

文章编号 1004-924X(2013)12-3102-09

飞机航炮的数字化校准分析

黄 鹏¹, 王 青^{1*}, 俞慈君¹, 任英武², 任 义², 李江雄¹, 宋西民², 柯映林¹

(1. 浙江大学 机械工程系, 浙江 杭州 310027; 2. 西安飞机国际制造股份有限公司, 陕西 西安 710089)

摘要: 为了提高航炮安装的精度和效率, 提出了一种基于激光跟踪仪的飞机航炮数字化测量方法, 并给出了相应的构建测量精度场及计算安装偏差的策略。首先, 将由公共点构建的现场坐标系作测量基准, 采用航炮测量工装提取航炮实际瞄准轴线。然后, 根据机身参考点获取机身对称轴线, 计算实际瞄准点位置及安装偏差, 并详细说明测量工装设计方案及靶标位置误差补偿方法。最后, 利用误差椭球描述空间点的位置精度, 建立航炮瞄准轴线的不确定度模型; 通过不确定度分析得出工装标定误差及跟踪仪测量误差对测量结果的影响。实验结果显示, 测量得到的安装偏差的重复性精度为 ± 4.813 mm, 瞄准点的位置精度约为 ± 3 mm。结果表明了所提出的方法可以满足航炮安装速度、精度和实时现场测量的要求。

关键词: 数字化装配; 飞机航炮; 激光跟踪仪; 校准; 测量不确定度

中图分类号: TJ86 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20132112.3102

Accuracy analysis for digital boresighting of aircraft gun

HUANG Peng¹, WANG Qing^{1*}, YU Ci-jun¹, REN Ying-wu², REN Yi², LI Jiang-xiong¹, SONG Xi-min², KE Ying-lin¹

(1. College of Mechanical and Energy Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;

2. Xi'an Aircraft International Corporation, Xi'an 710089, China)

* Corresponding author, E-mail: wqing@zju.edu.cn

Abstract: To improve the accuracy and efficiency of setting an aircraft gun, a digital boresighting measurement method based on the laser tracker was proposed. Some topics on the establishment of the measuring precision field and the calculation method of installation deviation were discussed. Firstly, a local coordinate system built by common points was taken as the measuring basis and the actual gun aiming axis was extracted by a Cannon measurement instrument. Then the body axis of symmetry was got by reference points to calculate the actual position of the aiming point and installation deviation according to the assembly requirements. Furthermore, the measurement instrument design and error compensation method of a reflector holder were described in detail. Finally, the position accuracy of measure points was analyzed by the uncertainty ellipsoid, and an uncertainty model based on the theory of stochastic process was introduced to describe the position error of the bore axis. Experimental results indicate that the repeatability precision of the installation deviation is ± 4.813 mm and the position accuracy of aiming point is about ± 3 mm, which meets the assembly requirements of aircraft guns in real time, high-precision, high-speed and stabilization.

Key words: digital assembly; aircraft gun; laser tracker; boresighting; measurement uncertainty

收稿日期: 2013-07-20; 修订日期: 2013-08-09.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 51375442); 国家科技支撑计划资助项目 (No. 2011BAF13B08)

1 引 言

在大型机械产品的制造和装配过程中,经常需要测量部件之间的相对位置。当部件尺寸较大时,在大空间中建立精确的测量基准并实现快速的现场测量难度很大。如在飞机装配中,作为航电、火力系统及相关附件安装的重要内容之一,需要保证航炮、平显和雷达等附件与飞机的相互位置关系准确^[1-2]。传统的校准方法主要利用简单光学设备并结合实物靶板获取附件成品与机身的相互位置和安装偏差^[3-4],其测量精度和效率难以提高。

胡文川^[5]利用单束线结构激光作为测量基准,获取公共基准与待测元素的空间关系,测量了大尺寸空间中几何元素之间的夹角。刘建伟^[6]提出并实现了一种基于相机和立体视觉技术的便携式工业测量系统,实现了对中大型工件的全尺寸测量。周娜^[7]将激光雷达与 iGPS 结合组成测量网络实现对飞机水平状态的测量,并研究了该数字化测量网络的最优布站设计方法。朱永国^[8]提出了一种利用 iGPS 实现飞机惯性导航部件安装校准的方法。

实际工程中,特别是飞机装配测量对系统精度及柔性、便携性和在线测量的实用性提出了越来越高的要求。为此,本文提出利用公共测量点建立测量基准,并对机身及附件的关键几何特征进行测量,并计算安装偏差的校准方法。针对某型飞机航炮校准测量要求,设计了一种基于激光跟踪仪的飞机航炮校准测量系统及相应的测量工装,介绍了该方法的测量原理及工装误差补偿方法,实现了对航炮瞄准轴线及安装偏差的自动测量和计算。从测量环节分析了跟踪仪测量误差及工装标定误差对测量结果的影响,建立了航炮实际瞄准轴线空间不确定度模型,完成了 20 m 测量空间内对飞机及航炮的装配测量任务。

2 航炮安装偏差测量方法

航炮数字化校准时,首先需要建立测量精度场;然后分别对航炮工装及飞机上设置的检测点进行测量,获取其在空间中的坐标并计算安装偏差;最后由操作人员根据实际瞄准点位置对航炮

进行调整。

2.1 测量精度场构建

选择激光跟踪仪对飞机这类大尺度空间对象进行测量时,往往需要设置多个测量站位,或者采用多台跟踪仪联合工作,并经过转站才能完成全机或某一对象的测量工作^[9-12]。通过对三点以上不共线的公共点进行测量并利用预先定义的公共点在全局坐标系中的坐标完成转站,使不同位置的跟踪仪测量坐标系与全局坐标系一致。飞机由 2 个机翼支撑点和 1 个机身支撑点固定,激光跟踪仪与航炮同侧,如图 1 所示。

