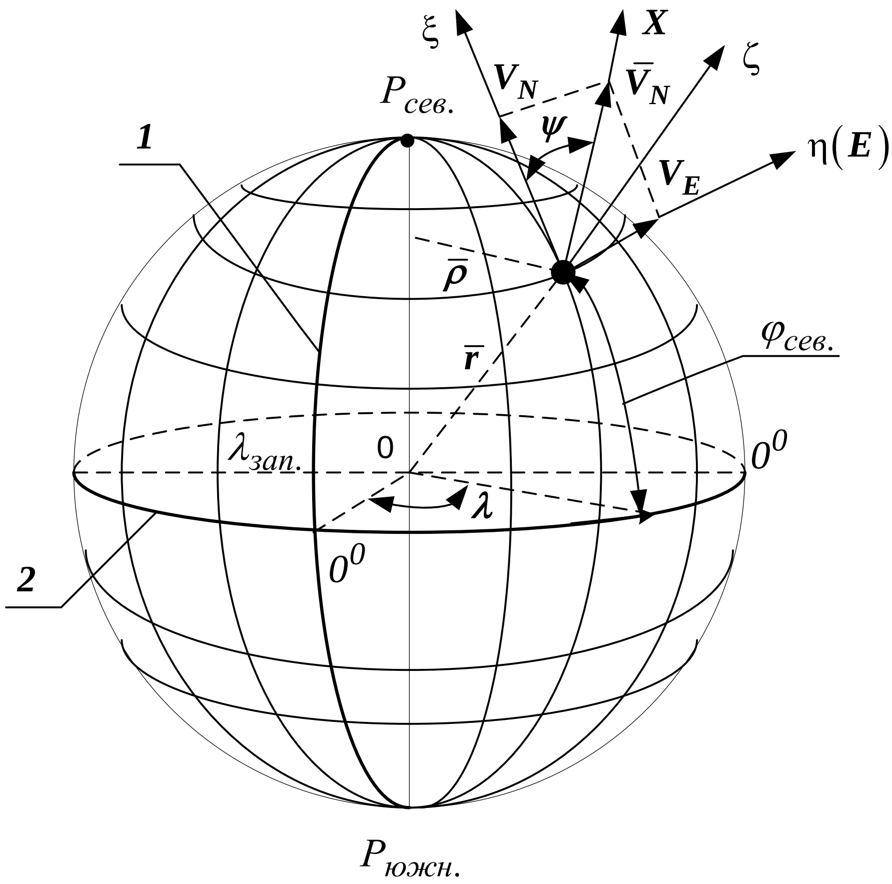

Рисунок 22.3 – Географическая система координат

1 – нулевой меридиан; 2 – экватор; λ – долгота; φ – широта

Тогда

$$V_N = V_П \cos\psi; V_E = V_П \sin\psi; \psi = arctg\frac{V_E}{V_N}, \qquad (22.6)$$

где V_N, V_E – северная и восточная составляющие скорости объекта;

ψ – истинный курс объекта.

На основании рис. 22.3. Можно получить следующее соотношения:

$$\dot{\varphi} = \frac{V_N}{R}; \dot{\lambda} = \frac{V_E}{\rho}, \begin{cases} V_N = \dot{\varphi}R \\ V_E = \dot{\lambda}\rho = \dot{\lambda}R\cos\varphi \end{cases}, \qquad (22.7)$$

где $\rho = R\cos\varphi$ – радиус параллели.

Предположим, что с помощью гиростабилизированной платформы (ГСП) смоделирована на борту объекта географическая система координат $\xi\eta\zeta$ и на ней установлены два однокомпонентных акселерометра.

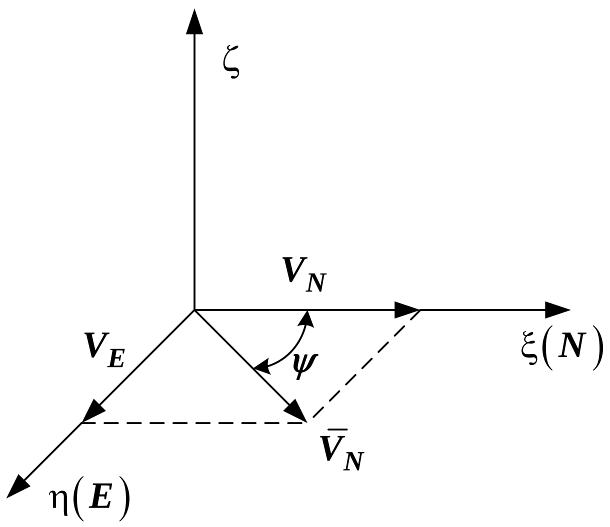

Рисунок 22.4 – Вектор скорости движения объекта и его составляющие

Акселерометры на ГСП установлены так, что измерительная ось одного из них ориентирована на север (северный акселерометр A_N), а измерительная ось другого – на восток (восточный акселерометр A_E). Тогда географические координаты места положения объекта φ и λ могут быть вычислены на основе соотношений (22.6) и (22.7). Схема ИНС, решающая задачу, приведена на рис. 22.5.

