

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2311389

一种风洞中单双目混合的机翼弯扭变形快速测量方法*

龚春园^{1,2}, 呼煜超^{1,2}, 梁晋^{1,2}, 刘家乐^{1,2}, 祝家浚^{1,2}

(1. 西安交通大学机械工程学院 西安 710049; 2. 西安交通大学工程国家重点实验室 西安 710049)

摘要:风洞中飞机模型因承受高速气流冲击等影响,机翼产生动态弯曲和扭转变形,提出了一种单双目混合的快速测量方法,利用荧光标志点对风洞中机翼的弯曲和扭转变形进行测量。首先,提出工况下机翼弯扭变形的布局和计算方案;然后,根据风洞坐标系、飞机模型自身坐标系的关系,建立相机坐标系实现相机自标定;最后,根据已知Y轴向约束的机翼点构建单相机三维重建模型,再计算吹风状态下各截面弯曲和扭转量。通过建立一套专用的机翼变形动态测试系统布局方案,以飞机模型初始位姿作为约束,实现模型动态变形的快速检测,得到的扭转角平均误差为 0.228° ,可有效解决双目相机难以高帧率实时重建的问题,为优化机身设计参数提供数据支撑。

关键词:风洞;弯扭变形;单双目混合;快速测量

中图分类号: TH89 TP391.41 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 520.6040

Single-double mixed stereo vision method for bending and twisting deformation fast measurement in wind tunnel

Gong Chunyuan^{1,2}, Hu Yuchao^{1,2}, Liang Jin^{1,2}, Liu Jiale^{1,2}, Zhu Jiajun^{1,2}

(1. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. State Key Laboratory for Manufacturing Systems Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Due to the impact of high-speed airflow impact under complex operating conditions in the wind tunnel, the wing produces dynamic bending and twisting deformation. This article proposes a fast measurement method that uses a single-double mixed stereo vision method, which can achieve the bending and twisting deformation measurement of the wing in the wind tunnel by using fluorescent markers. Firstly, the layout and computing model of the wing's bending and twisting deformation is proposed. Then, a camera coordinate system is established to calibrate cameras based on the relative relationship of the wind tunnel coordinate system and the aircraft model's own coordinate system. Finally, a single camera 3D reconstruction model is constructed according to the wing points with known Y-axial constraints. Therefore, the dynamic bending and twisting deformation can be calculated under blowing condition. This method can realize the fast dynamic measurement of the wing bending and twisting deformation by establishing a special layout of dynamic wing deformation system. Based on the initial position of the aircraft model, the average error of the obtained twisting angle is 0.228° . It can effectively solve the problems of reconstruction with high frame rate in binocular cameras and provide data support for optimizing the design parameters in aircraft.

Keywords: wind tunnel; bending and twisting deformation; single-double mixed stereo vision; fast measurement

0 引言

随着我国大飞机在高亚音速下的气动特性研究,风洞实验成为飞机制造业一种战略试验设施,该风洞以低

峰值功率和总能耗满足大型飞机和下一代战斗机研制的需要。为了保证风洞内模型姿态角的准确性,孙琦等^[1]研制出一种适用于支撑外挂无模型的六自由度机构,能推导出机构在模型质心与机构旋转中心重合和不重合两种情况下的运动学正解公式,并给出不重合情况下不解

收稿日期:2023-05-05 Received Date: 2023-05-05

* 基金项目:国家自然科学基金(52275543)项目资助

耦姿态角的补偿量。刘佳玮等^[2]利用仿真软件结合深度学习的方法进行机翼蒙皮载荷计算。在模型的轨迹捕获方面,林敬周等^[3]在国内首次研发了高超声速风洞双体同步捕获轨迹试验技术,通过上/下机构联动组合控制建立了 $\Phi 1\text{ m}$ 高超声速风洞双体同步分离试验平台,可实现实时气动及动力学解算。对于风洞环境,尽管可通过腹部支撑方式^[4]提供飞机模型滚转和俯仰运动,但是飞机的各项性能测试,对风洞内测量系统布局和测量方案提出了全新的要求。

接触式测量方法造价低且使用方便,可置于模型内部测量,如同服加速度计和倾角传感器、应变片等。Vyalkov^[5]将一种小型惯性系统装备到自由飞模型内部,进行姿态测量,得到模型的尾旋情况。Jain等^[6]提出一种采用扩展卡尔曼滤波方法估计惯性传感器的迎角测量方法,其测量结果可用作风标迎角传感器的测量结果验证并用于模型的飞行路径重建。陈康宇等^[7]利用位移传感器,应变传感器的测量结果,提出了一种基于多翼型特征的非奇异变形重构模型,进行复杂结构的变形感知。但接触式传感器因风洞抖动与模型振动导致精度损失严重,且测量结果带有滞后性和不确定性的问题,因而会产生较大误差^[8]。

