

DOI: 10.13382/j.jemi.B2508696

# 基于机身点云特征的机载电子对抗装备测试点自动定位技术研究\*

李文海 郭凯 孙伟超 唐贞豪

(海军航空大学 烟台 264001)

**摘要:**在外场环境下对机载电子对抗装备进行原位测试时,测试点的定位常面临效率低、耗时长的问题。为提升该环节的自动化水平,提出一种基于机身点云特征的测试点自动定位方法。该方法以飞机起落架作为重要参照依据,仅需一次性获得测试点在机身坐标系中的位置,便可结合激光雷达点云数据完成在任意位置处的测试点自动定位工作。这一过程涉及到点云映射裁剪、机身与激光雷达间的坐标变换、转换矩阵求解等关键技术,可为移动测试平台后续自主定位、导航等相关研究和工程化应用奠定理论基础。在外场环境下针对实际飞机装备设计了测量实验,测试平台分别于不同位置获取起落架点云并自动完成测试点定位计算,结果表明,测量点位置与实际值之间的绝对误差低于10 cm,相对误差不超过1%,所提方法较高的可靠性和可行性,可推动装备测试技术向无人智能化迈进。

**关键词:**激光点云;测试点位置;映射裁剪;自动定位;转换矩阵

**中图分类号:** TN958.98

**文献标识码:** A

**国家标准学科分类代码:** 510.80

## Automatic calibration method for test points of airborne electronic warfare equipment based on aircraft fuselage point cloud features

Li Wenhai Guo Kai Sun Weichao Tang Zhenhao

(Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

**Abstract:** In field in-situ testing of airborne electronic countermeasure equipment, the positioning process of test points suffers from low efficiency and high time consumption. This paper proposes an automatic test point positioning method based on airframe point cloud features. Using the aircraft landing gear as a key reference, this method requires only a one-time acquisition of the test point's position in the airframe coordinate system, which can then be combined with LiDAR point cloud data to achieve automatic test point positioning at any location. This process involves key steps such as point cloud mapping and cropping, coordinate transformation between the airframe and the LiDAR, and transformation matrix solving. The paper conducts measurement experiments on actual aircraft equipment in an outdoor environment. The results show that the absolute error between the measured positions and the actual values is less than 10 cm, with a relative error not exceeding 1%, demonstrating high reliability and feasibility. This advancement can promote the development of equipment testing technology toward unmanned and intelligent operations.

**Keywords:** laser point cloud; test point location; mapping and clipping; automatic calibration; transform matrix

## 0 引言

机载电子对抗装备是一种用于飞行器上的电子设备,主要由告警设备和干扰设备2部分组成<sup>[1-2]</sup>。该装备旨在接收、分析、处理和识别宽空域、宽频带的威胁雷达信号,并根据最佳干扰准则对敌方雷达进行干扰,从而提

高载机在作战中的生存能力<sup>[3-4]</sup>。因此,对机载电子对抗装备进行定期测试,了解其运行状态和性能表现,具有重要的意义。目前,在机载电子对抗装备维护工作中,多采用通用仪器结合辐射法完成装备的原位测试<sup>[5-6]</sup>:首先,在测试点架设测试天线,微波信号源辐射电磁信号作为威胁源输入机载电子对抗装备,以检查装备告警功能;装备接收辐射后,产生一定样式的干扰信号,再经接收后

利用检测设备对干扰信号展开分析,可评估干扰效果。

在测量告警、干扰效果过程中,量化表征装备运行状态优劣的常见指标包括告警灵敏度、干扰辐射功率<sup>[7]</sup>等。在对这些指标的测量结果进行评判时,一个前提不容忽视:测试点与装备之间需存在明确的相对位置关系。由于天线的方向性和电磁波在空间中的衰减特性,测试天线与装备天线之间的距离以及方位角均需确定,才能通过换算获得灵敏度、辐射功率等核心性能指标<sup>[8]</sup>。在理想情况下,飞机能够根据地面标记准确地停泊在固定位置上,测试人员可根据预先标定的测试点位快速完成信号链路损耗值换算。然而,在实际操作中,受外场环境条件、任务紧迫性等多重因素的影响,飞机停放位置往往会与固定泊机位存在一定的偏差,此时测试人员需重新前往机下利用测量工具找到测试点位,这一过程耗时较长,且其有效性也仅限于当前架次,无法为后续测量提供参照。由此可知,由于停泊偏差造成的测试点位测量存在效率低、不可复用的缺点,已无法满足现代信息化战争对高精度、快节奏、全天候作战能力的需求<sup>[9]</sup>。

近年来,智能化设备如无人机、激光雷达、机械臂等大量涌现,大模型、机器视觉、激光点云等前沿技术在自动化测试领域的非接触复杂检测场景中得到了越来越多的应用<sup>[10]</sup>。苑泽冰等<sup>[11]</sup>提出了利用激光雷达提供的飞机机头点云数据逆向生成整机外表面数字模型,实现了飞机局部外形参数自动化测量;牟成铭等<sup>[12]</sup>利用双目相机采集飞机舵面在不同偏角下的编码标识点图像,通过计算双目视觉投影矩阵测得飞机出舵面偏角;张恒<sup>[13]</sup>通过研究激光点云滤波、边界提取等算法,有效获取了飞机蒙皮孔特征点并拟合特征圆完成孔径尺寸计算;王薇等<sup>[14]</sup>提出基于三维激光扫描仪与摄影测量系统的组合测量方法,通过相同视觉标志点匹配实现扫描仪-摄像机坐标变换,获得飞机前框组件外形高精度参数。