Акселерометры A_N и A_E измеряют соответственно северную $\dot{V}_N$ и восточную $\dot{V}_E$ составляющие ускорения объекта. После интегрирования на первых интеграторах $\dot{I}_{1N}$ северного и восточного $\dot{I}_{1E}$ каналов получают приращение скоростей ΔV_N и ΔV_E. Если ΔV_N и ΔV_E просуммировать с начальными значениями скоростей V_{N_0} и V_{E_0}, то в итоге получим проекции векторов скоростей северного и восточного направлений

$$V_N = V_{N_0} + \Delta V_N \text{ и } V_E = V_{E_0} + \Delta V_E. \qquad (22.8)$$

На основе сигналов V_N и V_E с помощью масштабирующих элементов $\frac{1}{R}$ и $\frac{1}{R\cos\varphi}$ формируются сигналы $\dot{\varphi}$ и $\dot{\lambda}$, которые далее поступают на входы вторых интеграторов: северного $\dot{I}_{2N}$ и восточного $\dot{I}_{2E}$. С входов вторых интеграторов получают приращение географических координат объекта $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$.

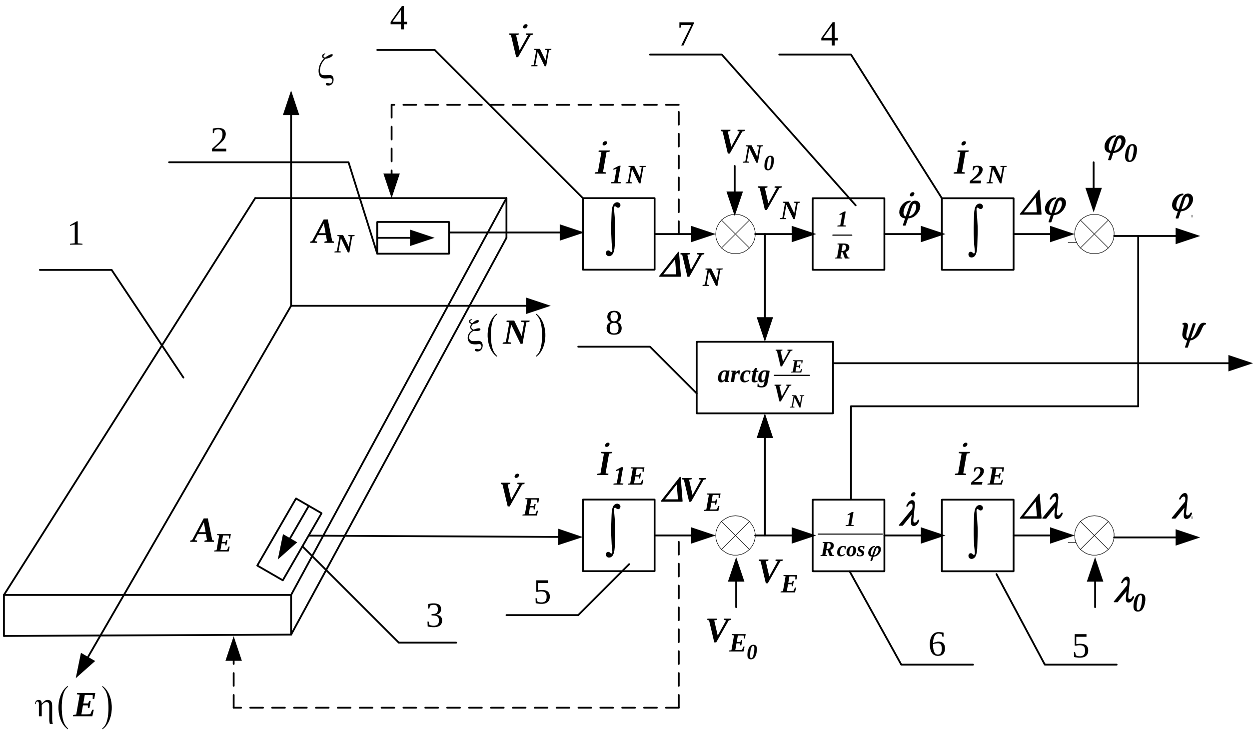

Рисунок 22.5 – Схема принципа построения инерциальной навигационной системы
1 – ГСП; 2 – акселерометр северного направления A_N; 3 – акселерометр восточного направления A_E; 4 – интеграторы северного канала; 5 – интеграторы восточного канала; 6,7 – масштабирующие элементы; 8 – вычислительный канал курса

