

无人机微波起降系统坐标变换算法

吴 松, 吴德伟, 王 伟

(空军工程大学电讯工程学院, 陕西西安, 710077)

摘要 为了实时且精确地获取飞机相对于着陆点的位置坐标, 在深入分析机场场地位置几何信息和地面设备制导信息并建立坐标变换测量方程的基础上, 提出了一种基于坐标系旋转的旋转坐标迭代解算方法。该算法通过坐标系的旋转消除了飞机纵轴方向上的位移, 而后以传统非旋转坐标迭代算法为基础研究实现具体迭代解算过程, 建立了分散配置方式下统一实用的坐标变换解算模型。利用该算法对典型场地几何环境下的坐标变换问题进行了仿真, 并将仿真结果与传统算法进行对比。结果表明: 旋转坐标迭代算法有效改善了传统非旋转坐标迭代算法在收敛速度与精度方面的不足和缺陷, 对于获得实时、精确的无人机着陆制导信息具有实用价值。

关键词 无人机; 微波着陆系统; 坐标变换

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.01.015

中图分类号 TN966; TP391.9 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)01-0068-05

无人机起降采用微波着陆系统作为引导系统, 这在国内尚属首次。微波着陆角度接收机通过接收方位台和仰角台信号获得飞机相对于跑道中心线的方位角和相对于跑道水平面的俯仰角^[1-2], 其中方位角扫描范围为 $\pm 20^\circ$, 仰角扫描范围为 $0^\circ - 15^\circ$ 。通过询问应答方式获得飞机相对于测距天线相位中心的距离。通常测距天线与方位天线共址配置。

微波着陆系统是机上导出数据的自主式着陆引导系统^[1-2]。进近着陆过程中, 无人机微波起降系统机载设备对直接获得的角度和距离信息进行坐标变换, 由地面设备的制导信息导出飞机相对于着陆点的位置坐标, 实现无人机精密进近着陆, 包括曲线/折线进场^[3-5], 并可以使地面设备的架设位置更加灵活。

1 建立坐标变换测量方程

基于地面设备的基本配置方式是分散配置, 以着陆点为原点建立笛卡尔坐标系, 如图 1 所示。通过地面设备发播的数据信息可以获得方位天线相位中心、仰角天线相位中心、测距天线相位中心在笛卡尔坐标系中的坐标位置^[6], 分别设为 (X_A, Y_A, Z_A) 、 (X_E, Y_E, Z_E) 、 (X_D, Y_D, Z_D) , 飞机坐标位置用 (X_T, Y_T, Z_T) 表示。

由图 1 可以得到关于 X_T, Y_T, Z_T 的 3 个方程:

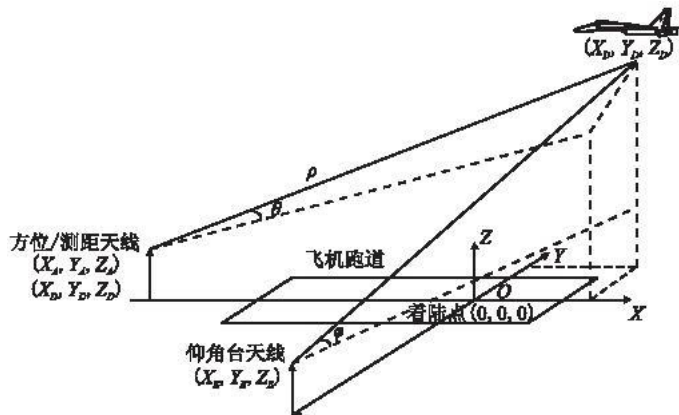


图 1 飞机位置与测量值几何关系

Fig. 1 Sketch map of geometric relation between airplane position and measurement

* 收稿日期: 2011-04-22

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61104056)

