

# 基于光惯组合的风洞尾旋试验位姿参数测量方法

宋晋, 马军, 颜来, 成垒, 刘欢, 李春霞  
(中国空气动力研究与发展中心 低速空气动力研究所, 四川 绵阳 621000)

**摘要:** 尾旋是飞机在失速时的一种复杂而危险的非正常飞行状态; 研究飞机尾旋及改出特性的常用方法是开展立式风洞尾旋试验, 其中测量方法是试验中的关键技术; 在十几年的发展历程中, 先后经历了双目立体视觉、编码标记图像识别和惯性航姿测量的技术改进, 在不断提升的过程中对测量能力和数据质量也提出了更高要求, 因此发展了一种基于光惯组合技术的尾旋 6 自由度数据测量方法, 通过惯性系统测量三维姿态, 光学系统测量空间位置信息; 经过试验验证, 该方法成功获取了尾旋模型 6 自由度数据, 测量效率高, 数据无缺失, 根据模型运动轨迹在试验段截面投影可获得尾旋半径, 增加了对于尾旋现象的认知维度。

**关键词:** 尾旋; 光惯组合; 位姿参数

## Measurement on Attitude and Position of Spin Test in Wind Tunnel Based on Combination of Optics and Inertia Technology

SONG Jin, MA Jun, YAN Lai, CHENG Lei, LIU Huan, LI Chunxia  
(Low Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Spin is a kind of complicated, dangerous and abnormal flying state when airplane stalls in the air. Research on Spin and recovery is usually done in the vertical wind tunnel test, and the measurement method is the key technology in the test. In the past decade of development, the technologies of binocular stereo vision, coded markers image recognition and inertial navigation measurement have been adopted early or late. In the process of continuous improvement, the measurement ability and data quality are also put forward higher requirements. Therefore, a new measurement method of 6 degrees of freedom (DOF) in the spin test based on the combination of optics and inertia technology has been developed, and it measures the attitude by the inertial system and the position by the optical system. After the test verification, the method successfully obtains the data of 6 DOF with high measurement efficiency and no data loss. The spin radius could be obtained by the projection of model trajectory on the cross section of wind tunnel test section, which increases the cognitive dimension of spin phenomenon.

**Keywords:** spin; combination of optics and inertia; attitude and position parameter

### 0 引言

尾旋是飞机在超临界迎角范围出现绕其纵轴的自转后, 在气动力、惯性力及重力的共同作用下, 一方面绕其自身三根体轴旋转, 另一方面沿半径很小的螺旋形轨迹自发下降的运动。作为飞机最复杂、最危险的极限飞行状态之一, 对飞行员及飞机的安全构成了极大的威胁<sup>[1]</sup>。

鉴于尾旋运动状态的复杂性与危险性, 为确保飞机飞行安全, 要求在飞机设计阶段开展较为全面的理论分析与试验研究, 借此评定设计方案的大迎角飞行品质、抗尾旋性能及改出尾旋的能力。全尺寸飞机飞行试验是获取飞行性能及动态响应数据的最为可靠的方法, 可用于检验飞机的实用和允许飞行限制、确定其失控特性及改出技术等。

由于此类试验的难度及风险性较高, 试飞前需保证有足够的预先研究为试飞员提供可靠的参考信息。而在立式风洞中开展飞机尾旋特性及改出方法研究则具有成本低、模拟范围广、周期短、风险低等优点<sup>[2-3]</sup>。

美国 NASA 兰利中心<sup>[4]</sup>在 20 英尺立式风洞尾旋测量系统最初采用高速胶片摄影方法与单目视觉法, 单目视觉法采用广角镜头, 利用成像尺寸获取景深信息。兰利中心 20 英尺立式风洞单目视觉测量系统负责数据采集和与模型姿态解算。摄像机为针孔成像模型, 帧频率为 10 fps。采集到的图像采用数字信号处理器进行处理, 图像处理要求在模型表面有反光标记, 这些标记点任意放置, 通过反光标记在图像中的位置, 计算出模型的位姿参数, 但由于单目测量系统无法获取待测目标的深度信息, 因此很难解算出模

收稿日期: 2022-02-25; 修回日期: 2022-03-25。

作者简介: 宋晋(1983-), 男, 陕西咸阳人, 硕士, 高级工程师, 主要从事风洞测控技术及非接触测量方向的研究。

通讯作者: 马军(1974-), 男, 重庆人, 硕士, 教授级高级工程师, 主要从事机器视觉及非接触测量方向的研究。

引用格式: 宋晋, 马军, 颜来, 等. 基于光惯组合的风洞尾旋试验位姿参数测量方法[J]. 计算机测量与控制, 2022, 30(8): 62-67, 75.

