

ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ДОЗАПРАВКИ САМОЛЕТА В ВОЗДУХЕ

Озеров Е. В., Ипполитов С. В.

Военный авиационный инженерный университет, г. Воронеж, Россия

Предлагается оптико-электронная информационно-измерительная система обеспечения автоматической дозаправки самолета в воздухе на основе системы технического зрения. Данная система может обеспечить систему автоматического управления (САУ) заправляемого самолета и конуса данными об относительном положении объектов заправки и углах их ориентации относительно друг друга.

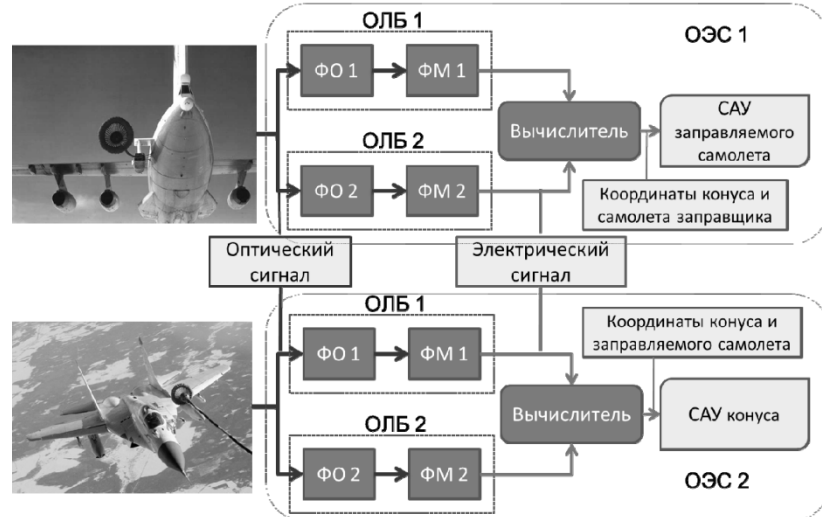


Рис. 1. Структурная схема ОЭС обеспечения заправки самолета топливом в полете

Данная система состоит из 2-х оптико-электронных систем, каждая из которых состоит из 2-х оптико-локационных блоков (ОЛБ), с установленными в фокальной плоскости фоточувствительными матрицами, и вычислителя. ОЛБ состоит из фотообъектива (ФО) и фоточувствительной матрицы (ФМ). Одна система устанавливается на самолете-заправщике для обеспечения автоматического управления конуса, другая на заправляемом самолете для обеспечения его автоматического управления в процессе дозаправки.

Принцип действия данной ОЭС заключается в следующем: ОЛБ фиксируют изображение с объектами заправки и передают их в вычислитель. В вычислителе производится программная обработка изображений, в результате которой определяются координаты идентичных точек объектов заправки на 1 и 2 ФМ.

Алгоритм определения координат рассмотрим на примере одной из точек конуса.

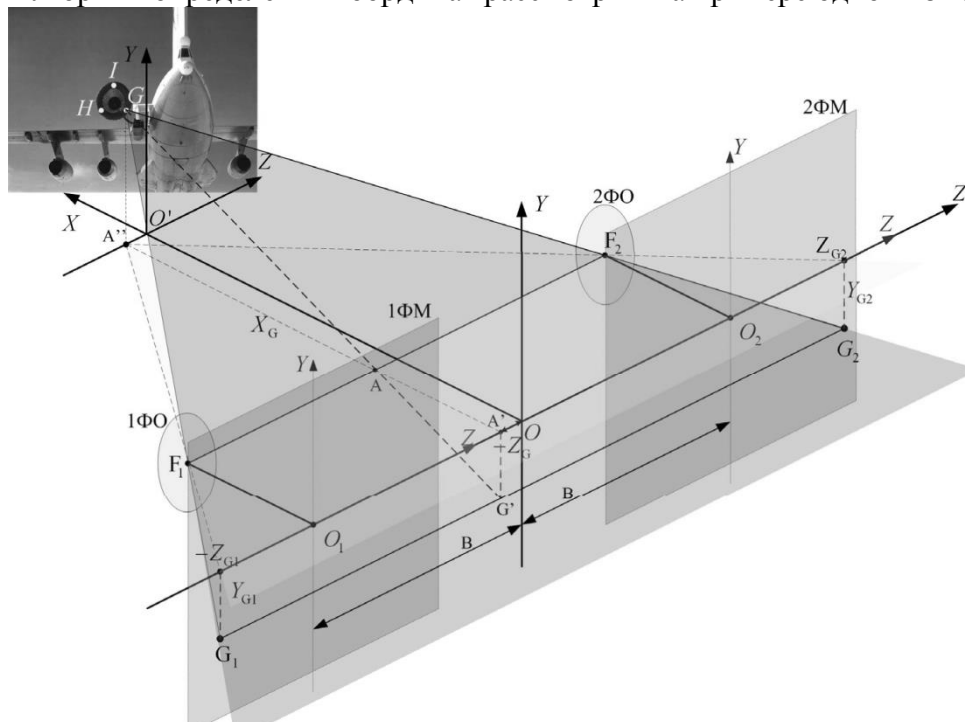


Рис. 2. Схема нахождения координат идентичных точек

Пусть поперечные оси фоточувствительных матриц O_1Z_1 и O_2Z_2 совпадают с поперечной осью заправляемого самолета, тогда вычисление координаты точки G в связанной с заправляемым самолетом системе координат (СК) производится по следующим выражениям:

$$F = F_1 = F_2, X_G = \frac{-2B \cdot F}{Z_{G1} - Z_{G2}} + F, Y_G = B \frac{Y_{G1} + Y_{G2}}{Z_{G1} - Z_{G2}}, Z_G = B \frac{Z_{G1} + Z_{G2}}{Z_{G1} - Z_{G2}}, \quad (1)$$

