

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2312302

基于误差修正模型的机翼风洞试验 弯扭变形测量方法*

陈光希¹, 梁浚哲², 张征宇³, 呼煜超¹, 梁 晋¹

(1. 西安交通大学机械工程学院精密微纳制造技术全国重点实验室 西安 710049; 2. 西安交通大学微电子学院 西安 710049; 3. 中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所 绵阳 621000)

摘要: 风洞试验中, 机翼在高速气流下产生弯曲、扭转变形, 本文提出一种基于误差修正模型的机翼弯扭变形测量方法。首先, 利用基于摄影测量的相机标定方法求得相机畸变参数, 采用数字图像相关法定位与追踪荧光点的无畸变像素坐标。然后根据摄影测量技术建立气流坐标轴系标定板, 并利用气流坐标轴系标定板标定相机外参及获取机翼上荧光标记点的 Y 坐标。最后, 根据标记点已知的 Y 轴向约束, 建立单双目测量系统各自的三维重建模型及弯扭变形的误差修正模型, 并以模型迎角为 0° 水平时为基准状态计算吹风状态下机翼弯扭变形。经试验验证, 本文提出的机翼扭转变形测量误差小于 0.01°, 机翼弯曲变形测量误差小于 0.15 mm/m。该方法可为飞行器设计提供可靠及鲁棒的实验数据。

关键词: 误差修正; 弯曲变形; 扭转变形; 摄影测量

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

Error correction based measurement method for wing bending and torsion deformation caused by high-speed airflow in wind tunnel

Chen Guangxi¹, Liang Junzhe², Zhang Zhengyu³, Hu Yuchao¹, Liang Jin¹

(1. State Key Laboratory for Manufacturing Systems Engineering, School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. School of Microelectronics, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 3. High Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In the wind tunnel experiment, high-speed airflow will cause bending deformation and torsion deformation in the wing. This paper proposes a method for measuring the wing bending and torsion deformation based on the error correction model. First, the camera calibration method based on photogrammetry is used to obtain the camera distortion parameter with the use of digital image correlation method to locate and track the distortion-free pixel coordinates of fluorescent points. Then an airflow calibration plate with coordinate axis system is established based on photogrammetry technology, and the airflow coordinate axis calibration plate is used to calibrate the external parameters of the camera and obtain the Y coordinate of the fluorescent marker point on the wing. Finally, the three-dimensional reconstruction models of the single and binocular measurement systems and the error correction model for bending and torsion deformation are established with the known Y-axis constraints of the marker point. When the angle of attack is 0° horizontally, the bending and torsional deformation of the wing in the blowing state is calculated as the reference state with the model. After experimental verification, the measurement error of wing torsional deformation proposed in this article is less than 0.01°, and the measurement error of wing bending deformation is less than 0.15 mm/m. This method can provide reliable and robust experimental data for aircraft design.

Keywords: error correction; bending deformation; torsional deformation; photogrammetry

0 引言

随着我国航空、航天装备领域的不断发展,飞行器设计的精细度和复杂度不断提高,风洞实验中飞行器机翼的弯扭变形分析结果更是成为飞行器设计的重要依据。

接触式测量作为一种廉价且方便的测量方法,其广泛用于模型表面应变测量。如应变测量法、光栅传感法等,但接触式测量需要将传感器置于模型内部测量,对于风洞实验中机翼表面变形测量,将传感器嵌入模型内部或放置表面,无疑会破坏飞行器表面气动布局,影响模型刚度。导致测量结果可靠性不高。因此,非接触式测量成为风洞实验中测量机翼弯曲变形和扭转变形的主要方式^[1]。

为了测量机翼表面的弯扭变形,韩小进等^[2]将飞机机翼简化为变截面悬臂梁结构。基于线性叠加原理^[3],在实验前通过地面标定试验得到载荷与应变之间的关系方程和机翼各段的弯曲刚度。实验时,通过采集的机翼实测应变数据求解机翼变形。该方法适用性强,但需要进行繁琐的地面标定实验且不能实时输出机翼表面弯曲变形^[4]。朱赞等^[5]采用三维激光扫描技术,通过重建吹风时有变形的机翼模型与未变形的机翼模型进行对比,进行机翼变形量的探测,试验结果表明该技术探测精度可达0.12 mm。但是,该方法需要经过扫描点云、多站点云配准、点云去噪和封装等步骤^[6],过程繁琐,并且该方法只能测量机翼的微变形检测,不适用于风洞实验中高马赫、大攻角的机翼变形测量。张杰等^[7]、魏斌等^[8]采用数字图像相关法(digital image correlation method, DIC),通过在机翼表面喷涂散斑,使用图像匹配算法分析被测物表面变形前后的散斑图像,来计算被测物表面的应变场。相对于其他方法, DIC 可以测得机翼表面的全场变形和应变。但是受到风洞复杂环境的限制、风洞实验阶梯需处理图像较多、DIC 计算的时间复杂度高的问题,致使 DIC 测量机翼表面的弯曲变形应用较少,在国外也只有少数实验室采用 DIC 方法测量机翼表面变形^[9]。

目前,国内对于机翼表面扭转变形的直接测量应用案例较少,为了测量机翼表面的扭转变形, Klotz 等^[10]通过在机翼上安装光纤布拉格光栅并结合有限元仿真开发了机翼扭转角预测模型。崔帅华等^[11]结合透视投影校正理论,提出了一种基于图像透视变换的直升机桨根扭转角测量方法。张征宇等^[12]在2 m 超声速风洞中提出风洞试验中模型迎角的视频测量方法,该方法的迎角测量精度在0.01°以内。

在复杂的风洞环境中,利用视觉测量方法测量时,模型表面需要进行镜面剖光处理导致与相机之间存在眩光等环境光干扰问题^[13],由于空间圆透视投影出现偏心误

差及工艺导致的人工标识点边缘粗糙造成的圆心定位误差问题,气流坐标轴系标定困难问题,风洞实验时机翼表面弯扭变形难以在线测量等问题,致使飞行器机翼表面的弯曲变形和扭转变形还没有找到一种兼顾精度和速度的快速测量方法。

