УДК 623.556.3

Теория и алгоритмы решения угломестных задач, определяющих положение летательного аппарата относительно наземной цели

Бельский А. Б.*, Чобан В. М.**

Московский вертолетный завод имени М. Л. Миля,

ул. Гаршина, 26/1, Томилино, Московская обл., 140070, Россия

**e-mail: abelskiy@mi-helicopter.ru*

***e-mail: chobanvm@inbox.ru*

Аннотация

В статье рассмотрены возможности применения стандартных систем координат при решении задач пилотирования и ориентации в пространстве летательных аппаратов и наблюдаемых объектов. Предложен системный подход в решении задач: алгоритмического определения координат цели относительно летательного аппарата, коррекции летательного аппарата относительно наблюдаемого объекта с известными координатами и автосопровождения цели при отсутствии полного информационного обеспечения или неисправности систем ЛА.

Ключевые слова: системы координат, преобразование координат, коррекция координат летательного аппарата, целеуказание, автосопровождение цели

Введение

При решении различных задач как пилотируемыми,так и беспилотными летательными аппаратами (ЛА), на борту необходима информация о положении как ЛА, так и других объектов в относительном и абсолютном пространстве. Точность определения координат определяется как уровнем развития измерительной техники, так и полнотой информации от различных источников информации. Информационные сигналы измерительных систем имеют погрешности, обусловленные конструктивными особенностями и условиями функционирования ЛА. Повышение точности измерительной информации предполагает ихалгоритмическую компенсацию.

Основным источником информации о местоположении ЛА является навигационный комплекс (НК), который представляет собой совокупность систем и датчиков, в основу принципа действия которых положеныразличные физические закономерности.

Наиболее распространенной схемой НК является инерциальная навигационная система (ИНС), принятаяза базовую систему, несколько датчиков внешней информации, атакже алгоритмы комплексирования и оценивания.

При длительном функционировании ИНС без коррекции углы отклонения гиростабилизированных платформ нарастают, в результате чего появляется неадекватность математической модели реальному процессу изменения погрешностей ИНС. Тогда применяют коррекцию ИНС с помощью алгоритмов управления [1-3].

Коррекция ИНС от внешних источников информации с применением различных алгоритмов позволяет существенно снизить погрешности навигационной информации. В качестве внешних источников информации может применяться, например, система GPS или ГЛОНАСС [4].

На практике встречаются случаи, когда невозможна коррекция НК ЛА вследствие временного отсутствия сигнала от внешнего источника информации. Сигналы спутниковых навигационных систем подвержены воздействиям активных и пассивных помех. Поэтому могут возникнуть интервалы полета ЛА, когда получать достоверную навигационную информацию не представляется возможным. В этом случае должна проводиться коррекция ЛА с помощью обзорных систем путем привязки к объектам с известными геодезическими координатами и на основе алгоритмических вычислений.

Выполнение ряда задач ЛА военного назначения также связывается, например, с определением геодезических координат для оперативного обнаружения и привязки целей к карте местности. Имея на борту информацию о координатах ЛА, направлении линии визирования на цель, путем алгоритмических вычислений можно определить координаты цели, а также осуществлять автосопровождение выбранной цели.

1. Методологические основы расчета координат ЛА и цели

При решении задач целеуказания, коррекции местоположения летательного аппарата (ЛА) и углового сопровождения цели необходимо однозначно определить используемые системы координат (СК):

1. ГеоцентрическаяСК$OXYZ$ в соответствии с [5]. Координаты объекта: X, Y, Z – прямоугольные пространственные координаты точки.

2. ГеодезическаяСКв соответствии с [5]. Координаты объекта: *B, L* – геодезические широта и долгота, соответственно, рад; *H* – геодезическая высота, м.

Преобразование геодезических координат в прямоугольные пространственные координаты осуществляют по формулам [5]:

$$
\begin{aligned}
X &= (N+H)\cos B\cos L,\\
Y &= (N+H)\cos B\sin L,\\
Z &= \left[N(1-e^2)+H\right]\sin B,
\end{aligned}
\qquad (1.1)
$$

где *X*, *Y*, *Z* – прямоугольные пространственные координаты объекта;

B, L – геодезические широта и долгота точки соответственно, рад;

H – геодезическая высота объекта, м;

N – радиус кривизны первого вертикала, м;

e – эксцентриситет эллипсоида.

Значения радиуса кривизны первого вертикала и квадрата эксцентриситета эллипсоида вычисляют, соответственно, по формулам:

$$N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2\sin^2 B}} \qquad (1.2)$$

$$e^2 = 2\alpha - \alpha^2, \qquad (1.3)$$

где a= 6378136 м – большая полуось эллипсоида;

α= 1⁄298,25784 – сжатие эллипсоида.

Для преобразования пространственных прямоугольных координат *X*, *Y*, *Z*в геодезические необходимо проведение итераций при вычислении геодезической широты.

Для этого используют следующий алгоритм.