型姿态, 更多的是起到影像记录的作用。为了获取更加完善的位姿信息, 兰利中心<sup>[5-7]</sup>进一步发展了双目视觉测量系统。采用帧频率为 60 fps 的高速摄影机, 配以相应的图像采集与处理软件解算姿态参数, 通过双目立体视觉系统可对交汇视场中待测标记进行三维解算, 但由于尾旋为动态试验, 交汇视场范围有限, 经常出现标记被遮挡, 导致数据存在缺失的情况。

俄罗斯中央流体动力研究院 T-105 立式风洞长期采用胶片摄影法进行尾旋试验测量<sup>[8-9]</sup>。其尾旋试验过程用 64 帧/秒的高速胶片摄影机进行记录, 胶片冲洗后用专用的投影放映机将胶片上的图像投影到一个屏幕上, 采用人工手动的方法与专用的比对模型投影进行比对, 从而获得试验模型的运动姿态。比对模型是一个与自由飞尾旋模型成 1:4.5 比例的几何相似模型, 安装在判读装置上。比对模型可以用木材或金属制造, 其表面喷涂成黑色, 同时表面绘制重要的交线。这种方法的最大缺点是试验结果处理周期长, 试验成本高。

国内的立式风洞尾旋试验起步较晚, 国内首座立式风洞于 2005 年建成, 并于 2006 年开展立式风洞尾旋试验研究, 中国空气动力研究与发展中心 (以下简称“中心”) 的马军、蒋敏与国防科技大学李沛等人进行了最初的尾旋试验姿态测量探索, 采用双目立体视觉技术手段, 通过在模型表面上粘贴“十”字形、“T”字形和“一”字形的人工标记来解算模型的运动姿态, 这是国内首次实现立式风洞尾旋试验姿态测量, 成功获取了尾旋运动过程中的姿态参数<sup>[10]</sup>。但该项研究存在一定的局限性, 标记的设计和粘贴位置都是根据“LE500”的外形及尾旋形态特征设计的, 虽然在“LE500”的试验中取得了一定的效果, 但测量方案及程序的普适性和移植性不好。因此, 中心的马军、杨洪森、宋晋及西南科技大学刘先勇等人研究发展了一套能够应用于不同模型及不同尾旋形态的姿态测量技术<sup>[11-15]</sup>, 该技术基于立体视觉与编码标记识别技术, 可将多个编码标记任意粘贴在模型表面, 通过获取标记在体轴系和测量坐标系中的坐标值计算尾旋运动姿态参数, 该技术在多个型号试验中取得了成功应用。但由于尾旋试验中模型运动范围大、姿态变化快, 而双目立体视觉摄像机的视场是固定的, 因此在某些状态下模型会进入视场盲区, 或者模型上的标记被遮挡, 从而造成无法识别, 数据曲线上出现断点。在应用光学技术的同时, 惯性测量技术也随之发展。随后中心的蒋敏、宋晋又发展了基于 MEMS 航姿参考系统的尾旋试验测量技术<sup>[16-17]</sup>, 通过在模型内部安装惯性传感器解算三维姿态, 解决了光学测量数据丢失的问题。

为了进一步深入研究尾旋现象, 对测试技术提出了新的需求, 希望不仅可以获取三维姿态, 同时可以得到模型的运动轨迹及尾旋半径, 因此, 发展了一种基于光惯组合的尾旋试验 6 自由度测量方法, 通过惯性技术测量模型三维姿态信息, 通过光学技术测量模型在风洞中的位置信息, 增加对于尾旋的认知维度。

## 1 位姿信息测量方法

### 1.1 总体方案

测量方法的总体方案如图 1 所示, 将惯性器件系统在飞机模型内部, 用于测量模型三维姿态, 在试验段下边缘上布署 8 台摄像机, 通过摄像机标定技术使 8 台摄像机形成多目立体视觉测量能力, 以试验段中点位置作为测量坐标系原点  $O$ ,  $Z$  轴正向沿气流方向,  $XOY$  平面垂直  $Z$  轴。在模型表面粘贴特制的反光标记, 并将模型视为刚体, 通过立体视觉捕获刚体在测量坐标系中的三维位置坐标。将惯性系统采样频率与光学系统摄像机采集帧率均设置为 50 Hz, 并通过信号发生器发送 TTL 电平触发两套系统同步采集, 则可实现 6 自由度位姿参数测量。