以上研究成果表明,目前智能化设备和技术已较为广泛地用于机身三维扫描及各组件结构参数的数字化测量中,有效提升了检测精度及效率。然而,在飞机日常维护工作的全面性考量中,其关注点不应仅限于机身外部结构及连接关系,还应充分考虑机载装备性能参数检测及运行状态的评估。例如,在测试点定位、测试仪器分布式协同控制等方面,现有研究与智能化技术相融合的探索尚显不足。而从长远来看,无人化、智能化的测试策略将成为未来保障装备保障工作的必然趋势<sup>[15]</sup>。为此,本文针对机载装备测试点位的自动化测量技术开展研究,利用激光雷达对飞机机身进行扫描以获取点云数据,通过裁剪以提取并分析局部起落架点云特征,结合坐标变换反演测试点位置信息,从而实现多点位的自动解算。由于激光点云技术能够提供目标位置的精确三维信息,并且不依赖于环境光照条件,因此该技术方案能够实现

全天候、精准且高效的测试过程,可推动测试活动由人工向智能化的转变,为装备保障领域发展注入新的活力。

## 1 方法设计

机载电子对抗装备测试点的精确定位,可基于激光雷达照射机身形成的点云数据来自动实现,具体流程如图1所示,包括测试选点与记录、点云绘制与映射裁剪、测试点位计算3个部分。

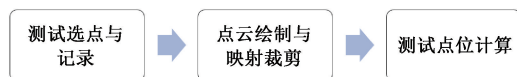


图1 本文方法总体流程

Fig. 1 The overall flowchart of the mapping method described in this paper

### 1.1 测试选点与记录

当飞机停泊于指定位置后,首先需选定测试点位,用以架设测试天线。假设机载电子对抗装备的天线分布于机身两侧机翼、两侧垂尾上,如图2所示,测试人员依据机载天线的具体位置和朝向,逐一选择测试点位,相应地在图2中标记为 $P_1 \sim P_4$ 。

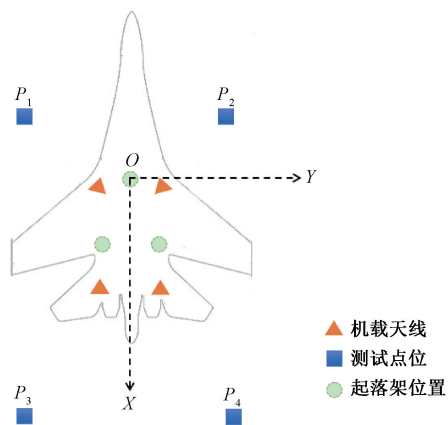


图2 机载天线、测试点位、起落架分布俯视示意图

Fig. 2 Top view schematic diagram of the airborne antenna, test points, and landing gear distribution

在测试点位选定之后,以飞机机身作为参照建立坐标系,便可得到各测试点在该坐标系中的坐标。考虑到地面上的泊机位通常是以起落架的位置来标记<sup>[16]</sup>,并且起落架附近的激光点云数据在复杂背景中相对容易分割和提取,因此本文以前起落架作为坐标系的原点 $O$ 来构建飞机机身坐标系,机身的中轴向后方向定义为 $X$ 轴的正向,从而得到了图2中的 $XOY$ 坐标系。借助测量工具,可得到4个测试点的坐标,记录为 $cP_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 。

然而,由于飞机停放位置往往会存在一定的偏差,若

每次都建立坐标系再利用  $cP_i$  来找到各测试点位,不仅过于繁琐,而且会导致一定的误差。因此,需要设计一种高效的算法来实现快速且精确的定位。

## 1.2 点云绘制与映射裁剪

激光雷达照射目标所产生的点云数据是在以激光雷达为原点的坐标系中计算得到的,该坐标系在图 3 中标记为  $O$ -XYZ。

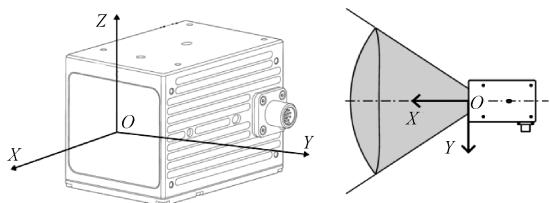


图 3 激光雷达坐标系  $O$ -XYZ

Fig. 3 LiDAR coordinate system  $O$ -XYZ

为了使点云能够在计算机屏幕上完整、实时地展示,结合开放图形库(open graphics library, OPENG)着色器对点云数据进行渲染和绘制<sup>[17-18]</sup>。首先,对原始坐标进行变换使其能够恰当地呈现于 OPENG 约定的有效区间内,即  $x, y, z \in [-1, 1]$ , 具体过程如下。

1) 利用点云 PCL 库中的 `pcl::compute3DCentroid` 函数,计算其点云场景质心位置处的坐标,记为  $C(x_c, y_c, z_c)$ ; 将点云平移至  $C$ -XYZ 坐标系中,即对于点云中任一点  $U$ , 平移前坐标  $P$  与平移后坐标  $P_c$  关系为:  $P_c = P - C$ ;