采用非接触式的视觉测量方案可以快速实时追踪模型关键区域的变化。于丹阳^[9]利用Optitrack运动捕捉系统对模型姿态测量的方法研究,其测量精度高,但该系统需要在模型机翼上嵌入主动放光的Mark点,导致试验模型的设计和加工都比较困难。唐伟杰等^[10]利用单目视觉里程计进行了纯姿态计算,通过给定深度直接初始化的方法改进姿态测量算法。宋平等^[11]提出了一种基于序列图像的空间目标姿态估计方法,通过鲁棒估计方法获取空间目标直线特征参数,解算空间目标姿态参数。Jones等^[12]针对模型在1 m以内的小型风洞,提出一种在风洞试验段窗外布置测量系统的视觉测量方式。张征宇等^[13]在2 m超声速风洞中,开展高速冲针式风洞模型姿态角的视频测量研究,定量评估迎角的视频测量精度。Black等^[14]利用双目立体视觉在风洞内测量了模型的迎角。徐洋等^[15]和陈磊等^[16]通过风洞实验段外段壁上的窗口玻璃观测试验段内的模型,利用基于标志点线性拟合的方法进行校正,快速减小成像畸变,提高了风洞视场的模型六自由度姿态测量精度。Schairer等^[17]采用双目摄影测量原理,在国家全尺寸空气动力学复合体中对全尺寸冲撞式降落伞的形状和攻角进行了测量。Zhu等^[18]采用视频测量法对热真空环境下航天飞行器的变形进行了测量。Zuo等^[19]采用视频测量技术测量直升机旋翼姿态时,将相机固定在龙门支架上,用于保证相机的稳定。上述研究主要针对风洞中模型姿态角的精度进行展开,而针对大飞机的机翼弯曲变形的研究较少,它是风洞试

验过程中,模型因外形和内部结构的不同,在气动载荷下产生的弹性变形,极端工况下甚至出现扭转变形,将进一步降低其升阻比。在工况下(氮气介质 $-160\text{ }^{\circ}\text{C}$)^[20]利用视频测量方法测量时,模型与相机之间出现环境光干扰和标志点反光的问题、风洞中快速测量过程中,相机系统常出现丢帧^[21]等问题等,导致视觉方法测量,在稳定、精确、快速的方面仍面临巨大挑战。

本文针对风洞中机翼弯曲和扭转变形进行开展,给出了一种便捷高效的视觉测量布置方案,并提出一种单双目混合测量系统。针对存在测量物体反光和快速测量困难的问题,通过在飞机模型机身和机翼上涂抹荧光标志点,实现对飞机模型姿态角测量。通过风洞坐标系的自标定方案,利用双目对机身上的少量点利用单目对机翼上较多点进行快速重建,飞机模型进行俯仰单自由度运动时,其Y轴坐标值不变,可以利用双目对基态进行坐标重建;在风洞试验中利用已知的内外参数和Y坐标对飞机机翼三维点快速重建,得到机翼扭转、弯曲变形测量结果。

1 机翼弯曲扭转的定义

在风洞测试时,飞机机翼本身是柔性结构,因承受气流作用而产生升力,在机翼在距离机身的不同位置,承受的局部作用力是不相同的。本文采用弯曲和扭转两个参数来表征机翼的变形,如图1所示。

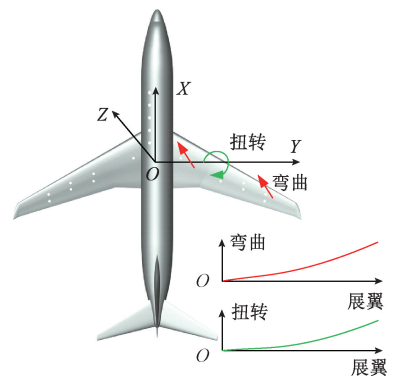


图1 机翼弯曲扭转变形

Fig. 1 Bending and twisting deformation in aircraft

定义弯曲是指在气流作用下机翼沿风洞坐标系Z方向的位移变化量;扭转是指在气流作用下机翼自身沿Y轴产生的局部转动角度。

2 单双目快速测量方法

风洞中光学测量设备直接放在试验段内会面临保温、密封难题,为保证相机安装稳定不受吹风振动影

响,且干涉风洞内流场分布,兼顾对飞机模型机身和机翼清晰成像,将两个相机垂直于机翼、机身所在平面装入洞壁(图2),并加装视窗做防护。考虑高压吹风下风洞整体结构稳定性,抗载荷能力,需要将相机安装孔设为圆孔,这就导致各测量相机水平安装,之间的重叠视场较小,有些视场只有单个相机可以看到,需要单目重建为主,双目为辅的测量技术,以满足不同的测量视场。