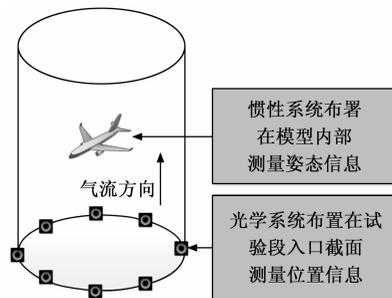


图 1 测量总体方案

### 1.2 基于惯性系统模型姿态测量原理

将机载惯性器件 (陀螺仪、加速度计) 与磁强计安装于模型内部的基准平板上, 通过内置电池供电, 由于试验中模型呈快速旋转运动状态, 无法通过有线方式传输数据至控制计算机, 故采用基于 Zigbee 模式的无线数据传输方法, 机载传感器获取的姿态数据通过 RS232 接口与 Zigbee 无线发射模块发射出去, 接收模块接收后通过 USB 接口发传输至控制计算机, 在实现 Zigbee 无线传输配置时, 首先需要将 Zigbee 无线通讯接受模块进行配对, Zigbee 模块有两种类型节点, 即 coordinator (主节点) 即 router (从节点), 每个 Zigbee 网络由一个 coordinator 及  $N$  个 router 构成。同一个 Zigbee 网络内, 所有节点必须具有相同的频道及网络 ID。将机载发射模块配置为 router 模式, 接收模块配置为 coordinator 模块, 完成设置后重启系统, 使配置参数保存在模块内部并生效, 两个模块会完成组网, 将机载传感器数据通过 RS232 接口与 Zigbee 无线发射模块发射出去, 控制计算机接收到数据后按照规则进行解码。控制计算机与 Zigbee 模块的串口波特率均设置为 57 600 bps, 由于通过 Zigbee 模块无线传输的均为二进制数据包, 接收到的数据包需根据 IEEE-754 解码规则解析为浮点数, 其中包括了三轴加速度、三轴角速度以及 3 个欧拉角。

### 1.3 基于光学系统模型位置测量原理

光学系统采用多目立体视觉技术, 在风洞试验段下边缘部署八台摄像机, 使系统的视场能够完整覆盖整个试验段。通过专用工具完成系统标定, 获取摄像机的内外参数, 通过外参数 (包括相机的旋转矩阵  $R$  和平移向量  $T$ ) 使八台

摄像机的空间位置相互关联,可实现对待测目标的三维空间定位。建立立体视觉测量坐标系,并将坐标系原点建立在风洞试验段中心位置。在模型表面粘贴至少八至十枚标记点,使标记点形成刚体关系,将刚体的几何形心位置作为模型位置参数,通过几何形心位置运动轨迹拟合出尾旋运动圆周并解算得到尾旋半径。摄像机自带 850 nm 近红外光 LED,光线投射到反光标记上,使标记成像后灰度值远高于背景便于识别。采用多目立体视觉的优势在于,任意选中多目视觉中的两台摄像机即可组成双目视觉,而剩下的摄像机则可作为立体匹配中提供额外信息及降低双目视觉三角化空间坐标估计误差,这样当某些摄像机发生遮挡或模型进入其视场盲区时,其依然可以寻找没有被遮挡的并且具有公共视场的摄像机进行目标三维坐标的计算,弥补了双目视觉系统因视场限制而造成的部分数据点缺失的不足。

## 2 基于惯性系统模型姿态测量算法

测量模型姿态采用的微机电陀螺仪、加速度计及磁强计组合方式。陀螺仪和加速度计对惯性敏感,测量模型的旋转角速度和加速度,磁强计测量空间磁场向量。三者的特点是:陀螺仪稳定性好但有积累误差,加速度计和磁强计稳定性差但无积累误差,为提高测量精度,可采用 Kalman 滤波进行数据融合,如图 2 所示。

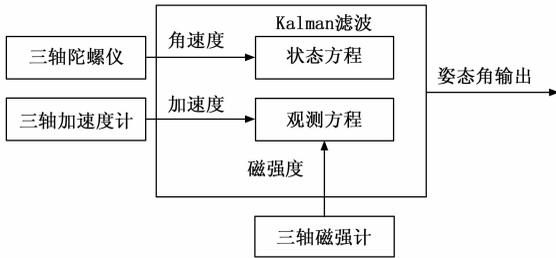


图 2 姿态角计算流程

模型体轴系是重心为原点,以飞行员视角纵轴向前、横轴向右、竖轴向上,表示为  $Ox_b Y_b Z_b$ 。风轴系是以风洞试验段中心为原点,采用 NED(北东地)坐标系,表示为  $Ox_w Y_w Z_w$ 。则模型的航姿可以通过两个坐标系的旋转关系表示。模型绕横轴  $X_b$  转动,则纵轴  $Y_b$  与  $Ox_w Y_w$  的夹角为俯仰角  $\theta$ ;绕竖轴  $Z_b$  转动,则纵轴  $Y_b$  与  $Oy_w Z_w$  的夹角为偏航角  $\psi$ ;绕纵轴  $Y_b$  转动,则横轴  $X_b$  与  $Ox_w Y_w$  的夹角为滚转角  $\gamma$ 。如式(1)所示,体轴系可通过捷联矩阵  $T$  转换至风轴系。

$$\begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta + \sin\psi\sin\theta\sin\phi & \cos\theta\sin\psi & \sin\psi\cos\phi - \cos\psi\sin\theta\sin\phi \\ -\cos\psi\sin\theta + \sin\psi\sin\theta\cos\phi & \cos\theta\cos\psi & -\sin\psi\sin\phi - \cos\psi\sin\theta\cos\phi \\ -\sin\psi\cos\theta & \sin\theta & \cos\psi\cos\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} \quad (1)$$