本文针对风洞实验中飞行器机翼表面的弯曲和扭转变形进行研究,给出一种兼顾精度和鲁棒性的视觉测量方案,提出一种基于误差修正模型测量机翼弯扭变形的测量系统。针对飞行器模型与相机之间存在环境光干扰,空间圆透视投影出现偏心误差及工艺问题导致的人工标识点边缘粗糙致使的定位误差问题,通过在飞行器机翼表面喷涂荧光标识点,利用 DIC 实现对标记点的定位。针对气流坐标轴系建立困难问题,在现场外利用摄影测量建立气流坐标轴系的全局点,现场内通过气流坐标轴系全局点标定相机外参。针对实验时机翼表面弯扭变形在线测量不易问题,当飞行器模型进行单自由度俯仰运动时,利用双目相机对模型机翼表面重合视野的标记点进行快速重建,利用单目相机对双目非重叠区域以及未成功重建的标记点进行快速重建,并分别建立无风弯扭变形与标准角度之间误差修正模型,进而得到飞行器机翼的弯曲和扭转变形测量结果。

1 机翼弯扭变形定义

风洞实验中,由于飞行器表面独特的气动布局,机翼受到高速气流的影响,导致机翼表面压力不均进而导致机翼表面不同翼展位置发生不同的弯曲变形和扭转变形。在连续变攻角的风洞实验中,一般只有模型单自由度俯仰运动即迎角变化时才会考虑机翼的弯曲、扭转变形^[14]。

本文定义弯曲变形是指机翼表面在高速气流下沿模型偏航轴方向产生的位移。扭转变形是指机翼不同截面位置在高雷诺数气流下沿模型俯仰轴方向发生的扭转变形^[15]。

2 基于误差修正模型的机翼弯扭变形测量方法

风洞实验中机翼的弯扭转变形测量存在诸多难题。如飞行器表面往往通过镜面剖光处理导致如果直接采用自然光会使相机与模型之间出现眩光干扰难题;由于工艺问题导致人工制定的标识点边缘粗糙从而影响标识点中心定位难题;当模型吊入风洞现场内致使气流坐标轴系建立困难难题;高速气流会引起飞行器甚至风洞壁的抖动,致使暴露在试验段内的相机稳定性受到影响的难题;风洞实验时机翼表面弯扭变形难以在线测量难题。

为了解决上述难题,本文关于机翼弯扭变形的测量方案如下:

1) 通过在机翼表面喷涂荧光标识点,现场内布置多盏紫外灯来激发荧光标记点自发光,从而降低环境的干扰。通过 DIC 实时追踪荧光标记点的像素坐标,从而避免空间圆透视投影出现偏心误差及标记点边缘粗糙导致的定位问题。

2) 通过近景摄影测量技术在现场外建立气流坐标系标定板,初始实验时现场内通过激光水平仪保证气流坐标系标定板 X 向量与来流方向平行,利用外参标定即可将完成气流坐标系的建立。后续实验工程中,由于相机振动导致外参发生改变,通过某一攻角下机翼表面点在初始气流坐标系三维坐标标定相机外参即可完成气流坐标系的建立。

3) 通过将相机装入风洞壁内,从而解决暴露在试验段内相机由于振动而产生的稳定性受到影响的难题。通过利用实验过程中飞行器沿 Y 方向位移较小这一特性,提出一种双目为主单目为辅的单双目混合重建方法,从而解决相机嵌入风洞壁内导致双目视野有限难题。利用无风时连续变攻角实验,分别建立各截面弯扭变形与标准迎角的误差修正模型,从而提高弯扭变形测量精度。

本文的实验场景如图 1 所示。

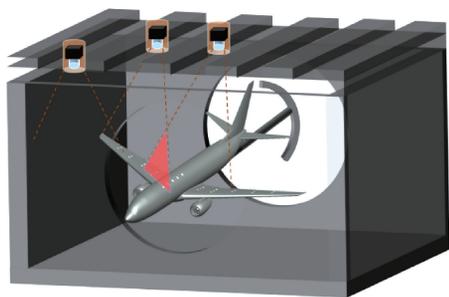


图 1 机翼弯扭变形实验场景

Fig. 1 Experimental scene of wing flexional deformation

2.1 基于 DIC 的粗糙边缘点识别与跟踪

荧光标记点由于其荧光染料的特殊性使其能够在吸收一定波长的紫外光后呈现出高亮的荧光,其他区域未被紫外光激发而成黑色^[16]。通过布置荧光标记点和紫外光将标记点与背景区分,排除噪点和环境光干扰,可用于机翼的弯扭变形测量中。

然而,由于飞行器机翼表面独特的气动布局,如果直接采用粘贴纸质的荧光标记点的方式,一方面由于纸质荧光标记点的厚度会破坏气流流场,影响机翼气动性能;另一方面,在高速气流下粘贴的纸质点本身的强度也受到极大的考验。如果采用直接喷涂圆形荧光标记点的方式,一方面,由于空间圆形标志点透视投影会出现偏心误

差;另一方面,由于工艺问题难以绝对保证荧光标识点边缘光滑从而影响标识点中心定位难题,如图 2 所示。

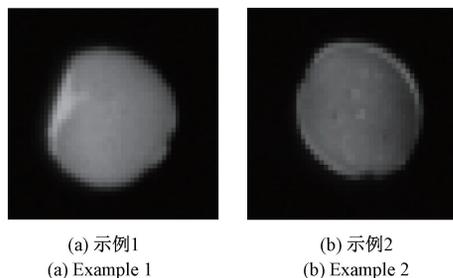


图 2 边缘粗糙的荧光标记点

Fig. 2 Fluorescent marker dots on rough edges

此外,模型机翼在高速来流的冲击下使模型机翼不同翼剖面产生不同程度的弯扭变形^[17]。为了更为准确测量翼剖面弯扭变形且尽可能降低喷涂荧光点本身的微小厚度对全机气动性影响^[18],应在机翼感兴趣截面喷涂荧光标记点,每截面荧光标记点所构成向量应尽量与来流向量平行^[19],如图 3 所示。其中 V_q 代表来流方向, $O-XYZ$ 表示风洞坐标系。

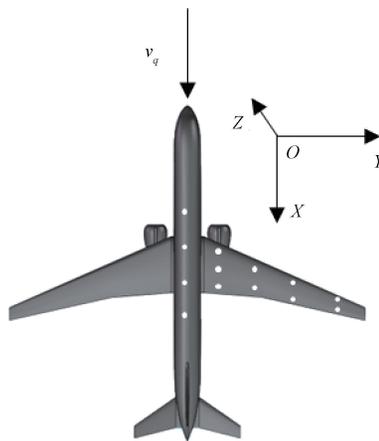


图 3 荧光标记点与来流向量关系示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the relationship between fluorescent markers and incoming flow vectors