После суммирования $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ с начальными значениями географических координат местоположения окончательно получают информацию о текущих значениях широты и долготы:

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi; \quad \lambda = \lambda_0 + \Delta\lambda .$$

Истинный курс объекта вырабатывается в вычислительном канале курса 8 на основании составляющих V_N и V_E .

Для нормального функционирования ИНС (рис. 22.5) необходимо выполнить начальную выставку ГСП, то есть оси ГСП $\xi\eta\zeta$ должны быть совмещены с осями географической системы координат $\xi_0\eta_0\zeta_0$ в момент начала работы системы.

В дальнейшем моделировании е системы координат $\xi\eta\zeta$ с помощью ГСП может осуществляться двумя путями:

- ✓ в разомкнутых ИНС – без использования акселерометров;
- ✓ в замкнутых ИНС – по сигналам акселерометров.

Классификация ИНС

На ЛА, предназначенных для осуществления дальних полетов в воздушном пространстве, расположенном в непосредственной близости от поверхности Земли, используют двух или трехканальные автономные ИНС замкнутого типа, то есть системы с обратными связями. Применение отрицательных обратных связей позволяет существенно повысить точность навигации и получить систему, не возмущаемую силами инерции. В зависимости от способа построения цепи обратной связи, от способа реализации на подвижном основании горизонтальной системы координат или вертикали ИНС разделяют на полуавтоматические, геометрические и аналитические.

В системах геометрического типа имеются геометрические образы плоскости местного горизонта, углов широты и долготы местоположения объекта.

В системах полуаналитического типа плоскость местного горизонта строится геометрически, а широта и долгота места вычисляются аналитически в вычислительном устройстве.

В системах аналитического типа и построение вертикали, и определение географических координат места осуществляется аналитически в вычислительном устройстве.

ИНС полуаналитического еще классифицируется по типу азимутной ориентации осей чувствительности акселерометров в плоскости горизонта:

- ✓ системы с географической ориентацией в которых вырабатываются географические координаты места объекта;
- ✓ системы с ортодромической ориентацией в которых вырабатывается пройденный объектом путь вдоль заданной траектории и перемещение объекта в направлении, перпендикулярном ортодромии;
- ✓ системы со свободной в азимуте ориентацией – с помощью дополнительного пересчетного устройства вырабатываются географические координаты места объекта.

Чтобы ИНС обладала свойством невозмущаемости ускорениями движения объекта, построитель вертикали настраивается на период маятника Шуллера $\boldsymbol{T = 84{,}36\,мин.}$

Характерные особенности и условия построения различного типа ИНС

В общем случае при построении инерциальных систем необходимо учитывать следующее:

- ✓ способы измерения навигационных параметров ЛА относительно навигационной системы отсчета $\boldsymbol{O_0}\xi\,\eta\,\zeta$;
- ✓ виды ориентации акселерометров;
- ✓ особенности моделирования систем координат;
- ✓ методы учета гравитационного ускорения;
- ✓ методы учета начальных параметров движения.

В связи с этим в состав любой инерциальной системы входят следующие функциональные элементы:

- ✓ система акселерометров, измеряющая составляющие вектора $\bar{\boldsymbol{a}}$ ускорения движения центра масс ЛА под действием активных сил;
- ✓ датчики угловой ориентации, моделирующие навигационную систему координат или измеряющие ее угловую скорость вращения;
- ✓ датчики первичной и исходной информации, в том числе и данных о гравитационном поле;
- ✓ счетно-решающее устройства для вычисления навигационных алгоритмов;
- ✓ системы отображения выходной информации или выдачи выходных сигналов различным потребителям;
- ✓ системы управления и коррекции погрешностей.

Введем в рассмотрение два базовых ортогональных триэдра:

$\boldsymbol{O_1X_1Y_1Z_1}$ – первый базовый триэдр, образованный осями чувствительности акселерометров;

$\boldsymbol{O_2X_2Y_2Z_2}$ – второй базовый триэдр, совпадающий с осями чувствительности датчиков угловой ориентации (моделирует навигационную системы координат).

Триэдр $O_1X_1Y_1Z_1$ вращается с абсолютной угловой скоростью $\bar{\omega}_1$ относительно инерциальной системы отсчета $O_0\xi\ \eta\ \zeta$.

