

文章编号 1004-924X(2021)08-1811-11

## 高超声速风洞试验段环境飞行器颤振的 视觉三维测量

陈磊<sup>1</sup>, 钟凯<sup>2\*</sup>, 朱涛<sup>1</sup>, 许晓斌<sup>1</sup>, 王雄<sup>1</sup>, 李中伟<sup>2</sup>

(1. 中国空气动力研究与发展中心超高速空气动力研究所, 四川绵阳 621000;

2. 华中科技大学材料成形与模具技术国家重点实验室, 湖北武汉 430074)

**摘要:** 测量高超声速风洞试验中模型颤振数据对飞行器安全设计至关重要, 接触式传感器测量存在精度低、使用不便等缺点。本文采用非接触式立体视觉三维测量技术, 测量试验过程中模型表面关键点的振动变形, 为模型颤振分析提供基础数据。为了克服试验过程中试验段内的气压从真空到常压交替变化引起的强烈振动, 通过设计视觉测量系统密封装置与气浮减振器, 将视觉三维测量装备放置到  $\Phi 1\text{ m}$  高超声速风洞试验段内, 并提出基于模型关键点与系统参数同时求解的系统参数自校准算法, 消除试验段环境振动引起的测量误差。试验结果表明: 在测量范围为  $1\text{ m} \times 1\text{ m} \times 1\text{ m}$ 、相机分辨率为  $1\,000 \times 1\,000\text{ pixel}$  时, 系统的测量精度优于  $0.1\text{ mm}$ , 满足高超声速风洞试验模型颤振的测量需求。

**关键词:** 视觉测量; 高超声速风洞; 颤振试验; 减振装置; 自校准

**中图分类号:** TP394.1; TH691.9 **文献标识码:** A **doi:** 10.37188/OPE.2021.0169

## Visual three-dimensional measurement of aircraft flutter in hypersonic wind tunnel tests

CHEN Lei<sup>1</sup>, ZHONG Kai<sup>2\*</sup>, ZHU Tao<sup>1</sup>, XU Xiao-bin<sup>1</sup>, WANG Xiong<sup>1</sup>, LI Zhong-wei<sup>2</sup>

(1. *Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;*

2. *State Key Laboratory of Materials Processing and Die and Mould Technology, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)*

\* *Corresponding author, E-mail: kaizhong@hust.edu.cn*

**Abstract:** The measurement of model flutter data in hypersonic wind tunnel tests is crucial for the safety design of aircraft. However, contact sensors yield a low measurement accuracy and are inconvenient to use. Therefore, this study adopts the non-contact 3D vision measurement technology to measure the vibration of key points on the surface of a model during the test process for the model flutter analysis. The existing measurement systems can only be placed outside the window glass of the test section. Owing to the limitation of the size of the window glass and the influence of the image distortion caused by the glass, the measurement accuracy cannot meet the requirements for the flutter measurement of a hypersonic wind tunnel test model. Placing the measuring system in the test section is an effective approach to solve the above-

收稿日期: 2021-04-02; 修订日期: 2021-05-26.

基金项目: 国家重点研发计划资助项目 (No. 2020YFA0405700)

mentioned problems. However, in the test process, the air pressure in the test section alternates sharply between vacuum and normal pressure, with strong vibration; thus, the existing visual 3D measurement systems cannot be placed in the test section. In this study, through the design of the sealing device and the air floating shock absorber of the visual measurement system, the visual 3D measurement equipment, for the first time, is placed on the platform in the test section of a 1 m hypersonic wind tunnel, and a self-calibration algorithm based on the simultaneous solution of the key points of the model and the system parameters is proposed to eliminate the measurement error caused by the environmental vibration in the test section. The results indicate that in the measurement range of  $1\text{ m} \times 1\text{ m} \times 1\text{ m}$ , the camera resolution is  $1\ 000 \times 1\ 000$  pixels, and the measurement accuracy of the system can be greater than 0.1 mm, thereby meeting the requirements for the flutter measurement of a hypersonic wind tunnel test model.

**Key words:** visual measurement; hypersonic wind tunnel; flutter test; vibration damping device; self-calibration

## 1 引 言

飞行器颤振会导致灾难性的结构破坏,甚至造成机毁人亡<sup>[1-3]</sup>。为确保飞行器飞行安全,需要在高超声速风洞中采用动力相似模型再现飞行器颤振的现象<sup>[4-6]</sup>,通过测量模型在高超声速风洞来流中的形变数据,确定危险飞行状态下的颤振频率和临界速压,判断颤振形式和临界条件<sup>[7]</sup>,为降低或控制颤振的影响提供基础数据。

目前,风洞试验中模型颤振测量主要有接触式传感器测量法和非接触式视觉三维测量法。其中,接触式测量需要在制作模型时预留安装空间,不仅试验准备工作复杂,而且传感器测量结果信息有限。相比之下,非接触式视觉三维测量法具有应用便捷、灵活性好等优点<sup>[8]</sup>,在风洞试验中被广泛采用<sup>[9]</sup>。美国兰利研究中心在 2005 年开始将基于双目立体视觉的模型姿态角测量技术应用到 31 英寸、10 马赫的高超声速风洞中<sup>[10]</sup>。欧洲跨声速风洞应用立体视觉测量技术跟踪特征点的三维坐标,可以获得风洞模型的气动力参数,包括振动变形与姿态<sup>[11]</sup>。我国也非常重视这一领域的发展,中国航空工业空气动力研究院 2005 年研制了立体视觉测量系统<sup>[12]</sup>,应用于哈尔滨 FL-5 风洞模型的攻角测量。中国空气动力研究与发展中心开展了立体视觉测量技术在系列风洞试验中模型变形与姿态测量的应用研究<sup>[13]</sup>,如立式风洞中飞机尾旋姿态角测量<sup>[14]</sup>,2.4 m 跨声速风洞<sup>[15]</sup>和 2 m 高速风洞<sup>[16]</sup>中模型位移和迎角测量等,促进了立体视觉测量技术在风洞试验