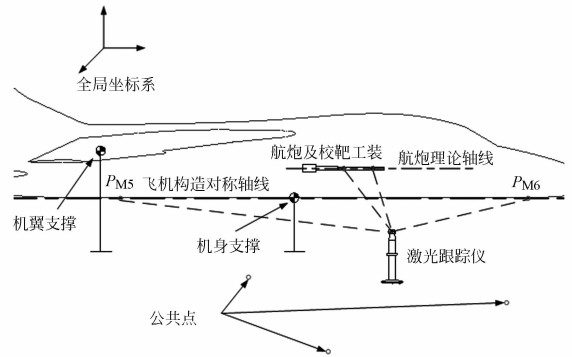


图 1 航炮校靶测量布置示意图

Fig. 1 Measurement arrangement for aircraft gun boresighting

转站后,点 P 在测量坐标系 j 中的坐标 jP 与全局坐标系 i 中的坐标 iP 之间的关系为^[13]:

$${}^iP = {}^iR \cdot {}^jP + {}^iT, \quad (1)$$

式中: iR 为测量坐标系 j 与全局坐标系 i 间的旋转矩阵, iT 为平移向量。

转站完成后,就可对机身参考点 P_{M5} 、 P_{M6} 进行测量,并投影至已知的飞机构造水平面,获得投影点 P_{M5}^{\perp} 和 P_{M6}^{\perp} 。投影点连线即飞机对称轴线,航炮理论瞄准轴线的方向与其相同。建立全局坐标系以水平面作为参考平面。航炮校准时,要求飞机处于水平状态,飞机构造水平面与全局坐标系的参考平面平行。可通过检查飞机上若干水平参考点高差,检验调平精度。

2.2 航炮测量工装

航炮校准时,以炮膛轴线作为瞄准轴线。测量工装固定在航炮上,配合激光跟踪仪完成炮膛轴线的测量任务。测量工装主要由弹簧、导向螺钉、胀套、测量心轴、靶标安装座和把手等组成,如图 2 所示。测量心轴上设 2 个靶标安装座,用于

安装激光跟踪仪靶球,内设弹簧。工装插入航炮后,航炮测量心轴上的 2 个胀紧套在弹簧拉力作用下与炮管内壁贴实,消除工装与航炮膛间的间隙,保证测量心轴轴线与炮膛轴线(实际瞄准轴线)重合。

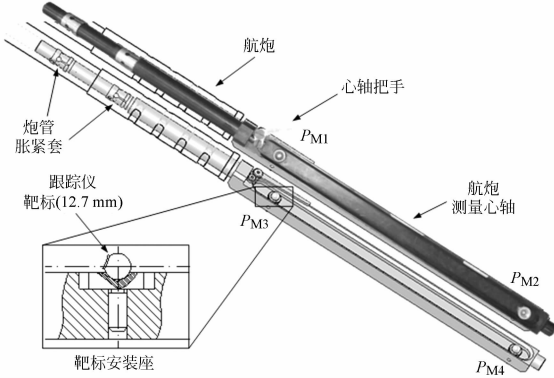


图 2 航炮测量工装

Fig. 2 Measurement instrument for aircraft gun

跟踪仪靶标大小为 0.5 inch($\Phi 12.7$ mm),安装座为两方向可调式,由靶标偏心座和偏心座螺套组成,如图 3 所示。靶标偏心座与球型靶标的配合面为锥面,内设磁钢实现对靶标的可靠定位,转动偏心座可以调整靶标中心在 A 方向的位置。靶标偏心座通过偏心座螺套与测量心轴相连,转动螺套可以调整靶标中心在 B 方向的位置。安装座螺套螺距为 1 mm,螺套转动 1° 时的安装座在 A 向调整量为 0.002 7 mm。偏心距的设计值为 0.5 mm,偏心座转动 1° 时的安装座在 B 向调整量为 0.005 5 mm。偏心座螺套与偏心座配合孔及端面间的垂直度要求为 0.008 mm。

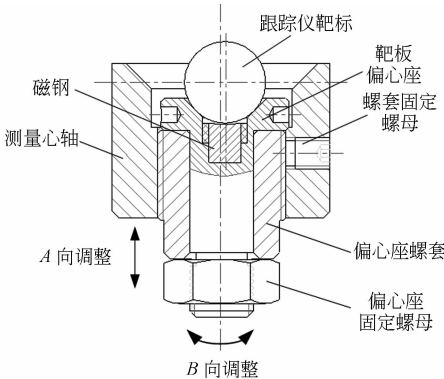


图 3 可调式靶标安装座

Fig. 3 Adjustable laser tracker reflector holder

工装在使用前,需要利用激光跟踪仪标定每个靶标安装座位置,确保测量心轴轴线通过每个靶标的中心,并用红漆标定紧固螺母位置以备定期检查。

2.3 航炮安装偏差计算

航炮校准时,主要检查实际瞄准轴线与理论瞄准轴线之间的夹角。可获取实际瞄准轴线及理论瞄准轴线与靶板平面的交点,以这两点间的距离作为安装偏差。

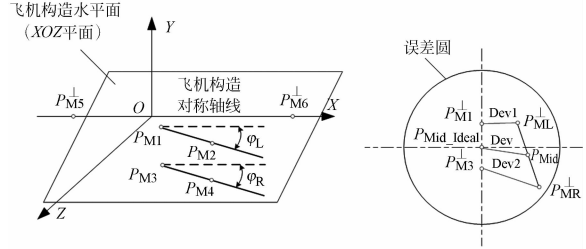


图 4 航炮安装偏差计算示意图

Fig. 4 Installation deviation of aircraft gun

如图 4 所示, $O-XYZ$ 为飞机坐标系,由直线 P_{M5} 和 P_{M6} 确定的飞机对称轴线方向为 $d(d_1, d_2, d_3)$ 。利用校靶工装上 4 个测量点的坐标值, $P_{M1}(x_{11}, x_{12}, x_{13})$, $P_{M2}(x_{21}, x_{22}, x_{23})$, $P_{M3}(x_{31}, x_{32}, x_{33})$, $P_{M4}(x_{41}, x_{42}, x_{43})$ 来计算航炮安装偏差:

(1) 计算理论瞄准点位置: $P_{M1}^{\perp}, P_{M3}^{\perp}$ 为 P_{M1}, P_{M3} 沿理论瞄准线方向(飞机对称轴线方向)与平行 YOZ 平面的靶板平面的交点,线段 $P_{M1}^{\perp} P_{M3}^{\perp}$ 的中点即左右炮管的理论瞄准点 P_{Mid_ideal} 。

(2) 计算瞄准轴线相对理论瞄准轴线的偏角:

$$\varphi_L = \arccos \frac{dd_L}{\|d\| \|d_L\|} = \arccos(dd_L),$$

$$\varphi_R = \arccos \frac{dd_R}{\|d\| \|d_R\|} = \arccos(dd_R),$$

其中: d_L 和 d_R 分别为左右两个炮管瞄准轴线 L_L 和 L_R 的方向, $d_L = \frac{P_{M1} P_{M2}}{\|P_{M1} P_{M2}\|}$, $d_R = \frac{P_{M3} P_{M4}}{\|P_{M3} P_{M4}\|}$ 。

(3) 计算左右炮管瞄准点 $P_{ML}^{\perp}, P_{MR}^{\perp}$ 及安装偏差 Dev 。 D 为 P_{M1}, P_{M3} 至靶板平面的距离,由直线 $P_{M1} P_{M2}$ 确定的左炮管瞄准轴线 L_L 为:

$$L_L(t) = P_{M1} + td_L, \tag{2}$$

则, $P_{ML}^{\perp} = L_L(t')$, $t' = \frac{D}{\cos \varphi_L \|d_L\|}$ 。

由 $P_{M3} P_{M4}$ 确定的右炮管瞄准轴线直线 L_R

为:

$$L_R(t) = P_{M3} + t d_R, \quad (3)$$

$$\text{则, } P_{MR}^\perp = L_R(t''), t'' = \frac{D}{\cos \varphi_R \parallel d_R \parallel}.$$

线段 $P_{ML}P_{MR}$ 的中点即左、右炮管的实际瞄准点 P_{Mid} , 航炮安装偏差的计算公式为:

$$\begin{aligned} Dev_1 &= D \sqrt{\sum_{i=1}^3 \left(d_i - \frac{(x_{1i} - x_{2i})}{F_2 \cdot F_1^2} \right)^2} \\ Dev_2 &= D \sqrt{\sum_{i=1}^3 \left(d_i - \frac{(x_{3i} - x_{4i})}{F_4 \cdot F_3^2} \right)^2}, \\ Dev &= D \sqrt{\sum_{i=1}^3 \left(d_i - \frac{(x_{1i} - x_{2i})}{F_2 \cdot F_1^2} - \frac{(x_{3i} - x_{4i})}{2F_4 \cdot F_3^2} \right)^2} \end{aligned} \quad (4)$$

式中:

$$\begin{aligned} F_1 &= \sum_{i=1}^3 (x_{1i} - x_{2i})^2, F_2 = \left(\sum_{i=1}^3 d_i \cdot (x_{1i} - x_{2i}) \right) / F_1^2, \\ F_3 &= \sum_{i=1}^3 (x_{3i} - x_{4i})^2, F_4 = \left(\sum_{i=1}^3 d_i \cdot (x_{3i} - x_{4i}) \right) / F_3^2. \end{aligned}$$

3 测量不确定度分析

3.1 误差椭球

空间点的位置不确定度可以用“置信域”来描述,点的坐标以一定的概率落入该区域中。不确定度椭球(误差椭球)的边界为椭球面,面内的概率密度总大于面外的密度,常用于描述空间点的置信域^[8,14]。设坐标系 j 中,点 P 的坐标 ${}^jP = ({}^jx_1, {}^jx_2, {}^jx_3)^T$ 服从三维正态分布,其均值为 ${}^j\mu$, 协方差矩阵为 jC , 当概率密度为一常数时,即:

$$({}^jp - {}^j\mu)^T \cdot {}^jC^{-1} \cdot ({}^jp - {}^j\mu) = \text{常数}$$

上式为空间中的一组以 ${}^j\mu$ 为中心的椭球面方程。定义点 P 在坐标系 j 中的误差椭球为:

$$\begin{aligned} E_e &= \{ {}^jP \mid ({}^jP - {}^j\mu)^T \cdot {}^jC^{-1} \cdot ({}^jP - {}^j\mu) \leq e^2 \} = \\ &= \{ {}^jP \mid ({}^jP - {}^j\mu)^T (e^2 \cdot {}^jC)^{-1} ({}^jP - {}^j\mu) \leq 1 \} = \\ &= \left\{ {}^jP \mid \frac{({}^jx_1 - {}^ju_1)^2}{a^2} + \frac{({}^jx_2 - {}^ju_2)^2}{b^2} + \frac{({}^jx_3 - {}^ju_3)^2}{c^2} \leq 1 \right\} \end{aligned} \quad (5)$$