Вектор измеренного ускорения в системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$ равен

$$\bar{a} = a_x\bar{i}_1 + a_y\bar{j}_1 + a_z\bar{k}_1 \tag{22.9}$$

где $\bar{i}_1$, $\bar{j}_1$, $\bar{k}_1$ – орты системы координат $O_1X_1Y_1Z_1$.

Запишем навигационное уравнение, учитывающее абсолютное ускорение центра масс ЛА, в виде

$$\dot{\bar{V}} = \bar{a} + \bar{g} - \bar{\omega}_1 \cdot \bar{V}, \tag{22.10}$$

где $\dot{\bar{V}}$ – производная по времени от вектора скорости в системе координат $O_1X_1Y_1Z_1$, вращающийся с угловой скоростью ω_1.

В уравнении (22.10) компоненты ускорения $\bar{a}$ измеряются акселерометрами, гравитационное ускорение задается одним из каких-либо способов, скорость $\bar{V}$ получают из выхода интеграторов ускорения, $\bar{\omega}_1$ получают от датчиков угловых скоростей или датчиков угловой ориентации.

Положение акселерометров относительно датчиков угловой ориентации имеет следующие особенности. Если связь между акселерометрами и датчиками угловой ориентации жесткая, то первый $O_1X_1Y_1Z_1$ и второй $O_2X_2Y_2Z_2$ базовые триэдры совпадают. С помощью кардановых рамок связь между акселерометрами и датчиками угловой ориентации ЛА может быть гибкой. В этом случае триэдры $O_1X_1Y_1Z_1$ и $O_2X_2Y_2Z_2$ могут быть повернуты относительно друг друга на некоторые углы. Значение величин этих углов, естественно, должны быть известными. Тогда переход от первого базового триэдра ко второму можно осуществлять на основании известных матриц направляющих косинусов,

$$\begin{Vmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{Vmatrix} = M_{12} \begin{Vmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{Vmatrix} \quad \text{и} \quad \begin{Vmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{Vmatrix} = M_{12}^T \begin{Vmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{Vmatrix}, \tag{22.11}$$

где $\boldsymbol{M_{12}} = \left\| \boldsymbol{n_{ij}} \right\| \quad \left(\boldsymbol{i = 1,2,3;\ j = 1,2,3} \right)$;

$\boldsymbol{M_{12}^T}$ – транспонированная матрица от матрицы $\boldsymbol{M_{12}}$.

Второй базовый триэдр $\boldsymbol{O_2X_2Y_2Z_2}$ может вращаться относительно инерциальной пространства с угловой скоростью $\boldsymbol{\bar{\omega}_2}$. Скорость $\boldsymbol{\bar{\omega}_2}$ задается или измеряется:

$$\boldsymbol{\bar{\omega}_2 = \omega_{X_2}\bar{i}_2 + \omega_{Y_2}\bar{j}_2 + \omega_{Z_2}\bar{k}_2}, \tag{22.12}$$

где $\boldsymbol{\bar{i}_2}$, $\boldsymbol{\bar{j}_2}$, $\boldsymbol{\bar{k}_2}$ – орты системы координат $\boldsymbol{O_2X_2Y_2Z_2}$.

Для решения навигационной задачи в соответствии с уравнением (22.10) необходимо определить вектор угловой скорости $\boldsymbol{\bar{\omega}_1}$, равный

$$\boldsymbol{\bar{\omega}_1 = \omega_{X_1}\bar{i}_1 + \omega_{Y_1}\bar{j}_1 + \omega_{Z_1}\bar{k}_1 = \bar{\omega}_2 + \bar{\omega}_{21}}, \tag{22.13}$$

где $\boldsymbol{\bar{\omega}_{21}}$ – вектор угловой скорости триэдров $\boldsymbol{O_1X_1Y_1Z_1}$ и $\boldsymbol{O_2X_2Y_2Z_2}$ относительно друг друга.

Вектор $\boldsymbol{\bar{\omega}_{21}}$ должен быть также известной (заданной или измеряемой) величиной.

Тогда навигационное уравнение (22.10) с учетом (22.13) принимает вид:

$$\boldsymbol{\dot{\bar{V}} = \bar{a} + \bar{g} - \left(\bar{\omega}_2 + \bar{\omega}_{21}\right) \cdot \bar{V}}. \tag{22.14}$$

Исходя из выражения (22.14), можно выделить следующие характерные особенности и условия построения различного типа инерциальных систем навигации.