а) вычисляют вспомогательную величину *D* по формуле:

$$D = \sqrt{X^2+Y^2}; \qquad (1.4)$$

б) анализируют значение *D*:

1) если *D* = 0, то

$$B = \frac{\pi Z}{2|Z|}, \qquad (1.5)$$

$$L = 0,$$

$$H = Z\sin B - a\sqrt{1-e^2\sin^2 B}, \qquad (1.6)$$

2) если $D \neq 0$, при

$$\left.\begin{array}{c} Y < 0, X > 0, moL = 2\pi - L_a \\ Y < 0, X < 0, moL = \pi + L_a \\ Y > 0, X < 0, moL = \pi - L_a \\ Y > 0, X > 0, moL = L_a \\ Y = 0, X > 0, moL = 0 \\ Y = 0, X < 0, moL = \pi \end{array}\right\}, \tag{1.7}$$

где $L_a = \left|\arcsin\left(\frac{Y}{D}\right)\right|$, (1.8)

в) анализируют значение Z:

1) если $Z = 0$, то

$B = 0$; $H = D - a$; (1.9)

2) во всех других случаях вычисления выполняют следующим образом:

– находят вспомогательные величины r, c, p по формулам.

$$r = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}, \tag{1.10}$$

$$c = \arcsin\left(\frac{Z}{r}\right), \tag{1.11}$$

$$p = \frac{e^2 a}{2r}, \tag{1.12}$$

– реализуют итеративный процесс, используя вспомогательные величины s_1 и s_2:

$$s_1 = 0, \tag{1.13}$$

$$b = c + s_1, \tag{1.14}$$

$$s_2 = \arcsin\left(\frac{p \cdot \sin(2b)}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 b}}\right), \tag{1.15}$$

$$d = |s_2 - s_1|; \tag{1.16}$$

– если значение d, определяемое по формуле (1.16), меньше установленного значения допуска, то

$$B = b, \tag{1.17}$$

$$H = D \cdot \cos B + Z \cdot \sin B - a\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}, \tag{1.18}$$

– если значение d равно или больше установленного значения допуска, то

$$s_1 = s_2, \tag{1.19}$$

и вычисления повторяют, начиная с формулы (1.14).

При преобразованиях координат в качестве допуска прекращения итеративного процесса принимают значение (10^{-4}). В этом случае погрешность вычисления геодезической высоты не превышает 0,003 м.

3. Земная(стартовая) СК $O_o X_g Y_g Z_g$ определяется в соответствии с [6]. Начало ЗСК совпадает либо с целью (при известных координатах цели), либо с началом момента целеука-

зания, ось O_oY_g направлена по местной вертикали, ось O_oX_g ориентирована на цель (относительно северана уголA, азимут), а ось O_oZ_g образует с первыми двумя осями правую прямоугольную систему координат. В данной СК принято определять положение центра масс ЛА ($x_{ЛА}$, $y_{ЛА}$, $z_{ЛА}$) и цели при решении задач наведения и целеуказания.

Координаты ЛА (цели) в земной (стартовой) СК можно рассчитать в соответствии с выражениями:

$$\begin{bmatrix} x_{ЛА} \\ y_{ЛА} \\ z_{ЛА} \end{bmatrix} = A_Г^T \begin{bmatrix} X_{ЛА} - X_o \\ Y_{ЛА} - Y_o \\ Z_{ЛА} - Z_o \end{bmatrix}. \tag{1.20}$$

Элементы матрицы $A_Г$ рассчитываются следующим образом:

$$\begin{aligned}
&A_{11} = -\sin L \sin A - \cos L \sin B \cos A; \\
&A_{12} = \cos L \cos B; \\
&A_{13} = -\sin L \cos A + \cos L \sin B \sin A; \\
&A_{21} = \cos L \sin A - \sin L \sin B \cos A; \\
&A_{22} = \cos B \sin L; \\
&A_{23} = \cos L \cos A + \sin L \sin B \sin A; \\
&A_{31} = \cos B \cos A; \\
&A_{32} = \sin B; \\
&A_{33} = -\cos B \sin A.
\end{aligned} \tag{1.21}$$

4. Подвижная земная система координат $O_{ЛА}X_gY_gZ_g$является началом отсчета для определения положения вектора дальности и углового положения объекта в пространстве. Начало системы координат ($O_{ЛА}$) расположено в центре масс объекта (рисунок 1.1).