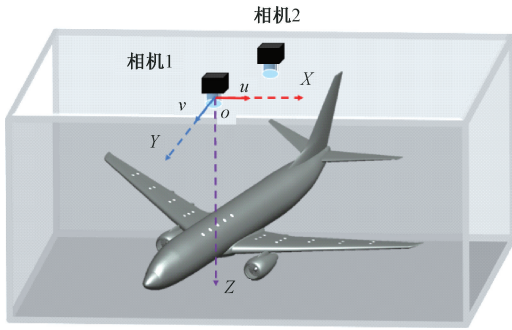


图2 风洞中模型与相机相对位置

Fig. 2 Relative position between model and camera in wind tunnel

为满足机翼的弯曲扭转变形的快速测量需求,这里选择荧光标志点粘贴在模型外表面。相机坐标系如图2所示,双相机标定完成后,一方面利用双目相机对机身上的荧光标志点进行精确测量定位,获得飞机机翼三维点初始坐标,另一方面,利用标定参数对获得的图像进行去畸变处理。测量时,随着飞机模型变动,获取图像,利用后文的单目视觉对机翼上点进行快速三维重建,最后得到飞机机翼截面的弯曲和扭转变形量。

2.1 荧光标志点

风洞中测量所制备的标志点需要满足测量角度广、图像清晰的要求。为避免物体的运动或变形易引起图像标志点反光,引起图像难以识别检测的问题,这里制作含有特殊荧光材料的标志点,利用紫外光照射时,荧光标记点表面被激发而显现出可多角度稳定测量的图形特征。因而这种荧光标记点具有较好的图像对比度,可提升图像检测的准确性,并且可排除背景图像的噪点干扰,具有抗环境干扰的能力,可应用于风洞中机翼弯曲和扭转的动态测量中。这里按照图2所示的方式粘贴标志点,这样可以通过每列标志点相对于原始位置的旋转值得到局部扭转角度,根据每列标志点中心的位置值得到机翼的弯曲值。

在风洞外布置好荧光标记点后,即可在风洞外直接搭建双目立体视觉测量系统进行测量。先通过基于摄影测量的标定来求解相机内参数,可建立如下共线

方程:

$$\begin{cases} x - c_x = \Delta x - \\ f \frac{a_1(X_w - X_s) + b_1(Y_w - Y_s) + c_1(Z_w - Z_s)}{a_3(X_w - X_s) + b_3(Y_w - Y_s) + c_3(Z_w - Z_s)} \\ y - c_y = \Delta y - \\ f \frac{a_2(X_w - X_s) + b_2(Y_w - Y_s) + c_2(Z_w - Z_s)}{a_3(X_w - X_s) + b_3(Y_w - Y_s) + c_3(Z_w - Z_s)} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $a_i, b_i, z_i (i = 1, 2, 3)$ 表示旋转矩阵的分量; (X_w, Y_w, Z_w) 表示物体点在世界坐标系的坐标; (X_s, Y_s, Z_s) 表示投影中心点在世界坐标系的坐标; (x, y) 表示图像点坐标; (c_x, c_y) 表示主点偏差; f 表示焦距; $(\Delta x, \Delta y)$ 表示镜头畸变引起的像点偏差,包括径向畸变、偏心畸变、像平面畸变。

$$\begin{cases} \Delta x = \Delta x_r + \Delta x_t + \Delta x_p \\ \Delta y = \Delta y_r + \Delta y_t + \Delta y_p \end{cases} \quad (2)$$

其中,径向畸变、偏心畸变、平面畸变的表达式分别为:

$$\begin{cases} \Delta x_r = K_1 \bar{x} r^2 + K_2 \bar{x} r^4 + K_3 \bar{x} r^6 \\ \Delta y_r = K_1 \bar{y} r^2 + K_2 \bar{y} r^4 + K_3 \bar{y} r^6 \\ \Delta x_t = B_1 (r^2 + 2\bar{x}^2) + 2B_2 \bar{x} \bar{y} \\ \Delta y_t = 2B_1 \bar{x} \bar{y} + B_2 (r^2 + 2\bar{y}^2) \\ \Delta x_p = E_1 \bar{x} + E_2 \bar{y} \\ \Delta y_p = 0 \end{cases} \quad (3)$$

测量时,先进行内外参数标定,然后采用对机身上的标志点采用双目三维重建算法,就可以得到标志点之间的相对位置关系。

2.2 风洞坐标系的标定

由于相机测量的坐标系通常是以相机为基准,这样得到的坐标系是相机坐标系,在相机坐标系中飞机的姿态角解算需要和初始状态进行比较得到其姿态角。为方便计算,将风洞坐标系与相机坐标系进行对齐,再根据风洞来流方向线在飞机纵对称平面内的投影与机翼弦线之间的夹角来计算迎角,根据风洞来流方向线与飞行器纵向对称平面之间的夹角来计算侧滑角,如图3所示。