其中: a, b, c 分别为误差椭球的半轴长。误差椭球的形状由 $(e^2 \cdot {}^jC)$ 确定,可定义坐标系 j 中的不确定性矩阵为 ${}^jU = e^2 \cdot {}^jC$, 则不确定性矩阵与协方差矩阵相差一个常数 e^2 。 e 取不同值时, 对应不同大小的椭球, 可根据置信度水平确定 e 值, 一般 $e=2$ 。

3.2 航炮测量点不确定度

航炮校准的关键在于得到准确的瞄准轴线, 当跟踪仪转站误差较小时, 测量点位置不确定度主要与单点测量误差及安装座标定误差有关。

(1) 激光跟踪仪单点测量不确定度

激光跟踪仪得到的空间点坐标的原始测量值为极坐标形式, 即通过单光束激光干涉仪及 2 个角度编码器测得被测点的空间距离、水平角和垂直角, 然后按极坐标测量原理得到空间点的三维坐标。

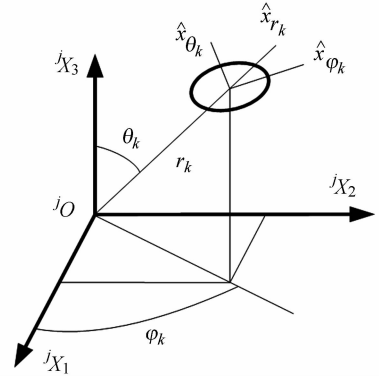


图 5 跟踪仪测量坐标系中点的不确定椭球

Fig. 5 Spherical coordinate system with uncertainty ellipsoid

跟踪仪测量坐标系 j 中, k 点的不确定度椭球如图 5 所示, 其中 ${}^jr_k, {}^j\theta_k$ 和 ${}^j\varphi_k$ 为 k 点到测量坐标系原点的空间距离、水平角和垂直角, ${}^ju_{r_{\min}}, {}^ju_r$ 及 ${}^ju_\theta$ 由跟踪仪固有测量精度决定, 为一定置信概率下的扩展不确定度。 ${}^ju_{r_{\min}}$ 与测量现场环境及测量激光的波长有关, ${}^ju_\varphi$ 及 ${}^ju_\theta$ 与角度编码器的角度测量误差有关。

若误差变量间相互独立, 且在坐标系 j 下, k 点的测量值 ${}^jM_k = ({}^jr_k^M, {}^j\varphi_k^M, {}^j\theta_k^M)^T$, 服从三维正态分布。 设 ${}^j\mu_k = [{}^jr_k, {}^j\varphi_k, {}^j\theta_k]^T$ 为真值, 则极坐标下该点不确定性矩阵为:

$$U_k = \begin{bmatrix} ({}^ju_{r_{\min}} + {}^jr_k \cdot {}^ju_r)^2 & 0 & 0 \\ 0 & {}^jr_k^2 \cdot {}^ju_\varphi^2 & 0 \\ 0 & 0 & {}^jr_k^2 \cdot {}^ju_\theta^2 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

定义旋转矩阵:

$$R_k = \begin{bmatrix} \sin({}^j\theta_k) \cos({}^j\varphi_k) & -\sin({}^j\varphi_k) & -\cos({}^j\theta_k) \cos({}^j\varphi_k) \\ \sin({}^j\theta_k) \sin({}^j\varphi_k) & \cos({}^j\varphi_k) & -\cos({}^j\theta_k) \sin({}^j\varphi_k) \\ \cos({}^j\theta_k) & 0 & \sin({}^j\theta_k) \end{bmatrix}$$

其中： \mathbf{R}_k 的列向量为误差椭球在 j 坐标系下的主轴方向向量。则测量坐标系 j 中第 k 点的不确定性矩阵 ${}^j\mathbf{U}_k$ 为：

$${}^j\mathbf{U}_k = \mathbf{R}_k \cdot \mathbf{U}_k \cdot (\mathbf{R}_k)^T, \quad (7)$$

由式(1), 点 k 在全局坐标系 i 中的不确定性矩阵 ${}^i\mathbf{U}_k$ 为^[15]：

$${}^i\mathbf{U}_k = {}^i\mathbf{R} \cdot {}^j\mathbf{U}_k \cdot {}^i\mathbf{R}^T. \quad (8)$$

(2) 靶标安装座标定

设靶球中心 O' 初始位置位于 $p_0(x_0, z_0)$ 点, 安装座调整方向 A 与 Z^I 轴夹角为 θ , 校准过程如图 6 所示。其中 ${}^I X^I O^I Z^I$ 为标定时测量坐标系, O 为靶球中心理论位置。若测量无误差, 安装座调整过程为: 第一次调整, B 向位置不变, 调整 A 向位置, 直到靶球 Z^I 坐标为 0, 此时 O' 位于 p_1 点; 第二次调整, A 向位置不变, 调整 B 向位置, 直到靶球 O' 在 ${}^I X$ 坐标为 0, 此时 O' 位于 p_2 点。

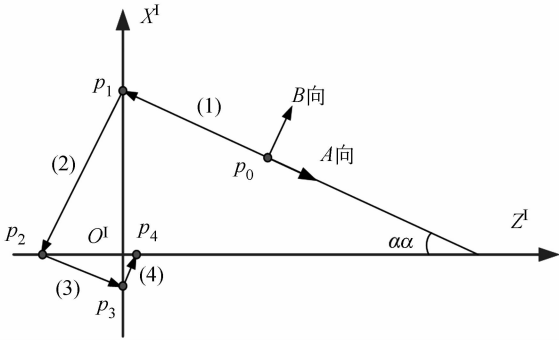


图 6 靶板安装座校准过程

Fig. 6 Calibration of adjustable reflector holder

n 次调整后, O' 位于 p_n 处, 与 O 的距离(标定误差)为：

$$\Delta_n = \tan^{-1} \alpha \cdot (x_0 + \text{tg} \alpha \cdot z_0), \quad (9)$$