2) 对于平移后的点云数据,选取其在  $X, Y, Z$  方向上的最大绝对值  $d$ , 然后进行归一化处理,归一化后的坐标为  $P_N = P_c/d$ , 从而将原始点云转换为适于 OPENG 区间显示的格式。

$$P_N = (P - C)/d \quad (1)$$

3) 为使点云数据在屏幕上显示并呈现较为逼真的效果,利用 OPENG 提供的观察矩阵 **VIEW**( $4 \times 4$ ) 和透视投影矩阵 **PGT**( $4 \times 4$ ) 进行处理。其中,前者用于将点云坐标系由  $C$ -XYZ 转换到 OPENG 设定的摄像机坐标系中,确保点云数据能够在虚拟摄像机视角下正确呈现。而 **PGT** 通过对点云数据进行透视变换,实现远小近大的视觉效果,以更加符合人类的观察习惯与空间感知。因此,原始坐标系  $O$ -XYZ 中点  $U$  在 OPENG 中坐标  $P_{gl}$  可由式(2)表示:

$$P_{gl} = \text{PGT} \cdot \text{VIEW} \cdot (P - C)/d \quad (2)$$

对于 **PGT**, 可由图 4 中的 OPENG 透视投影视景体(frustum)来表征。设图中四棱锥纵向视角为  $\alpha$ , 以近、远两个平面裁剪该四棱锥得到绿色的裁剪空间,称为视景体,任何位于视景体外的点将无法呈现于 OPENG 绘制的图形中。设两个平面到视点  $V$  的距离为  $n, f$ , 将

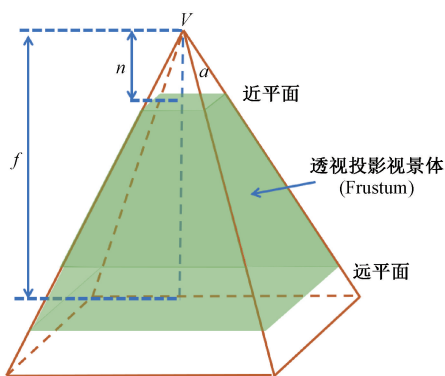


图 4 OPENG 透视投影空间构造的绿色视景体示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the green viewing frustum in OPENG perspective projection space construction

OPENG 呈现于软件窗口正中央,设窗口宽、高分别为  $w, h$ , 则 **PGT** 的形式可写为<sup>[19-20]</sup>:

$$\text{PGT} =$$

$$\begin{bmatrix} \cot(\frac{\alpha}{2}) \cdot \frac{h}{w} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cot(\frac{\alpha}{2}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{f+n}{f-n} & -\frac{2fn}{f-n} \\ 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

对于 **VIEW**, 其形式与 OPENG 摄像机位置、观察目标位置、摄像机正方向设定有关。原始点云经过平移、归一化以及观察、透视等多个变换过程后的呈现效果如图 5 所示,包含飞机机身、地面以及周围建筑物的点云信息,图中右侧的颜色条表示激光雷达接收到的回波反射强度(点云的“intensity”属性),范围  $1 \sim 255$ ,数值越高强度越大,无量纲。此外,通过改变 **VIEW** 中元素的数值,可以灵活地调整图像的视角和缩放比例。

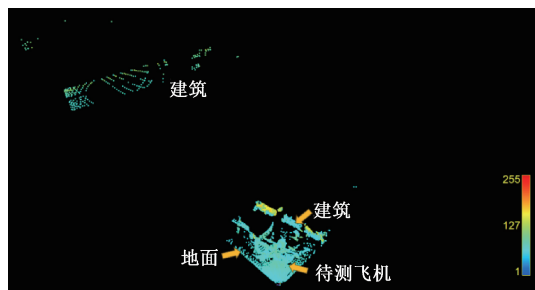


图 5 经 OPENG 渲染的三维点云效果

Fig. 5 Rendered 3D point cloud effect diagram via OpenGL

图 5 中点云为激光雷达视场中的全部点云,而本文的研究区域为飞机起落架,因此还需对点云进行裁剪,以保留界面窗口中的起落架点云,滤除其他位置的点云。

若能建立窗口选点与原始点云之间的映射关系,便可结合人机界面便捷选取起落架。然而,屏幕上的点隶属二维空间,而点云坐标则包含3个维度,两者维度不统一无法直接产生关联。本文采用分步降维的思想来解决这一问题,具体步骤如下。

1) 原始点云按式(1)平移至  $C$  及归一化后,将各点坐标  $z$  值设为 0,得到水平面( $XY$ )的二维点云分布,将 OPENGL 摄像机位置设置于  $Z$  轴正向某点  $(0,0,l)$ ,观察目标点为原点  $C$ ,摄像机正方向向量为  $XCZ$  平面中某点,则式(1)中的观察矩阵 **VIEW** 可写为<sup>[20]</sup>:

$$\mathbf{VIEW} = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -l \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

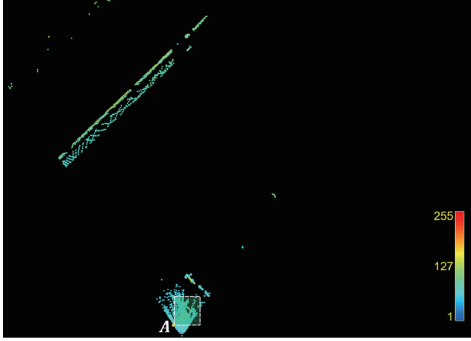


图6 点云沿  $Z$  轴降维后在垂向俯视视角下所呈现的效果

Fig. 6 Effect of point cloud presented from a top-down view after dimensionality reduction along the  $Z$ -axis

在该视角下,经透视投影 **PGT** 的作用,可得图6呈现的点云俯视效果。在图中选择任意点  $A$ ,则可获取点  $A$  在窗口坐标系  $O_s X_s Y_s$  中的坐标,记为  $M_s(x_m, y_m)$ ,并标记于图7中。由于已设定 OPENGL 坐标系  $O_c X_{GL} Y_{GL}$  原点位于  $O_s X_s Y_s$  中央,则依据图7点  $A$  在 OPENGL 中的坐标  $M_{GL}(x_{GL}, y_{GL})$  可写为:

$$\begin{cases} x_{GL} = (x_m - w/2) \cdot 2/w \\ y_{GL} = (-y_m + h/2) \cdot 2/h \end{cases} \quad (5)$$