相机坐标系与风洞坐标系对齐的时,记模型表面的非共线荧光标志点为 p_a, p_b, p_c 。使模型从基态绕 Y 轴逆时针转动偶数次,这3个物方点满足如下关系:

$$\begin{bmatrix} p'_a \\ p'_b \\ p'_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_a \\ p_b \\ p_c \end{bmatrix} \mathbf{R}_1 + \mathbf{T}_1 \quad (4)$$

$$\begin{bmatrix} p''_a \\ p''_b \\ p''_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p'_a \\ p'_b \\ p'_c \end{bmatrix} \mathbf{R}_2 + \mathbf{T}_2 \quad (5)$$

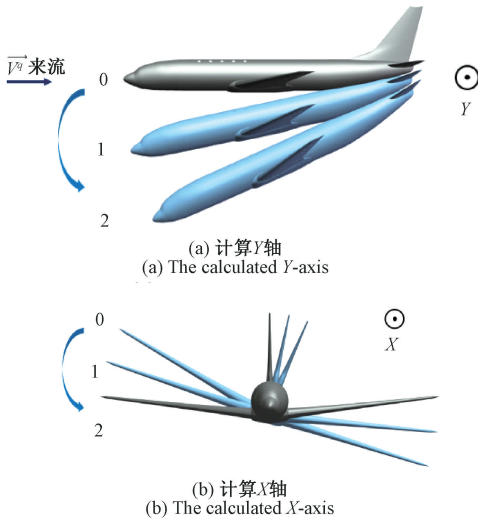


图 3 风洞坐标系标定

Fig. 3 Calibration of wind tunnel coordinate system

式中: R_1, T_1 为第 1 次旋转时对应点间的旋转和平移矩阵; R_2, T_2 为第 2 次旋转时对应点间的旋转和平移矩阵。由于是绕同一个旋转轴旋转, 故 R_1 与 R_2 的特征向量是一致的, 对于点 p_a 而言, 两次旋转的夹角就是 $\overrightarrow{p_a p'_a}$ 与 $\overrightarrow{p'_a p''_a}$ 的夹角 α :

$$\angle \alpha = \arccos \left(\frac{\overrightarrow{p_a p'_a} \cdot \overrightarrow{p'_a p''_a}}{|\overrightarrow{p_a p'_a}| |\overrightarrow{p'_a p''_a}|} \right) \quad (6)$$

并且, $\overrightarrow{p_a p'_a}$ 与 $\overrightarrow{p'_a p''_a}$ 两个向量同时垂直于旋转轴, 故通过叉乘计算出 Y 轴:

$$\overrightarrow{Y_a^w} = \overrightarrow{p_a p'_a} \times \overrightarrow{p'_a p''_a} \quad (7)$$

同理, 使模型从基态绕 X 轴逆时针转动偶数次, 可计算出其旋转角度, 并计算出 X 轴, 表示为 $\overrightarrow{X_a^w}$ 最后通过 X 轴与 Y 轴叉乘, 计算 Z 轴:

$$\overrightarrow{Z_a^w} = \overrightarrow{X_a^w} \times \overrightarrow{Y_a^w} \quad (8)$$

通过上述对齐过程, 可实现风洞中模型的姿态角坐标轴、风洞坐标轴、双目视觉坐标轴重合, 进而简化计算姿态角的步骤。

2.3 单目三维重建计算

单相机重建可以规避双目相机拍摄出现的帧率不匹配、重建时间长问题, 且更满足于高帧率重建要求。本文针对飞机模型姿态角的弯曲和扭转变形测量开展, 根据弯曲和扭转的定义, 主要测量机翼受气流影响而产生绕 Y 轴的转动或沿 Z 轴的运动变化。

由于相机与机翼是正对布置的, 故可根据仿射变换关系建立平面化模型, 相机坐标系 C 与机身坐标系 P 满足如下关系:

$$C = R_c P + T_c \quad (9)$$

式中: R_c 和 T_c 为两个坐标系间的旋转和平移矩阵。

代入相机畸变参数可得:

$$\begin{bmatrix} x - \Delta x \\ y - \Delta y \\ f \end{bmatrix} = R_c \begin{bmatrix} p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} t_1 \\ t_2 \\ t_3 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: x, y 为图中坐标, 可直接读出; $f, \Delta x, \Delta y$ 可通过前面的相机内参数标定求出; p_1, p_2, p_3 为待求空间点坐标; t_1, t_2, t_3 表示平移分量。

根据相机正对布置的几何条件约束, 可直接用比例 k 替代旋转矩阵:

$$R_c = k \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

将式(11)代入式(10), 并进一步简化得:

$$\begin{bmatrix} x - \Delta x \\ y - \Delta y \\ f \end{bmatrix} = k \begin{bmatrix} p_1 - t'_1 \\ p_2 - t'_2 \\ p_3 - t'_3 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中: t'_1, t'_2, t'_3 代表的物理意义为机身坐标系的原点所在的空间位置, 可直接测量得出。因此, 式(12) 共有 k, p_1, p_2, p_3 这 4 个未知数。测量中由于飞机模型的 Y 轴坐标基本不变, 故认为风洞试验中 p_2 已知且保持不变。因此, 可以利用已知的相机内参数和 Y 坐标求出标志点的位置。

