

ИЗВЕСТИЯ
ВЫСШИХ УЧЕБНЫХ ЗАВЕДЕНИЙ
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

ТОМ XXX

№ 4

ОТДЕЛЬНЫЙ ОТТИСК

ИЗДАНИЕ ЛЕНИНГРАДСКОГО ИНСТИТУТА
ТОЧНОЙ МЕХАНИКИ И ОПТИКИ
1987

УДК 531.383

**ОШИБКИ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСОВЫХ УГЛОВ
РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ОРИЕНТИРОВ ИЗ-ЗА НЕТОЧНОЙ
СТАБИЛИЗАЦИИ ОСНОВАНИЯ АНТЕННЫ ПО КРЕНУ
И ТАНГАЖУ**

С. Д. СУБОЧЕВ

Ленинградский институт авиационного приборостроения

Рассмотрена ошибка измерения курсового угла радиолокационного ориентира по индикатору самолетной панорамной радиолокационной станции в первом приближении. Показано, что ошибка линейно зависит от ошибок стабилизации основания антенны по углам крена и тангажа.

Радиолокационное изображение местности под самолетом воспроизводится на индикаторе кругового обзора (ИКО) самолетной панорамной радиолокационной станции (РЛС). При неточной стабилизации

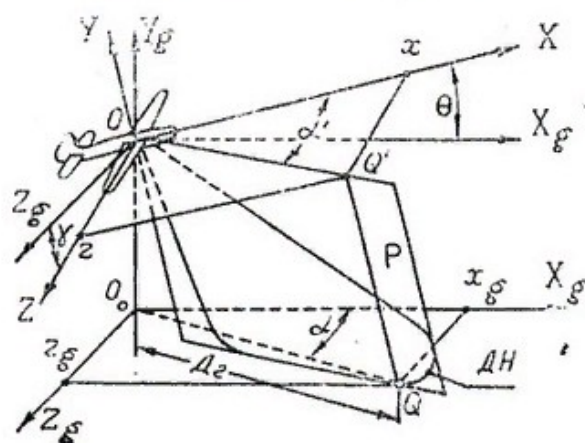
4 Приборостроение

50

С. Д. СУБОЧЕВ

ции платформы, на которой установлена антенна с круговым сканированием, по крену и тангажу на ИКО возникают искажения радиолокационного изображения. Поэтому курсовые углы ориентиров (КУО) измеряются по ИКО с ошибкой. Целью данной работы ставится выявление зависимости между ошибкой измерения КУО по ИКО и ошибками стабилизации основания антенны по крену и тангажу.

Для удобства и большей наглядности дальнейших рассуждений и, не нарушая их общности, вначале положим, что основание антенны не



Фактический и измеряемый курсовые углы радиолокационного ориентира при дестабилизации самолета

стабилизируется по углам крена и тангажа, а стабилизируется только самолет по этим углам. С земной поверхностью свяжем нормальную земную систему координат $O_0X_gY_gZ_g$ (см. рисунок). Плоскость $O_0X_gZ_g$ совпадает с собственно земной поверхностью, а ось O_0Y_g — с местной вертикалью. В центре масс самолета поместим подвижную нормальную систему координат $OXYZ$, ориентированную так же, как и $O_0X_gY_gZ_g$. Подвижную связанную систему координат $OXYZ$ свяжем с самолетом, как показано на рисунке. Высота полета равна h (на рисунке это отрезок O_0O). Ориентир Q находится на земной поверхности $O_0X_gZ_g$. Тогда в системе $OXYZ$ ориентир Q имеет соответствующие координаты $x_g, y_g = -h$ и z_g , причем координаты x_g и z_g одинаковы в обеих системах $O_0X_gY_gZ_g$ и $OXYZ$. При дестабилизации самолета по углам крена и тангажа (соответственно γ и θ) связь между координатами ориентира Q в системах $OXYZ$ и $OXYZ$ выражается в виде

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} x_g \\ -h \\ z_g \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где A — ортогональная матрица вращения.