由于图6中选择的点  $A$  是经 OPENGL 观察、透视矩阵变换后所呈现,若要还原点云在投影前即  $C-XYZ$  中的坐标  $M_C$ ,则还需逆向呈现上述两个过程,即:

$$M_C = (\mathbf{PGT} \cdot \mathbf{VIEW})^{-1} \cdot M_{GL} \quad (6)$$

在这里,由于  $M_{GL}$  为二维向量,若按照式(6)与  $(\mathbf{PGT} \cdot \mathbf{VIEW})^{-1}$  直接相乘,  $M_{GL}$  至少应为三维方可进行齐次变换。显然,缺失的一维源于窗口选点  $A$  在三维空间中的  $Z$  轴分量。该分量的获得方法为:设原始点云经式(1)处理、 $Z$  轴降维后,点云中任一点的坐标为  $P_N(x, y, 0)$ ,则在式(4)俯视视角矩阵作用下按照式(2)进行透

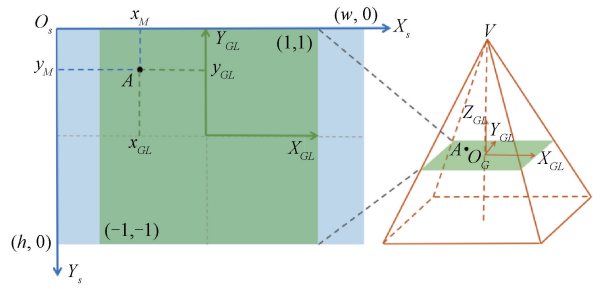


图7 窗口坐标系  $O_s X_s Y_s$  与 OPENGL 坐标系  $O_c X_{GL} Y_{GL}$

关系示意图,点  $A$  选自图6

Fig. 7 Schematic diagram of the relationship between window coordinate  $O_s X_s Y_s$  and OpenGL coordinate  $O_c X_{GL} Y_{GL}$

视投影后,其  $Z$  轴分量  $z_0$  为:

$$z_0 = \frac{(f+n) \cdot l - 2f \cdot n}{(f-n)l} \quad (7)$$

显然  $z_0$  与该点位置无关,也就是说,对于降维后的点云中任一点经投影后其坐标  $Z$  分量为定值,因此  $z_0$  即为二维向量  $M_{GL}$  缺失的  $Z$  维度信息,  $M_{GL}$  可写为  $(x_{GL}, y_{GL}, z_0)$ 。利用式(6),可得点  $A$  在 OPENGL 投影前的实际归一化坐标  $M_C$ ;结合式(2),反推点  $A$  对应的点云原始坐标( $O-XYZ$  坐标系)  $M_o = M_C \cdot d + C$ 。这样,对于界面窗口中坐标为  $M_s(x_m, y_m)$  的任意点  $A$ ,其映射到点云原始坐标系中  $XOY$  平面内的坐标  $(x_o, y_o)$  为:

$$\begin{cases} x_o = \frac{2l(-y_m + h/2)}{h} \cdot \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot d + x_c \\ y_o = \frac{2l(-x_m + w/2)}{h} \cdot \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot d + y_c \end{cases} \quad (8)$$

由式(8)可知,经  $Z$  轴降维后,窗口选点映射实际点云的位置仅与窗口尺寸、视景体视场角  $\alpha$  有关。测试人员在窗口中选取起始和终止位置后,算法将根据式(8)自动映射原始点云坐标,实现对点云在  $X, Y$  方向上的约束。

2) 恢复各点的  $Z$  坐标值,再将各点坐标  $x=0$  实现  $X$  轴降维,得到竖直面  $YCZ$  内的点云分布;将 OPENGL 摄像机设置于  $X$  轴正向某点  $(l', 0, 0)$ ,目标点仍为原点  $C$ ,按照步骤1)所述过程可得窗口选点  $A'(x'_m, y'_m)$  映射到实际点云在  $YOZ$  内坐标  $(y_o, z_o)$  为:

$$\begin{cases} y_o = \frac{2l'(x'_m - w/2)}{h} \cdot \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot d + y_c \\ z_o = \frac{2l'(y'_m - h/2)}{h} \cdot \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot d + z_c \end{cases} \quad (9)$$

由于步骤1)中  $Y$  轴已完成约束,此时测试人员仅需在窗口中选取  $Z$  轴关注的范围,即可实现点云的三维裁剪;

最后得到起落架三维点云信息如图8所示,其呈现

为等腰三角形的分布形态。将各起落架的点云按照欧式距离进行聚类分割后,可将三簇点云视为 3 个质点(记为  $O, B, C$ ),并计算得到各点在激光雷达坐标系中的坐标。若产生多个聚类结果,则应根据具体场景调整分割阈值,对于常见的飞机起落架,分割阈值选为 0.3 m。

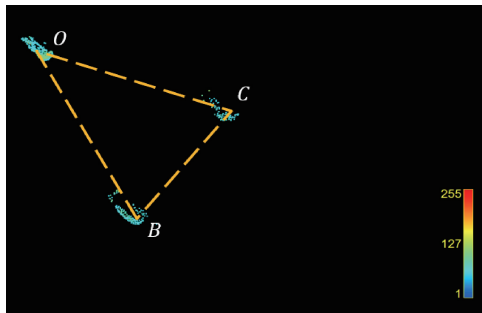


图 8 完成裁剪后的起落架点云信息

Fig. 8 Landing gear point cloud information after clipping

上述分步降维的顺序并不固定,约束形式也可包含角度、多边形等,约束条件间也可彼此叠加。

### 1.3 测试点位计算

测试点位计算是指将  $cP_i$  转换至激光雷达水平面坐标系  $UO'V$  中(其中,  $U, O', V$  分别对应于图 3 右侧坐标系中的  $X, O, Y$ ),如图 9 所示。考虑到测试点位的解算仅位于水平面内,因此该问题可进一步简化为求解图 9 中平移向量  $\vec{t}$  和旋转角度  $\theta$ 。