当 $|\tan \theta| < 1$ 时, $\lim_{n \rightarrow \infty} \Delta_n \rightarrow 0$, 经过多次调整后, 标定误差会大大降低。为了减少调整次数, 应减小调整方向与测量坐标系轴向的夹角 α , 使靶标座调整方向与测量坐标系的轴向一致。若不考虑工装变形及操作误差, 标定误差由标定时的测量误差决定。

(3) 合成不确定度

如图 7 所示, 在利用测量辅助工装对航炮瞄准轴线进行测量时, 若不考虑工装的安装误差, 则最终测量结果受跟踪仪测量误差和标定误差的共

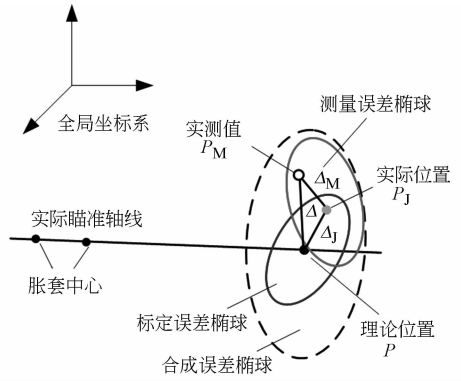


图 7 标定误差及测量误差对校准测量的影响

Fig. 7 Holder adjustment error and measurement error

同影响, 实际得到的测量点坐标为 P_M ：

$$P_M = P + \Delta_J + \Delta_M$$

其中, 标定误差为 $\Delta_J = P_J - P$, 测量误差为 $\Delta_M = P_M - P_J$ 。

设 Δ_J 和 Δ_M 服从正态分布, 其不确定度矩阵分别为 \mathbf{U}_J 和 \mathbf{U}_M 。考虑到标定时工装跟踪仪较近, 误差 Δ_J 较小, 因此可用 P 点的不确定度代替 P_J 处的不确定度, 即：

$$\mathbf{U}_J(P + \Delta_J) \approx \mathbf{U}_J(P), \quad (10)$$

当 Δ_J 与 Δ_M 相互独立时, P_M 的不确定矩阵为：

$$\mathbf{U}_M = \mathbf{U}_{\Delta_J} + \mathbf{U}_{\Delta_M}. \quad (11)$$

3.3 航炮瞄准轴线不确定度

航炮校准时, 以两测量点坐标确定航炮实际瞄准轴线。当这两点的坐标具有不确定性时, 直线也会按一定的概率在特定的范围内变动^[16]。

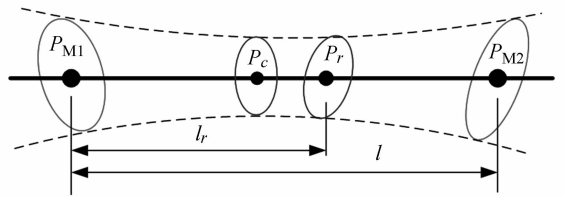


图 8 直线上的点

Fig. 8 Points on line

图 8 中, 点 $P_r(x_{r_1}, x_{r_2}, x_{r_3})^T$ 是由两已知点 P_{M1} 和 P_{M2} 确定的直线上一点, 如图 5 所示。 P_r 点的坐标可以通过已知点坐标的线性组合来计算, 即：

$$P_r = r P_{M2} + (1-r) P_{M1}, \quad (12)$$

其中： $|r| = l_r / l$ 。设 P_{M1} 和 P_{M2} 的坐标服从正态

分布,协方差矩阵 $C_{12} = \text{cov}([P_{M1}, P_{M2}], [P_{M1}, P_{M2}])$ 。此时, P_r 点坐标也服从正态分布,由协方差矩阵性质及(12)式,其协方差矩阵 C_r 为:

$$C_r = rC_{12}r^T, \quad (13)$$

式中系数向量 $r = [r, r, r, (1-r), (1-r), (1-r)]^T$ 。

当 $r \in [0, 1]$ 时, P_r 为线段 $P_{M1}P_{M2}$ 的内点, P_r 的点位方差 σ_{pr}^2 为:

$$\begin{aligned} \sigma_{pr}^2 = & r^2(C_{12}(4,4) + C_{12}(5,5) + C_{12}(6,6) + \\ & 2r(1-r)(\rho_{(21)(11)}\sqrt{C_{12}(4,4)C_{12}(1,1)} + \\ & \rho_{(22)(12)}\sqrt{C_{12}(5,5)C_{12}(2,2)} + \rho_{(23)(13)}\sqrt{C_{12}(6,6)C_{12}(3,3)}) + \\ & (1-r)^2(C_{12}(1,1) + C_{12}(2,2) + C_{12}(3,3)), \quad (14) \end{aligned}$$

其中:相关系数 $\rho_{(2i)(1i)} = \frac{\text{cov}(x_{2i}, x_{1i})}{\sqrt{D(x_{2i})D(x_{1i})}}$, $i = 1, 2, 3$ 。

由上式可知,任意内点的点位误差 σ_{pr}^2 均小于 P_{M1} 和 P_{M2} 的点位误差 σ_{p1}^2 和 σ_{p2}^2 。即当 $r=0$ 时, $\sigma_{pr}^2 \leq \sigma_{p1}^2$; 当 $r=1$ 时, $\sigma_{pr}^2 \leq \sigma_{p2}^2$ 。设点位误差最小点 P_c 在 r_c 处取得,令 $d(\sigma_{pr}^2)/dr=0$, 可解得 r_c 的值。当 P_{M1} 和 P_{M2} 的坐标相互独立时:

$$r_c = \begin{cases} < 1/2 & \sigma_{p2}^2 > \sigma_{p1}^2 \\ = 1/2 & \sigma_{p2}^2 = \sigma_{p1}^2 \\ > 1/2 & \sigma_{p2}^2 < \sigma_{p1}^2 \end{cases}. \quad (15)$$