Инерциальная система аналитического типа

В ИНС такого типа первый и второй базовые триэдры совпадают и не вращаются в инерциальном пространстве. Ориентация триэдров обычно совпадают с навигационной системой $\boldsymbol{O_0X_0Y_0Z_0}$. Тогда характерными особенностями такой системы являются:

$$\boldsymbol{\bar{i}_1 = \bar{i}_2 = \bar{i}_0;\ \ \bar{j}_1 = \bar{j}_2 = \bar{j}_0;\ \ \bar{k}_1 = \bar{k}_2 = \bar{k}_0;\ \ \bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_2 = \bar{\omega}_0 = 0}. \tag{22.15}$$

Инерциальная навигационная система полуаналитического типа

В ИНС такого типа оба базовых триэдра совпадают с географической (горизонтальной) системой координат $O\xi\,\eta\,\zeta$.

В общем виде такая ИНС характеризуется следующими условиями:

$$\bar{i}_1 = \bar{i}_2 = \bar{\xi}\ ,\ \ \bar{j}_1 = \bar{j}_2 = \bar{\eta}\ ,\ \ \bar{k}_1 = \bar{k}_2 = \bar{\zeta}\ ,\ \ \bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_2 = \bar{\omega}_\xi + \bar{\omega}_\eta + \bar{\omega}_\zeta\ , \qquad (22.16)$$

где $\bar{\omega}_\xi, \bar{\omega}_\eta, \bar{\omega}_\zeta$ – соответствующие абсолютной угловой скорости на оси горизонтальной системы координат.

Для получения выражения для $\bar{\omega}_\xi, \bar{\omega}_\eta, \bar{\omega}_\zeta$ рассмотрим на рис. 22.6.

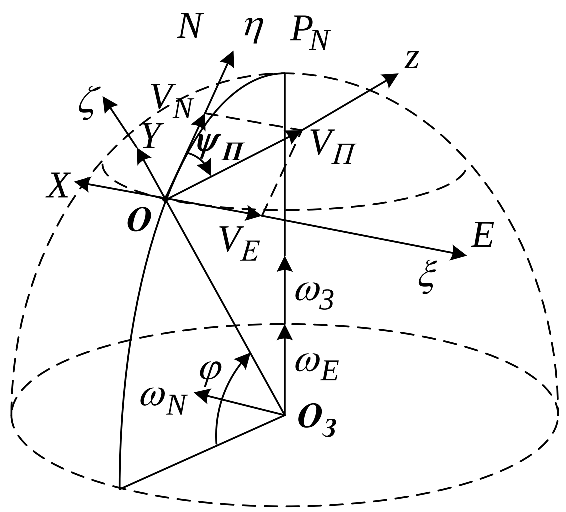

Рисунок 22.6 – Параметры движения в проекциях на оси географической (горизонтальной) системы координат

$V_П$ – вектор путевой скорости; $\omega_З$ – вектор угловой скорости вращения Земли;

$\psi_П$ – путевой угол

На основании рис. 22.6 составляющие абсолютной угловой скорости $\bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_2$ на оси горизонтальной системы координат будут равны:

$$\omega_\xi = \omega_E \cos\varphi + \omega_З \cos\varphi = \frac{V_\eta}{R\cos\varphi}\cos\varphi + \omega_З \cos\varphi = \frac{V_П}{R}\sin\psi_П + \omega_З \cos\varphi;$$

$$\bar{\omega}_\eta = -\omega_N = -\frac{V_\xi}{R} = \frac{V_П}{R}\cos\psi_П\,; \qquad (22.17)$$

$$\omega_\zeta = \omega_E \sin\varphi + \omega_3 \sin\varphi = \frac{V_\eta}{R\cos\varphi}\sin\varphi + \omega_3 \sin\varphi = \frac{V_П}{R} tg\varphi \cdot \sin\psi_П + \omega_3 \sin\varphi .$$

В зависимости от способа ориентации в азимуте полуаналитические системы подразделяются на:

а) свободные в азимуте, у которых вертикальная составляющая угловой скорости базовых триэдров $\omega_\zeta = 0$;

б) меридиальные, у которых:

- ✓ одна из горизонтальных осей триэдров совмещается с направлением географического меридиана;
- ✓ вертикальная составляющая угловой скорости равна

$$\omega_\zeta = \omega_3 \sin\varphi + \frac{V_П}{R} tg\varphi \cdot \sin\psi_П ;$$

в) ортодромические, у которых одна из горизонтальных осей ориентирована по направлению ортодромии ($\psi_П = 0$), а $\omega_\zeta = \omega_3 \sin\varphi$.