где X_G, Y_G, Z_G – координаты точки G в связанной с заправляемым самолетом СК; B – расстояние между центрами фоточувствительных матриц; F – фокусное расстояние 1 и 2 ОЛБ; Y_{G1}, Z_{G1} – координаты точки G на 1ФМ; Y_{G2}, Z_{G2} – координаты точки G на 2ФМ.

Данные выражения вытекают из подобия треугольников: $\Delta A''AF \sim \Delta Z_{G1}F_1O_1$, $\Delta F_1Z_{G1}G_1 \sim \Delta A''GF_1$, $\Delta A''AF_2 \sim \Delta Z_{G2}F_2O_2$, $\Delta F_2Z_{G2}G_2 \sim \Delta A''GF_2$. Координаты точек H и I в связанной СК определяются аналогично.

После нахождения координат точек G, H, I в связанной системе координат (СК) вычисляются углы ориентации конуса относительно заправляемого самолета [1]. Для этого запишем вектора $\overline{OG}, \overline{OH}, \overline{OI}$ в матричном виде:

$$\begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} = (A)^T \begin{bmatrix} X_G^k \\ Y_G^k \\ Z_G^k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{ck} \\ Y_{ck} \\ Z_{ck} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} X_H \\ Y_H \\ Z_H \end{bmatrix} = (A)^T \begin{bmatrix} X_H^k \\ Y_H^k \\ Z_H^k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{ck} \\ Y_{ck} \\ Z_{ck} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} X_I \\ Y_I \\ Z_I \end{bmatrix} = (A)^T \begin{bmatrix} X_I^k \\ Y_I^k \\ Z_I^k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{ck} \\ Y_{ck} \\ Z_{ck} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где $X_G, Y_G, Z_G; X_H, Y_H, Z_H; X_I, Y_I, Z_I$ – координаты точек G, H и I в связанной СК соответственно; $X_G^k, Y_G^k, Z_G^k; X_H^k, Y_H^k, Z_H^k; X_I^k, Y_I^k, Z_I^k$ – координаты точек G, H, I в связанной с конусом СК $O^kX^kY^kZ^k$, начало которой совпадает с центром окружности основания конуса; X_{ck}, Y_{ck}, Z_{ck} – координаты точки O^k в связанной СК; $(A)^T$ – матрица направляющих косинусов вида:

$$A = \begin{bmatrix} \cos\psi_k \cdot \cos\vartheta_k & \sin\vartheta_k & -\sin\psi_k \cdot \cos\vartheta_k \\ \sin\gamma_k \cdot \sin\psi_k - \\ -\cos\gamma_k \cdot \cos\psi_k \cdot \sin\vartheta_k & \cos\vartheta_k \cdot \cos\gamma_k & \sin\gamma_k \cdot \cos\psi_k + \\ + \cos\gamma_k \cdot \sin\psi_k \cdot \sin\vartheta_k & -\cos\vartheta_k \cdot \sin\gamma_k & -\sin\gamma_k \cdot \sin\psi_k \cdot \sin\vartheta_k \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где $\gamma_k, \psi_k, \vartheta_k$ – углы разворотов СК $O^k X^k Y^k Z^k$ относительно СК $OXYZ$ в последовательности OX, OY, OZ соответственно. Вычитая из вектора \overline{OG} вектор \overline{OH} получим:

$$\overline{OG} - \overline{OH} = \begin{bmatrix} X_G - X_H \\ Y_G - Y_H \\ Z_G - Z_H \end{bmatrix} = (A)^T \begin{bmatrix} X_G^k - X_H^k \\ Y_G^k - Y_H^k \\ Z_G^k - Z_H^k \end{bmatrix}. \quad (4)$$

Выражение (4) представляет собой систему трех уравнений с тремя неизвестными: $\gamma_k, \psi_k, \vartheta_k$, так как предполагается, что места установки источников излучения на конусе будут известны.

После нахождения углов ориентации конуса $\gamma_k, \psi_k, \vartheta_k$ определяются координаты

конуса относительно заправляемого самолета из выражений (2), подставив в них значения найденных углов. С помощью данного алгоритма определяются координаты всех объектов заправки

ЛИТЕРАТУРА

А

1. Пат. 2402035 Российская Федерация, МПК⁵¹ G 01S 5/08. Способ определения координат самолета-заправщика и конуса и устройство для его осуществления [Текст] / Озеров Е. В., Бондарев В. Г., Литвин Д. Б., Хардигов П. И. (РФ); заявители и патентообладатели Озеров Е. В., Бондарев В. Г., Литвин Д. Б., Хардигов П. И.

—

№ 2009106313/09; заявл. 24.02.09 – 3 с.