3 实验验证

3.1 荧光标志点检测

实验设备使用大恒相机 2 448 pixel×2 048 pixel, 焦距 12、500 mm 横梁。采用 365 nm 波长的 LED 紫外光源获取荧光标志点图像, 而采用蓝光照明获得普通标志点图像, 以对比验证荧光标志点的识别效果。测试对象是粘贴在圆柱形面上的 100 个标志点阵列, 用 XTDIC 设备进行计算分析, 分别如图 4(a) 和(b) 所示。在测试过程, 用紫光照射时标志点发光, 为荧光状态, 用蓝光照射时, 标志点不受激发, 不发出荧光, 即为普通标志点状态。相机组在测量时先使用标点在普通蓝光光源照射下进行标定, 以获取相机的内外参数, 得到的重投影误差为 0.04 pixels。图 4(c)~(f) 分别为紫光照射得到的荧光标志点、蓝光照射得到的普通标志点, 其对应的识别效果和三维重建效果。

从实验结果可以看出, 当标志点的荧光未被激发时, 受到环境噪声光的干扰, 有许多阵列外的特征被错误识别, 而在荧光状态下则未发生这种问题。荧光标志点在圆桶周围不同角度都没有收到环境光的影响而产生反光现象。说明在荧光激发状态下, 标志点与相机存在的可检测倾角范围较大, 均能识别出正确的标志点。并且, 在荧光环境中, 背景图像的颜色单调, 在检测时有利于标志点的快速提取, 适合在风洞环境中测量。

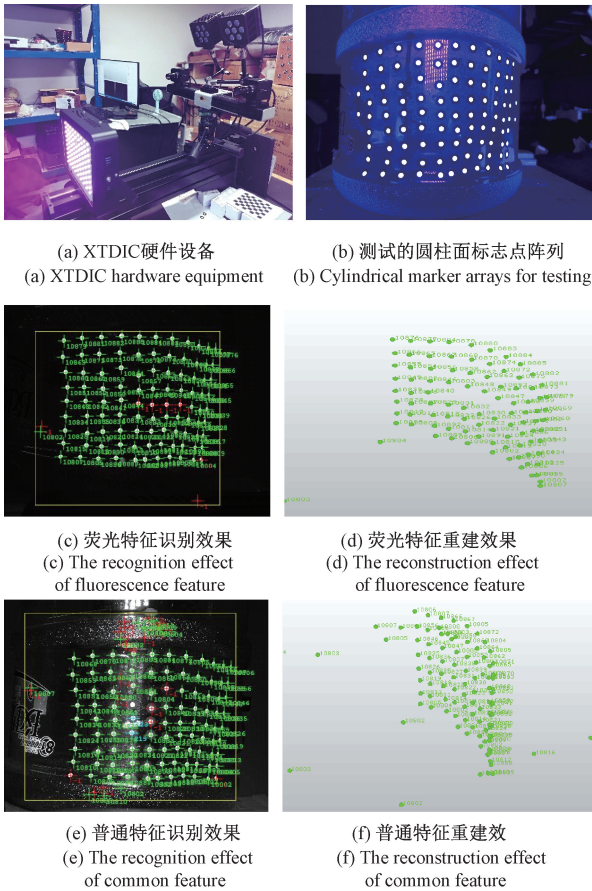


图4 标志点测量结果

Fig. 4 The measurement results of mark points

3.2 风洞坐标系的精准度验证

本文搭建了双目姿态角测量系统包括大恒相机 2 448 pixel×2 048 pixel, 焦距 12,500 mm 横梁, 180 W 蓝光频闪光源, 一台高精度双轴转台, 内框尺寸 400 mm×400 mm, 外框尺寸 650 mm×650 mm。高精度双轴转台的指标为轴线垂直度±2.0", 内框(横滚)角位置误差±1.2", 重复性(1σ)0.1"; 外框(俯仰)角位置误差±2.1", 重复性(1σ)0.2"; 内框(横滚)轴线回转±1.5"; 外框(横滚)轴线回转±4.9"; 内外框轴线垂直度±2.0", 如图 5 所示。