作者简介: 吴松(1986-), 男, 河北保定人, 硕士生, 主要从事无线电导航研究. E-mail: kgdwusong@163.com

$$\rho = [(X_T - X_D)^2 + (Y_T - Y_D)^2 + (Z_T - Z_D)^2]^{1/2} \quad (1)$$

$$\tan\theta = -(Y_T - Y_A) / [(X_T - X_A)^2 + (Z_T - Z_A)^2]^{1/2} \quad (2)$$

$$\tan\varphi = (Z_T - Z_E) / [(X_T - X_E)^2 + (Y_T - Y_E)^2]^{1/2} \quad (3)$$

所谓坐标变换,即是根据已知的 (X_A, Y_A, Z_A) 、 (X_E, Y_E, Z_E) 、 (X_D, Y_D, Z_D) 以及飞机实时测量得到的方位角 θ 、仰角 φ 和距离 ρ 来不断重构飞机相对于着陆点的实时位置坐标。

2 坐标变换算法模型

2.1 传统非旋转坐标迭代算法

2.1.1 算法思想

对式(3)加以变换,解出飞机的高度分量:

$$Z_T = Z_E + [(X_T - X_E)^2 + (Y_T - Y_E)^2]^{1/2} \tan\varphi$$

给 X_T, Y_T 以初值 X_0, Y_0 ,则:

$$Z_{i+1} = Z_E + [(X_i - X_E)^2 + (Y_i - Y_E)^2]^{1/2} \tan\varphi, \quad i = 0, 1, \dots \quad (4)$$

同理,由式(1) - (2)可得:

$$Y_{i+1} = Y_A - [(X_i - X_A)^2 + (Z_{i+1} - Z_A)^2]^{1/2} \tan\theta, \quad i = 0, 1, \dots \quad (5)$$

$$X_{i+1} = X_D + [\rho^2 - (Z_{i+1} - Z_D)^2 - (Y_{i+1} - Y_D)^2]^{1/2}, \quad i = 0, 1, \dots \quad (6)$$

按照式(4) - (6)的顺序进行迭代解算,直至得到足够稳定的解。

2.1.2 算法步骤

第 1 步 初始化。选定 $X_0 = \rho + X_A, Y_0 = X_0 \sin\theta$ 分别为飞机 X 坐标、 Y 坐标初始近似值^[7]。

第 2 步 迭代。按式(4) - (6)的顺序进行迭代解算。

第 3 步 控制。若满足 $(X_{i+1} - X_i)^2 + (Y_{i+1} - Y_i)^2 + (Z_{i+1} - Z_i)^2 \leq \delta$,则停止迭代,以 X_i, Y_i, Z_i 作为飞机相对于着陆点的位置坐标;否则转**第 4 步**。此处, δ 为允许误差。

第 4 步 修改。如果迭代次数达到预定指标次数 N 仍未收敛则方法失效;否则继续迭代。

2.1.3 场地几何条件

为完成对该迭代算法的性能仿真,作如下假设:

测距天线相位中心坐标: $X_D = -3\ 000\text{ m}, Y_D = 0\text{ m}, Z_D = 1\text{ m}$

方位天线相位中心坐标: $X_A = -3\ 000\text{ m}, Y_A = 0\text{ m}, Z_A = 1\text{ m}$

仰角天线相位中心坐标: $X_E = 0\text{ m}, Y_E = 100\text{ m}, Z_E = 1.5\text{ m}$

在上述场地几何信息及假定 $\varphi = 15^\circ, \rho = 10\ 000\text{ m}$ 的条件下,在方位角覆盖范围 $(-20^\circ - +20^\circ)$ 内传统非旋转坐标迭代算法的性能仿真结果见图 2。

图 2 描述了传统非旋转坐标迭代算法 X, Y, Z 坐标迭代解算收敛特性。从图中可以看出该算法在 $\pm 20^\circ$ 方位角覆盖范围内, X, Y, Z 坐标均收敛但速度较慢, X 坐标迭代次数达到 4 - 6 次, Y 坐标迭代次数达到 6 - 8 次, Z 坐标迭代次数达到 6 次。因此该算法所需迭代次数至少为 8 次。