模型测量中的发展。上述工作表明,立体视觉三维测量是风洞模型三维测量的有效方法,而现有工作均将视觉三维测量系统放置在风洞外,通过风洞试验段壁上的窗口玻璃进行测量,其原因是高超声速风洞试验段内环境恶劣<sup>[17]</sup>,气压从真空突变致高压,气流速度高达 5 倍声速,流量高达 130 kg/s,试验段内环境异常复杂,而且存在强烈振动,常规相机难以在该环境稳定工作。针对高超声速风洞环境的三维测量,贾振元等<sup>[18]</sup>设计了标记点空间编码方法,能够稳定地测量高超声速风洞试验中模型的运动姿态;陈丁等<sup>[19]</sup>将双目立体视觉系统固定在侧窗外,完成了 FD-07 高超声速风洞中翼面的颤振测量。现有高速声速风洞试验测量方法为了保护相机传感器,只能将测量系统放置在试验段的窗口玻璃之外进行测量,这样增加了测量距离,而试验段窗口玻璃尺寸有限,因此双目立体视觉中两个相机的基线长度配置会受到限制,导致立体视觉测量系统的结构参数配置难以调整至最优<sup>[20]</sup>。此外,窗口玻璃通常较厚(约 140 mm),不可避免产生严重的成像畸变,测量精度难以保障。

针对风洞窗口玻璃测量的局限性,本文通过设计视觉测量系统密封装置来保护相机传感器,将视觉三维测量系统放置于高超声速风洞试验段内,测量系统会承受风洞流场建立和关闭时强烈的气流冲击以及试验过程中高速气流引起的环境振动。为了保证测量稳定性,一方面设计气浮减振装置,减弱传递到视觉三维测量系统的振动能量;另一方面,气流对保护罩的冲击以及环

境振动,会导致测量系统参数漂移和测量精度下降<sup>[21-22]</sup>,因此本文提出了基于模型关键点与系统参数同时求解的系统参数自校准算法,保证计算结果的准确性。在 $\Phi 1$  m高超声速风洞试验段内采用视觉三维测量系统获取模型颤振数据,同时在模型内部关键部位辅以加速度传感器和应变片,同步获取模型颤振数据,最后将两种方法的测量数据进行比对,说明本文方法的有效性。

## 2 测量原理

飞行器在加速飞行时,机翼所受到的气动力会随着气流流速的增加而增加,而结构的弹性刚度又与气流速度无关,所以存在一个临界速度,使机翼在结构非线性和气动力非线性的相互作用下变得动不稳定,即发生颤振。颤振是一种非线性的动不稳定现象,是气动弹性问题中最为危险的问题之一,一旦发生颤振失稳或发散,结构则很有可能迅速被破坏,导致灾难性事故。因此,需要开展地面风洞模拟试验,对试验过程中模型不同部位的三维振动变形进行测量,获取极限来流参数下的振动频率和不同部位的变形数据,用于判断颤振形式和颤振的临界条件(是否发散),为其气动弹性设计提供依据。

本文采用立体视觉三维测量系统获取试验过程中模型不同部位的三维振动变形。该系统主要由两个相机和光源组成,测量时两个相机同步拍摄被测物体图像,然后对图像中模型的关键点进行提取,通过两个相机图像中的匹配关键点和预先标定的系统参数,就能重建图像关键点的三维坐标。其中,相机成像模型可以用小孔成像模型来表征,该模型主要描述了空间一点从相机图像中的二维像素点到世界坐标下三维坐标点的映射关系,具体转换公式为:

$$s \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = AEM = \begin{bmatrix} a_x & 0 & u_0 & 0 \\ 0 & a_y & v_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R & T \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

式中: $s$ 为比例因子, $[u, v, 1]^T$ 是二维图像点在图像坐标系下的齐次坐标; $A$ 为测量系统的内部参数矩阵,包括水平和垂直方向的归一化焦距 $a_x$ 和 $a_y$ ,以及主点像素坐标 $(u_0, v_0)$ ; $E$ 为测量系统的外部参数矩阵,包含世界坐标系到相机坐标系的旋

转矩阵 $R$ 和平移向量 $T$ ; $M$ 为空间点的齐次三维坐标 $[X, Y, Z, 1]^T$ 。

双目立体视觉测量原理如图1所示。空间点 $[X, Y, Z, 1]^T$ 在两幅图像中的对应点分别为 $(u_l, v_l)$ 和 $(u_r, v_r)$ ,根据式(1)可得:

$$\begin{cases} s_l [u_l, v_l, 1] = A_l E_l M \\ s_r [u_r, v_r, 1] = A_r E_r M \end{cases}, \quad (2)$$

式中: $s_l$ 和 $s_r$ 分别为两个相机的比例因子; $A_l$ 和 $A_r$ 为两个相机的内部参数矩阵; $E_l$ 和 $E_r$ 为两个相机的外部参数矩阵。根据式(2),只要预知两幅图像的对应点以及两个相机的内外部参数,即可计算空间点的三维坐标 $(X, Y, Z)$ 。

试验前,预先在模型表面不同部位布置若干标记点,试验过程中用相机拍摄标记点的运动图像,即可获得模型表面不同部位的三维振动变形情况,为颤振分析提供基础数据。

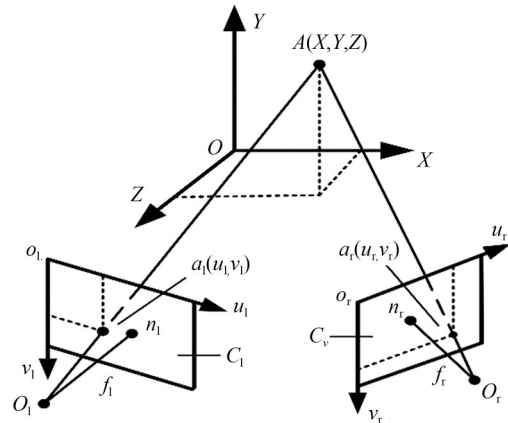


图1 双目立体视觉三维重构原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of binocular stereo visual 3D reconfiguration

## 3 视觉测量系统设计

### 3.1 试验条件

模型颤振试验在中国空气动力研究与发展中心 $\Phi 1$  m高超声速风洞上完成。该风洞采用高压驱动真空抽吸运行方式,工作流程是:空气经压缩机压缩至高压并储存于高压储气罐内,同时通过长时间加热使加热器内的蓄热元件达到所需要的高温。试验时开启热阀、快速阀和调压阀,高压空气迅速进入加热器,通过加热器时带

走热量,温度升高,经喷管膨胀至高超声速后通过试验段(如图2),最后经扩压器和冷却器到达真空球罐。

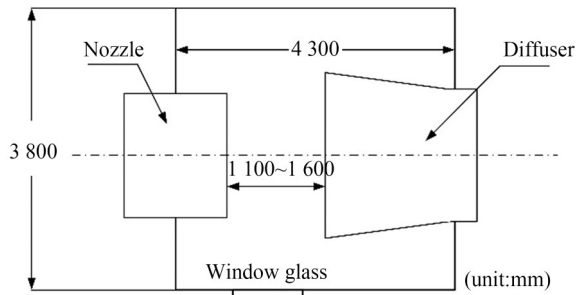


图2 风洞试验现场测量环境尺寸

Fig. 2 Dimensions of wind tunnel test site environment

因此,高超声速风洞试验模型的颤振数据测量会面临两个问题:

(1)气压突变。在试验准备阶段为大气环境,随后抽真空,直到试验段的绝对压力在0.1 kPa左右,同时温度下降。试验开始时,风洞流场建立瞬间,试验段的环境气压值会发生突变,变化在千帕量级。试验结束时,试验段气压又会迅速升高 $\Delta P$ (万帕量级)。相机直接放置到试验段内将无法正常工作甚至损坏。如果将视觉三维测量系统布置在试验段外(如图3),通过试验段壁上纹影窗口玻璃( $\Phi 1\ 200\ \text{mm} \times 800\ \text{mm}$ (宽) $\times 140\ \text{mm}$ (厚))测量模型。虽然该布局能避免试验段内的气压突变和强烈振动,但实际试验发现相机间基线距离最大约为900 mm,而测量距离将达到2300 mm,基线长度与测量距离的比值较小,因此视觉三维测量误差对图像噪声较为敏感,而且窗口玻璃有140 mm厚,产生的成像畸变难以补偿,很难保证测量精度。

(2)振动。试验过程中,高速流动气流带来的冲击会引起试验段环境的振动,且不同风洞试验参数会带来不同的振动能量,持续的振动会导致视觉测量系统相机间的位置关系发生变化,系统的外部参数发生漂移,从而影响测量精度。

### 3.2 保护装置

为了提高测量精度,本文根据试验段内部环境条件,设计了视觉测量系统的保护装置,将测量系统放置在保护罩内,一起安装在试验段内,并利用一根软管将保护罩与试验段外大气连通,

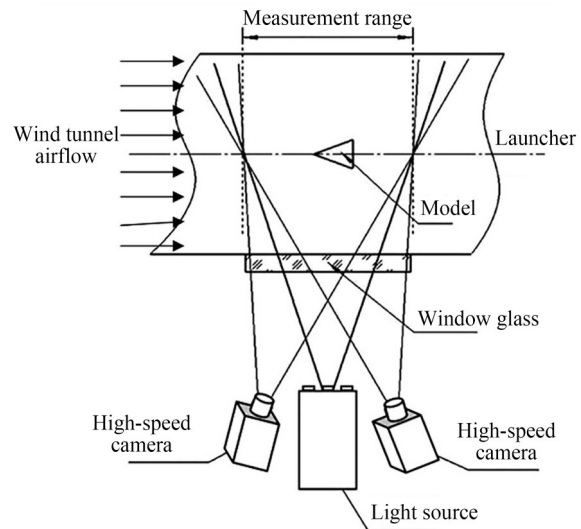


图3 视觉测量系统风洞外布置方式

Fig. 3 Schematic diagram of visual measurement system outside wind tunnel

具体布置方案如图4所示。该布局有如下优点:(1)可缩短系统的测量距离,增加相机间基线长度,通过优化系统配置参数来保证测量精度。系统配置参数如图5所示,测量距离为1000~1500 mm,相机间的基线距离最大可到1150 mm,这样可通过提高相机基线距离与测量距离的比值,降低系统测量的不确定度<sup>[23]</sup>;(2)只需在相机镜头前平行放置一块小尺寸的观察窗,可有效降低观察窗的厚度,减小图像畸变对测量结果的影响。

本文搭建的视觉三维测量系统的核心硬件包括两台Basler acA2000-340km工业相机(分辨率达到 $2\ 048 \times 1\ 088\ \text{pixel}$ )、RICOH FL-CC0814-2M工业镜头(焦距为8 mm)、DG535数字延时脉冲发生器和LED光源。试验前脉冲发生器设置好触发频率,试验时脉冲发生器接收到外触发信号,可按照设置好的频率触发两个相机,对两个相机的不同通道进行延时设置,令相机在时间上严格同步(DG535发生器具备100 ns量级的同步控制精度)。试验过程中,将相机的采集图像分辨率设置到 $1\ 000 \times 1\ 000\ \text{pixel}$ ,相机间的基线距离约为830 mm,在测量距离为1500 mm时,测量幅面约为 $1\ 000\ \text{mm} \times 1\ 000\ \text{mm}$ 。由于试验模型的设计频率约为20 Hz,为了能根据测量的关键点振动变形三维数据分析出模型的振动频率,试验时设置双相机的同步采集速度为150 frame/s。

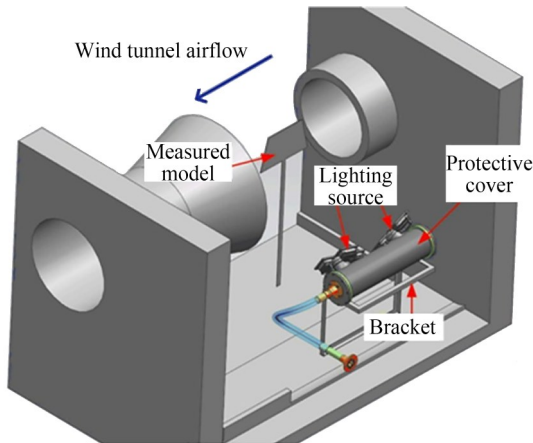


图 4 视觉测量系统风洞内布置方式

Fig. 4 Arrangement of visual measurement system inside wind tunnel

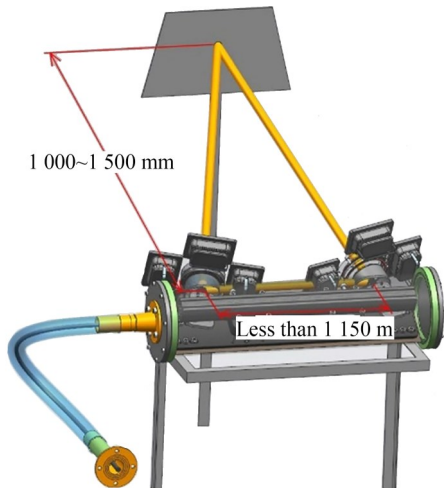


图 5 视觉测量系统风洞内的结构尺寸

Fig. 5 Configuration of visual measurement system inside wind tunnel

如图 6 所示,为了减少试验过程中环境振动对系统的影响,首先从硬件方面设计减振装置。为保证相机间的相对位置关系的稳定性,将两个相机固定在支架上,整个支架安装在气浮减振器上,并加有配重块,最大程度地吸收环境振动,减少传递到测量系统的振动能量。