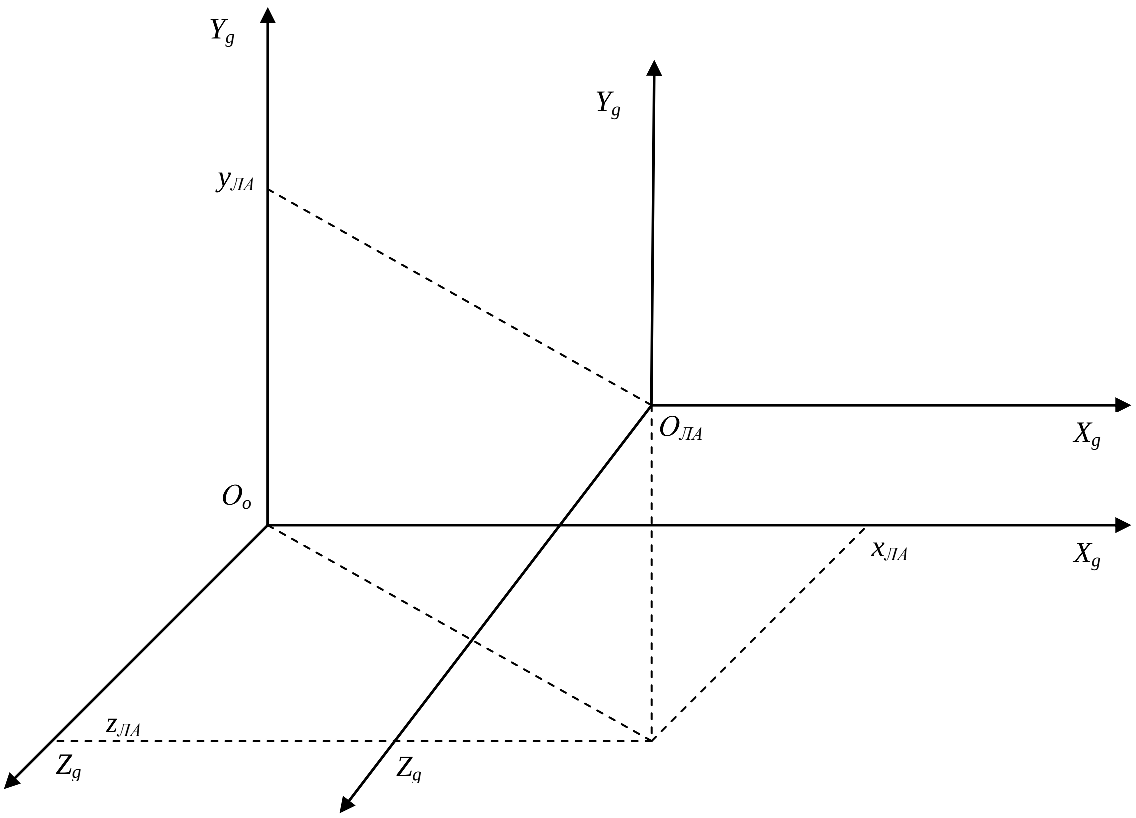

Рисунок 1.1 – Земная (стартовая) и подвижная земная СК

5. Связанная подвижная СК $O_{ЛА}X_1Y_1Z_1$ в соответствии с ГОСТ 20058-80 (рисунок 1.2). ССК позволяет однозначно определить угловое положение ЛА относительно ЗСК. Углы ориентации: рыскания ψ, тангажа ϑ и крена γ.

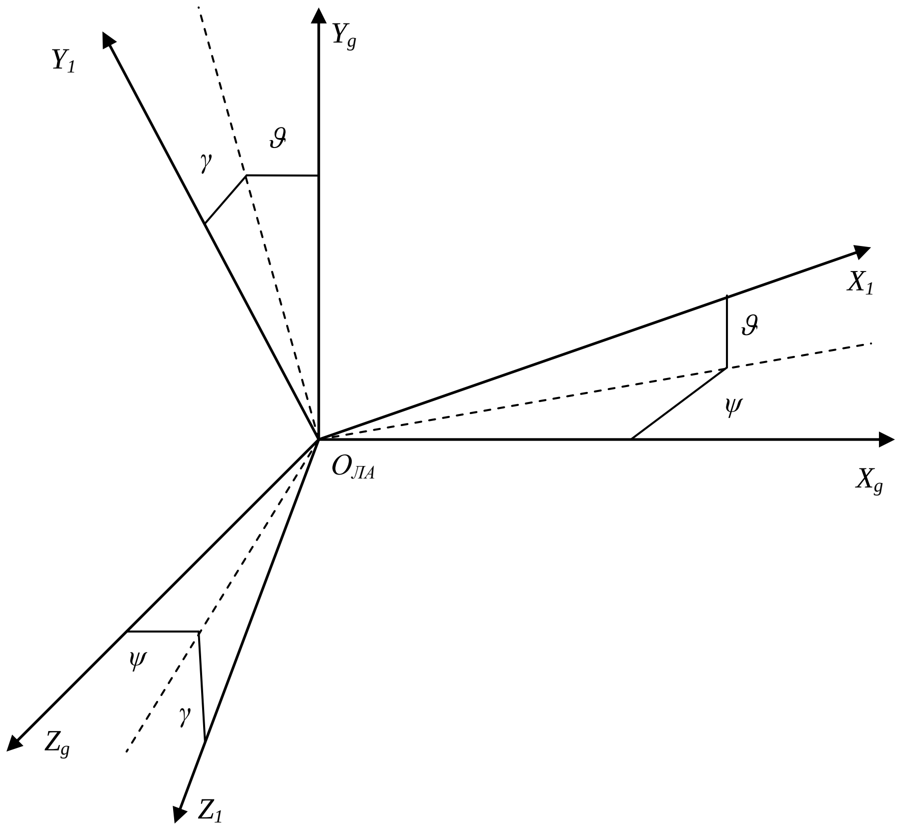

Рисунок 1.2 – Подвижныеземная и связанная системы координат

Для преобразования координат из связанной в земную систему координат используется матрица перехода от связанной системы координат к земной системе координат A_{g1}. Элементы матрицы можно определить в соответствии с выражениями:

$$
\begin{aligned}
&a_{11} = \cos\psi \cos\vartheta;\\
&a_{12} = \sin\gamma \sin\psi - \cos\psi \cos\gamma \sin\vartheta;\\
&a_{13} = \cos\gamma \sin\psi + \cos\psi \sin\gamma \sin\vartheta;\\
&a_{21} = \sin\vartheta;\\
&a_{22} = \cos\gamma \cos\vartheta;\\
&a_{23} = -\sin\gamma \cos\vartheta;\\
&a_{31} = -\sin\psi \cos\vartheta;\\
&a_{32} = \sin\gamma \cos\psi + \sin\psi \sin\vartheta \cos\gamma;\\
&a_{33} = \cos\gamma \cos\psi - \sin\psi \sin\vartheta \sin\gamma.
\end{aligned}
\qquad (1.22)
$$