载体的初始滚准角和俯仰角由加速度计获取<sup>[18-19]</sup>,加速度计的三轴分量为:

$$f_b = [f_b^x \quad f_b^y \quad f_b^z] \quad (2)$$

$$\theta = \arcsin\left(\frac{f_b^y}{g}\right) \gamma = \arcsin\left(\frac{f_b^x}{f_b^z}\right) \quad (3)$$

载体的初始偏航角由磁强计获取,磁强计的三轴分量为:

$$m_b = [m_b^x \quad m_b^y \quad m_b^z] \quad (4)$$

$$\psi = \arctan\left(\frac{m_b^y}{m_b^z}\right) \quad (5)$$

此时的载体航姿精度较差并不可靠,仅为系统的初始粗值,体轴系还可通过四元数  $Q$  转换至风轴系<sup>[20-21]</sup>:

$$Q = q_0 + q_1 \vec{i} + q_2 \vec{j} + q_3 \vec{k} \quad (6)$$

初始四元数由航姿初始粗值计算获取:

$$q = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\lambda}{2} \cos \frac{\theta}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\lambda}{2} \sin \frac{\theta}{2} \\ \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\lambda}{2} \sin \frac{\theta}{2} - \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\lambda}{2} \cos \frac{\theta}{2} \\ \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\lambda}{2} \cos \frac{\theta}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\lambda}{2} \sin \frac{\theta}{2} \\ \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\lambda}{2} \cos \frac{\theta}{2} - \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\lambda}{2} \sin \frac{\theta}{2} \end{bmatrix} \quad (7)$$

初始四元数根据陀螺仪的输出数据求解微分方程:

$$\dot{Q} = \frac{1}{2} Q \otimes \omega \quad (8)$$

$$\omega = 0 + \omega_x \vec{i} + \omega_y \vec{j} + \omega_z \vec{k} \quad (9)$$

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  为载体三轴的角速度,矩阵形式为:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (10)$$

得到更新后的四元数并带入捷联矩阵  $T$  得式(11):

$$T = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

根据航姿参数和四元数在捷联矩阵  $T$  中的关系,则得到航姿参数计算公式为:

$$\begin{cases} \psi = \arctan \frac{2(q_1 q_2 - q_0 q_3)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2} \\ \theta = \arcsin[2(q_2 q_3 + q_0 q_1)] \\ \gamma = \arctan - \left[ \frac{2(q_1 q_3 - q_0 q_2)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2} \right] \end{cases} \quad (12)$$

但该航姿参数解算误差会随时间而增大,因此还需要

用卡尔曼滤波进行处理, 由航姿参数与陀螺仪的关系建立状态方程, 由重力场与加速度、地磁场与磁强度的关系建立观测方程, 以四元数为状态变量, 对陀螺仪上一步结果进行更新, 再用加速度计和地磁传感器作为观测量来修正陀螺的结果, 即通过上一采样点的最优估值和当前采样点的测量值来计算当前的最优估值<sup>[22-24]</sup>。

### 3 基于光学系统模型位置测量算法

建立多目立体视觉首先需对单目摄像机进行标定, 获取三维世界坐标系到二维图像的投影关系, 当相机在风洞工位上固定安装后, 根据小孔成像模型, 空间待测目标点的三维坐标可通过式 (13) 从世界坐标系投影到相机坐标系<sup>[25-26]</sup>。

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{K}[\mathbf{R} \mid \mathbf{T}] \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{H} \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

其中: 目标点在世界坐标系下的坐标为  $[X_w, Y_w, Z_w]$ , 图像平面上的坐标为  $[u, v]$ 。旋转矩阵  $\mathbf{R}$  和平移向量  $\mathbf{T}$  属于相机的外部参数。  $\mathbf{K}$  矩阵为相机的内部参数, 则包含了焦距、畸变系数、主点坐标等信息。

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} f_u & 0 & u_0 \\ 0 & f_v & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{R} = \begin{bmatrix} r_1 & r_2 & r_3 \\ r_4 & r_5 & r_6 \\ r_7 & r_8 & r_9 \end{bmatrix}, \mathbf{T} = \begin{bmatrix} t_1 \\ t_2 \\ t_3 \end{bmatrix}$$

$(u_0, v_0)$  为图像主点坐标,  $(f_u, f_v)$  为相机在  $u$  轴、 $v$  轴的焦距。

世界坐标系的原点建立在风洞试验段中心处, 专用标定工具上的反光标记是已知的, 所以每个反光标记在世界坐标系中的坐标值也是已知的, 由于反光标记在同一平面上, 则可令  $Z_w = 0$ , 通过反光标记坐标值可以和相机内外参数联立方程, 求解方程即可获得相机的内外参数。由:

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{K}[\vec{r}_1 \quad \vec{r}_2 \quad \vec{r}_3 \quad \vec{t}] \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{K}[\vec{r}_1 \quad \vec{r}_2 \quad \vec{t}] \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

令  $\mathbf{H}'_{3 \times 3} = \mathbf{K}[\vec{r}_1 \quad \vec{r}_2 \quad \vec{t}]$ ,  $\mathbf{Q}' = [X_w \quad Y_w \quad 1]$ , 则  $q = \mathbf{H}'_{3 \times 3} \mathbf{Q}'$ 。

标定物上各反光标记在世界坐标系下的齐次坐标为  $\mathbf{Q}' = [X_w \quad Y_w \quad 1]^T$ , 在图像中的像素坐标为  $q = [u_i \quad v_i \quad 1]^T$ , 矩阵  $\mathbf{H}'_{3 \times 3}$  可写成  $\mathbf{H}'_{3 \times 3} = [\vec{h}_1 \quad \vec{h}_2 \quad \vec{h}_3]$ 。则有:

$$[\vec{h}_1 \quad \vec{h}_2 \quad \vec{h}_3] = \mathbf{K}[\vec{r}_1 \quad \vec{r}_2 \quad \vec{t}] \quad (15)$$

其中:  $\vec{h}_1 = \mathbf{K}\vec{r}_1, \vec{h}_2 = \mathbf{K}\vec{r}_2, \vec{h}_3 = \mathbf{K}\vec{t}$ , 由于旋转矩阵中  $\mathbf{R}$  具有单位正交性质, 可得:

$$\begin{cases} \vec{h}_1^T \mathbf{K}^{-T} \mathbf{K}^{-1} \vec{h}_2 = 0 \\ \vec{h}_1^T \mathbf{K}^{-T} \mathbf{K}^{-1} \vec{h}_1 = \vec{h}_2^T \mathbf{K}^{-T} \mathbf{K}^{-1} \vec{h}_2 \end{cases} \quad (16)$$

进一步设令  $\mathbf{B} = \mathbf{K}^{-T} \mathbf{K}^{-1}$ , 则有:

$$\mathbf{B} = \mathbf{K}^{-T} \mathbf{K}^{-1} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix} \quad (17)$$

根据矩阵  $\mathbf{K}$  可得:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{1}{f_u^2} & 0 & \frac{-u_0}{f_u^2} \\ 0 & \frac{1}{f_v^2} & \frac{-v_0}{f_v^2} \\ \frac{-u_0}{f_u^2} & \frac{-v_0}{f_v^2} & \frac{u_0}{f_u^2} + \frac{v_0}{f_v^2} + 1 \end{bmatrix} \quad (18)$$

$\mathbf{B}$  为一个对称矩阵, 在式 (16) 的两个约束中具有通用形式  $\vec{h}_i^T \mathbf{B} \vec{h}_j$ , 取所有非重复元素, 展开得:

$$\vec{h}_i^T \mathbf{B} \vec{h}_j = \vec{v}_{ij}^T \vec{b} = \begin{bmatrix} h_{i1} h_{j1} \\ h_{i1} h_{j2} + h_{i2} h_{j1} \\ h_{i2} h_{j2} \\ h_{i3} h_{j1} + h_{i1} h_{j3} \\ h_{i3} h_{j2} + h_{i2} h_{j3} \\ h_{i3} h_{j3} \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} B_{11} \\ B_{12} \\ B_{22} \\ B_{13} \\ B_{23} \\ B_{33} \end{bmatrix} \quad (19)$$

则可得到关于向量  $\vec{b}$  的齐次方程:

$$\begin{bmatrix} \vec{v}_{12}^T \\ (\vec{v}_{11} - \vec{v}_{22})^T \end{bmatrix} \vec{b} = 0 \quad (20)$$

标定过程在不同位置若采集  $M$  幅图像, 可得到  $2M$  个方程, 得方程组:

$$\mathbf{V}_{2M \times 6} \vec{b} = 0 \quad (21)$$

$\mathbf{V}$  是一个  $2M \times 6$  的矩阵,  $\vec{b}$  有 6 个未知数, 得到最小二乘解  $\vec{b} = [B_{11} \quad B_{12} \quad B_{22} \quad B_{13} \quad B_{23} \quad B_{33}]^T$ , 代入矩阵  $\mathbf{B}$  可得:

$$\begin{cases} f_x = \sqrt{\lambda/B_{11}} \\ f_y = \sqrt{\lambda B_{11}/(B_{11} B_{22} - B_{12}^2)} \\ u_0 = -B_{13} f_x^2 / \lambda \\ v_0 = (B_{12} B_{13} - B_{11} B_{23}) / (B_{11} B_{22} - B_{12}^2) \end{cases} \quad (22)$$