整个系统结构上包含保护罩、固定支架、小尺寸观察窗、LED 光源、相机、相机固定架、配重块、气浮减振、底座和数据线。其中,相机、相机固定架、配重块、气浮减振、底座和数据线均置于保护罩内部(如图 7 所示)。

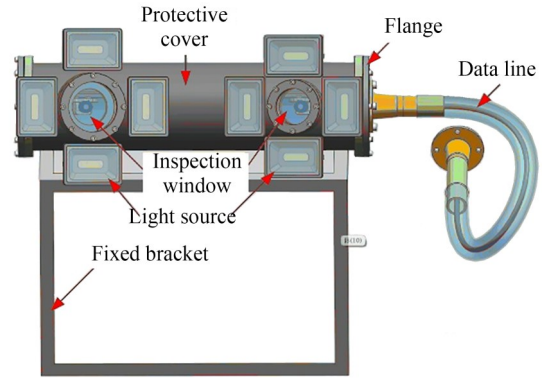


图 6 视觉测量系统安装示意图

Fig. 6 Installation of visual measurement system

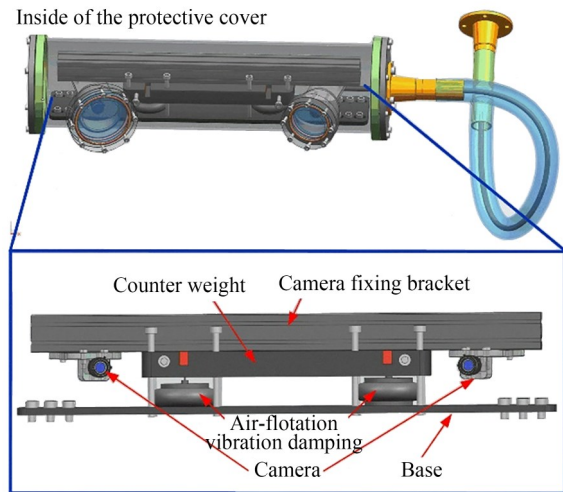


图 7 保护罩内部视觉测量系统结构

Fig. 7 Structure of visual measurement system inside protective cover

### 3.3 自校准算法

减振装置难以吸收所有的振动能量,在试验过程中,环境振动会导致两个相机之间的相对位姿(外参数)发生变化,进而影响三维重构精度。这种情况下通常需要重新标定双目立体视觉测量系统,而系统标定需要将标定板在测量空间中摆放若干姿态,通过双目相机拍摄的图片对系统参数进行重新标定,但在有限活动空间的试验段内频繁标定双目立体视觉系统非常不便,因此本文提出基于模型关键点与系统参数同时求解的系统参数自校准算法。其主要思路是在不使用标定板的情况下,双目相机只需拍摄一幅测量空间中模型附近相对关系较为稳定的圆形标记点

(试验中选择模型下方稳固性好的基座夹具上的若干标记点)的图像,根据提取的圆形标记点圆心坐标,来校准双目立体视觉系统中两个相机之间的相互位姿关系,实现双目立体视觉系统外部参数的快速校准。

双目立体视觉测量系统中,选取左相机坐标系为世界坐标系,相机的外部参数即为左相机到右相机的旋转矩阵  $R_{lr}$  和平移向量  $t_{lr}$ 。自校准算法可以仅采用左右相机共同拍摄的一张图像进行自校准,通过提取图像中预先粘贴的圆形标记点和预先标定的系统内外部参数初始值,构建基于逆向投影误差的目标函数:

$$\begin{aligned} err = & \sum_{i=1}^n \|m_{li} - p(A_l, R_l, t_l, M_i)\| + \\ & \sum_{i=1}^n \|m_{ri} - p(A_r, R_r, t_r, R_{lr}, t_{lr}, M_i)\|, \end{aligned} \quad (3)$$

式中: $i$ 为空间点的序号, $m_{li}$ 和 $m_{ri}$ 分别为空间 $M_i$ 在左相机和右相机图像上的成像点, $A_l$ 和 $A_r$ 为左、右相机的内参矩阵, $R_l$ 和 $t_l$ 为世界坐标系到左相机坐标系的转换矩阵, $R_r$ 和 $t_r$ 为左相机坐标系到右相机坐标系的转换矩阵。由于左相机坐标系被选为世界坐标系,因此 $R_l$ 为单位矩阵, $t_l=0$ 。当所有的逆向投影误差之和最小时,即可得 $R_{lr}$ 和 $t_{lr}$ 的最优解。该问题实际上是非线性最小二乘问题,可以使用 Levenberg-Marquardt (LM) 算法求解。

## 4 试 验

### 4.1 精度分析

为了测试系统的测量精度,参照德国 VDI/VDE2634 标准,选用具有标准距离的标定板(如图 8 所示)作为测试对象进行评价。该标定板采用高精度光学玻璃材质制作,表面图案为黑白相间的棋盘格阵列,每个方格的尺寸为 40 mm,棋盘格阵列的长和宽分别为 520 mm 和 440 mm,由于标定板棋盘格尺寸比测量范围小,因此实际标定过程中将标定板在测量空间中摆放多个姿态,均匀分布整个测量空间,从而保证标定结果的稳定性。为减少玻璃表面反光对图像质量的影响,在玻璃后配 LED 光源(背光照明),因此拍摄时无须打开外界光源,从而避免强反射的影响。图

9 为标定板的检测结果,可以看出标定板上特征点测量的总不确定度为  $\pm 0.002$  mm,满足精度检测要求。

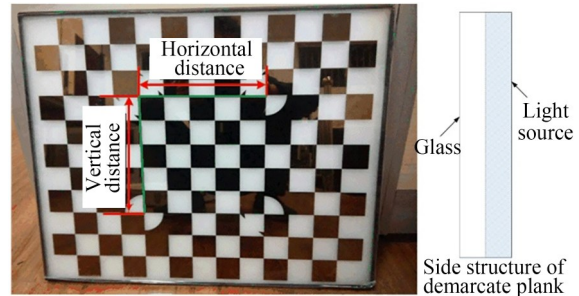
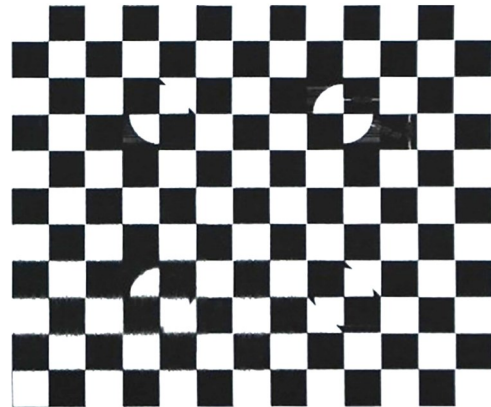