数字图像相关法是通过两幅图像局部子区域的相关性计算来匹配同一物体点的方法,其主要包括两种匹配方式,即同一时刻双目相机左右图像对应点的立体匹配以及不同时刻同一相机的同一点的时序匹配,如图 4 所示。对于单目相机,仅完成时序匹配即可。鉴于此,本文采取数字图像相关法对荧光标记点的像素坐标进行定位与追踪,通过标定好的相机即可完成荧光标记点三维重建进而计算机翼的弯扭变形。

实验时,在单一相机的初试图像帧为每一个荧光标记点建立一个独立的子区,采用零均值归一化最小距离平方和系数 (zero-normalized sum of squared differences,

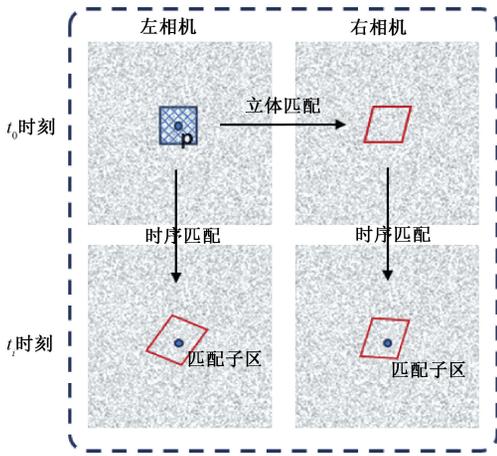


图4 DIC立体匹配与时序匹配

Fig. 4 Speckle stereo matching vs. timing matching

ZNSSD) 评价子图的相似程度进而完成立体匹配和时序匹配荧光标记点。

$$C_{ZNSSD} = \sum_{i=-M}^M \sum_{j=-M}^M \left[\frac{f(x_i, y_j) - f_m}{\Delta f} - \frac{g(x'_i, y'_j) - g_m}{\Delta g} \right]^2 \quad (1)$$

其中:

$$f_m = \frac{1}{(2M+1)^2} \sum_{i=-M}^M \sum_{j=-M}^M f(x_i, y_j) \quad (2)$$

$$g_m = \frac{1}{(2M+1)^2} \sum_{i=-M}^M \sum_{j=-M}^M g(x_i, y_j) \quad (3)$$

$$\Delta f = \sqrt{\sum_{i=-M}^M \sum_{j=-M}^M [f(x_i, y_j) - f_m]^2} \quad (4)$$

$$\Delta g = \sqrt{\sum_{i=-M}^M \sum_{j=-M}^M [g(x'_i, y'_j) - g_m]^2} \quad (5)$$

其中: g_m 表示待匹配图像子图的灰度均值。

获得荧光标记点的像素坐标后,即可根据风洞外搭建的双目相机重建荧光标记点的三维空间坐标。重建前,通过基于摄影测量的相机标定原理获取双目相机的内外参数,可建立如下方程:

$$\begin{cases} \hat{u}_p = -\Delta x + c_x - \\ \quad \frac{a_1(X_p - X_s) + b_1(Y_p - Y_s) + c_1(Z_p - Z_s)}{f} \\ \quad \frac{a_3(X_p - X_s) + b_3(Y_p - Y_s) + c_3(Z_p - Z_s)}{f} \\ \hat{v}_p = -\Delta y + c_y - \\ \quad \frac{a_2(X_p - X_s) + b_2(Y_p - Y_s) + c_2(Z_p - Z_s)}{f} \\ \quad \frac{a_3(X_p - X_s) + b_3(Y_p - Y_s) + c_3(Z_p - Z_s)}{f} \end{cases} \quad (6)$$

其中, (\hat{u}_p, \hat{v}_p) 表示荧光标记点 p 的像素坐标(单位: pixel), f 表示镜头焦距, (X_p, Y_p, Z_p) 表示荧光标记点 p 在世界坐标系下的坐标 P (单位: mm), (X_s, Y_s, Z_s) 相机坐标系原点在世界坐标系下的坐标(单位: mm), a, b, c 表示从世界坐标系转到相机坐标系的旋转矩阵分量,

c_x, c_y 表示主点偏差, $\Delta x, \Delta y$ 表示镜头畸变引起的像素坐标偏差,主要包括径向畸变 $\Delta x_r, \Delta y_r$ 、切向畸变 $\Delta x_t, \Delta y_t$ 、像平面畸变 $\Delta x_p, \Delta y_p$:

$$\begin{cases} \Delta x = \Delta x_r + \Delta x_t + \Delta x_p \\ \Delta y = \Delta y_r + \Delta y_t + \Delta y_p \end{cases} \quad (7)$$

其中:

$$\begin{cases} \Delta x_r = K_1 x r^2 + K_2 x r^4 + K_3 x r^6 \\ \Delta y_r = K_1 y r^2 + K_2 y r^4 + K_3 y r^6 \\ \Delta x_t = B_1(r^2 + 2x^2) + 2B_2 xy \\ \Delta y_t = 2B_1 xy + B_2(r^2 + 2y^2) \\ \Delta x_p = E_1 x + E_2 y \\ \Delta y_p = 0 \end{cases} \quad (8)$$

2.2 基于相机外参标定的气流坐标轴系建立

由于风洞实验中模型机翼的弯扭变形的解算都是在气流坐标轴系下,而相机测量系统经过相机标定完成后,其基准通常设定在某相机处。为了更加方便描述模型机翼弯扭变形,提出基于相机外参标定的气流坐标轴系建立。

实验前,通过摄影测量重建自制的气流坐标轴系标定板上的三维点坐标,并为该气流坐标轴系标定板建立局部坐标系。实验时,利用水平仪,将气流坐标轴系标定板局部坐标系 \vec{OX} 向量摆放至与来流向量反向, \vec{OZ} 向量铅锤,此时利用气流坐标轴系标定板上的三维坐标系 $P(X, Y, Z)$ 与左右图像对应点 $p_1(u_1, v_1)$ 、 $p_2(u_2, v_2)$ 构建最小二乘方程,即可求得初始实验时左右相机坐标系至气流坐标轴系的外参 R_L, T_L 及 R_R, T_R 。

$$\omega_1 \begin{bmatrix} u_1 \\ v_1 \\ 1 \end{bmatrix} = K_L [R_L | T_L] \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{11}^L & m_{12}^L & m_{13}^L & m_{14}^L \\ m_{21}^L & m_{22}^L & m_{23}^L & m_{24}^L \\ m_{31}^L & m_{32}^L & m_{33}^L & m_{34}^L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\omega_2 \begin{bmatrix} u_2 \\ v_2 \\ 1 \end{bmatrix} = K_R [R_R | T_R] \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{11}^R & m_{12}^R & m_{13}^R & m_{14}^R \\ m_{21}^R & m_{22}^R & m_{23}^R & m_{24}^R \\ m_{31}^R & m_{32}^R & m_{33}^R & m_{34}^R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