Применяя преобразования, аналогичные известным [1], нетрудно показать, что

$$A = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta \cos \gamma & \cos \theta \cos \gamma & \sin \gamma \\ \sin \theta \sin \gamma & -\sin \gamma \cos \theta & \cos \gamma \end{bmatrix}. \quad (2)$$

КУО — это угол между проекцией продольной оси самолета на горизонтальную плоскость и направлением на ориентир [2]. Проекция продольной оси на плоскость $O_0X_gZ_g$ есть ось O_0X_g , а направление на ориентир — отрезок O_0Q . Тогда в соответствии с определением [2] угол α на рисунке и будет КУО. Положение антенны относительно самолета и соответственно ее диаграммы направленности (ДН), которая

сосредоточена, в основном, в угломестной плоскости P , полностью определяется α' — углом поворота антенны вокруг оси OY . Максимум огибающей пачки сигналов, отраженных от элементарного отражателя Q , и максимум яркости его отметки на ИКО по времени соответствуют моменту прохождения угломестной плоскости P антенны через ориентир Q . Тогда КУО на ИКО равен α' — углу поворота антенны, при котором ориентир Q лежит в плоскости P . Из рисунка следует, что

$$\left. \begin{aligned} x_g &= D_r \cos \alpha \\ z_g &= D_r \sin \alpha \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где D_r — горизонтальная дальность ориентира.

Подставляя (2) и (3) в (1) находим координаты x и z проекции Q' ориентира Q на плоскость OXZ

$$\left. \begin{aligned} x &= D_r \cos \alpha \cos \theta - h \sin \theta; \\ z &= D_r (\cos \alpha \sin \theta \sin \gamma + \sin \alpha \cos \gamma) + h \sin \gamma \cos \theta \end{aligned} \right\}. \quad (4)$$

Тогда КУО, измеренный по ИКО, примет вид

$$\left. \begin{aligned} \alpha' &= \arctg(z/x), \text{ если } x \geq 0 \\ \alpha' &= \arctg(z/x) + \pi, \text{ если } x < 0 \end{aligned} \right\}. \quad (5)$$

Ошибка измерения КУО по ИКО

$$\Delta \alpha = \alpha' - \alpha. \quad (6)$$

Итак по формулам (4) ÷ (6) можно рассчитать значение $\Delta \alpha$, которое зависит от величин h , D_r , α , γ и θ , полагаемых известными. Чтобы выяснить характер и долю влияния углов крена и тангажа на ошибку $\Delta \alpha$, рассчитаем ее приближенно. Считая углы γ и θ малыми, перепишем выражение (4) приближенно, с точностью до членов первого порядка малости

$$\left. \begin{aligned} x &\approx D_r \cos \alpha - h\theta \\ z &\approx D_r \sin \alpha + h\gamma \end{aligned} \right\}. \quad (7)$$

Подставляя (7) в (5), а (5) в (6), заменяя малый угол $\Delta \alpha$ на $\tg \Delta \alpha$ и производя необходимые преобразования, получим

$$\Delta \alpha \approx \tg \frac{h(\gamma \cos \alpha + \theta \sin \alpha)}{D_r + h(\gamma \sin \alpha - \theta \cos \alpha)} \approx \frac{h(\gamma \cos \alpha + \theta \sin \alpha)}{D_r}. \quad (8)$$

Учитывая, что $h/D_r = \tg \beta$, где β — угол места ориентира (при идеальной стабилизации самолета), перепишем (8) в виде

$$\Delta \alpha \approx \Delta \alpha_n = (\gamma \cos \alpha + \theta \sin \alpha) \tg \beta, \quad (9)$$

где $\Delta \alpha_n$ — приближенное значение $\Delta \alpha$.

Относительная погрешность вычисления $\Delta \alpha$ по формуле (9) в процентах равна

$$\delta = \frac{\Delta \alpha_n - \Delta \alpha}{\Delta \alpha} 100 \%, \quad (10)$$

где $\Delta \alpha$ — точное значение ошибки измерения КУО по ИКО, рассчитываемое по формулам (4) ÷ (6).