其中:  $\lambda = B_{33} - [B_{13}^2 + v_0(B_{12} B_{13} - B_{11} B_{23})] / B_{11}$ , 即完成相机内部参数  $\mathbf{K}$  的计算, 进一步求出外部参数:

$$\begin{cases} \vec{r}_1 = \frac{1}{s} \mathbf{K}^{-1} \vec{h}_1 \\ \vec{r}_2 = \frac{1}{s} \mathbf{K}^{-1} \vec{h}_2 \\ \vec{r}_3 = \vec{r}_1 \times \vec{r}_2 \\ \vec{t} = \frac{1}{s} \mathbf{K}^{-1} \vec{h}_3 \\ s = \|\mathbf{K}^{-1} \vec{h}_1\| = \|\mathbf{K}^{-1} \vec{h}_2\| \end{cases} \quad (23)$$

即可计算获得外部参数  $\mathbf{R} = [\vec{r}_1 \quad \vec{r}_2 \quad \vec{r}_3]$  和  $\mathbf{T} = [\vec{t}]$ 。

光学系统主要由 8 台摄像机和同步控制器组成, 通过标定过程, 8 台摄像机均完成了各自的内外参数解算, 8 台摄像机通过外部参数关联形成多目立体视觉测量系统, 立体视觉只需两部摄像机检测到模型标记及即可解算, 这是利用双目立体视差的原理。采用多部摄像机的目的是扩大测量视场, 消除视场盲区。多目立体视觉模型由三部或

三部以上摄像机组成。每一部摄像机均以线性小孔成像模型来近似,以三目立体视觉原理为例,如图 3 所示。

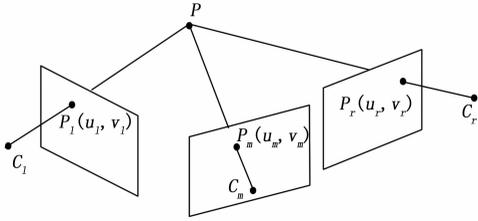


图 3 多目立体视觉成像

通过世界坐标系到二维图像坐标的投影,可得到式 (24):

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} u_l \\ v_l \\ 1 \end{bmatrix} = K_l [R_l | T_l] \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} u_m \\ v_m \\ 1 \end{bmatrix} = K_m [R_m | T_m] \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} u_r \\ v_r \\ 1 \end{bmatrix} = K_r [R_r | T_r] \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (24)$$

其中:点  $P$  在世界坐标系下的坐标为  $[X_w, Y_w, Z_w]$ ,在图像平面上的坐标为  $[u, v]$ 。每台摄像机的  $K, R, T$  已在摄像机标定过程中得出,  $[u, v]$  通过摄像机采集的灰度图像识别提取,其中系统所采用的反光标记对波长为 850 nm 的光线反射效果较好,且摄像机镜头上配有滤镜,用于滤除其它波段的光线,使反光标记在摄像机 CMOS 上成像后灰度值远高于背景图像,易于提取光学中心。综上,在方程组 (24) 中包含 3 个未知数  $[X_w, Y_w, Z_w]$ , 共由 6 个线性无关方程组成的超定方程组,可求解出三维空间点  $P$  的空间坐标值<sup>[27-30]</sup>。试验中采用 8 台摄像机构建多目立体视觉系统则保证了试验段内待测目标点随时可被不同的摄像机检测并解算其三维空间坐标。

#### 4 试验结果与分析

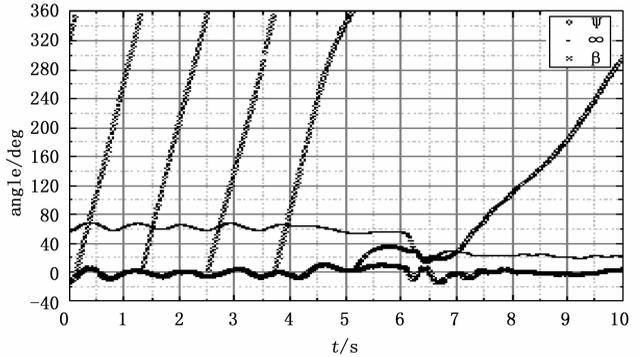
惯性系统可以获得模型的三轴角速度和三轴加速度,通过与三轴地磁信息进行 Kalman 滤波,进而获取模型的 3 个姿态角,即俯仰角  $\theta$ 、滚转角  $\varphi$  和偏航角  $\psi$ 。模型迎角  $\alpha$  和侧滑角  $\beta$  由式 (25) 计算,根据试验中的模型方位将  $\alpha, \beta, \theta, \varphi$  和  $\psi$  分别修正至  $-180^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$ 、 $-90^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$  和  $0^\circ \leq \psi \leq 360^\circ$ ,剔除模型运动明显受到悬挂保护系统干扰的时段,绘制模型姿态参数随时间的变化曲线。

$$\begin{aligned} \tan \alpha &= \tan(90 + \theta) \cdot \cos \varphi \\ \sin \beta &= \sin(90 + \theta) \cdot \sin \varphi \end{aligned} \quad (25)$$