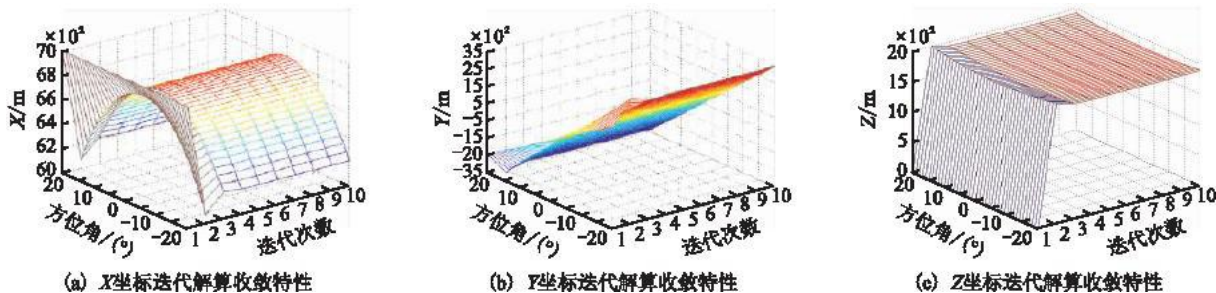


图 2 非旋转坐标迭代算法数值迭代解算收敛曲线

Fig. 2 Convergent curve of traditional iterative algorithm

2.2 旋转坐标迭代算法

图 3 描述了由收敛时得到的飞机坐标 (X_T, Y_T, Z_T) 。根据式(1) - (3)求出的方位角 θ 与真实方位角之

间的误差。从图中可清晰地看出方位角误差分布在 $-1 \times 10^{-7} \sim +2 \times 10^{-7}$ 范围内,有待于进一步提高。

为有效改善传统算法收敛速度慢、精度低的缺陷,本文提出了一种旋转坐标迭代算法。该算法通过坐标系的平移和旋转消除了飞机纵轴方向上的位移^[8],而后以传统迭代算法为基础研究实现具体迭代解算过程。

2.2.1 算法思想

首先对坐标进行平移,即将原点平移到方位天线相位中心,平移后坐标参数用 X_i', Y_i', Z_i' 表示。下面进行理想的坐标旋转,设理想旋转角为 θ_p ,如图4所示。

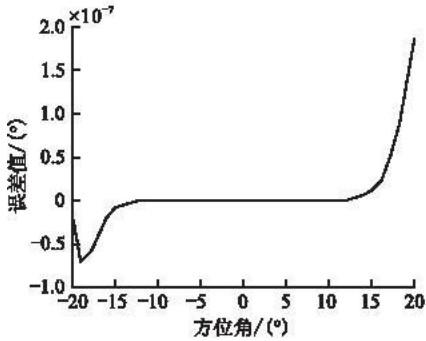


图3 误差曲线

Fig.3 Error graph

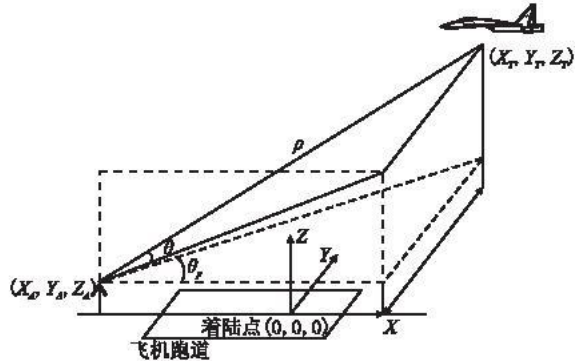


图4 旋转变换原理示意图

Fig.4 Schematic diagram of rotational transform

由图4可知,旋转是在水平面上绕Z轴进行的,故Z轴分量保持不变。经过旋转之后的坐标参数用 X^*, Y^*, Z^* 表示,由欧拉坐标旋转公式可得旋转前后坐标参数之间的数学关系:

$$\begin{bmatrix} X_i^* & X_A^* & X_D^* & X_E^* \\ Y_i^* & Y_A^* & Y_D^* & Y_E^* \\ Z_i^* & Z_A^* & Z_D^* & Z_E^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta_{pi} & -\sin\theta_{pi} & 0 \\ \sin\theta_{pi} & \cos\theta_{pi} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X'_i & X'_A & X'_D & X'_E \\ Y'_i & Y'_A & Y'_D & Y'_E \\ Z'_i & Z'_A & Z'_D & Z'_E \end{bmatrix} \quad (7)$$