6. Подвижная СК, связанная с вектором дальности (системой целеуказания),обозначается $O_{ЛА}X_DY_DZ_D$ (рисунок 1.3).Предназначена для определения ориентации в пространстве вектора дальности. Начало СК расположено в центре масс ЛА (возможен учет смещения установки прицела). Положение вектора дальности относительно связанной СК

определяется двумя углами: $\varphi_Г, \varphi_В$– углы пеленга цели в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно.

Координаты цели в связанной СК вычисляются на основе информации об углах пеленга и дальности до цели D:

$$x_{ц1} = D\cos\varphi_B \cos\varphi_Г$$

$$y_{ц1} = D\sin\varphi_B \tag{1.23}$$

$$z_{ц1} = -D\cos\varphi_B \sin\varphi_Г.$$

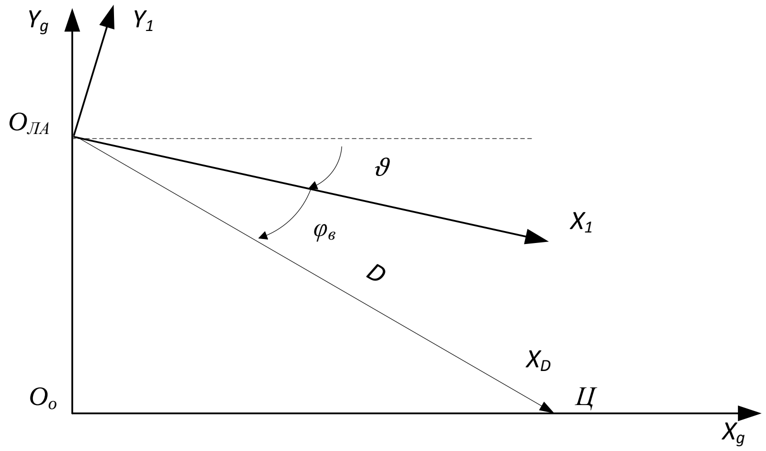

Рисунок 1.3

Для преобразования координат из системы координат, связанной с дальностью в связанную СК используется матрица перехода A_{1D}. Элементы матрицы можно определить в соответствии с выражениями:

$$\begin{aligned}
&a_{11} = \cos\varphi_Г \cos\varphi_B;\\
&a_{12} = -\cos\varphi_Г \sin\varphi_B;\\
&a_{13} = \sin\varphi_Г;\\
&a_{21} = \sin\varphi_B;\\
&a_{22} = \cos\varphi_B;\\
&a_{23} = 0;\\
&a_{31} = -\sin\varphi_Г \cos\varphi_B;\\
&a_{32} = \sin\varphi_Г \sin\varphi_B;\\
&a_{33} = \cos\varphi_Г.
\end{aligned} \tag{1.24}$$

Все вышеприведенные СК координат являются правыми, положительное направление углов отсчитывается при вращении против часовой стрелки.

Для однозначного определения положения ЛА в пространстве, помимо координат, необходимо знать его высоту. Высотой полета будем считать расстояние до ЛА, отсчитанное по вертикали от некоторого уровня, принятого за начало отсчета. По уровню начала отсчета различают следующие высоты полета: истинную $H_{ист}$, отсчитываемую от уровня местности, над которой пролетает ЛА; относительную $H_{отн}$, отсчитываемую от некоторого условного уровня (например, уровня цели); абсолютную $H_{абс}$, отсчитываемую от уровня моря.

2.Решение задачицелеуказания(определение географических координат цели) с ЛА

Известны:

географические координаты ЛА$B_{ЛА}$, $L_{ЛА}$;

истинная высота полета ЛА$H_{ист}$;

угловое положениеЛА ψ, ϑ и γ;

положение вектора дальности (углы пеленга оптической системы)$\varphi_Г$, $\varphi_В$.

Необходимо определить:

географические координаты цели $B_ц$, $L_ц$, $H_ц$.

***Примечание**: Предполагается, что измерение координат цели происходит на некотором участке полета, затем происходит осреднение для исключения случайных ошибок.*

Этапность решения поставленной задачи

1. Фиксируетсястартовая СК, для чего пересчитываем географические координаты ЛА $B_{ЛА}$, $L_{ЛА}$ в прямоугольные пространственные координаты геоцентричекой СК приH=0 по формуле (1.1). Получаем координаты начала стартовой СК в геоцентрической: X_o, Y_o, Z_o:

$$X_o = N\cos B_{ЛА}\cos L_{ЛА},$$
$$Y_o = N\cos B_{ЛА}\sin L_{ЛА},$$
$$Z_o = N(1-e^2)\sin B_{ЛА},$$

2. Рассчитывается матрица перехода из стартовой в геоцентрическую в соответствии с (1.21). Азимут возможно определить при помощи компаса или принять равным нулю. В последнем случае ось O_oX_g будет направлена не на цель, а на север.