当两已知点的点位精度相同时, P_c 为线段中点; 当两已知点的点位精度不等时, 临界误差椭圆与点位精度较高的端点近一些。

当 $r \notin [0, 1]$ 时, P_r 为线段 $P_{M1}P_{M2}$ 的线段的外点。当相关系数均取最小值 0 时, 式(14)化为:

$$\sigma_{pr}^2 \geq r^2(C_{12}(4,4) + C_{12}(5,5) + C_{12}(6,6)) + (1-r)^2(C_{12}(1,1) + C_{12}(2,2) + C_{12}(3,3)). \quad (16)$$

当 $r > 1$ 时, $\sigma_{pr}^2 \geq \sigma_{p2}^2$; 当 $r < 0$, $\sigma_{pr}^2 \geq \sigma_{p1}^2$ 。直线 $P_{M1}P_{M2}$ 上任意外点的点位误差均大于与其较近的已知点的点位误差, 且该点位误差的下界随着该点到与其较近的已知点距离的增大而增大。

要得到误差椭圆构造的直线不确定域的边界曲面解析表达式比较困难。利用点位误差可以构造不确定球作为不确定椭球的近似, 并用包络法得到直线不确定域边界的解析方程。定义点 P_r 的误差椭圆对应的误差球的半径为 R_r , 令:

$$R_r^2 = \left(\frac{a_r + b_r + c_r}{3}\right)^2 \leq e^2 \cdot \frac{\sigma_{pr}^2}{3}.$$

近似误差球的半径的上界由该点的点位误差

决定, 当点位误差各向同性 ($a_r = b_r = c_r$), 误差椭圆退化为误差球时, 等号成立。误差球半径的近似计算公式为:

$$R_r \approx e \sqrt{\frac{\sigma_{pr}^2}{3}}. \quad (17)$$

直线上各点的误差球半径体现了点位误差的大小, 其变化规律与点位误差的变化类似。不确定域的边界为误差球族的包络面, 即由一组以 R_r 为半径的圆的包络线绕中心 $P_{M1}P_{M2}$ 旋转而成。

3.4 安装偏差不确定度

当机身对称轴线及 D 确定时, 安装偏差 Dev_1, Dev_2 和 Dev 为测量点 P_{M1}, P_{M2}, P_{M3} 和 P_{M4} 的坐标的函数, 可对式(4)分别取偏导线性化, 即:

$$\begin{aligned} Dev_1 & \approx J_1 \cdot [x_{11}, x_{12}, x_{13}, x_{21}, x_{22}, x_{23}]_{1 \times 6}^T \\ Dev_2 & \approx J_2 \cdot [x_{31}, x_{32}, x_{33}, x_{41}, x_{42}, x_{53}]_{1 \times 6}^T, \\ Dev & \approx J \cdot [x_{11}, x_{12}, x_{13}, \dots, x_{41}, x_{42}, x_{43}]_{1 \times 12}^T \end{aligned} \quad (18)$$

式中:

$$\begin{aligned} J_1 & = \left[\frac{\partial Dev_1}{\partial x_{11}}, \frac{\partial Dev_1}{\partial x_{12}}, \frac{\partial Dev_1}{\partial x_{13}}, \frac{\partial Dev_1}{\partial x_{21}}, \frac{\partial Dev_1}{\partial x_{22}}, \frac{\partial Dev_1}{\partial x_{23}} \right]_{1 \times 6} \\ J_2 & = \left[\frac{\partial Dev_2}{\partial x_{31}}, \frac{\partial Dev_2}{\partial x_{32}}, \frac{\partial Dev_2}{\partial x_{33}}, \frac{\partial Dev_2}{\partial x_{41}}, \frac{\partial Dev_2}{\partial x_{42}}, \frac{\partial Dev_2}{\partial x_{43}} \right]_{1 \times 6} \\ J & = \left[\frac{\partial Dev}{\partial x_{11}}, \frac{\partial Dev}{\partial x_{12}}, \frac{\partial Dev}{\partial x_{13}}, \dots, \frac{\partial Dev}{\partial x_{41}}, \frac{\partial Dev}{\partial x_{42}}, \frac{\partial Dev}{\partial x_{43}} \right]_{1 \times 12} \end{aligned}$$

当各测量点的位置不确定度矩阵已知时, 根据以上线性关系可以计算安装偏差的不确定度。

4 测量实验与结果

某型飞机航炮安装时, $D=25$ m, 要求 $Dev < 30$ mm。下面以某架次飞机航炮校靶为例, 在传统方法检测合格的基础上采用本文提出方法进行测量, 以验证该方法的准确性。构建测量精度场时, 采用 NIVEL 230 电子水平仪获取实际水平面。测量环境参数为: 温度 22.6°C , 湿度 28.3% , 气压 970.515 Pa。跟踪仪为 Leica AT901-LR, 精度参数为^[17]: $u_{\text{min}} = 15 \mu\text{m}$, $u_r = 0.5 \mu\text{m/m}$, $u_\varphi = u_\theta = 6 \mu\text{m/m}$ 。

机身水平测量点高差及测量结果如表 1 所示, 水平面的横向调平误差为 $0.0 \text{ mm} < 0.5 \text{ mm}$; 纵向调平误差为 $-0.1 \text{ mm} < 0.5 \text{ mm}$, 调平误差满足要求。