经过变换后,飞机在Y轴方向的值为零,即 $Y_i^* = 0 (i=0,1,2, \dots)$ 。因此,坐标经过平移和旋转变换之后,式(4)变换为:

$$Z_{i+1}^* = Z_E^* + [(X_i^* - X_E^*)^2 + (-Y_E^*)^2]^{1/2} \tan\varphi, \quad i=0,1, \dots \quad (8)$$

式(6)变换为:

$$X_{i+1}^* = X_D^* + [\rho^2 - (Z_{i+1}^* - Z_D^*)^2 - (-Y_D^*)^2]^{1/2}, \quad i=0,1, \dots \quad (9)$$

现在研究旋转角 $\theta_{pi} (i=0,1, \dots)$ 。

由于平移和旋转变换后, X_A^*, Y_A^*, Z_A^* 均为0,同时 $Y_i^* = 0 (i=0,1, \dots)$,推导可得旋转角 θ_p 与 θ 的关系为:

$$(\sin\theta_p)_{i+1} = [1 + (Z_{i+1}^*/X_{i+1}^*)^2]^{1/2} \sin\theta, \quad i=0,1, \dots \quad (10)$$

按方程式(7) - (10)的顺序进行迭代计算。当迭代稳定至所需精度时,得其终值 X^*, Y^*, Z^* 。对式(7)进行逆转运算,由于 $Y^* = 0$,故解出 X', Y', Z' 的值为:

$$\begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta_p & 0 \\ -\sin\theta_p & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X^* \\ Z^* \end{bmatrix} \quad (11)$$

对坐标系进行平移反变换即可得出飞机相对于着陆点的位置坐标:

$$\begin{bmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} \quad (12)$$

2.2.2 算法步骤

第1步 初始化。选定 $X_0 = \rho + X_A$ 为飞机X坐标初始近似值,计算初始值: $Y_0 = X_0 \sin\theta$, $Z_0 = Z_E + [(X_0 - X_E)^2 + (Y_0 - Y_E)^2]^{1/2} \tan\varphi$, $\sin\theta_{p0} = \{1 + (Z_0 - Z_A)^2 / [(X_0 - X_A)^2 + (Y_0 - Y_A)^2]\}^{1/2} \sin\theta$ 。

第 2 步 迭代。按方程式(7) - (10)的顺序进行迭代解算。

第 3 步 控制。若满足 $(X_{i+1}^* - X_i^*)^2 + (Z_{i+1}^* - Z_i^*)^2 + (\sin\theta_{p(i+1)} - \sin\theta_{p_i})^2 \leq \delta$, 则停止迭代, 以 X_i^*, Z_i^* 作为旋转坐标值, 以 θ_{p_i} 作为旋转角值, 并依据式(11)及式(12)求出飞机相对于着陆点的位置坐标; 否则转第 4 步。此处, δ 为允许误差。