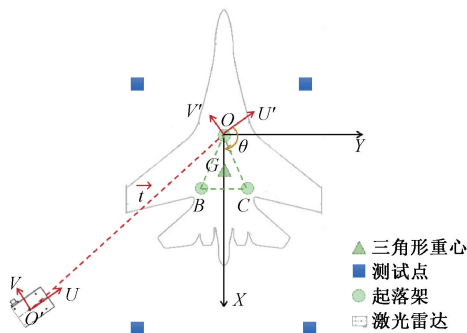


图 9 激光雷达坐标系  $UO'V$  向机身坐标系  $XOY$  的变换示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the transformation from LiDAR coordinate system  $UO'V$  to airframe coordinate system  $XOY$

平移向量  $\vec{t}$ ,对于  $\vec{t}$  的计算相对简单,只需确定前起落架  $O$  点在  $UO'V$  中的坐标。根据 1.2 节得到的  $O, B, C$  点在  $UO'V$  的坐标,可计算三角形  $OBC$  任 2 边长之差  $\Delta d$ 。由于  $O$  点是等腰三角形的顶点,则当  $\Delta d$  最小时,对应的 2 条边的公共点即可识别为  $O$  点,然后读取  $O$  在

$UO'V$  中的坐标  $(u_i, v_i, 0)$ ,该坐标即为平移向量  $\vec{t}$ 。将  $UO'V$  按照  $\vec{t}$  平移后的坐标系标注为  $U'O'V'$ ,则  $U'O'V'$ 、 $XOY$  坐标系共用原点  $O$ 。

旋转角度  $\theta$ ,对于等腰三角形,其重心位于顶点到底边的垂线上,因此重心  $G$  在  $XOY$  中的坐标  $(x, y)$  的特征为  $x > 0, y = 0$ 。同时,根据  $B, C$  在  $U'O'V'$  中的位置,可计算重心  $G$  在  $U'O'V'$  的坐标  $(u', v')$ ,若不满足  $u' > 0, v' = 0$ ,表明同一个点  $G$  在共原点的 2 个坐标系中坐标不同,说明两者间存在旋转偏差,需要对其进行旋转校正。可采用“遍历法”计算该偏差:设置角度变量  $\theta$ ,以  $0.5^\circ$  为步长递增,将  $U'O'V'$  绕  $O$  点进行顺时针旋转,记录每次旋转对应的  $\theta$  和点  $G$  的坐标  $(u', v')$ ,直至旋转到  $360^\circ$ 。找到  $u' > 0$  且  $|v'|$  为最接近于 0 时对应的角度  $\theta_0$ ,即为 2 个坐标系间相差的角度。该角度对应的旋转向量为  $\vec{r} = \theta_0 \cdot \pi/180 \cdot (0, 0, 1)$ ,再由罗德里格斯公式,可得到旋转矩阵  $R(3 \times 3)$ ,如式(10)。

$$\begin{cases} R = \begin{bmatrix} \cos\theta_0' & -\sin\theta_0' & 0 \\ \sin\theta_0' & \cos\theta_0' & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ T = \begin{bmatrix} \cos\theta_0' & -\sin\theta_0' & 0 & u_i \\ \sin\theta_0' & \cos\theta_0' & 0 & v_i \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (10)$$

基于平移向量  $\vec{t}$  和旋转矩阵  $R$ ,可确定出由  $UO'V$  向  $XOY$  变换时的转换矩阵  $T(4 \times 4)$ (式(10))。由此,只需通过逆变换  $cP_i' = T^{-1} \cdot cP_i$ ,便可得到测试点位在  $UO'V$  中的位置  $cP_i'$ ,从而实现测试点的定位。通过上述处理过程,可实现自动、高效的测试点定位。

## 2 实验验证

实验设备包括计算机、激光雷达、测试天线(可选,非必要),其共同组成了移动测试平台。其中,计算机 CPU 采用 intel i7 系列 8 核处理器,处理速度 2.9 GHz;激光雷达采用 LIVOX-AVIA 型激光雷达,视场角  $70^\circ$ ,最大探测距离为 200 m,距离误差为  $\pm 0.01$  m,角度误差为  $\pm 0.2^\circ$ 。

实验开展前,应满足以下条件:将激光雷达架设于距离飞机前起落架 10~20 m 的位置处以获得足够多的点云数据;考虑到激光雷达视场角,架设高度应设定约为起落架高度的 1/2;应注意避开起落架间互相遮挡的 6 个特定角度;若起落架存在冰雪、污泥覆盖等情况,则应首先在地勤人员协助下对其清理,方可开展实验。

实验时,根据电子对抗装备在机身的布局,选择合适的测试点  $P_1 \sim P_4$ ,并在地面设置 4 处标记用于后续误差

分析。利用激光测距仪(误差 $\pm 0.0015\text{ m}$ )、数显角度尺(误差 $\pm 0.2^\circ$ )等工具测量各点在图 9 中  $XOY$  坐标系中的极坐标,结果如表 1 所示。