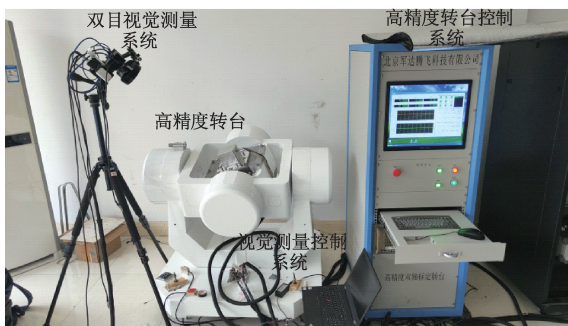


图5 高精度双轴转台

Fig. 5 High precision biaxial turntable

利用校准的高精度双轴转台模拟攻角机构带动飞机模型运动, 将双目视觉计算结果与转台示数计算进行对比, 验证风洞坐标系与相机坐标系的精度。根据标定风洞坐标系的步骤, 测试模型旋转一个固定角度, 如绕 X 轴逆时针转动 2 次, 转台示数分别为 5.01°、9.98°。通过追踪模型上 5 个标志点的位置(分别为点 A~E), 得到旋转 2 次的两个状态下的向量, 并通过式(6)得到两次旋转之间的转角值, 如表 1 所示。

表 1 高精度转台 X 轴的计算向量和角度

Table 1 The calculated vector and angle in X-axis of high precision turntable

标志点	向量	转角/(°)
A	(27.67, 2.62, -6.01)	4.999 2
B	(27.24, 2.62, -5.98)	4.989 7
C	(27.01, 2.59, -6.04)	4.962 7
D	(27.19, 2.60, -6.04)	4.996 2
E	(26.37, 2.54, -5.80)	4.916 4
平均值	(27.02, 2.59, -5.98)	4.972 8

通过双轴转台转动配合双目测量系统重建点坐标, 不需要额外坐标转换装置, 计算向量夹角, 解算得到的姿态角精度在 0.01°以内, 这说明本文标定得到的风洞坐标系精度可满足测量需求。

3.3 弯曲扭转单双目快速测量结果

对于飞机模型的扭转角和弯曲变形值, 直接在风洞内测量, 使用 EVT 相机, 利用风洞内攻角机构进行试验。相机的图像分辨率为 5 120 pixel×4 096 pixel, 像元尺寸为 4.5 μm×4.5 μm, 焦距 24 mm。利用提取的二维点进行机翼扭转弯曲值计算, 并统计时间。程序运行配备于 i7-11800H 处理器和 T600 显卡的笔记本电脑上。利用 VS2019 开发环境, 配置在 Release X64 模式下, 对 4 组试验进行机翼扭转弯曲值进行计算。通过攻角结构进行单自由度俯仰运动, 带动飞机模型运动, 再进行单目重建测量。

1) 计算速度

飞机模型上布置的荧光标志点和截面位置如图 6 所示, 可以看出, 截面 1 在机翼的最外侧, 而截面 14 靠近机身。

测量中采集图像上每张包含 38 个有效点, 分别进行 4 次试车试验, 从图像上提取出有效点的二维像素坐标, 统计二维像素坐标去畸变、有效点坐标重建、扭转弯曲值计算这一流程的耗时, 得到的计算时间如表 2 所示, 4 次试车的单张图像计算之间基本一致, 单张图像重建最大时间为 0.775 5 ms, 表明本文方法计算稳定, 可进行快速单目重建。

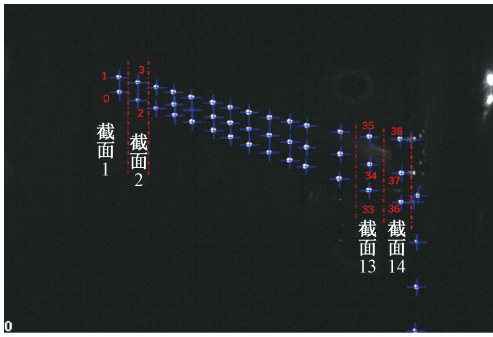


图 6 荧光标记点与截面位置

Fig. 6 Fluorescent mark and cross section locations

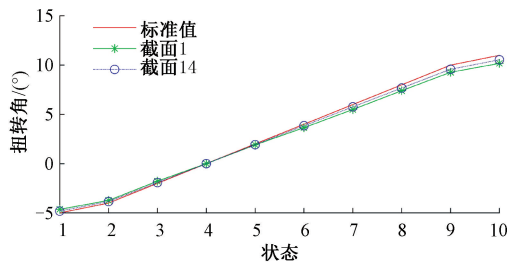
表 2 4 次试车试验计算时间

Table 2 Calculation time of four tests

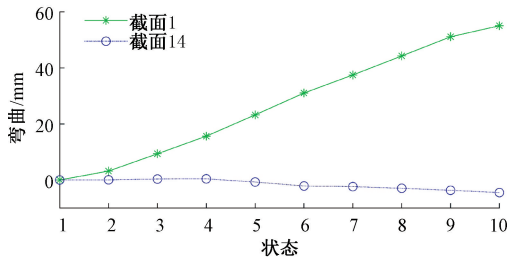
试验组	图像数量	计算时间/s	单张计算平均时间/s
1	8 250	6.398	7.755×10^{-4}
2	10 200	7.768	7.616×10^{-4}
3	10 550	8.180	7.754×10^{-4}
4	10 900	8.451	7.753×10^{-4}