第 4 步 修改。如果迭代次数达到预定指标次数 N 仍未收敛则方法失效; 否则继续迭代。

与前一节相同条件下, 旋转坐标迭代算法仿真结果见图 5。

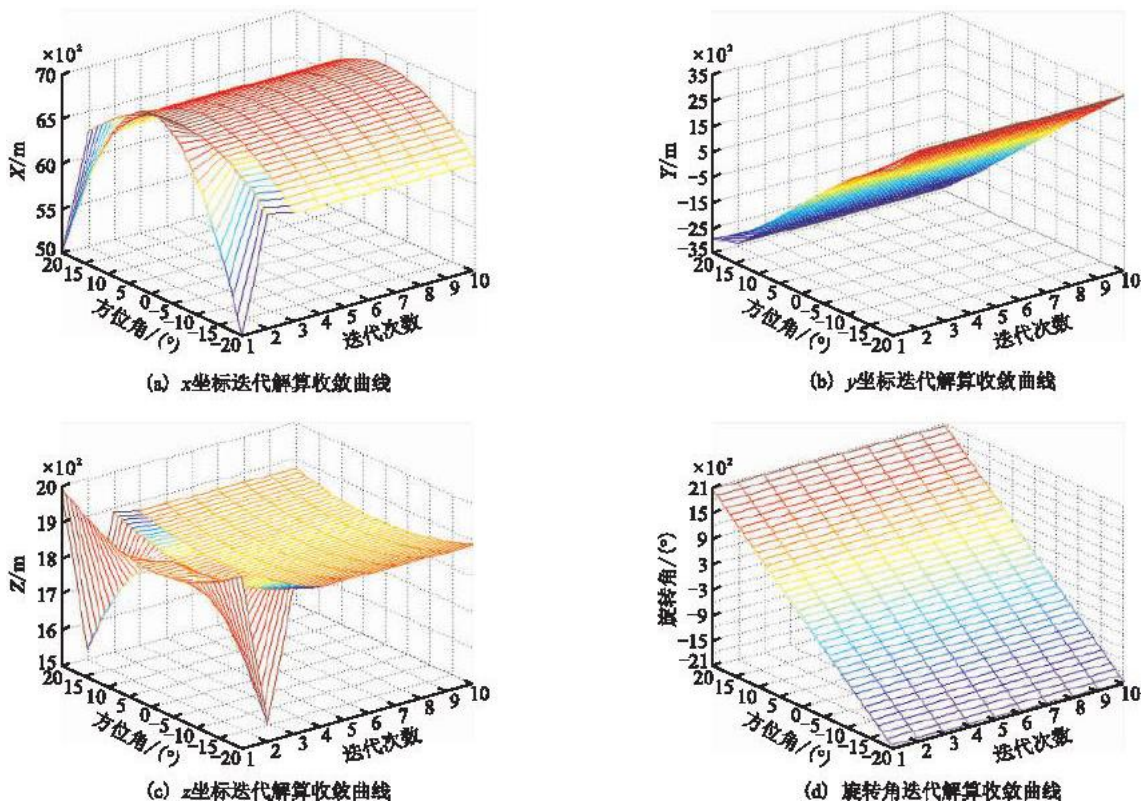


图 5 旋转坐标迭代算法数值迭代解算收敛曲线

Fig.5 Convergent curve of rotational coordinate iterative algorithm

图 5 描述了旋转坐标迭代算法在方位角覆盖范围内, X, Y, Z 坐标及旋转角迭代解算收敛特性。从图中可以看出该算法在 $\pm 20^\circ$ 方位角范围内均收敛, X 坐标迭代次数为 2 - 4 次, Y 坐标迭代次数为 1 次, Z 坐标迭代次数为 3 - 5 次, 旋转角迭代次数为 2 - 4 次, 收敛速度较传统算法提高了近一倍, 提高了无人机制导信息获取的实时性。

图 6 描述了由收敛时得到的飞机坐标 (X_T, Y_T, Z_T) 根据式(1) - (3) 求出的方位角 θ 与真实方位角之间的误差。从图中可以清晰地看出方位角误差分布在 $-8 \times 10^{-15} - +4 \times 10^{-15}$ 范围内, 较传统算法方位角精度提高了近 8 个数量级, 在提高实时性的同时又有效增加了解算结果的精确性。