图 8 标定板距离选取方式

Fig. 8 Selection of distance in demarcate plank

- 1:外观检测:合格
- 2:测量示意图:精度 $2\ \mu\text{m}$



- 备注:
- 1.标定板型号: 550×450×4.8(mm)
  - 2.材料膨胀系数 $\alpha=8.6\times 10^{-6}/\text{℃}$
  - 3.检定时温度为 $(20\pm 0.5)\ \text{℃}$
  - 4.标定板在使用时刻线面向上。
  - 5.测量总不确定度 $\pm 2\ \mu\text{m}$

图 9 标定板检测结果

Fig. 9 Detection results of demarcate plank

在系统标定完成后,将标定板在测量空间中任意摆放 5 个姿态,拍摄对应的图像,计算图 8 中两个方向关键点间的距离,将测量距离与参考真值进行对比,评价系统的测量误差。其中,参考真值采用海克斯康-OPTIV ADVANCE 862 仪器(测量精度为  $2\ \mu\text{m} + L/200$  mm, $L$  为被测物特征长度)测量获得,水平方向和垂直方向的距离参考值真值分别为 199.998 mm 和 199.999 mm。为了验证系统参数自校准算法,在风洞试验后,使用自校准算法计算相同拍摄图像中两个方向

的距离并和参考真值比对后,其结果如表 1 所示,校准前最大测量误差为 0.173 mm,而校准后最大测量误差为 0.095 mm。风洞试验前后,测量系统在振动环境下,外部参数确实发生漂移,校准后测量系统(图像分辨率为  $1\ 000 \times 1\ 000$  pixel)在测量范围为  $1\ \text{m} \times 1\ \text{m} \times 1\ \text{m}$  时,测量精度优于 0.100 mm。

表 1 自校准前后系统的测量误差

Tab.1 Measurement errors of system before and after self-correction

测量次数	校准前/mm		校准后/mm	
	横向误差	纵向误差	横向误差	纵向误差
1	0.038	0.113	0.006	0.088
2	0.054	0.048	0.039	0.003
3	0.093	0.045	0.028	0.010
4	0.173	0.149	0.095	0.063
5	0.081	0.134	0.021	0.074

### 4.2 颤振试验

对某合金模型颤振试验进行测量,风洞的运行参数为:来流名义马赫数 5,最大总压 2.5 MPa,气流最大流量 130 kg/s。试验模型如图 10 所示。模型表面附着高黏性的圆环形标记点,其内径为 10 mm,外径为 22 mm。

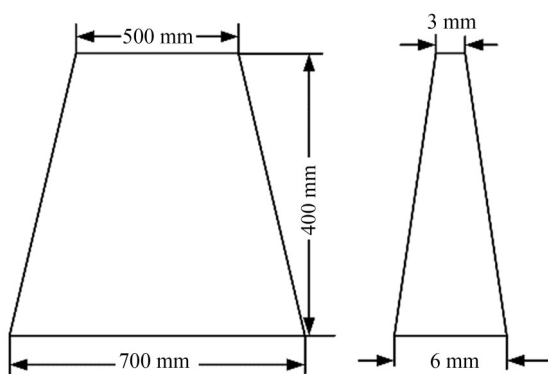


图 10 试验模型尺寸图

Fig. 10 Dimension of test model

图 11 为贴有标记点的模型,模型内部安装有 2 个加速度传感器(型号 Dytran3224A1),用来获取试验模型振动数据;同时表面粘贴有若干标记点,其中  $P_1, P_2, P_5$  和  $P_6$  在模型边缘的角落处,分别代表模型的 4 个极端振动情况; $P_3$  和  $P_4$  点在模

型的中部位置,靠近加速度传感器; $P_7, P_8$  和  $P_9$  在基座夹具某平面上作为基准点,建立动态坐标系:用模型夹具上的  $P_7, P_8$  和  $P_9$  标记点,以  $t$  时刻  $P_7$  点的坐标为原点,  $P_7$  和  $P_8$  点所在的直线为  $X$  轴,  $P_7, P_8$  和  $P_9$  为  $XOY$  平面建立动态坐标系。由于试验过程中基座夹具可认为是刚体,其变形量可以忽略,因此在数据处理过程中利用  $P_7, P_8$  和  $P_9$  3 个点的相对位置关系,可消除测量系统整体抖动对测量结果的影响。