3. Рассчитываются координаты ЛА $X_{ЛА}$, $Y_{ЛА}$, $Z_{ЛА}$ в геоцентрической СК в соответствии с (1.1):

$$X_{ЛА} = (N + H_{ист})\cos B_{ЛА}\cos L_{ЛА},$$
$$Y_{ЛА} = (N + H_{ист})\cos B_{ЛА}\sin L_{ЛА},$$
$$Z_{ЛА} = \left[N(1-e^2) + H_{ист}\right]\sin B_{ЛА}.$$

4. Определяются координаты ЛА $x_{ЛАg}$, $y_{ЛАg}$, $z_{ЛАg}$в стартовой СК в соответствии с (1.20):

$$\begin{bmatrix} x_{ЛAg} \\ y_{ЛAg} \\ z_{ЛAg} \end{bmatrix} = A_Г^T \begin{bmatrix} X_{ЛA} - X_o \\ Y_{ЛA} - Y_o \\ Z_{ЛA} - Z_o \end{bmatrix}.$$

5. Определяется матрицаA_{1D} перехода из системы координат, связанной с дальностью в связанную СК в соответствии с (1.24).

6. Определяем матрицу A_{g1} перехода из связанной СК в стартовую в соответствии с (1.22).

7. Рассчитываются координаты цели в стартовой СК, для этого:

а) определяется единичный вектор (в системе координат, связанной с вектором дальности):

$\overline{D}^0 = [1,0,0]^T$ м,

б) определяется единичный вектор D в связанной СК:

$\overline{D}^0{}_{CB} = A_{1D}\overline{D}^0$,

Элементы матрицы перехода (1.24).

в) определяем единичный вектор D в земной СК:

$\overline{D}_g{}^0 = A_{g1}\overline{D}^0{}_{CB}$,

Элементы матрицы перехода (1.22).

г) определяютсякоординаты цели в земной СК (рисунок 2.1):

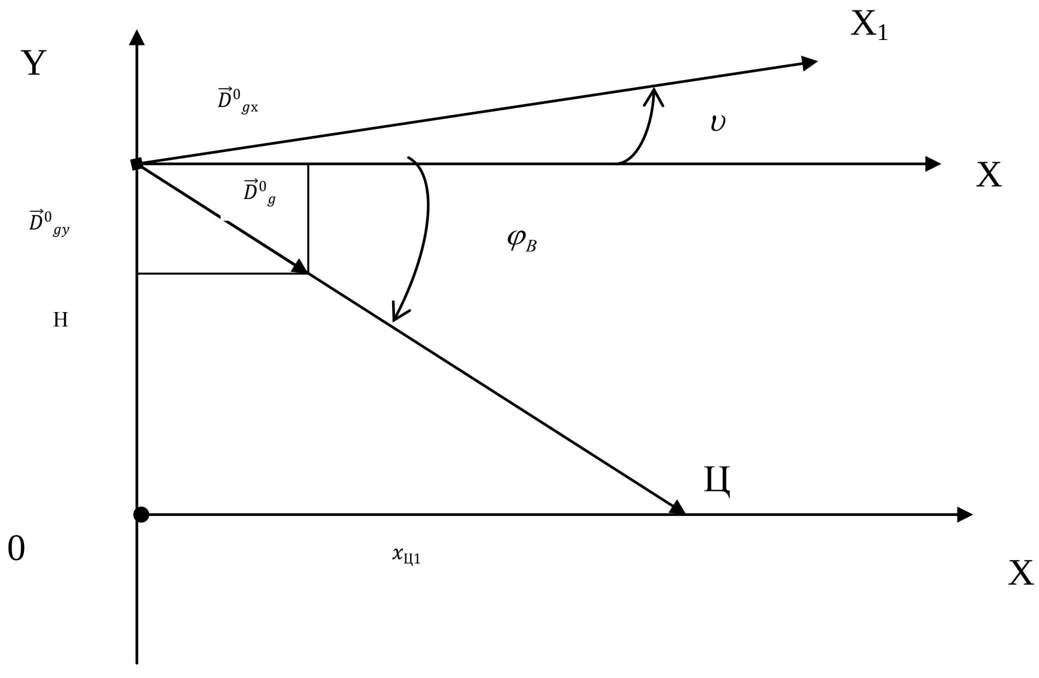

Рисунок 2.1

$$x_{Ц1} = \frac{\vec{D}^0{}_{gx} * H}{\vec{D}^0{}_{gy}};$$

$$y_{Ц1} = 0;$$

$$z_{Ц1} = \frac{\vec{D}^0{}_{zx} * H}{\vec{D}^0{}_{gy}}.$$

$$\begin{bmatrix} x_{цg} \\ y_{цg} \\ z_{цg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{ц1} \\ y_{ц1} \\ z_{ц1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{ЛАg} \\ y_{ЛАg} \\ z_{ЛАg} \end{bmatrix}.$$

8. Рассчитываются координаты цели в геоцентрической СК в соответствии с 1.20:

$$\begin{bmatrix} X_ц \\ Y_ц \\ Z_ц \end{bmatrix} = A_Г \begin{bmatrix} x_{цg} \\ y_{цg} \\ z_{цg} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_o \\ Y_o \\ Z_o \end{bmatrix}.$$

9. Рассчитываются координаты цели $B_{ц1}$, $L_{ц1}$,в географической СК в соответствии с алгоритмом, приведенном в (1.4 – 1.19).