然而,风洞实验中高速气流会引起相机乃至风洞壁发生振动,造成相机外参发生变化,而相机内参变化极小。如果每次吹风实验后都进入风洞内进行相机标定以及气流坐标轴系的标定,会造成极大的不便。由于静态下风洞模型支撑系统即攻角机构的回零误差在 0.01° 以内,因此初始实验时通过计算模型机翼上标识点在气流坐标轴系下的三维坐标,在吹风实验结束后即可通过模型表面在气流坐标轴系下的三维坐标与左右图像的成像

关系,即可重新求得相机至气流坐标轴系的外参,极大简化流程,避免再次进入风洞内进行相机标定和气流坐标轴系的标定。

2.3 机翼弯扭变形测量方法

根据左右相机标定获得的畸变参数及其相机内外参数即可完成对左右图像检测得到的荧光标记点 p 无畸变坐标 $p_1(u_1, v_1)$ 、 $p_2(u_2, v_2)$ 。通过最小二乘法即可得到荧光标记点 p 的三维坐标 $P(X, Y, Z)$:

$$\mathbf{x} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{b} \quad (11)$$

式中:

$$\mathbf{x} = [\mathbf{X} \quad \mathbf{Y} \quad \mathbf{Z}]^T \quad (12)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} u_1 m_{31}^L - m_{11}^L & u_1 m_{32}^L - m_{12}^L & u_1 m_{33}^L - m_{13}^L \\ v_1 m_{31}^L - m_{11}^L & v_1 m_{32}^L - m_{12}^L & v_1 m_{33}^L - m_{13}^L \\ u_2 m_{31}^R - m_{11}^R & u_2 m_{32}^R - m_{12}^R & u_2 m_{33}^R - m_{13}^R \\ v_2 m_{31}^R - m_{11}^R & v_2 m_{32}^R - m_{12}^R & v_2 m_{33}^R - m_{13}^R \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{b} = \begin{bmatrix} m_{14}^L - u_1 m_{34}^L \\ m_{24}^L - v_1 m_{34}^L \\ m_{14}^R - u_2 m_{34}^R \\ m_{24}^R - v_2 m_{34}^R \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中, m^L 、 m^R 分别表示相机标定获得的左右相机外参数旋转矩阵和平移矩阵分量。

然而,由于双目相机独特的安装角度导致双目相机视野有限,考虑模型只走俯仰运动下模型上三维点 Y 坐标几乎不变,实验前测得模型机翼每个三维点在气流坐标轴系下的 Y_0^i 坐标,即可利用单目相机完成双目相机非重叠区域三维点重建。

$$\omega \begin{bmatrix} u_i \\ v_i \\ 1 \end{bmatrix} = K[R|T] \begin{bmatrix} X_i \\ Y_i \\ Z_0^i \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} & m_{14} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} & m_{24} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} & m_{34} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\begin{bmatrix} X_i \\ Y_0^i \\ Z_i \\ 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

其中, (u_i, v_i) 为检测的像素坐标, (X_i, Y_0^i, Z_i) 为重建的三维坐标, m_i 为相机标定获得的外参。

由于飞行器机身刚性足够大,故可认为机身不发生扭转变形和弯曲变形,将机身作为机翼弯扭变形计算的参考截面。

风洞实验测量飞行器机翼在不同机身迎角 α_i 下的扭转变形时,根据吹风条件下机翼每截面构成的向量在气流坐标轴系铅垂面的投影 V_1^i 与静态不吹风条件下零

位迎角机翼每截面构成的向量在气流坐标轴系铅垂面的投影 V_0^i ,即可求得飞行器机翼不同截面的扭转变形 θ_i 。

$$\theta_i = \beta_i - \alpha_i \quad (16)$$

$$\beta_i = \arccos \frac{\vec{V}_0^i \cdot \vec{V}_1^i}{|\vec{V}_0^i| \cdot |\vec{V}_1^i|} \quad (17)$$

其中, β_i 表示模型第 i 个截面迎角, α_i 表示飞机巡航状态即机身对应的迎角, θ_i 表示扭转变形。

考虑到现场内飞行器不同迎角下荧光标记点所接收光照不同,风洞坐标系建立及各截面喷涂的荧光标记点所构成向量也不能保证与来流向量绝对平行。而风洞实验模型攻角机构转动精度控制在 0.01° 以内,为了进一步控制精度,消除系统误差影响,提出扭转变形的误差修正模型。

在实验前静态不吹风阶段即模型机翼不发生扭转变形,通过本文提出的扭转算法得到的机身迎角 β_i 与标准迎角 ϕ_i 建立线性映射函数:

$$\phi_i = f(\beta_i) \quad (18)$$

在吹风实验时,通过校正当地迎角以提高扭转变形精度:

$$\theta_i = f(\beta_i) - \alpha_i \quad (19)$$

风洞实验测量模型机翼在不同攻角下的弯曲变形时,在实验前静态不吹风阶段即模型机翼不发生弯曲变形,通过本文提出的基于误差修正模型的弯曲算法得到机翼每截面中点和机身上某一刚性点之间的截面差 dZ_0^i ,并与无风标准迎角 ϕ_i 建立线性映射函数:

$$dZ_0^i = g(\phi_i) \quad (20)$$

根据吹风条件下机翼每截面中点和机身上某一刚性点之间的截面差 dZ_i^i 与静态不吹风条件下机翼每截面中点和机身上某一刚性点之间的理论截面差 dZ_0^i 的差值即为弯曲变形:

$$d_i = dZ_i^i - dZ_0^i \quad (21)$$

其中:

$$dZ_i^i = g(a_i) \quad (22)$$

3 实验结果与分析

3.1 荧光标记点识别与跟踪

本实验设备使用 EVT 高速工业相机 HZ-65000-G,镜头焦距 14 mm,相机分辨率 $9\,344 \times 7\,000$,像元尺寸为 $3.2 \times 3.2 \mu\text{m}$ 。采用波长为 365 nm 的紫外光源激发荧光标记点发光。采用 XTDIC 视觉测量系统对喷涂在机翼模型表面的荧光标记点进行分析,如图 5 所示。分别采用本文提出的基于 DIC 的荧光标记点识别以及采用基于椭圆中心定位的荧光标记点识别进行识别效果及重建效果进行对比。图 5(e)、(f) 表示基于 DIC 的荧光标记点的识别与重建效果,图 5(c)、(d) 表示基于椭圆中心定位的识别与重建效果。