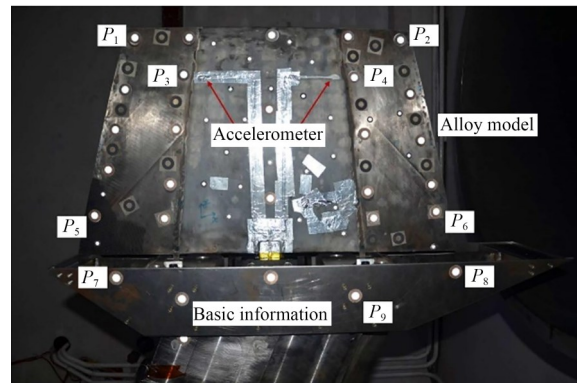
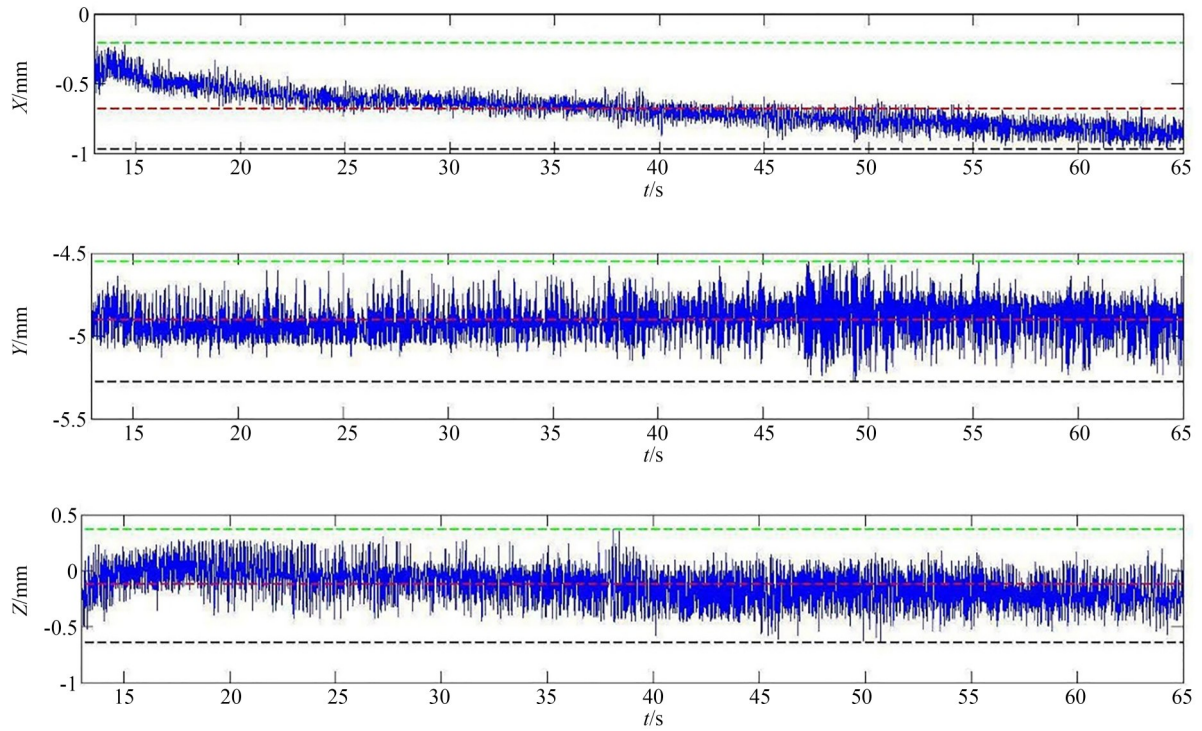
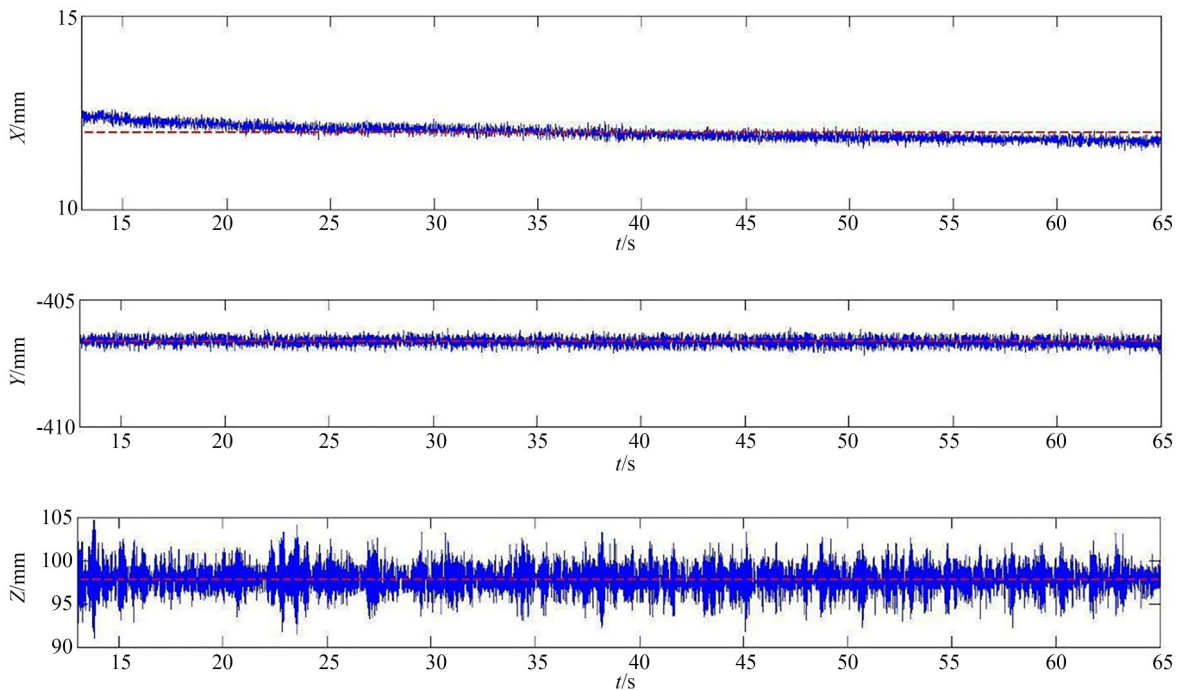


图 11 标记点在模型上的分布

Fig. 11 Distribution of mark points on model

试验测量结果分别如图 12~图 15 所示。图 12 为  $P_7$  点坐标随时间的变化情况;图 13 和图 14 分别为模型上  $P_1$  点在静态坐标系(世界坐标系)和动态坐标系两种坐标系下的坐标值变化情况。从图中可知,在静态坐标系下  $P_1$  点的振动中心沿着  $X$  负方向平移,说明基座夹具在试验过程顺气流方向漂移,而在动态坐标系下  $P_1$  的振动中心不存在平移现象,说明在动态坐标系下能消除模型整体偏移对数据分析的影响。根据在动态坐标系下模型表面标记点的运动数据,对模型上的  $P_1 \sim P_6$  标记点进行频谱分析,其结果如图 15 所示。 $P_1 \sim P_6$  具有频率为 20.7 Hz 和 36.0 Hz 的振动,其中 20.7 Hz 的幅度最大,与加速度传感器测量的模型固有频率 20.0 Hz 最接近;模型后部的  $P_1, P_3$  和  $P_5$  点(距离喷管出口较远),具有频率 27.1 Hz 的振动,推断此频率的振动是由模型扭转产生;其他  $P_2, P_4, P_5$  和  $P_6$  点还具有频率为 5.7 Hz 的振动分量,而  $P_7$  和  $P_8$  (基座夹具上的关键点)具有频率为 6.2 Hz 的振动,说明试验过程中基座夹具也在振动。

图 12  $P_7$ 点在XYZ 3个方向的坐标值Fig. 12 3D coordinates of  $P_7$  in XYZ directions图 13 校正前  $P_1$ 点在XYZ 3个方向的坐标值Fig. 13 3D coordinates of  $P_1$  in XYZ directions before correction