10. По известной карте местности сравниваются реальная высота с полученной высотой цели. Если ΔН больше заданного значения проводятся следующие итерации до достижения требуемого допуска (рисунок2.2):

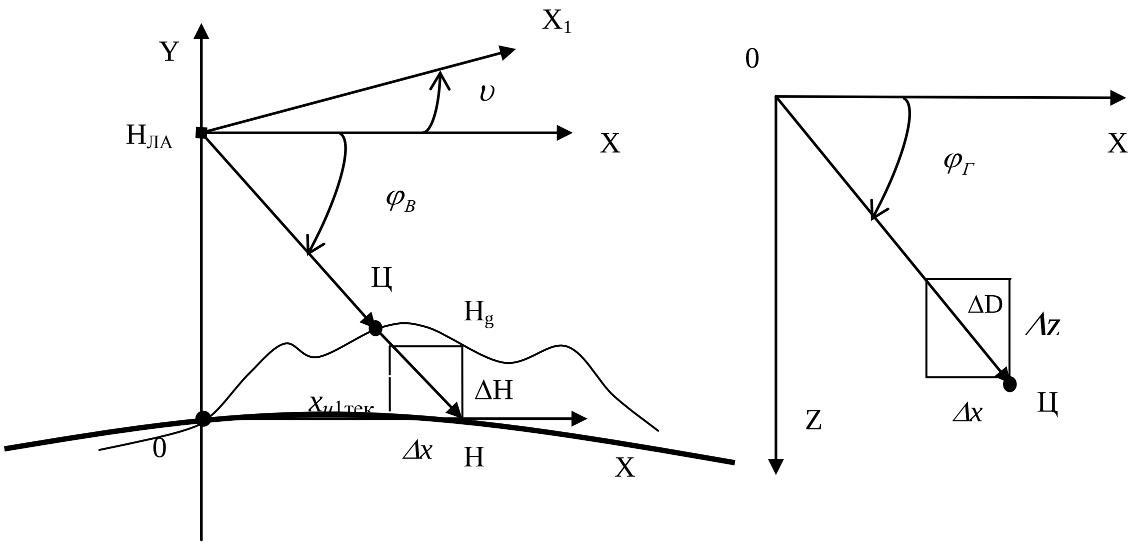

Рисунок 2.2

$$\Delta H = H_{ц1} - H_g,$$

$$\Delta D_g = \frac{\Delta H}{\tan(\upsilon - \varphi_B)},$$ где υ - тангаж ЛА.

$$\Delta x = \Delta D_g \cdot \cos\varphi_Г,$$

$$\Delta z = \Delta D_g \cdot \sin\varphi_Г,$$

$$x_{цgтек} = x_{цg} - \Delta x,$$
$$z_{цgтек} = z_{цg} - \Delta z,$$

Рассчитываются координаты цели в геоцентрической СК в соответствии с 1.20:

$$\begin{bmatrix} X_ц \\ Y_ц \\ Z_ц \end{bmatrix} = A_Г \begin{bmatrix} x_{цgтек} \\ y_{цg} - \Delta H \\ z_{цgтек} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_o \\ Y_o \\ Z_o \end{bmatrix}.$$

Рассчитываются координаты цели $B_{ц1}$, $L_{ц1}$, $H_{ц1}$ в географической СК в соответствии с алгоритмом (1.4-1.19).

Проверяется условие: $\Delta H < \Delta H_{зад.}$, если не выполняется, продолжаем итерацию.

11. Повторяются вычисления по п.п. 3 – 10 настоящей методики на некотором интервале времени полета ЛА n раз.

12. Определяется оценка координат цели:

$$\overline{B}_ц = \frac{\sum_{i=1}^{n} B_{цi}}{n}; \quad \overline{L}_ц = \frac{\sum_{i=1}^{n} L_{цi}}{n}.$$

3.Решение задачи коррекции местоположения ЛА

Известны:

географические координаты цели $B_ц$, $L_ц$, $H_ц$;

истинная высота полета ЛА$H_{ист}$;

угловое положение ЛА ψ, ϑ и γ;

положение вектора дальности $\varphi_Г$, $\varphi_В$.

Необходимо определить:

географические координаты ЛА $B_{ЛА}$, $L_{ЛА}$.

Этапность решения задачи

1. Фиксируетсястартовая СК, начало которой совпадает с целью, для чего пересчитываются географические координаты цели$B_ц$, $L_ц$ в прямоугольные пространственные координаты геоцентричекой СК при H=0 по формуле (1.1). Получаются координаты начала стартовой СК в геоцентрической: X_o, Y_o, Z_o:

$$X_o = N \cos B_ц \cos L_ц,$$
$$Y_o = N \cos B_ц \sin L_ц,$$
$$Z_o = N(1-e^2) \sin B_ц.$$

2. Рассчитывается матрица перехода из стартовой в геоцентрическую в соответствии с (1.21). Азимут может быть определен при помощи компаса или принят равным нулю. В последнем случае ось O_oX_g будет направлена не по проекции вектора скорости ЛА на горизонтальную плоскость, а на север.