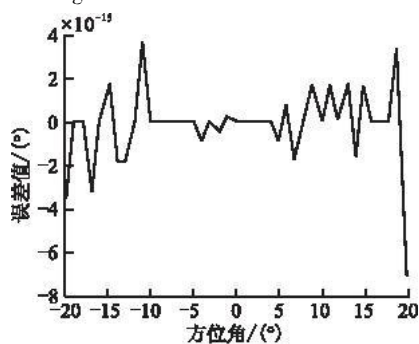


图 6 误差曲线

Fig.6 Error graph

3 结束语

采用微波着陆系统作为无人机自主着陆引导系统在国内尚属首次。无人机微波起降系统机载设备采用迭代算法来实时解算出飞机相对于着陆点的位置坐标, 实现无人机精密进近着陆, 对坐标变换的实时性和精度要求较高。相同条件下仿真对比验证表明: 旋转坐标迭代算法较传统非旋转坐标迭代算法, 收敛快速且精确度高, 对于获得实时、精确的无人机着陆制导信息具有实用价值。

参考文献(References):

- [1] 吴德伟,赵修斌,田孝华.航空无线电导航系统[M].北京:电子工业出版社,2010:169-194.
WU Dewei, ZHAO Xiubin, TIAN Xiaohua. Aeronautical telecommunication navigation system[M]. Beijing: Publishing house of electronics industry, 2010:169-194. (in Chinese)
- [2] 周其焕,魏雄志.微波着陆系统[M].北京:国防工业出版社,1992.
ZHOU Qihuan, WEI Xiongzi. Microwave landing system[M]. Beijing: National defense industry press, 1992. (in Chinese)
- [3] Kelly R J, LaBerge E F C. MLS: a total system approach[J]. IEEE AES magazine, 1990, 5(5): 27-40.
- [4] Scott B C, Goka T, Gates D. MLS/RNAV control display unit development[C]//Proceedings of IEEE 10th digital avionics systems conference. Los Angeles, CA: IEEE, 1991: 331-336.
- [5] 顾承华.用MLS引导飞机实现折线/曲线进场研究[J].导航,1997,34(9):27-34.
GU Chenghua. Study of guiding aircraft to realize segment/curve approach by MLS[J]. Navigation, 1997, 34(9): 27-34. (in Chinese)
- [6] Annex 10-2006. Aeronautical telecommunications[S].
- [7] 贺晋鲁.移动式MLS的坐标变换算法及其数学模型[C]//MMLS论文汇编.西安:西安导航技术研究所,1999:105-115.
HE Jinlu. Algorithm and mathematical model on MLS coordinate transform[C]//MMLS thesis. Xi'an: Navigation institute in Xi'an, 1999:105-115. (in Chinese)
- [8] Powell F D. A rotated-coordinate Gaussian position reconstruction algorithm for the microwave landing system[J]. Navigation, 1990, 37(3): 273-284.
- [9] 张池平,施云慧.计算方法[M].北京:科学出版社,2005:222-260.
ZHANG Chiping, SHI Yunhui. Computing method[M]. Beijing: Publishing house of science, 2005:222-260. (in Chinese)

(编辑:徐楠楠)

Coordinate Transformation Algorithm of UAV Microwave Takeoff and Landing System

WU Song, WU De-wei, WANG Wei

(Telecommunication Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China)

Abstract: In order to obtain real-time and precise airplane position relative to the touchdown point, a rotational coordinate iterative algorithm based on coordinate rotation is presented to solve the measurement equations. Through rotating coordinates, the displacement on the vertical axis is eliminated in this algorithm. Then, the concrete iterative process based on the traditional algorithm is achieved. The coordinate transformation model is established. The proposed method is applied to simulating the coordinate transform in the specific airport environment. What is more, the results are compared with the calculation results from the traditional algorithm. The comparison between them shows that the use of the rotational coordinate iterative algorithm can effectively improve the limitation and deficiency of the traditional algorithm in the convergent speed and accuracy. Moreover, the new algorithm is of practical value in acquiring more accurate and real-time guide information.

Key words: unmanned aerial vehicle; MLS; coordinate transformation