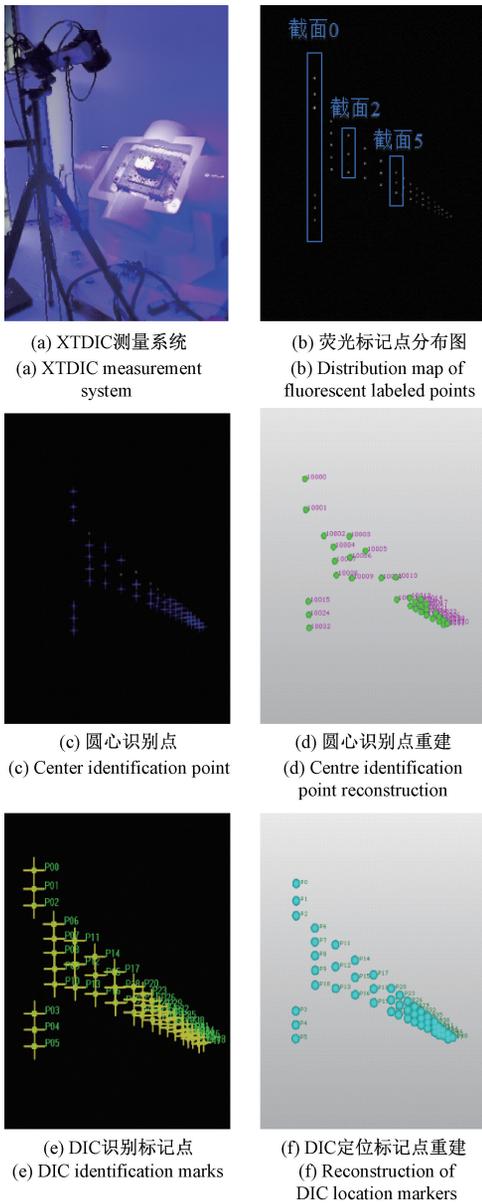


图 5 荧光标记点识别与重建

Fig. 5 Identification and reconstruction of fluorescent markers

从实验结果可以看出,通过布置荧光标记点和紫外光从而将标记点与背景区分,有效排除噪点和环境光干扰,图像质量较高,如图 5(b) 所示。由于荧光标记点的喷涂工艺不足使部分荧光标记点边缘粗糙,从而影响标识点椭圆中心定位甚至无法识别,而基于 DIC 的荧光标记点,由于其只受光照强度影响,只要保证光照强度不发生较大变化,均可实现荧光标记点的识别与追踪。此外,由于非编码点需要左右图像进行极线匹配,当点云较为稠密且同一极线上荧光标记点不止一个时容易出现误匹配现象导致重建错误,如图中点 P_{1002} 。而基于 DIC 的荧光标记点的识别与重建,由于

灰度限制以及时序独立匹配,可以很好避免误匹配问题,适合在风洞环境中测量。

为了测试基于 DIC 的荧光标记点与基于椭圆中心定位的荧光标记点的重建成功率,采用 XTDIC 设备分别进行 4 次连续变攻角实验进行测试,如表 1 所示,测试结果表明,采用 DIC 方法重建成功率极高,适合风洞实验测量机翼弯扭变形。

表 1 标志点重建成功率对比

Table 1 Comparison of success rate of mark reconstruction

车次	图像数	DIC 重建率/%	圆心识别重建率/%
1	391	100	78.26
2	459	100	69.56
3	425	100	71.74
4	408	100	73.91

3.2 机翼弯扭变形精度验证

1) 机翼扭转变形精度验证

为了验证本文提出的扭转变形的可行性和测量精度,在风洞外搭建测试平台,实验设备包括两台 EVT 高速工业相机 HZ-65000-G,镜头焦距 24 mm,相机分辨率 9 344×7 000,像元尺寸为 3.92 μm ×3.92 μm ,4 盏波长为 365 nm 的紫外光源,一套 XTDIC 视觉测量系统,一台高精度双轴转台,转台型号为 JDZT240H,如图 6 所示。其精度指标为外框(俯仰)角位置误差为 $\pm 2.1''$,重复性 (1σ) 0.2'',扩展不确定度 ($k=2$) 1''。



图 6 扭转变形验证实验场景

Fig. 6 Experimental scenario of torsion deformation verification

利用上壁板一对相机模拟风洞试验场景,并搭配4组紫外光源,通过控制转台带动飞行器模型单自由度俯仰运动以模拟攻角机构带动飞行器模型运动,实验时转台机构俯仰角以 1° 为步长从 $-4^\circ \sim 8^\circ$ 的转动过程进行测量,通过对比转台示数和本文提出的基于误差修正模型的机翼风洞实验弯扭变形测量方法计算的机身截面的当地迎角来衡量机翼扭转变形精度。其中,飞机模型水平机身前后两点构成的向量为 $\vec{v}_0 = (-396.13, 3.79, -3.18)$,长度为 $|\vec{v}_0| = 396.161$ mm,得到误差结果如表2所示。

表2 计算截面向量与扭转角误差

Table 2 The calculation error of cross section vector and torsion angle

标准值	向量	计算值	误差
-4	(-394.93, 31.39, -3.14)	-3.997 1	-0.002 9
-3	(-395.44, 24.48, -3.14)	-2.994 2	-0.005 8
-2	(-395.77, 17.59, -3.11)	-1.996 5	-0.003 5
-1	(-396.01, 10.65, -3.17)	-0.992 3	-0.007 7
0	(-396.13, 3.79, -3.18)	0	0
1	(-396.13, -3.17, -3.19)	1.006 2	0.006 2
2	(-396.02, -10.12, -3.19)	2.011 8	0.011 8
3	(-395.79, -17.01, -3.19)	3.007 9	0.007 9
4	(-395.41, -23.90, -3.16)	4.006 7	0.006 7
5	(-394.93, -30.82, -3.18)	5.009 9	0.009 9
6	(-394.31, -37.63, -3.17)	5.998 5	-0.001 5
7	(-393.58, -44.54, -3.18)	7.004 5	0.004 5
8	(-392.72, -51.40, -3.17)	8.003 9	0.003 9
	平均值		0.005 562