3. Координаты цели $x_{цg}$, $y_{цg}$, $z_{цg}$в стартовой СК будут равны 0, т.к. совпадают с началом стартовой СК.

4. Определяется матрица$A_{1\mathrm{D}}$ перехода из системы координат, связанной с дальностью в связанную СК в соответствии с (1.24).

5. Определяется матрицаA_{g1} перехода из связанной СК в стартовую по (1.22).

6. Рассчитываются координаты ЛА в стартовой СК, для этого:

а) определяется обратный единичный вектор (в системе координат, связанной с вектором дальности):

$$\overline{D}^0 = [-1{,}0{,}0]^T \text{ м},$$

б) определяется единичный вектор D в связанной СК:

$$\overline{D}^0{}_{CB} = A_{1D}\overline{D}^0,$$

Элементы матрицы перехода (1.24).

в) определяется единичный вектор D в земной СК:

$$\overline{D}_g{}^0 = A_{g1}\overline{D}^0{}_{CB},$$

Элементы матрицы перехода (1.22).

г) определяются координаты ЛА в земной СК:

$$x_{ЛА_g} = \frac{\vec{D}^0{}_{gx} * H}{\vec{D}^0{}_{gy}};$$

$$y_{ЛА_g} = H;$$

$$z_{ЛА_g} = \frac{\vec{D}^0{}_{zx} * H}{\vec{D}^0{}_{gy}}.$$

7. Рассчитываются координаты ЛА в геоцентрической СК:

$$\begin{bmatrix} X_{ЛА} \\ Y_{ЛА} \\ Z_{ЛА} \end{bmatrix} = A_Г \begin{bmatrix} x_{ЛАg} \\ y_{ЛАg} \\ z_{ЛАg} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_o \\ Y_o \\ Z_o \end{bmatrix}.$$

8. Рассчитываем координаты ЛА $B_{ЛА}$, $L_{ЛА}$, в географической СК в соответствии с алгоритмом, приведенном в (1.4 – 1.19).

9. Для более точного определения координат ЛА, коррекцию местоположения необходимо осуществлять на максимально равнинной местности, т.е. чтобы географическая

высота цели и ЛА были максимально близки, это связано с тем, что без информации о дальности до объекта может быть множество решений (рисунок 3.1).

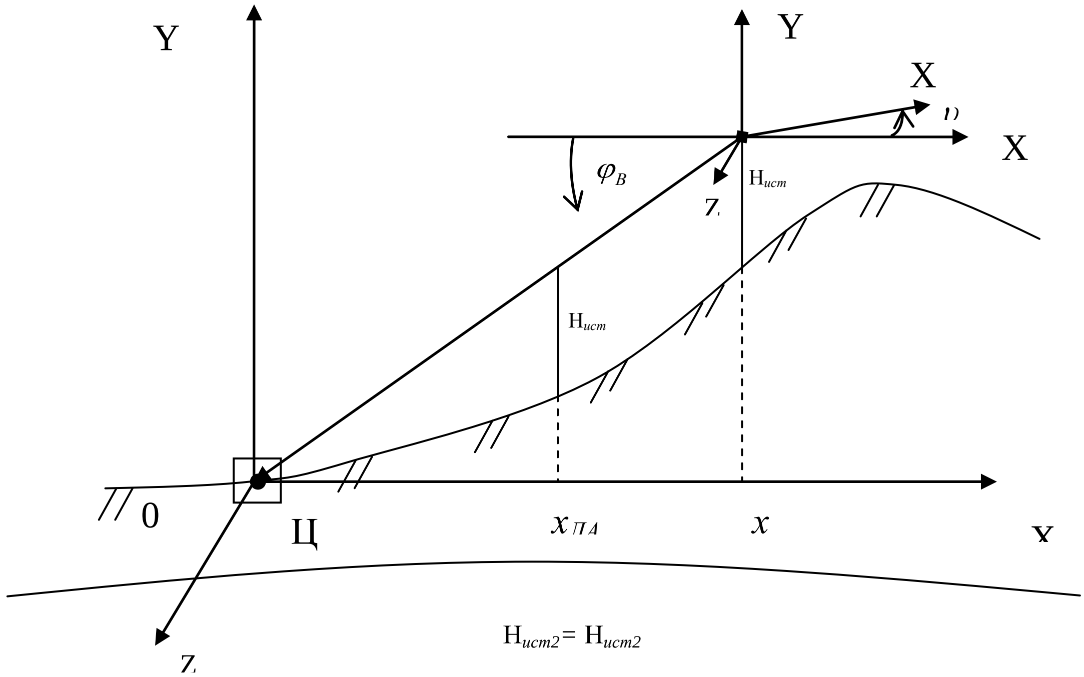

Рисунок 3.1

4.Решение задачи кинематического автосопровождения цели

<u>Известны:</u>

географические координаты цели $B_ц$, $L_ц$, $H_ц$;

истинная высота полета ЛА$H_{ист}$;

угловое положение ЛА ψ, ϑ и γ;

географические координаты ЛА $B_{ЛА}$, $L_{ЛА}$.