表 1 各测试点位在机身坐标系中的极坐标与直角坐标

| Table 1 Coordinate vectors of each test point in the<br>airframe coordinate system |                              |                                                              |                    |
|------------------------------------------------------------------------------------|------------------------------|--------------------------------------------------------------|--------------------|
| 测试点位                                                                               | $\overrightarrow{OP_i}$ 长度/m | $\overrightarrow{OP_i}$ 与 $\overrightarrow{OX}$ 夹角/ $^\circ$ | 坐标 $cP_i/\text{m}$ |
| $P_1$                                                                              | 5.26                         | 135                                                          | (-3.72, -3.72)     |
| $P_2$                                                                              | 5.26                         | 225                                                          | (-3.72, 3.72)      |
| $P_3$                                                                              | 9.32                         | 21                                                           | (8.7, -3.34)       |
| $P_4$                                                                              | 9.32                         | 339                                                          | (8.7, 3.34)        |

实验场景全部点云如图 5 所示,包含飞机、地面、建筑等物体。对其进行映射裁剪可得起落架点云,具体约束范围为  $X$  轴方向移除 12.45~14.25 m 区间,  $Y$  轴方向移除 1.72~3.75 m 区间,  $Z$  轴方向保留 -0.18~0.73 m 区间。需要说明的是,对于不同机型的起落架,由于其尺寸、布局、结构不一,即使飞机停放位置不变,也应重新裁剪,以获得对应于不同机型的约束条件。结合定位算法,得到 4 个测试点位于  $UO'V$  中的精确坐标,4 处测试点在起落架周边的布局如图 10 所示。



图 10 本文算法得到的 4 个测试点定位结果

Fig. 10 Localization results of 4 test points obtained by the algorithm in this paper

利用测量工具得到 4 处地面标记点在  $UO'V$  坐标系中的坐标,将其作为标定值与本文算法得到的测量值进行比较,结果如表 2 所示。

由表 2 可知,本文方法计算得到的 4 个测试点定位结果较为精确,其与标准值之间的绝对距离误差不超过 10 cm,而相对误差不超过 1%,充分验证了算法的准确性和可靠性。然而,在深入分析误差向量时,可以发现:4 个测量结果相对于标准点位偏离的方向及大小类似,表示存在着一定的系统误差。经分析,可能原因如下:在前期选择测试点过程中,是以前起落架的中心为原点建立

$XOY$  坐标系,并据此计算了各测试点的位置。然而,在利用激光雷达进行测试点定位时,前起落架的位置是通过获取其点云并计算质心坐标来确定的。这一过程中,前起落架被视为质点,但实际上它具有完整的三维几何结构。由于激光雷达的视场有限,前起落架面向激光雷达的一侧点云较为密集,而背向激光雷达的一侧则无点云(图 10)。这种点云分布的不均匀性导致前起落架质心的位置相对于真实位置发生了轻微的偏移,由于起落架与测试点之间的位置关系固定,因此各测试点也相应地向着相同的方向发生了平移,从而产生了误差。由该问

表 2 图 10 中测试点测量值与标定值对比

Table 2 Comparison between measured values and calibrated values of test points in Fig. 10

| 测试点位  | 测量坐标/m        | 标定坐标/m         | 误差向量/m       | 绝对误差/cm | 相对误差/% |
|-------|---------------|----------------|--------------|---------|--------|
| $P_1$ | (15.45, 9.73) | (15.5, 9.76)   | -0.05, -0.03 | 5.83    | 0.3    |
| $P_2$ | (20.8, 4.56)  | (20.86, 4.57)  | -0.06, -0.01 | 6.08    | 0.3    |
| $P_3$ | (7.09, 0.53)  | (7.14, 0.54)   | -0.05, -0.01 | 5.1     | 0.7    |
| $P_4$ | (11.9, -4.11) | (11.96, -4.09) | -0.06, -0.02 | 7       | 0.6    |

题造成的误差,可按照以下方法估算。将起落架视为圆柱,则其俯视图为圆形,如图 11 所示。理想条件下激光雷达照射点均匀分布于圆周,为便于理解,假设每个点是有质量的,则起落架点云质心即为圆心  $M$ 。实际中由于自身遮挡问题,点云只能分布于朝向激光雷达的半圆弧上,设圆弧半径为  $R$ ,则因此造成质心偏移至  $M'$ ,偏移量  $e$  为:

$$e = \frac{\int y \lambda ds}{\int \lambda ds} = \frac{\int_0^\pi R \sin\theta \cdot R d\theta}{\int_0^\pi R d\theta} = \frac{R^2 \int_0^\pi \sin\theta d\theta}{R \int_0^\pi d\theta} = \frac{2R}{\pi} \quad (11)$$

式中:  $\lambda$  为质量线密度;  $s$  为弧长。由此可知,质心偏移与半径正相关。对于本实验中的起落架,测量其等效半径为 0.1 m,则误差为 0.064 m,与表 2 中的绝对误差吻合,证明了误差确系起落架自身遮挡所致。尽管如此,这种因起落架自身几何结构造成的误差相对较小,仍在可接受范围内。

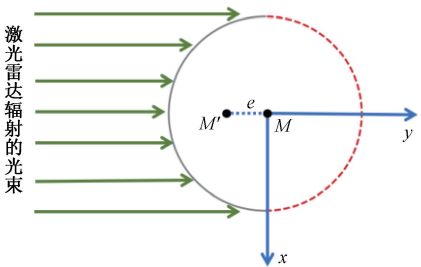


图 11 激光光束照射起落架俯视示意图  
Fig. 11 Top view schematic of laser on landing gear

为进一步验证定位结果,本实验移动了测试平台并再次执行上述步骤,得到的起落架点云、测试点分布如图 12 所示,4 个点位测量值和标定值的比较如表 3 所示,绝对误差仍然接近 0.06 m,相对误差不超过 1%。因此,可以认为本文所提方法的测量结果是准确有效的。