2) 计算精准度

利用转角装置调节角度,模型处于水平初始状态为基态,当模型发生转动,记录此时模型攻角(迎角)示数值;在转角机构从 -5° 转至 11° 的转动过程进行测量。通过单目重建方法,得到截面 1 和 14 的荧光点三维坐标,可以计算出机翼的弯曲和扭转,得到结果如图 7 所示。



(a) 扭转变形计算结果
(a) The results of twisting deformation



(b) 弯曲计算结果
(b) The results of bending deformation

图 7 弯曲扭转计算结果

Fig. 7 The result of bending and twisting deformation

由图 7(a)可以看出,截面 14 的转角值与标准值更接近,这是因为机翼本身是非刚性的,机翼尖端更容易产生变形,而靠近机身位置的变形小,故截面 14 单目重建后与标准值更为接近,截面 1 在转角机构从 -5° 转至 11° 过程中,得到的平均误差为 0.228° ,说明单目重建方法可以通过采集单张照片,得到机翼的扭转角。由图 7(b)可以看出,根据荧光标记点可以得到不同截面转角机构从 -5° 转至 11° 过程中的弯曲量,因为截面 1 和 14 的中心点均与 Y 轴存在距离,故转角机构运动过程中,其 Z 坐标值会发生改变,特别是截面 1 举例 Y 轴较远,故得到的弯曲量较大,符合机构的运动特征。

4 结 论

针对风洞中飞机模型姿态角及机翼扭转弯曲的变形测量问题,本研究在实际风洞试验中通过相机安装位置等硬件设计,解决镜头结霜问题、对相机、光源的保护问题,并提出了一种单双目混合测量系统。该系统兼顾单双目重建,更好适配风洞工况下的具体应用,满足稳定、精确、快速的测量需求。在单双目三维重建时,采用的荧光标志点能有效避免模型反光问题,使测量结果更加可靠。通过本文的相机标定方法可以使得风洞坐标系与相机坐标系重合,得到的姿态角误差小于 0.01° 。利用单相机成像模型,建立仿射变换关系求解坐标点的 Z 方向变化量,进而推导出坐标点绕 Y 轴转动的扭转和沿 Z 方向的弯曲量。通过建立已知 Y 轴向约束的单相机重建模型,对飞机模型姿态角和机翼扭转弯曲变形进行快速解算。选用双轴转台对比验证方案精度和有效性,本文方案不需要额外坐标转换装置,计算向量夹角,解算扭转角平均误差为 0.228° 。本文可优化视觉测量硬件布置方案,提高测量稳定性和精度,为后续风洞测试研究提供可靠数据。

参考文献

[1] 孙琦,谢志江,吴经纬,等. 风洞六自由度机构运动解耦性分析[J]. 中国机械工程, 2018, 29(6): 682-687.
 SUN Q, XIE ZH J, WU J W, et al. Decoupling motion analysis of wind tunnel 6-DOF mechanisms[J]. China Mechanical Engineering, 2018, 29(6): 682-687.
 [2] 刘佳玮,于明鑫,祝连庆,等. 基于深度学习的机翼蒙皮载荷计算方法[J]. 电子测量与仪器学报, 2022, 36(4): 1-8.
 LIU J W, YU M X, ZHU L Q, et al. Calculation method of wing skin load based on deep learning[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2022,