上述结果说明,本视觉测量系统能精确地测量出模型的变形量与振动频率,测量结果与加速

度传感器一致,并且测量结果更为丰富。测量过程中,受到试验模型条件的限制,只允许在模型

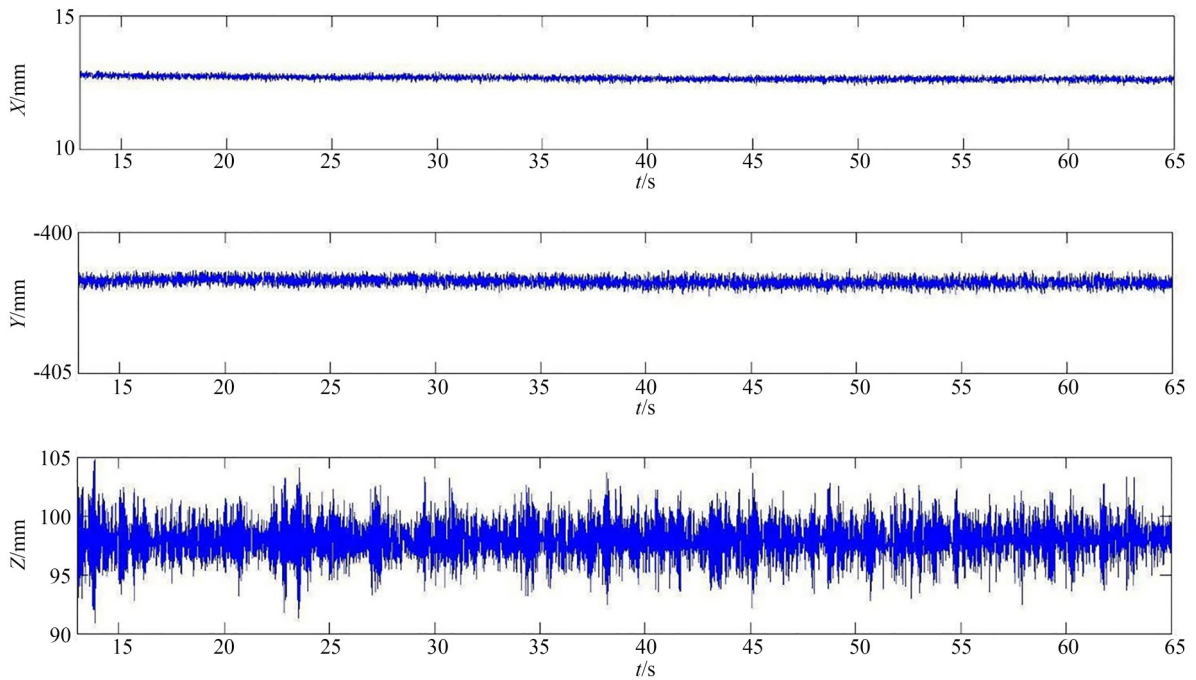


图 14 校正后  $P_1$  点在 XYZ 3 个方向的坐标值

Fig. 14 3D coordinates of  $P_1$  in XYZ directions after correction

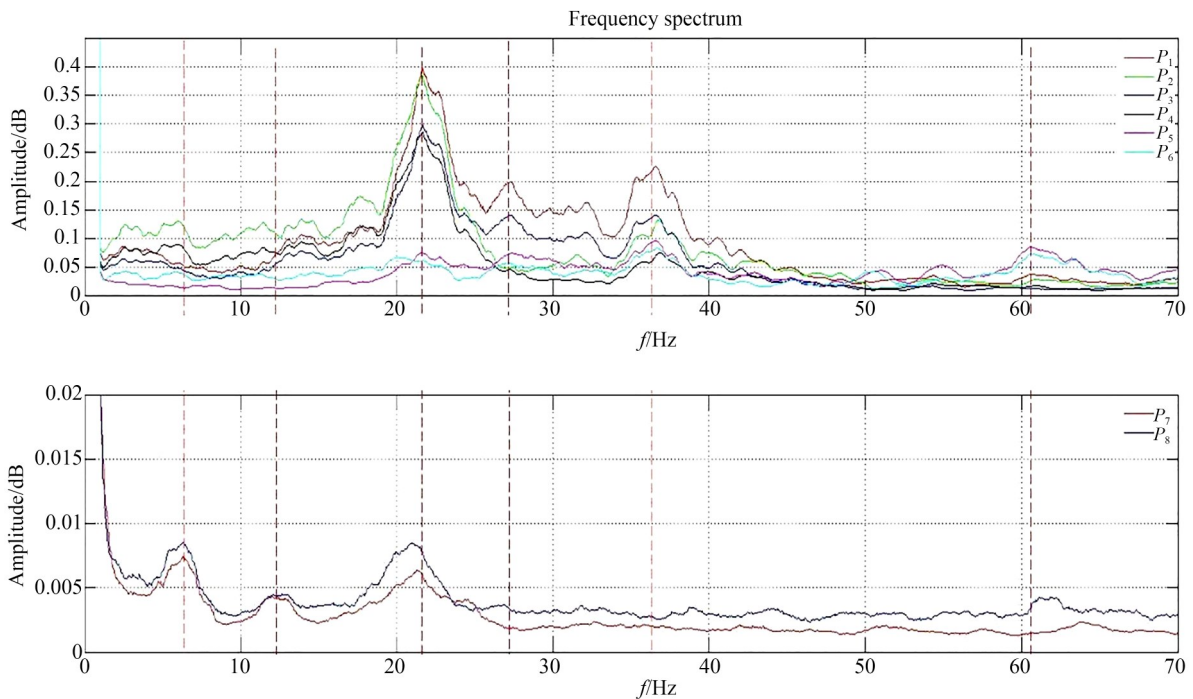


图 15 模型上标记点的频谱

Fig. 15 Frequency spectra of pivotal points on model

关键部位安装两个加速传感器,而加速度传感器只能测量出模型的振动频率,无法测出具体的变

形量,因此只对比了两种测量方法频率的测量结果。

## 5 结 论

本文针对高超速风洞环境气压突变与冲击振动导致现有视觉三维测量系统难以在试验段内测量的难题,设计了视觉测量系统密封装置与气浮减振装置,将视觉三维测量装备放置到 $\Phi 1\text{ m}$ 高超速风洞试验段内,提出基于模型关键点与系统参数同时求解的系统参数自校准算

法,消除试验段环境振动引起的测量误差。试验结果表明:在测量范围为 $1\text{ m}\times 1\text{ m}\times 1\text{ m}$ 、相机分辨率为 $1\ 000\times 1\ 000\text{ pixel}$ 时,系统的测量精度优于 $0.1\text{ mm}$ 。对某合金模型高超声速风洞颤振试验进行测量,所得结果比接触式传感器更丰富,能探测夹具整体漂移和低频振动等传统接触式传感器无法发现的现象。