由于理想不吹风情况下飞机模型不发生变形,飞机的迎角应等于转台标准值,从实验结果可以看出,本算法的扭转角平均测量误差精度在 0.01° 以内,说明本文提出的基于误差修正模型的机翼扭转变形精度可满足风洞实验中测量需求。

2) 机翼弯曲变形精度验证

弯曲变形测量精度的本质取决于标记点的重建精度。为了验证本文提出的弯曲变形的可行性和测量精度,在风洞外搭建测试平台,实验设备包括相机 BFLY-PGE-50H5M-C,相机分辨率 $2\ 448 \times 2\ 048$,像元尺寸为 $3.45\ \mu\text{m} \times 3.45\ \mu\text{m}$,两个25 mm定焦镜头,XTDIC视觉测量系统一套,波长为365 nm的面阵紫外光源1套,一台高精度引伸计标定仪,其型号为GWB-200JA,微分测头内筒游标刻度 $0.000\ 2$ mm/格,外筒圆周刻度 0.002 mm/格,量

程 0.5 mm以内绝对误差小于 $0.5\ \mu\text{m}$,量程 0.5 mm以上小于逐点相对误差小于 0.1% ,如图7所示。

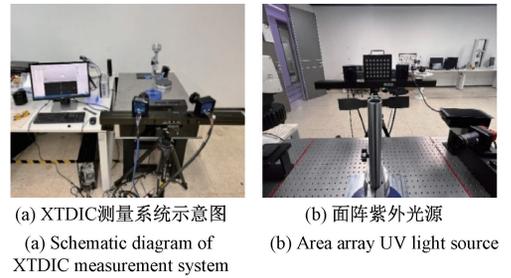


图7 弯曲变形验证实验场景

Fig. 7 Bending deformation verification experiment scene

相机组在测量前先使用标定板在普通白光照射下进行标定,以获取相机的内外参数,得到的重投影误差为 0.04 pixels,其中相机视场为 $1\ \text{m} \times 1\ \text{m}$ 。如图8为部分标定图像展示。

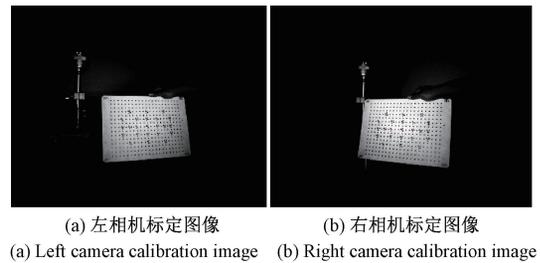


图8 相机标定

Fig. 8 Camera calibration

在紫外光源下,通过高精度引伸计标定仪控制荧光标记点沿竖向分别移动 $0.5, 1, 1.5$ 和 2 mm获得荧光标记点图像,配合XTDIC双目测量系统对荧光标记点进行重建,得到右侧荧光标记点 P_{160} 各状态下的三维坐标及位移误差如表3所示。

表3 荧光标记点三维坐标及位移误差

Table 3 Three-dimensional coordinates and displacement errors of fluorescent labeled points

标准值/mm	三维坐标/mm	误差/mm
0	(49.93, -104.45, -635.34)	0
0.5	(49.71, -104.040, -635.34)	0.038
1	(49.69, -103.52, -635.37)	0.040
1.5	(49.68, -103.01, -635.42)	0.037
2	(49.69, -102.52, -635.41)	0.058
平均值		0.043

从实验结果可以看出,在相机视场为 $1\ \text{m} \times 1\ \text{m}$ 下,采用本测量系统测得平均误差为 0.043 mm,故此系统弯曲

变形测量精度控制在 0.15 mm/m 以内, 说明本文提出的基于误差修正模型的机翼弯曲变形精度可满足风洞实验中测量需求。

3) 机翼弯扭变形动态精度验证

为了进一步检验本文提出的基于误差修正模型测量机翼弯扭变形算法的实际可行性, 直接在风洞内进行测量, 在总温为 300 K、大气压为 173 kPa、来流马赫为 0.85 MH, 以 2° 为步长进行攻角 -4°~4° 的四次重复性连续变攻角试验。使用 EVT 相机采集模型表面荧光标记点高清图像。其中, 相机型号为 EVT HZ-21000-G, 相机分辨率 5 120×4 096, 像元尺寸为 4.5 μm×4.5 μm, 相机视场为 2.4 m×2.4 m。

采用本文算法测量飞行器机翼各截面弯扭变形, 各截面荧光标记点分布示意图如图 9 所示。其中, 截面 0 即代表机身截面, 截面 0、截面 2、截面 5、截面 9、截面 14 沿翼展方向与机身截面距离分别为 0、198.224 9、466.639 5、611.587 7 和 741.336 9 mm。通过本文提出的基于误差修正模型的机翼风洞实验弯扭变形测量方法, 得到重复性实验部分截面的弯曲变形平均值(单位:mm)及扭转变形平均值(单位:°)分别如表 4、5 所示, 重复性实验部分截面弯曲变形和扭转变形标准差分别如表 6、7 所示。图 10、11 分别展示了机翼各截面弯曲变形结果及机翼各截面扭转变形结果, 其坐标横轴表示各截面与机身截面沿翼展方向距离(单位:mm)。

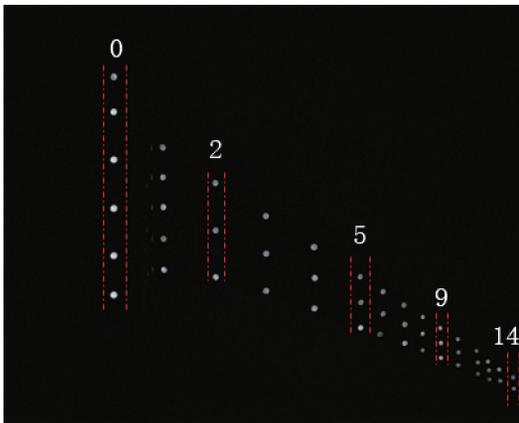


图 9 各截面荧光标记点分布示意图

Fig. 9 Schematic diagram of the distribution of fluorescent marker points in each section