Расчеты показали, что относительная погрешность вычисления $\Delta\alpha$ по формуле (9) не превышает $7\div 10\%$ при γ и θ , составляющих $\pm 1\div 1,5^\circ$, для КУО в пределах $0^\circ \leq \alpha \leq 360^\circ$ и углов места, обычно лежащих в пределах $10^\circ \leq \beta \leq 70^\circ$ [3].

Если антенна установлена на стабилизированной платформе, то оси OX_g и OZ_g принимаются за оси подвеса платформы, относительно которых она стабилизируется. При этом в формулу (9), общность которой не нарушается, вместо углов крена и тангажа подставляются соответствующие ошибки стабилизации по этим углам. Средняя квадратическая ошибка (СКО) измерения КУО по ИКО, которая возникает из-за неточной стабилизации по γ и θ , вычисляется из (9) по формуле

$$\sigma_\alpha(\gamma, \theta) \approx \text{tg } \beta \sqrt{\sigma_\gamma^2 \cos^2 \alpha + \sigma_\theta^2 \sin^2 \alpha}, \quad (11)$$

где σ_γ и σ_θ — СКО стабилизации соответственно по γ и θ .

Общая СКО измерения КУО по ИКО — $\sigma_{\alpha\text{общ}}$ зависит и от других причин, влияние которых здесь не рассматривается, и составляет для РЛС в гражданской авиации порядка $1,5^\circ$ [4]. Однако $\sigma_{\alpha\text{общ}}$ может существенно превышать этот номинал. Например, при $\sigma_\theta = \sigma_\gamma = 1^\circ$, $\beta = 70^\circ$ и $0^\circ \leq \alpha \leq 360^\circ$ только $\sigma_\alpha(\gamma, \theta)$, входящая в $\sigma_{\alpha\text{общ}}$, составляет $2,7^\circ$. Исходя из зависимости (11), можно рекомендовать выбор ориентиров, для которых $\sigma_\alpha(\gamma, \theta)$ — минимальна. Это ориентиры с минимальным β , т. е. максимально удаленные. Если $\sigma_\gamma < \sigma_\theta$, то выражение (11) имеет минимум, равный $\sigma_\gamma \text{tg } \beta$ при $\alpha = 0^\circ, 180^\circ$, т. е. следует выбирать ориентиры, расположенные прямо и сзади по курсу. При $\sigma_\gamma > \sigma_\theta$ минимум $\sigma_\alpha(\gamma, \theta)$ равен $\sigma_\theta \text{tg } \beta$ при $\alpha = \pm 90^\circ$, тогда лучше выбирать ориентиры справа и слева по борту. Если $\sigma_\gamma = \sigma_\theta$, то $\sigma_\alpha(\gamma, \theta) \approx \sigma_\gamma \text{tg } \beta = \sigma_\theta \text{tg } \beta$, выбор ориентиров по α при этом безразличен. Кроме того, задавая $\sigma_\alpha(\gamma, \theta)$, можно определить требования к точности стабилизации из (11). Если $\sigma_\gamma = \sigma_\theta$, то

$$\sigma_\gamma = \sigma_\theta \approx \sigma_\alpha(\gamma, \theta) / \text{tg } \beta. \quad (12)$$

Простые зависимости (9), (11) и (12) рекомендуются для решения задач воздушной навигации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бесекерский В. А., Фабрикант Е. А. Динамический синтез систем гироскопической стабилизации. — Л.: Судостроение, 1968, с. 18, 19.
2. Белявский Л. С., Новиков В. С., Олянюк П. В. Основы радионавигации. — М.: Транспорт, 1982, с. 19.
3. Справочник по радиолокации/Под ред. М. Сколника. — М.: Сов. радио, 1977, т. 2, с. 155.
4. Осадиный В. И. Воздушная навигация. — М.: Транспорт, 1972, с. 55.

Рекомендована кафедрой
автоматизированных систем
управления

Поступила в редакцию
12 февраля 1986 г.