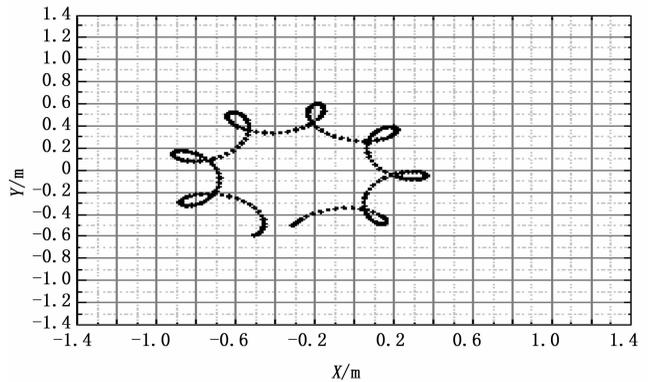
光学系统摄像机经标定后,可以捕获并解算出粘贴在

模型表面的反光标记的三维坐标,将多个标记拟合成一个刚体,用刚体的几何中心代表模型的位置信息,几何中心随时间的运动即为模型运动轨迹,投影到  $XOY$  平面即可看出尾旋趋势与尾旋半径。

图 4 为某飞机模型在模拟高度 5 000 m,某质量状态下的正飞右尾旋试验结果曲线。模型尾旋平均迎角为  $63.3^\circ$ ,转速为 5.4 rad/s,下降速度为 15.0 m/s。采用方向舵最大止旋偏转的一步改出方法,可使模型在 0.8 圈内改出尾旋状态,耗时 1.3 s。该状态下模型重心运动轨迹呈大小圆周叠加运动的形态,尾旋半径约为 0.6 m。



(a) 尾旋过程姿态



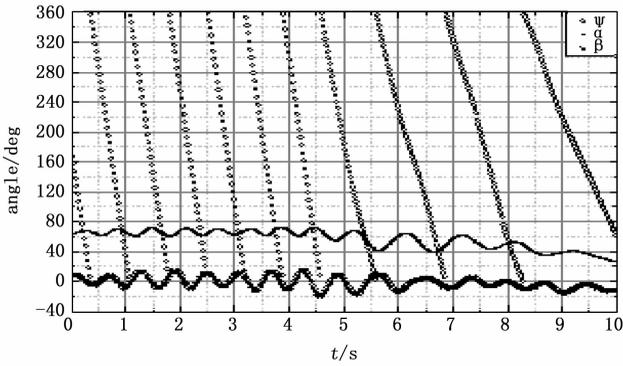
(b) 尾旋轨迹在 XOY 平面投影

图 4 某正飞右尾旋试验

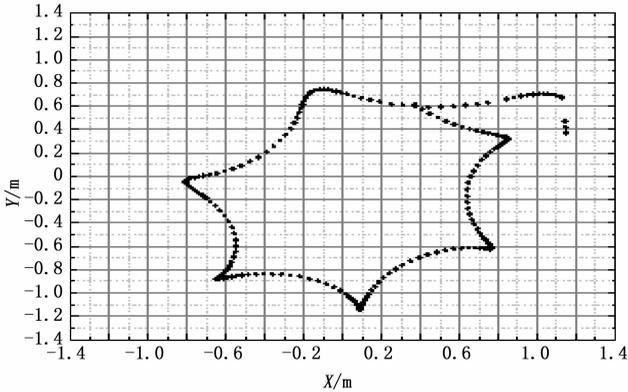
图 5 为模型在模拟高度 5 000 m,某质量状态下的正飞左尾旋试验结果曲线。模型尾旋平均迎角为  $65.6^\circ$ ,转速为 8.9 rad/s,下降速度为 14.2 m/s。采用方向舵最大止旋舵偏止旋,未能使模型改出尾旋状态。该状态下模型重心运动轨迹呈简单圆周运动形态,尾旋半径约为 0.9 m。

图 6 为模型在模拟高度 5 000 m,某质量状态下的倒飞尾旋试验结果曲线。模型尾旋平均迎角为  $-52.5^\circ$ ,转速为 4.3 rad/s,下降速度为 17.2 m/s。采用方向舵最大止旋舵偏止旋的一步改出方法,可使模型在 0.4 圈内改出尾旋,耗时 0.6 s。该状态下模型重心运动轨迹呈简单圆周运动形态,尾旋半径在 0.2~0.4 m 之间。