Интегральная система связанного типа

Базовые триэдры ИНС такого типа совпадают со связанной с ЛА системой координат $OXYZ$.

Такая ИНС называется бесплатформенной (БИНС). Все чувствительные элементы в БИНС устанавливается не на ГСП, а жестко крепятся на корпусе ЛА.

БИНС характеризуется такими условиями:

$$\bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_2 = \bar{\omega} ,$$

где $\bar{\omega}$ – угловая скорость связанной системы координат $OXYZ$ относительно неподвижной (инерциальной).

Инерциальная система полусвязанного типа

У ИНС такого типа базовые триэдры совпадают с полусвязанной системой координат $\boldsymbol{OX'Y'Z'}$. Система координат $\boldsymbol{OX'Y'Z'}$ имеет свободу движения относительно связанной с ЛА системы координат $\boldsymbol{OXYZ}$.

Полусвязанная система координат обычно моделируется различными гиростабилизаторами.

Инерциальная система геометрического типа

У таких ИНС первый базовый триэдр совмещается с горизонтальной системой координат, а вторая – не вращается относительно инерциального пространства.

ИНС геометрического типа характеризуется следующими условиями:

$$\bar{i}_1 = \bar{\xi}\,;\ \bar{j}_1 = \bar{\eta}\,;\ \bar{k}_1 = \bar{\zeta}\,;\ \bar{i}_2 = \bar{X}_0\,;\ \bar{j}_2 = \bar{Z}_0\,;\ \bar{k}_2 = \bar{Y}_0\,;\ \bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_\xi + \bar{\omega}_\eta + \bar{\omega}_\zeta\,;\ \bar{\omega}_2 = 0$$

где $\bar{X}_0$, $\bar{Y}_0$, $\bar{Z}_0$ – орты инерциальной системы координат $OX_0Y_0Z_0$.

За инерциальную систему координат чаще всего принимают экваториальную систему координат.

В качестве примера рассмотрим схему ИНС с вращающейся системой координат (рис. 22.7).

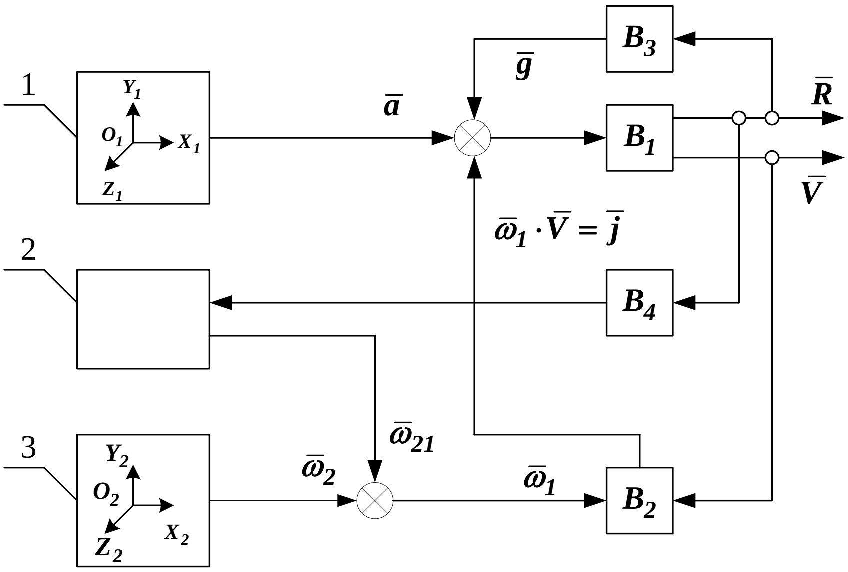

Рисунок 22.7 – Функциональная схема ИНС с вращающейся системой координат

1 – блок акселерометров; 2 – ГСП; 3 – блок датчиков угловой ориентации;

$B_1 \ldots B_4$ – вычислительные устройства.

Принцип построения данной ИНС основан на использовании акселерометров и датчиков угловой ориентации. Блок акселерометров 1 измеряет вектор ускорения $\bar{a}$; гиростабилизированная платформа 2 осуществляет кинематическую связь акселерометров с датчиками угловой ориентации 3. Кинематическая связь между первым $O_1X_1Y_1Z_1$ и вторым $O_2X_2Y_2Z_2$ базовыми триэдрами определяется при помощи матрицы направляющих косинусов M_{12}. Вычислитель B_1 является основным навигационным вычислителем. Его задача заключается в выработке текущей информации о координатах центра масс ЛА ($\bar{R}$) и вектора скорости ($\bar{V}$). Вычислитель B_2 предназначен для вычисления кориолисового ускорения $\bar{\omega}_1 \cdot \bar{V}$; B_3 – вычислитель вектора гравитационного ускорения $\bar{g}$; B_4 – вычислитель управляющих сигналов системы угловой стабилизации акселерометров.