### 参考文献:

- [1] BERNELLI-ZAZZERA F, MANTEGAZZA P, MAZZONI G, *et al.* Active flutter suppression using recurrent neural networks[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(6): 1030-1036.
- [2] NIEL F, SEURET A, ZACCARIAN L, *et al.* Robust LQR control for stall flutter suppression: a polytopic approach [J]. *IFAC-PapersOnLine*, 2017, 50(1): 11367-11372.
- [3] 张晓辉. 高超声速飞行器机翼颤振减损控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.  
ZHANG X H. *Damage-Mitigating Control for the Flutter of Hypersonic Flight Vehicle Airfoil* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [4] 钮耀斌. 高超声速飞行器机翼非线性颤振研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.  
NIU Y B. *Research on the Nonlinear Flutter for Wings of Hypersonic Vehicle* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [5] 伍波, 王骑, 廖海黎, 等. 不同风攻角下薄平板断面颤振机理研究[J]. *振动工程学报*, 2020, 33(4): 667-678.  
WU B, WANG Q, LIAO H L, *et al.* Flutter mechanism of thin flat plates under different attack angles [J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2020, 33(4): 667-678. (in Chinese)
- [6] 牛华伟. 气动导数识别的三自由度强迫振动法及颤振机理研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2008.  
NIU H W. *The Research on Three Degree-of-freedom Forced Vibration Method for Identification of Aerodynamic Derivatives and Flutter Mechanism* [D]. Changsha: Hunan University, 2008. (in Chinese)
- [7] 季辰, 李锋, 刘子强. 高超声速风洞颤振试验技术研究[J]. *实验流体力学*, 2015, 29(4): 75-80.  
JI CH, LI F, LIU Z Q. Research on flutter test technique in hypersonic wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(4): 75-80. (in Chinese)
- [8] 伍济钢, 邵俊, 周根, 等. 基于双目视觉与特征匹配跟踪的薄壁件振动测量[J]. *激光与光电子学进展*, 2020, 57(10): 252-258.  
WU J G, SHAO J, ZHOU G, *et al.* Vibration measurement of thin-walled parts based on binocular vision and matching and tracking of features[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2020, 57(10): 252-258. (in Chinese)
- [9] 李桂春. 风洞试验光学测量方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.  
LI G CH. *Optical Instrumentation for Wind Tunnel testing* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [10] JONES T, LUNSFORD C. Design and development of a real-time model attitude measurement system for hypersonic facilities [C]. *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. 10 January 2005 - 13 January 2005, Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [11] MANTIK J. Enhancement of the stereo pattern tracking technique for model deformation assessment at ETW [C]. *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. 07 January 2013 - 10 January 2013, Grapevine (Dallas/Ft. Worth Region), Texas. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [12] ZHANG Z Y, HUANG X H, ZHOU R, *et al.* Videogrammetric measurement techniques for high speed wind tunnel testing [C]. *Proceedings of the 2015 International Conference on Mechatronics, Electronic, Industrial and Control Engineering*. April 1-3, 2015. Shenyang, China. Paris, France: Atlantis Press, 2015.
- [13] 谢明伟, 盖文, 褚卫华, 等. 基于双目立体视觉的风洞模型姿态测量研究[J]. *测控技术*, 2016, 35(12): 34-37.

- XIE M W, GAI W, CHU W H, *et al.* Binocular stereopsis system for model attitude measurement in wind tunnels[J]. *Measurement & Control Technology*, 2016, 35(12): 34-37. (in Chinese)
- [14] 马军, 宋晋, 刘蓓, 等. 立式风洞全视场尾旋姿态测量技术研究[J]. *实验流体力学*, 2016, 30(6): 66-70, 104.
- MA J, SONG J, LIU B, *et al.* Design and implementation for full field of view measurement scheme in vertical wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2016, 30(6): 66-70, 104. (in Chinese)
- [15] 张征宇, 喻波, 罗川, 等. 2.4 m跨声速风洞的模型位移视频测量精度研究[J]. *实验流体力学*, 2011, 25(4): 79-82.
- ZHANG ZH Y, YU B, LUO CH, *et al.* Precision investigation on model displacement videogrammetric measurement in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2011, 25(4): 79-82. (in Chinese)
- [16] 张征宇, 黄叙辉, 尹疆, 等. 高速风洞试验中的视频测量技术进展[J]. *实验流体力学*, 2015, 29(2): 1-7.
- ZHANG ZH Y, HUANG X H, YIN J, *et al.* Progress of videogrammetric measurement techniques for high speed wind tunnel test[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(2): 1-7. (in Chinese)
- [17] 孙启志, 巢根明, 凌岗, 等. 高超声速风洞试验段优化设计[J]. *机械工程与自动化*, 2019(1): 134-135, 138.
- SUN Q ZH, CHAO G M, LING G, *et al.* Optimized design of hypersonic wind tunnel test section [J]. *Mechanical Engineering & Automation*, 2019 (1): 134-135, 138. (in Chinese)
- [18] JIA Z, MA X, LIU W, *et al.* Pose measurement method and experiments for high-speed rolling targets in a wind tunnel[J]. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 2014, 14(12): 23933-23953.
- [19] 陈丁, 吕计男, 季辰, 等. 双目视觉技术在高超声速颤振风洞试验中的应用[J]. *实验力学*, 2015, 30(3): 381-387.
- CHEN D, LÜ J N, JI CH, *et al.* Application of binocular vision measurement in hypersonic flutter wind tunnel experiment[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2015, 30(3): 381-387. (in Chinese)
- [20] 刘胜道, 邢成聪, 周国华. 远距离三维坐标测量中双目视觉系统测量精度分析[J]. *激光与光电子学进展*, 2021, 58(14): 439-445.
- LIU SH D, XING CH C, ZHOU G H. Measuring precision analysis of binocular vision system in remote 3D coordinate measurement [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2021, 58(14): 439-445.
- [21] 朱帆, 于芳苏, 吴易明, 等. P4P法相机姿态标定精度分析[J]. *光学学报*, 2018, 38(11): 1115005.
- ZHU F, YU F SH, WU Y M, *et al.* Analysis of attitude calibration precision of P4P camera [J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, 38(11): 1115005. (in Chinese)
- [22] 陈然. 基于立体视觉的风洞模型三维变形与姿态测量技术研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2019.
- CHEN R. *Stereo-vision Based 3D Deformation and Attitude Measurement of Models in Wind Tunnel Test*[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2019. (in Chinese)
- [23] 张广军. 机器视觉[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- ZHANG G J. *Machine Vision*[M]. Beijing: Science Press, 2005. (in Chinese)

## 作者简介:



陈磊(1983—),男,陕西西安人,硕士,工程师,2006年于长春理工大学获得学士学位,2014年于西南科技大学获得硕士学位,主要从事流动显示与光学测量方面的研究。E-mail: 158229332@qq.com

## 通讯作者:



钟凯(1985—),男,湖北武汉人,博士,副教授,硕士生导师,2007年、2009年、2013年于华中科技大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要从事材料加工中的视觉三维测量理论与技术方面的研究。E-mail: kaizhong@hust.edu.cn