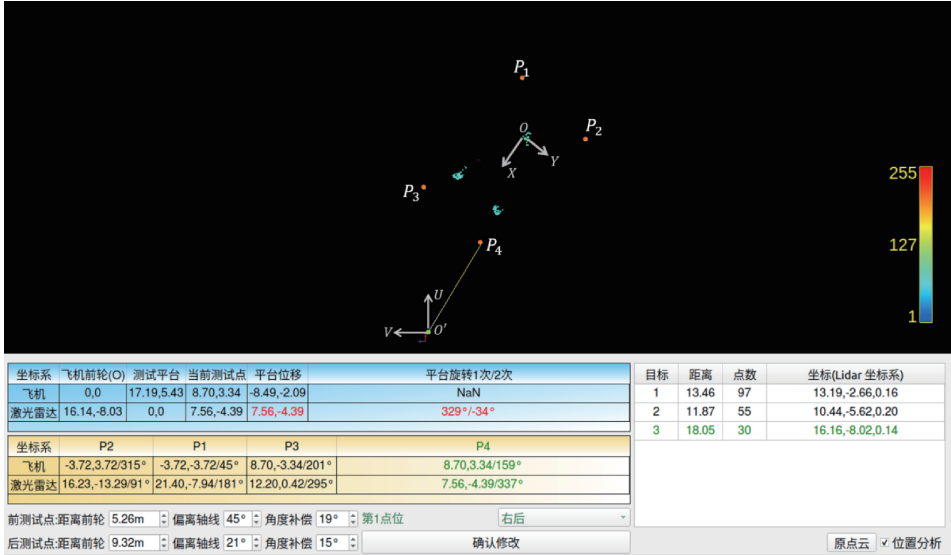


图 12 激光雷达位于另一观测点时的测量结果  
Fig. 12 The same as Fig. 11, but the lidar located in another position

表 3 图 12 中测试点位测量值与标定值对比

Table 3 Comparison between measured values and calibrated values of test points in Fig. 12

| 测试点位  | 测量坐标/m          | 标定坐标/m          | 误差向量/m      | 绝对误差/cm | 相对误差/% |
|-------|-----------------|-----------------|-------------|---------|--------|
| $P_1$ | (21.4, -7.97)   | (21.46, -8.0)   | -0.06, 0.03 | 6.71    | 0.3    |
| $P_2$ | (16.23, -13.29) | (16.28, -13.33) | -0.05, 0.04 | 6.40    | 0.3    |
| $P_3$ | (12.2, 0.42)    | (12.25, 0.39)   | -0.05, 0.03 | 5.83    | 0.5    |
| $P_4$ | (7.56, -4.39)   | (7.61, -4.42)   | -0.05, 0.03 | 5.83    | 0.7    |

另一方面,图 10、12 中还提供了角度信息,其含义具体以图 10 中的点  $P_1$  为例进行说明:起始时,测试平台位于  $O'$  处,其正方向即测试平台方向为  $\overrightarrow{O'U}$ ;通过计算得到  $P_1$  在  $UO'V$  坐标系中位置 (15.45, 9.73) 后,平台首先

逆时针旋转  $32^\circ$ ,使正方向指向  $\overrightarrow{O'P_1}$ ,然后前进至  $P_1$  后,为使平台能够尽量面向装备天线,需要初步使测试平台面向前起落架  $O$ ,因此需以自身为轴再次逆时针旋转  $239^\circ$ ,这样两次旋转量之和为  $271^\circ$ ,便解释了  $271^\circ$  的由

来,同时 $32^{\circ}$ 、 $239^{\circ}$ 也分别以红色字体突出标注于蓝色表格中。由此,本文初步解决了测试平台携带天线到达点后如何自动找准装备天线的问题。得益于这种方法,后期的测试中无论测试平台与飞机的相对位置关系如何变化,测试人员只需有效地裁剪出起落架的点云信息,便可迅速且精确地定位测试点并执行后续的工作。

本文提出了一种基于飞机起落架点云信息的机载电子对抗装备测试点自动定位方法。该方法利用激光雷达提供的点云数据,通过分步降维的映射裁剪策略,提取了飞机3个起落架信息;计算转换矩阵后自动完成测试点的定位。该方法可在任意位置处确定测试点位,提升了外场原位测试效率和准确性,为维修保障工作的智能化转型提供了有力的技术支撑。此外,本文方法还为下一步测试平台携天线前往测试点位后完成天线的初步对准提供了可行的解决方案。未来,将进一步结合路径规划和导航算法,致力于实现测试平台自主驶向测试点位并精确对准被测天线的全过程,推动机载电子对抗装备测试技术的持续进步与发展。