通过试验测试,该方法在不同的尾旋模式下(包括正飞、倒飞、左尾旋、右尾旋)均取得较好的测量效果,获取了试验分析中所关注的特征参数。

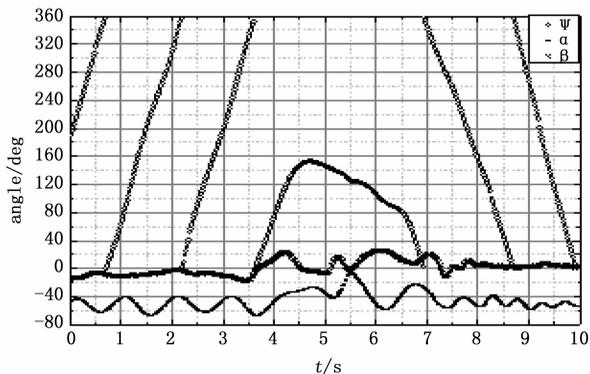


(a) 尾旋过程姿态

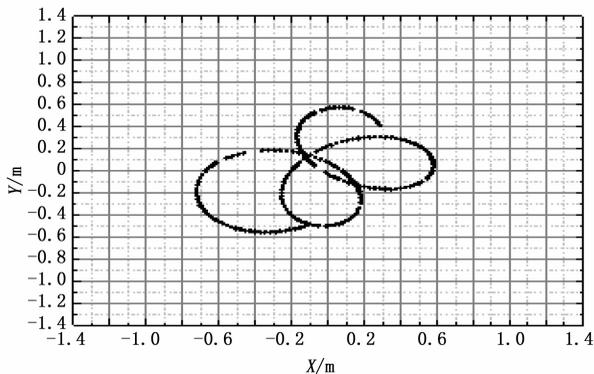


(b) 尾旋轨迹在XOY平面投影

图 5 某正左尾旋试验



(a) 尾旋过程姿态



(b) 尾旋轨迹在XOY平面投影

图 6 某倒飞尾旋试验

## 5 结束语

基于光惯组合的位姿测量方法成功应用于尾旋试验, 实现了风洞中尾旋模型 6 自由度数据测量, 相比于原本的 3 自由度, 拓展了对于尾旋现象的认知维度, 通过位置参数可以计算出尾旋半径, 其中运用光学系统采用多目立体视觉技术, 有效地扩大了测量视场, 弥补了双目视觉中由于交汇视场较小造成的数据缺失的不足。由于该方法可获取 6 自由度数据, 结合模型数模, 在后期可通过 6 自由度数据驱动数模复现尾旋试验过程, 为分析研究尾旋运动过程中的位置、姿态及其操纵响应特性提供了新的支撑。

### 参考文献:

- [1] 祝明红, 王勋年, 李 宝, 等.  $\varphi$  5 米立式风洞尾旋试验技术 [J]. 实验流体力学, 2007, 21 (3): 49-53.
- [2] 李永富, 陈 洪. 研究尾旋的风洞试验技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [3] 刘政崇, 彭 强, 陈吉明, 等. 立式风洞设计关键技术探索与实验研究 [J]. 空气动力学报, 2005, 23 (1): 68-72.
- [4] 恽起麟. 风洞实验 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [5] SHORTS M R, SNOW W L. Videometric tracking of wind tunnel aerospace models at NASA Langley research center [C] // The Thompson Symposium held at the University of York, 1996: 673-689.
- [6] MICHAEL F. Spin-tunnel investigation of a 1/28-scale model of the NASA F-18 High Alpha research vehicle (HARV) with and without vertical tails [R]. NASA Contractor Report, 1997.
- [7] AUSTIN M M, JOHN V F. Recent NASA research on aerodynamic modeling of post stall and spin dynamics of large transport airplanes [R]. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007 - ntrs. nasa. gov.
- [8] 柯契克, 菲利波夫. 极限状态飞行—现代飞机失速和尾旋的预防 [M]. 刘 兆, 译. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [9] MOSTAFAVI A H. Wind tunnel model aircraft attitude and motion analysis [C] // Signal and Image Processing Systems Performance Evaluation, Simulation, and Modeling. Signal and Image Processing Systems Performance Evaluation, Simulation, and Modeling, 1991: 104-111.
- [10] 李 沛, 罗武胜, 李冠章, 等. 一种基于双目视觉原理的飞机尾旋运动姿态测量方法 [J]. 国防科技大学学报, 2008, 30 (2): 107-111.
- [11] 黄会明, 刘先勇, 段康容. 用于机器视觉系统设计的基于二次曲线的椭圆估计 [J]. 传感器世界, 2011, 17 (6): 10-14.
- [12] 段康容, 刘先勇. 摄影测量中编码标记点检测算法研究 [J]. 传感器与微系统, 2010, 29 (8): 74-78.
- [13] 宋 晋, 马 军, 蒋 敏, 等. 基于立体视觉系统的风洞尾旋试验测量方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 34 (2): 2646-2648.
- [14] 黄会明, 刘先勇, 马 军, 等. 飞机尾旋三维测量试验的改进方法 [J]. 实验流体力学, 2013, 27 (2): 77-81.

(下转第 75 页)