Инерциальная навигационная система может быть построена только на датчиках линейных ускорений (акселерометрах). Для реализации таких ИНС может быть использовано шесть, девять и более однокомпонентных акселерометров, имеющих различные ориентации осей чувствительности.

Если гравитационное ускорение задается или вычисляется в специальном вычислителе, то для построения ИНС достаточно шести акселерометров. Пусть оси чувствительности акселерометров $A_{X_1}, A_{Y_1}, A_{Z_1}$ образуют первый базовый триэдр $O_1X_1Y_1Z_1$, а оси чувствительности акселерометров $A_{X_2}, A_{Y_2}, A_{Z_2}$ - соответственно второй базовый триэдр $O_2X_2Y_2Z_2$. Расположим акселерометры на общем жестком основании 1. Расстояние между полюсами триэдров O_1O_2 обозначим через ρ. В общем $\bar{\rho}$ - это радиус-вектор, соединяющий точки O_1 и O_2. Одноименные оси триэдров расположим параллельно ($O_1X_1 \parallel O_2X_2$; $O_1Y_1 \parallel O_2Y_2$; $O_1Z_1 \parallel O_2Z_2$).

Функциональная схема ИНС на базе шести акселерометров приведена на рис. 22.8.

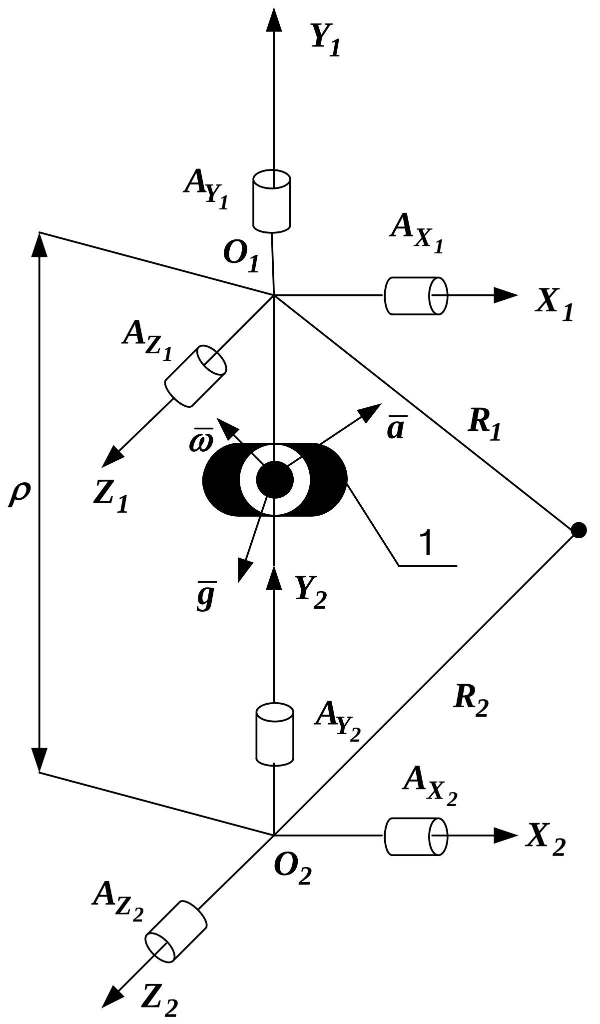

Рисунок 22.8 – ИНС на основе шести акселерометров

1 – жесткое основание; $A_{X_1}, A_{Y_1}, A_{Z_1}, A_{X_2}, A_{Y_2}, A_{Z_2}$ – акселерометры

На основании сигналов акселерометров получим следующие навигационные уравнения:

$$\frac{\tilde{d}^2\bar{R}_1}{\partial t^2} = \bar{a}_1 + \bar{g}_1 - \bar{\omega}_1 \frac{d\bar{R}_1}{dt}; \tag{22.18}$$

$$\frac{\tilde{d}^2\bar{R}_2}{\partial t^2} = \bar{a}_2 + \bar{g}_2 - \bar{\omega}_2 \frac{d\bar{R}_2}{dt}; \tag{22.19}$$

$$\bar{R}_2 = \bar{R}_1 + \bar{\rho}; \tag{22.20}$$

$$\bar{g}_1 = \frac{fM_3}{R_1^3}\bar{R}_1; \quad \bar{g}_2 = \frac{fM_3}{R_2^3}\bar{R}_2 \tag{22.21}$$

$$\bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_2 = \bar{\omega}; \quad \bar{a}_1 = \bar{a}_2 = \bar{a}$$

Таким образом два векторных уравнения (22.18) и (22.19) содержат две неизвестные величины $\bar{\varpi}$ и $\bar{a}$. Совместное решение уравнений (22.18)…(22.21), с учетом заданного вектора $\bar{g}$, позволяет полностью решить навигационную задачу.