表 1 机身参考点测量结果

Tab.1 Measuring results of benchmark points in aircraft

坐标	数值
水平测量点 1 坐标	(-2 452.873, 814.725, -615.590)
水平测量点 2 坐标	(-10 606.780, 814.786, -1 204.562)
水平测量点 3 坐标	(-12 758.457, 1 133.649, -5 119.235)
水平测量点 4 坐标	(-12 758.038, 1 133.609, 5 120.049)
P_{M5} 坐标	(-2.160, 6.292, -1.140)
P_{M6} 坐标	(-11 620.544, -6.792, -1.949)

表 3 瞄准点及安装偏差不确定度

Tab.3 Uncertainty of installation deviation and aiming point

参数	数值
P_{ML} 的误差椭球半径	(2.883, 3.714, 4.690)
P_{ML} 的误差球半径	3.834
$u_{Dev1}(2\sigma)$	3.493
P_{MR} 的误差椭球半径	(2.884, 3.732, 4.704)
P_{MR} 的误差球半径	3.846
$u_{Dev2}(2\sigma)$	3.505
P_{Mid} 的误差椭球半径	(2.039, 3.451, 4.001)
P_{Mid} 的误差球半径	3.269
$u_{Dev}(2\sigma)$	4.813



图 9 航炮测量结果及软件界面

Fig.9 Measuring result of aircraft gun boresighting

图 9 所示为该架次飞机航炮校准完成后的测量结果, $Dev=4.893\text{ mm} < 30\text{ mm}$, 航炮安装误差符合要求。测量工装标定时与跟踪仪距离约为 3 m, 测量点及安装偏差不确定度如表 2、表 3 所示。

表 2 测量参数及测量点不确定度

Tab.2 Uncertainty of measurement points (mm)

参数	数值
跟踪仪转站 旋转矩阵 R	$\begin{bmatrix} 0.999\ 6 & -0.008\ 7 & 0.026\ 2 \\ 0.010\ 1 & 0.998\ 6 & -0.052\ 3 \\ -0.025\ 7 & 0.052\ 6 & 0.9983 \end{bmatrix}$
跟踪仪转站平移向量 T	$(1250\ 5200\ 3500)^T$
P_{M1} 误差椭球半径	(0.057, 0.034, 0.046)
P_{M2} 误差椭球半径	(0.056, 0.044, 0.035)
P_{M3} 误差椭球半径	(0.057, 0.034, 0.046)
P_{M4} 误差椭球半径	(0.057, 0.044, 0.035)

为了评估测量的重复性精度对航炮进行了连续 6 次的重复测量计算, 获得的瞄准点连线的中点 P_{Mid} 如图 10 所示。6 次测量结果都落在均值点(4.307, -2.322)为圆心, 以 3.269 mm(误差球半径)为半径的圆内, 说明基于激光跟踪仪得到的航炮测量结果的稳定性很好, 利用直线近似不确定域可以估计 P_{Mid} 散布的范围。

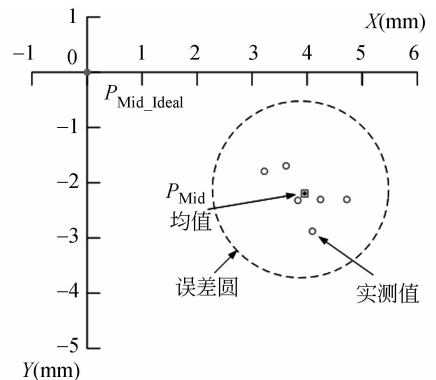


图 10 瞄准点测量重复性精度实验结果

Fig.10 Result of system repeatability

P_{Mid} 的不确定度圆的半径约比容差要求小一个数量级, 测量精度可以满足航炮安装精度要求。瞄准点为线段外点, 由式(16)可知, 当两已知点位置误差一定时, 瞄准点的位置不确定度随两点间距离增大而减小。当瞄准点精度要求较高时, 可增加校靶工装的长度以减小激光测量误差的影响。

5 结 论

本文提出了一种基于激光跟踪仪的飞机航炮

数字化测量方法,给出了相应的测量精度场构建方法及安装偏差的计算方法。由不确定度分析可知,在给定的跟踪仪精度下,测量得到的航炮实际瞄准轴线位置不确定度与测量点的布局有关。实验表明,测量得到的安装偏差的重复性精度为 ± 4.813 mm;瞄准点的位置精度约为 ± 3 mm,表明

所提出的方法可以满足航炮快速安装、高精度、实时的现场测量要求。

目前,该航炮校准方法已经成功地应用在某型号飞机航炮的安装上,并经过了多架次飞机试运行验证,成功实现了航炮校靶过程的数字化和自动化,大幅度提升了飞机装配的质量和稳定性。

参考文献:

- [1] 杨长启,张列航. 空空导弹挂装精度的校靶方法[J]. 航空科学技术, 2009, 4: 31-32.
YANG CH Q, ZHANG L H. A calibration method for the accuracy of the air-to-air missile hanging [J]. *Aeronautical Science Technology*, 2009, 4: 31-32. (in Chinese)
- [2] 赵思宏,高晓龙,贾秋锐. 某型飞机火控校靶仪的研究与设计[J]. 光学精密工程, 2003, 11(6): 581-585.
ZHAO S H, GAO X L, JIA Q R. Design and development of fire control target verifiers[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2003, 11(6): 581-585. (in Chinese)
- [3] 何景峰,周志刚,杨满忠. 某型外场用平视显示器视准仪校靶原理[J]. 火力与指挥控制, 2001, 27: 40-41.
HE J F, ZHOU ZH G, YANG M ZH. The mechanism of head-up display sight calibrator used in out-field [J]. *Fire Control & Command Control*, 2001, 27:40-41. (in Chinese)
- [4] 富容国,常本康,钱芸生,等. 激光值示器光轴调校技术[J]. 光学技术, 2007, 33(2):239-244.
FU R G, CHANG B K, QIAN Y SH, *et al.*. The rectifying technology of the laser ranger director [J]. *Optical Technique*, 2007, 33(2) 239-244. (in Chinese)
- [5] 胡文川,裘祖荣,张国雄. 大尺寸空间异面直线夹角的检测[J]. 光学精密工程, 2012, 20(7): 1427-1433.
HU W CH, QIU Z R, ZHANG G X. Measurement of large-scale space angle formed by non-uniplanar lines[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(7): 1427-1433. (in Chinese)
- [6] 刘建伟,梁晋,梁新合,等. 大尺寸工业视觉测量系统[J]. 光学精密工程, 2010, 18(1): 126-134.
LIU J W, LIANG J, LIANG X H, *et al.*. Industrial vision measuring system for large dimension work-pieces [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(1):126-134. (in Chinese)
- [7] 周娜,安志勇,李丽娟,等. 飞机数字化测量网络布站设计[J]. 光学精密工程, 2012, 20(7): 1485-1491.
ZHOU N, AN ZH Y, LI L J, *et al.*. Design of multi-station network arrangement for aircraft digital measurement [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(7):1485-1491. (in Chinese)
- [8] 朱永国,黄翔,秦龙刚. 基于局域GPS的飞机惯性导航部件安装校准[J]. 南京航空航天大学学报, 2009, 41(5): 615-619.
ZHU Y G, HUANG X, QIN L G. Installation and calibration of airplane inertial navigation based on indoor GPS [J]. *Jouranal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2009, 41(5): 615-619. (in Chinese)
- [9] SAADAT M, CRETIN L. Measurement systems for large aerospace components [J]. *Sensor Review*, 2002, 22(3): 199-206.
- [10] 蔡闻峰,周惠群,何颖. 激光跟踪仪在无人飞机总装中的应用[J]. 工具技术, 2006, 40(8): 77-80.
CAI W F, ZHOU H Q, HE Y. Study and application for UAV assemble by laser tracker [J]. *Tool Engineering*, 2006, 40(8): 77-80. (in Chinese)
- [11] MORISHITA T, ASANO H, ITO T, *et al.*. The Dtl/sdtl alignment of the J-parc linac [C]. *Particle Accelerator Conference*, 2007: 1523-1525.
- [12] MITCHELL J P, SPENCE A D, HOANG M. Sensor fusion of laser trackers for use in large-scale precision metrology [J]. *SPIE*, 2004, 5263(57):57-65.
- [13] LIU Y, RODRIGUES M A. Using rigid constraints to analyse motion parameters from two sets of 3D corresponding point pattern [C]. *Computer Analysis of Images and Patterns. Springer Berlin Heidelberg*, 1999: 321-328.
- [14] 杜正春,朱永飞,姚振强. 基于误差椭球的激光雷

达测量系统精度分析[J]. 上海交通大学学报, 2009, 43(12): 1881-1884.

DU ZH CH, WEI Y F, YAO ZH Q. Accuracy analysis of laser radar measurement system based on error ellipsoid model [J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2009, 43(12): 1881-1884. (in Chinese)

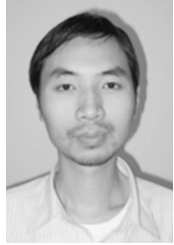
[15] PREDMORE C R. Bundle adjustment of multi-position measurements using the Mahalanobis dis-

tance [J]. *Precision Engineering*, 2010, 34: 113-123.

[16] SHI W ZH, LIU W B. A stochastic process-based model for the positional error of line segments in GIS [J]. *Geographical Information Science*, 2000, 14: 51-66.

[17] LEICA G. *Laser Trackers and Leica T-Products* [M]. Copyright Leica Geosystems AG, Switzerland, 2009, 2: 53-55.

作者简介:



黄 鹏(1981—),男,广西桂林人,博士研究生,主要从事飞机数字化装配、数据集成等方面的研究。E-mail: hp1981hp@sina.com



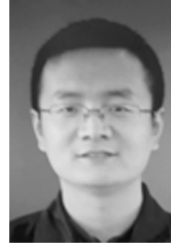
王 青(1979—),男,山东泰安人,2000年于山东工业大学获得学士学位,2006年于浙江大学获得博士学位,主要研究方向:飞机数字化装配,复杂装配系统集成等。E-mail: wqing@zju.edu.cn



俞慈君(1981—),男,浙江慈溪人,2004年、2010年于浙江大学分别获得学士、博士学位。主要研究方向为飞机数字化装配精度场理论及应用、数字化测量技术。E-mail: yuppy@zju.edu.cn



任英武(1975—),男,陕西蒲城人,2001年于陕西理工大学获得学士学位。主要研究方向为飞机制造及装配技术。



任 义(1981—),男,陕西富平人,2005年于东华理工大学获得学士学位。主要研究方向为飞机制造及装配技术。E-mail: renyi8257624@163.com



李江雄(1969—),男,湖南湘潭人,教授、博士生导师,1990年于衡阳工学院获得学士学位,1995年、1998年于浙江大学分别获得硕士、博士学位,主要研究方向为飞机数字化装配技术及系统、机械CAD、反求工程CAD建模技术及系统。E-mail: ljxiong@zju.edu.cn



宋西民(1964—),男,陕西西安人,1986年于西北工业大学获得学士学位,2000年于西安交通大学获得硕士学位。主要研究方向为飞机制造及装配技术。

导师简介:



柯映林(1963—),男,湖北黄石人,教授,博士生导师,1983年于武汉化工学院获得学士学位,1988年、1992年于南京航空航天大学分别获得硕士、博士学位,主要从事先进制造工艺及装备技术方面的研究。E-mail: ylke@zju.edu.cn