## 参考文献

- [1] 金建刚,蔡忠义,黄泽贵,等. 基于组合赋权和正态云模型的电子对抗系统健康状态评估[J]. 系统工程与电子技术, 2024, 46(12): 4140-4148.  
JIN J G, CAI ZH Y, HUANG Z G, et al. The health state assessment of electronic countermeasure system based on combination weighting and normal cloud model [J]. Systems Engineering and Electronics, 2024, 46(12): 4140-4148.
- [2] 贾朝文,冯兵,鄢勃,等. 战斗机电子战系统架构总体设计[J]. 航空学报, 2021, 42(2): 335-347.  
JIA CH W, FENG B, YAN B, et al. Overall design of fighter electronic warfare system architecture [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(2): 335-347.
- [3] 王星,王俊迪,金政芝,等. 机载雷达告警接收机发展现状及趋势[J]. 雷达学报, 2023, 12(2): 376-388.  
WANG X, WANG J D, JIN ZH ZH, et al. Current situation and development demands of RWR system [J]. Journal of Radars, 2023, 12(2): 376-388.
- [4] 吴阳勇,吴忠德,孙伟超,等. 美军机载电子战装备检修现状及对我军的启示[J]. 舰船电子工程, 2021, 41(7): 17-24.  
WU Y Y, WU ZH D, SUN W CH, et al. Status quo of overhaul of airborne electronic warfare equipment of u. s. army and its enlightenment to our army [J]. Ship Electronic Engineering, 2021, 41(7): 17-24.
- [5] 余炜坤,严堰,唐张千. 机载电子对抗装备射频通道性能检测技术分析[J]. 电子测试, 2022, 36(4): 88-90.  
YU W K, YAN Y, TANG ZH Q. An overview of the technology of airborne electronic countermeasures equipment RF channel performance detection [J]. Electronic Design Engineering, 2022, 36(4): 88-90.
- [6] 赵基洪. 机载电子对抗装备射频通道性能检测技术优缺点及其应用[J]. 电声技术, 2023, 47(2): 150-152.  
ZHAO J H. Advantages, disadvantages, and applications of RF channel performance testing technology for airborne electronic countermeasures equipment [J]. Audio Engineering, 2023, 47(2): 150-152.
- [7] 李金亮,杨坤,郑景嵩,等. 一种提升雷达告警效能的机动寻优分析方法[J]. 电子信息对抗技术, 2022, 37(3): 75-80.  
LI J L, YANG K, ZHENG J S, et al. A maneuver optimization analysis for improving radar warning efficiency [J]. Electronic Information Warfare Technology, 2022, 37(3): 75-80.
- [8] 陶东香,李宝鹏,陈鸿. 某型机载雷达告警系统标定方法与环境构建[J]. 航空维修与工程, 2018(6): 38-40.  
TAO D X, LI B P, CHEN H. Calibration method and environment construction for a certain type of airborne radar warning system [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2018(6): 38-40.
- [9] 唐曦,李文海,刘勇,等. 航空电子对抗装备测试目标雷达信号模拟与实现[J]. 舰船电子工程, 2023, 43(9): 62-66.  
TANG X, LI W H, LIU Y, et al. Simulation and realization of avionics countermeasure equipment testing moving target radar signal [J]. Ship Electronic Engineering, 2023, 43(9): 62-66.
- [10] 王志远,牛焱. 基于机器视觉的车身定位检测系统设计[J]. 机电工程技术, 2023, 52(7): 221-224.  
WANG ZH Y, NIU Y. Design of vehicle body positioning-detection system based on machine vision [J]. Mechanical & Electrical Engineering Technology, 2023, 52(7): 221-224.
- [11] 苑泽冰,乐洪博,王福毅,等. 基于激光雷达的飞机外形测量方法[J]. 自动化应用, 2024, 65(13): 183-185.  
YUAN Y B, LE H B, WANG F Y, et al. Aircraft profile measurement method based on Lidar [J]. Automation Application, 2024, 65(13): 183-185.
- [12] 牟成铭,叶丁绮,罗川. 基于双目视觉的飞机舵面偏角测量研究[J]. 测控技术, 2020, 39(8): 123-128, 133.  
MU CH M, YE D Q, LUO CH. Deflection angle measurement of aircraft under based on binocular vision [J]. Measurement and Control Technology, 2020, 39(8): 123-128, 133.

- [13] 张恒. 基于激光视觉的飞机蒙皮孔尺寸检测方法[D]. 大连: 大连交通大学, 2021.  
ZHANG H. detection method of aircraft skin hole size based on laser vision [D]. Dalian: Dalian Jiaotong University, 2021.
- [14] 王巍, 李锐, 林俊盛, 等. 飞机大尺寸组件外形数字化组合测量方法研究[J]. 航空制造技术, 2024, 67(21): 106-113.  
WANG W, LI R, LIN J SH, et al. Research on digital combined measurement method of aircraft large components outline [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2024, 67(21): 106-113.
- [15] 张伟, 王梦迪, 樊俊铃, 等. 机器视觉在飞机结构损伤检测中的应用进展与展望[J]. 无损检测, 2021, 43(10): 75-80.  
ZHANG W, WANG M D, FAN J L, et al. Progress and prospect of the application of machine vision in aircraft structural damage detection[J]. Nondestructive Testing, 2021, 43(10): 75-80.
- [16] 宗建宇. 飞机大部件对接系统的激光导引自动入位测量研究[D]. 绵阳: 西南科技大学, 2024.  
ZONG J Y. Research on laser guided automatic positioning measurement of aircraft large components docking system[D]. Mianyang: Southwest University of Science and Technology, 2024.
- [17] GUNADI S I, YUGOPUSPITO P. Real-time GPU-based SPH fluid simulation using vulkan and OpenGL compute shaders [C]. International Conference on Science and Technology. 2018.
- [18] 杨瑛, 刘文文, 吴方贵. 基于 GPU 的可视化测量仪器软件设计[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(8): 150-153.  
YANG Y, LIU W W, WU F G. Design of visual measurement instrument software based on GPU [J]. Computer Measurement & Control, 2016, 24(8): 150-153.
- [19] DIMITRIJEVIC A M. High-performance ellipsoidal clipmaps [J]. SSRN Electronic Journal, 2023, 30:101209.
- [20] KLEMM M, SEEBACHER F, Hoppe H. High accuracy pixel-wise spatial calibration of optical see-through glasses[J]. Computers & Graphics, 2017, 64:51-61.

### 作者简介



李文海, 2012 年于海军航空工程学院获得博士学位, 现为海军航空大学教授, 主要研究方向为机载航空电子设备测试。  
E-mail: ythylwh@163.com

**Li Wenhai** received his Ph. D. degree from Naval Aviation University in 2012, he is currently a professor at Naval Aviation University, with main research focus on testing of airborne avionics equipment.