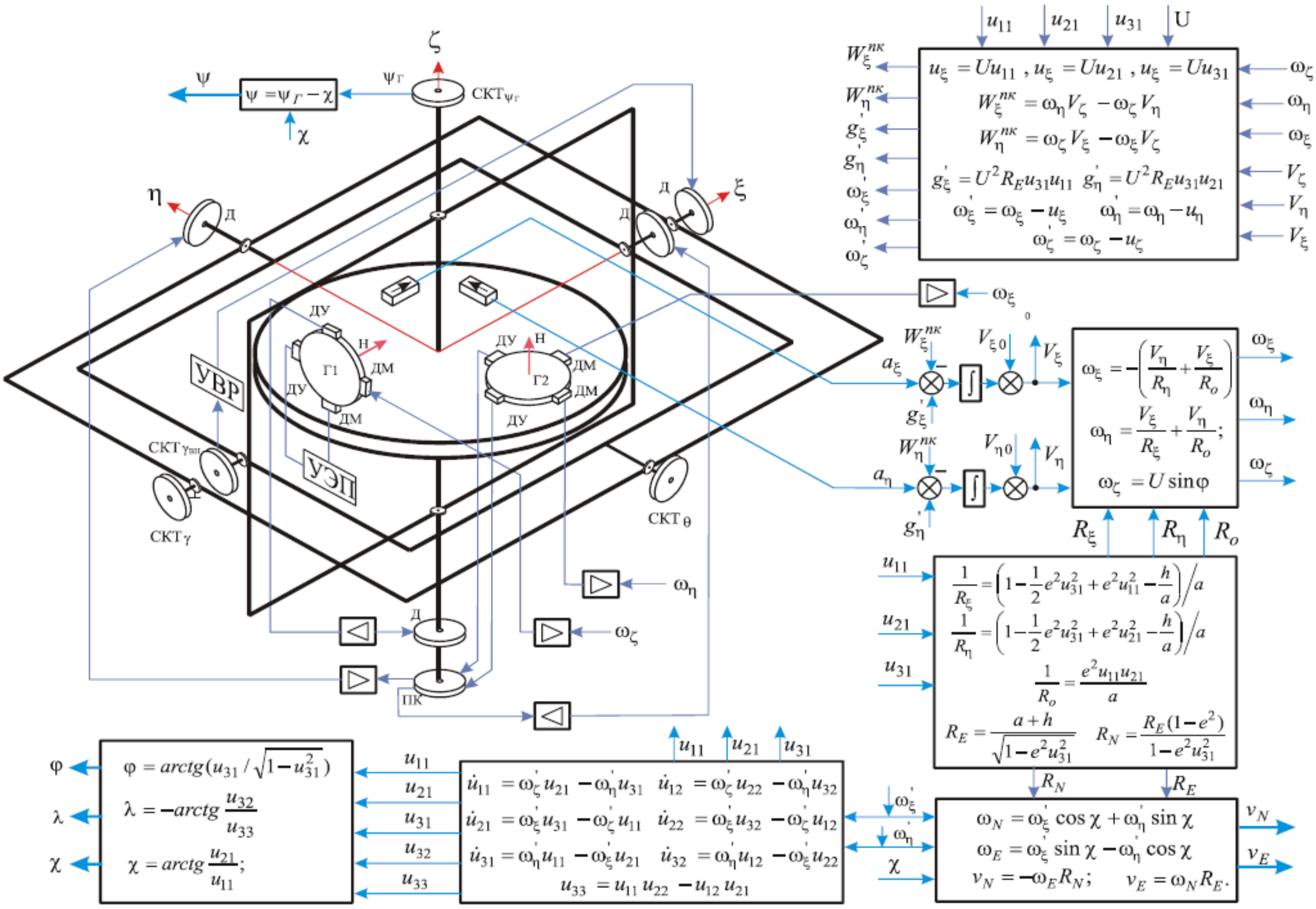

Рисунок 22.8 – Структурная схема ИНС

Объяснить принцип действия и алгоритмы функционирования ИНС, структурная схема которой приведена на рис. 22.8.

Термины для занесения в тезаурус: *инерциальная навигационная система, гиростабилизированная платформа.*