- 36(4):1-8.
- [3] 林敬周, 解福田, 钟俊, 等. 高超声速风洞双体同步分离捕获轨迹试验技术[J]. 空气动力学学报, 2023, 41(5):77-86.
LIN J ZH, XIE F T, ZHONG J, et al. Dual-body synchronous captive trajectory test technique in hypersonic wind tunnel[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2023, 41(5):77-86.
- [4] 李强, 刘大伟, 许新, 等. 高速风洞中大型飞机典型支撑方式干扰特性研究[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(1): 68-74.
LI Q, LIU D W, XU X, et al. The study of interference characteristics of typical support struts on large aircraft in high-speed wind tunnels[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(1): 68-74.
- [5] VYALKOV A V. Inertial technology of wind tunnel spin tests[J]. TsAGI Science Journal, 2016, 47(5): 537-552.
- [6] JAIN S, KAMALI C, SINGH G K. Inertial angle of attack estimation for a small transport aircraft[C]. 2019 Sixth Indian Control Conference (ICC), IEEE, 2019: 75-80.
- [7] 陈康宇, 保宏, 贺大航, 等. 基于多翼型特征的非奇异变形感知方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2023, 44(1): 101-111.
CHEN K Y, BAO H, HE D H, et al. Research on the non-singular shape sensing method based on multi-airfoil features[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2023, 44(1): 101-111.
- [8] LIU Z T, GAO Z H. Investigation on advances in wind tunnel model attitude determination systems and techniques[C]. 2017 4th International Conference on Information Science and Control Engineering (ICISCE), 2017: 408-413.
- [9] 于丹阳. 基于 Optitrack 运动捕捉系统对模型姿态测量的方法研究[D]. 成都:电子科技大学, 2021.
YU D Y. Research on model attitude measurement based on Optitrack motion capture system[D]. Chengdu:School of Automation Engineering, 2021.
- [10] 唐伟杰, 陈松林. 基于单目视觉里程计的纯姿态测量算法设计[J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(5): 249-256.
TANG W J, CHEN S L. Design of pure attitude measurement algorithm based on monocular visual odometer[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(5): 249-256.
- [11] 宋平, 杨小冈, 齐乃新, 等. 基于序列图像的空间目标姿态估计方法[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(11): 226-234.
SONG P, YANG X G, QI N X, et al. An attitude estimation method for space object based on image sequence[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(11): 226-234.
- [12] JONES T, LUNSFORD C. A photogrammetric system for model attitude measurement in hypersonic wind tunnels[C]. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007: 1164.
- [13] 张征宇, 喻波, 黄诗捷, 等. 风洞试验中模型迎角的视频测量及精度研究[J]. 实验流体力学, 2013, 27(1): 88-92.
ZHANG ZH Y, YU B, HUANG SH J, et al. Videogrammetric measurement of attack angle and its precision investigation in wind tunnel tests[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(1): 88-92.
- [14] BLACK J T, PITCHER N A, REEDER M F, et al. Videogrammetry dynamics measurements of alightweight flexible wing in a wind tunnel[J]. Journal of Aircraft, 2015, 47(1): 172-180.
- [15] 徐洋, 陈磊, 许晓斌, 等. 高超声速风洞下的双目视觉测量技术研究[J]. 光电与控制, 2022, 29(2): 72-75, 92.
XU Y, CHEN L, XU X B, et al. Binocular vision measurement technology in hypersonic wind tunnel[J]. Electronics Optics and Control, 2022, 29(2): 72-75, 92.
- [16] 陈磊, 徐洋, 许晓斌, 等. 窗口玻璃畸变校正下的自由飞模型姿态测量技术研究[J]. 光学精密工程, 2022, 30(4): 455-463.
CHEN L, XU Y, XU X B, et al. Research on attitude measurement technology of free flying model under window distortion correction[J]. Optics and Precision Engineering, 2022, 30(4): 455-463.
- [17] SCHAIRER E T, HEINECK J T, KUSHNER L K, et al. Shape and angle-of-attack measurements of ram-air parachutes by stereo photogrammetry in the national full-scale aerodynamics complex[C]. AIAA Aviation 2019

Forum, 2019; 2806.

- [18] ZHU X, LIU L, CHEN X. Accuracy improving deformation measurement system for large components in thermal vacuum using close-range photogrammetry [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2020, 21(7): 1201-1216.
- [19] ZUO C, WEI C, MA J, et al. Full-field displacement measurements of helicopter rotor blades using stereophotogrammetry [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2021, DOI: 10.1155/2021/8811601.
- [20] 廖达雄, 黄知龙, 陈振华, 等. 大型低温高雷诺数风洞及其关键技术综述 [J]. 实验流体力学, 2014, 28(2): 1-6, 20.
- LIAO D X, HUANG ZH L, CHEN ZH H, et al. Review on large-scale cryogenic wind tunnel and key technologies [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(2): 1-6, 20.
- [21] 刘兴盛, 李安虎, 邓兆军, 等. 单相机三维视觉成像技术研究进展 [J]. 激光与光电子学进展, 2022, 59(14): 87-105.
- LIU X SH, LI AN H, DENG ZH J, et al. Advances in three-dimensional imaging technologies based on single-camera stereo vision [J]. Laser and Optoelectronics Progress, 2022, 59(14): 87-105.

作者简介



E-mail: chunyuangong@163.com

Gong Chunyuan received her B. Sc. and M. Sc. degrees both from Xi'an University of Technology in 2011 and 2014, and Ph. D. degree from Xi'an Jiaotong University in 2021, respectively. She is currently an assistant professor at Xi'an Jiaotong University. Her main research interests include image processing and optical measurement.



E-mail: liangjin@mail.xjtu.edu.cn

Liang Jin (Corresponding author) received his B. Sc., M. Sc. and Ph. D. degrees all from Xi'an Jiaotong University in 1990, 1993 and 2001, respectively. He is currently a professor at Xi'an Jiaotong University. His main research interests include machine vision, image processing and deformation measurement.

龚春园, 2011年和2014年于西安理工大学获得学士学位和硕士学位, 2021年于西安交通大学获得博士学位, 现为西安交通大学助理教授, 主要研究方向为图像处理及光学测量。

梁晋 (通信作者), 分别在1990年、1993年和2001年于西安交通大学获得学士学位、硕士学位和博士学位, 现为西安交通大学教授, 主要研究方向为机器视觉、图像处理、变形测量。