высота рельефа в точке ($B_{ЛА}$, $L_{ЛА}$) – $H_{gЛА}(B_{ЛА}, L_{ЛА})$.

<u>Необходимо определить:</u>

положение вектора дальности $\varphi_Г$, $\varphi_В$.

Этапность решения.

1. Фиксируетсястартовая СК, начало которой совпадает с целью, для чего пересчитываются географические координаты цели $B_ц$, $L_ц$ в прямоугольные пространственные координаты геоцентричекой СК при H=0 по формуле (1.1). Получаются координаты начала стартовой СК в геоцентрической: X_o, Y_o, Z_o:

$$X_o = N\cos B_ц \cos L_ц,$$
$$Y_o = N\cos B_ц \sin L_ц,$$
$$Z_o = N(1-e^2)\sin B_ц.$$

2. Рассчитывается матрица перехода из стартовой в геоцентрическую в соответствии с (1.21). Азимут возможно определить при помощи компаса или принять равным нулю. В последнем случае ось O_oX_g будет направлена не по проекции вектора скорости ЛА на горизонтальную плоскость, а на север.

3. Координаты цели $x_{цg}$, $y_{цg}$, $z_{цg}$в стартовой СК будут равны 0, т.к. совпадают с началом стартовой СК.

4. Рассчитываются координаты ЛА $X_{ЛА}$, $Y_{ЛА}$, $Z_{ЛА}$ в геоцентрической СК в соответствии с (1.1):

$$X_{ЛА} = (N + H_{ист})\cos B_{ЛА} \cos L_{ЛА},$$
$$Y_{ЛА} = (N + H_{ист})\cos B_{ЛА} \sin L_{ЛА},$$
$$Z_{ЛА} = \left[N(1-e^2) + H_{ист}\right]\sin B_{ЛА}.$$

5. Определяются координаты ЛА $x_{ЛАg}$, $y_{ЛАg}$, $z_{ЛАg}$в стартовой СК в соответствии с (1.20):

$$\begin{bmatrix} x_{ЛАg} \\ y_{ЛАg} \\ z_{ЛАg} \end{bmatrix} = A_Г^T \begin{bmatrix} X_{ЛА} - X_o \\ Y_{ЛА} - Y_o \\ Z_{ЛА} - Z_o \end{bmatrix}.$$

6. Определяется матрицаA_{g1} перехода из связанной СК в стартовую в соответствии с (1.22).

7. Определяютсясоставляющие вектора дальностив связанной СК:

$$\begin{bmatrix} x_{ц1} \\ y_{ц1} \\ z_{ц1} \end{bmatrix} = A_{g1}^T \begin{bmatrix} x_{цg} - x_{ЛАg} \\ y_{цg} - y_{ЛАg} \\ z_{цg} - z_{ЛАg} \end{bmatrix}.$$

8. Определяются углыпеленга в горизонтальной и вертикальной плоскостях, соответственно:

$$\varphi_Г = -arctg\left(\frac{z_{ц1}}{x_{ц1}}\right),$$

$$\varphi_В = arctg\left(\frac{y_{ц1}}{\sqrt{x_{ц1}^2 + z_{ц1}^2}}\right).$$

Как правило, углы пеленга находятся в пределах ±90°. Однако, при использовании следящих систем, осуществляющих слежение при углах более 90° по модулю, следует учитывать квадрант, в котором находится цель. В языке программирования C++ в составе стандартной библиотеки math.h присутствует функция doubleatan2(doublea, doubleb), учитывающая данное требование.

9. При сопровождении цели на некотором интервале времени необходимо повторить вычисления по пп. 4 – 8.

Выводы

Предложенные алгоритмические методы позволят осуществлять коррекцию автономных ИНС ЛА, в случае отсутствия информации от GPS, определять координаты наблюдаемых объектов в отсутствие информации о дальности до него, при наличии информации об их угловом положении и осуществлять автосопровождение выбранного объекта с известными геодезическими координатами по информации о местоположении ЛА.

Библиографический список:

1. Неусыпин К.А. Современные системы и методы наведения, навигации иуправления летательными аппаратами. — М.: Изд. МГОУ, 2009. – 500с.
2. Пролетарский А.В. Состав комплексных исследований по разработкеинтеллектуализированной системы управления перспективных средств выведения космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана.Сер. Приборостроение. «Информационные технологии и компьютерные системы». — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.С. 88-98.
3. Степанов О.А. Применение теории нелинейной фильтрации в задачахобработки навигационной информации. — СПб., ГНЦ РФ — ЦНИИ«Электроприбор», 1998. – 420 с.
4. Пролетарский А. В., Неусыпин К. А. Способы коррекции навигационных систем и комплексов летательных аппаратов / // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Приборостроение. - 2012. - Спец.вып. 5 : Информатика и системы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана.- С. 216-223.
5. ГОСТ Р 51794-2008 – Глобальные навигационные спутниковые системы. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек. – 15 с.
6. ГОСТ 20058-80 – Динамика летательных аппаратов. Термины, определения и обозначения. – 51 с.