由表 6、7 可以看出, 机身截面 0 的扭转变形平均方差依然小于 0.01, 优于 0.01° 的指标, 飞机模型弯曲变形平均方差小于 0.1, 优于 0.15 mm/m 的指标。虽然机翼截面扭转方差大于 0.01 且机身截面至翼尖截面弯曲变形和扭转变形方差逐渐增大, 这是由于机身至翼尖刚度逐渐减小, 翼尖抖动更强造成, 需要相机有足够的采样

表 4 重复性实验部分截面弯曲变形平均值

Table 4 Average cross-section bending deformation in repeatable experiments

攻角/(°)	截面 0	截面 2	截面 5	截面 10	截面 14
-4	0.006 086	0.009 749	-3.676 200	-7.414 400	-11.809 800
-2	0.006 306	0.008 916	-2.254 000	-4.589 020	-7.340 410
0	0.008 785	0.004 277	1.086 530	2.142 459	3.377 321
2	0.009 667	0.003 328	4.812 576	9.642 902	15.296 210
4	0.006 851	0.008 529	5.887 142	11.816 990	18.781 550

表 5 重复性实验部分截面迎角平均值

Table 5 The average cross-sectional attack angle for part after repeatability experimental measurements

攻角/(°)	截面 0	截面 2	截面 5	截面 10	截面 14
-4	-4.517 790	-4.503 780	-4.108 200	-3.703 070	-3.227 310
-2	-2.155 420	-2.168 840	-1.956 750	-1.721 93	-1.440 990
0	0.259 719	0.164 400	0.068 061	0.026 275	-0.003 430
2	2.748 828	2.581 221	2.152 521	1.801 309	1.420 534
4	5.073 138	4.948 106	4.331 185	3.787 560	3.175 735

表 6 重复性实验部分截面弯曲变形标准差

Table 6 Standard deviation of bending deformation of partial section under reproducibility experiment

攻角/(°)	截面 0	截面 2	截面 5	截面 9	截面 14
-4	0.002 818	0.002 874	0.030 391	0.051 906	0.077 256
-2	0.003 394	0.003 816	0.034 398	0.068 967	0.110 166
0	0.005 450	0.005 802	0.016 616	0.031 479	0.048 929
2	0.003 464	0.003 297	0.051 486	0.098 713	0.125 341
4	0.004 599	0.005 606	0.025 102	0.050 548	0.080 572
平均值	0.003 945	0.004 279	0.031 599	0.060 323	0.088 453

表 7 重复性实验部分截面扭转变形标准差

Table 7 Standard deviation of torsional deformation of partial section under reproducibility experiment

攻角/(°)	截面 0	截面 2	截面 5	截面 9	截面 14
-4	0.008 501	0.003 653	0.036 944	0.045 602	0.060 045
-2	0.004 698	0.006 391	0.027 997	0.043 860	0.067 923
0	0.006 413	0.004 609	0.038 595	0.056 274	0.076 149
2	0.007 968	0.022 834	0.009 358	0.030 393	0.074 194
4	0.004 938	0.013 851	0.027 135	0.048 285	0.075 089
平均值	0.006 504	0.010 267	0.028 006	0.044 883	0.070 680

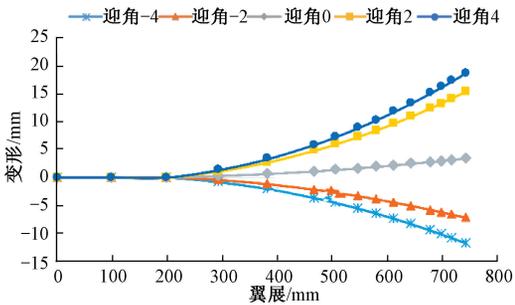


图10 机翼各截面弯曲变形结果

Fig. 10 Results of bending and deformation of each section of the wing

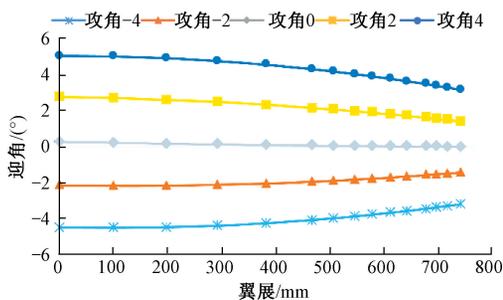


图11 机翼各截面扭转变形结果

Fig. 11 Torsional deformation results of each section of the wing

频率使得每阶梯参与弯扭变形计算的图像数目充足,才能降低模型高频赫兹的振动影响。由图10、11可以看出,同一迎角机身及靠近机身截面的变形近似为0,机身至翼尖产生弯扭转变形逐渐增大。其测量结果符合模型机构运动的空气动力学特征。

此外,本算法也受到构成机翼截面的向量长度、相机标定精度以及重建误差的影响,如果构成机翼截面的向量长度较短,则此时重建误差在单位向量长度占比较大,对本算法的扭转变形精度也会有一定影响。

4 结论

本文采用DIC定位与跟踪粗糙边缘的荧光标记点,并结合基于摄影测量的相机外参标定技术建立气流坐标系,提出了一种风洞实验中基于误差修正模型的机翼弯扭变形的测量方法,并设计实验进行了精度及可行性验证。

该测量系统通过采用波长365 nm的紫外灯激发荧光标记点发光,并通过DIC定位与追踪荧光标记点的像素坐标,可有效排除图像噪点及由于工艺问题导致粗糙边缘点的定位难题,极大提高标记点重建成功率;通过近景摄影测量技术在现场外建立气流坐标系标定板的局

部坐标系,现场内利用激光水平仪保证气流坐标轴系标定板X向量与来流方向平行,根据相机外参标定技术建立气流坐标系,解决气流坐标系标定难题;根据连续变攻角风洞实验中,飞行器模型沿Y方向坐标变化较小这一特性建立以双目为主,单目为辅的相机重建模型及误差修正模型,进而计算有风状态下机翼弯扭变形,解决了双目相机视野有限情况下的弯扭变形在线测量困难的难题,提高了弯扭变形测量精度。

为了验证本算法精度,通过控制高精度双轴转台进行单自由度俯仰运动验证本文提出的扭转变形测量方法,实验结果表明本文的扭转角算法平均测量误差精度在 0.01° 以内;通过控制高精度引伸计标定仪带动荧光标记点沿某一方向定量移动验证本文提出的弯曲变形测量精度,实验结果表明本文提出的弯曲算法平均测量误差精度在 0.15 mm/m 以内。此外,为了检验本文算法的实际可行性,直接进行4组重复性连续变攻角实验,实验结果符合模型运动的空气动力学特征。本文提出的机翼弯扭变形测量方法可为后续风洞实验提供鲁棒、可靠的实验数据。

参考文献

- [1] KURULIUK A K, KULESH P V. Non-contact measurement of helicopter device position in wind tunnels with the use of optical video grammery method [J]. AIP Conference Proceedings, 2016, 1770 (1), DOI: 10.1063/1.4963948.
- [2] 韩小进, 郭志强, 温晓月, 等. 大展弦比飞机机翼弯曲变形分析和测试方法[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(30): 343-347.
HAN X J, GUO ZH Q, WEN X Y, et al. Analysis and test method for bending deformation of high aspect ratio aircraft wing [J]. Science Technology and Engineering, 2017, 17(30): 343-347.
- [3] 刘玉标, 邢云林, 申仲翰. 基于应变测量的弹体截面载荷识别[J]. 兵工学报, 2016, 37(2): 332-337.
LIU Y B, XING Y L, SHEN ZH H. Identification of cross-section loads based on measured strain of missile body [J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(2): 332-337.
- [4] 袁慎芳, 闫美佳, 张巾巾, 等. 一种适用于梁式机翼的变形重构方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(6): 825-830.
YUAN SH F, YAN M J, ZHANG J J, et al. Shape reconstruction method of spar wing structure [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics,

- 2014, 46(6): 825-830.
- [5] 朱赞, 姚钊, 王建琦, 等. 三维激光扫描技术应用于机翼微变形检测[J]. 测绘通报, 2023(5): 115-119.
ZHU Z, YAO X, WANG J Q, et al. Application of 3D laser scanning technology to wing micro deformation detection [J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2023(5): 115-119.
- [6] GUO F Q, LI Y L, HOU CH Y, et al. 3D point cloud global denoising algorithm based on different noise characteristics [J]. Measurement Science and Technology, 2024, 35(1): 015032.
- [7] 张杰, 张吉璇, 马晓东. 基于数字散斑的大型机翼弹性形变测量技术[J]. 中国测试, 2021, 47(2): 149-155.
ZHANG J, ZHANG J X, MA X D. Deformation measurement technology of large airfoil based on digital speckle[J]. China Measurement & Testing Technology, 2021, 47(2): 149-155.
- [8] 魏斌, 梁晋, 李洁, 等. 大型上单翼飞机机翼三维全场变形测量方案[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 172-181.
WEI B, LIANG J, LI J, et al. 3D full-field wing deformation measurement method for large high-wing air planes [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 172-181.
- [9] KIM H, YOON J, HAN J, et al. Measurement of aircraft wing deformation and vibration using stereo pattern recognition method [J]. Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, 2015, 25(8): 568-574.
- [10] KLOTZ D, THABET Y, WALCH D. Wing twist angle predictions using finite element model unit load cases[J]. Results in Engineering, 2023, 18: 101088.
- [11] 崔帅华, 余磊, 朱俊卿, 等. 基于透视变换的直升机桨根扭转角测量方法[J]. 应用光学, 2023, 44(2): 412-419.
CUI SH H, YU L, ZHU J Q, et al. Measurement method of helicopter blade root torsion angle based on perspective transformation [J]. Journal of Applied Optics, 2023, 44(2): 412-419.
- [12] 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 test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(1): 88-92.
- [13] THORSTEN G, CARSTEN O. Computation of acoustic sound sources: Parametric study concerning the aero acoustic properties of wing mirror geometries [J]. VDI Berichte, 2006, 1967(1): 23.
- [14] 高剑军, 卜忱, 杜希奇. 旋转流场下模型大幅俯仰运动实验研究[J]. 实验力学, 2010, 25(2): 207-211.
GAO J J, BU CH, DU X Q. Experimental study on large scale pitch motion of a model in rotating flow field[J]. Journal of Experiment Mechanics, 2010, 25(2): 207-211.
- [15] 龚春园, 呼煜超, 梁晋, 等. 一种风洞中单双目混合的机翼弯扭变形快速测量方法[J]. 仪器仪表学报, 2023, 44(6): 236-243.
GONG CH Y, HU Y CH, LIANG J, et al. Single-double mixed stereo vision method for bending and twisting deformation fast measurement in wind tunnel [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2023, 44(6): 236-243.
- [16] SHARMA H, JAIN V, KHAN H Z. Use of constant wavelength synchronous spectrofluorimetry for identification of polycyclic aromatic hydrocarbons in air particulate samples [J]. Spectrochimica Acta Part A: Molecular and Biomolecular Spectroscopy, 2013, 108: 268-273.
- [17] 杨国伟, 郑冠男. 基于静气动弹性效应的飞机型架外形修正方法研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 143-150.
YANG G W, ZHENG G N. Aircraft jig shape correction method based on static aeroelastic analyses [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 143-150.
- [18] 孙岩, 邓小刚, 张征宇, 等. 跨声速风洞模型变形测量实验中标记点影响研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(6): 769-775.
SUN Y, DENG X G, ZHANG ZH Y, et al. Target influence on video model deformation experiments in transonic wind tunnel [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(6): 796-775.
- [19] 孙岩, 张征宇, 黄诗捷, 等. 风洞试验中模型迎角视

觉测量技术研究[J]. 航空学报, 2013, 34(1): 1-7.
 SUN Y, ZHANG ZH Y, HUANG SH J, et al. Vision measurement technology research for model angle of attack in wind tunnel tests [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(1): 1-7.

作者简介



陈光希, 2000 年于西南大学获得学士学位, 现为西安交通大学机械工程学院硕士研究生, 主要研究方向为机器视觉及光学测量。

E-mail: 1316292429@qq.com

Chen Guangxi received his B. Sc. degree of from Southwestern University in 2000. Now he is a master's student at the School of Mechanical Engineering at Xi'an Jiaotong

University. His main research interests include machine vision and optical measurement.



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。

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.