

文章编号: 1001-2486(2008)02-0107-05

一种基于双目视觉原理的飞机尾旋运动姿态测量方法*

李沛, 罗武胜, 李冠章

(国防科技大学 机电工程与自动化学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 针对飞机尾旋运动研究中的姿态测量问题, 提出一种基于双目立体视差原理的测量方法。通过两部相机拍摄图像的视差, 恢复模型表面特征空间三维信息, 由表面特征计算模型运动姿态。设计了一组有特定形状和严格尺寸的人工特征, 具有识别正确率高、定位精确等特点。提供人工特征的设计方法。最后, 分别给出旋转天平实验和风洞实验的实测数据, 实测结果表明该方法测量准确, 鲁棒性好, 在立式风洞飞机模型尾旋运动测量的应用中十分有效。

关键词: 飞机模型; 尾旋; 立体视觉; 人工特征

中图分类号: V211.752 **文献标识码:** A

Spin Attitude Measure Based on Stereo Vision

LI Pei, LUO Wu-sheng, LI Guan-zhang

(College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To measure the aircraft model attitude in the spin time, a method based on stereo vision is presented. We get the attitudes from a set of man-made signs on the surface of the model. From a pair of figures of the signs, their disparities are computed out. The design of the signs and the computation of the attitudes are presented in this paper. The man-made signs have good identifiability and the anchor points are accurate. Finally, the data of experiments to determine the aircraft model attitude are provided. Through the experiments, it can be concluded that the process of the computing is satisfactory, achieving high robustness. The measurement shows that the method discussed is useful for the experiments in the vertical wind tunnel.

Key words: aircraft model; spin; stereo vision; manmade signs

尾旋是飞机在超过临界迎角后质心沿陡的螺旋线航迹急剧下降的自发运动^[1], 极易造成飞机的坠毁, 目前尚无法保证飞机不会意外进入尾旋。专门用于尾旋试验的风洞通常以立式风洞为主。在试验中, 使风洞试验段上升气流的“浮力”恰好平衡模型的重力, 模型能够“悬浮”在试验段自由运动, 以便试验人员仔细观测尾旋运动状态以及改出情况^[1]。

传统的尾旋运动姿态测量方式是采用高速摄像机将运动过程拍摄下来, 然后对胶片投影和可改变姿态的小模型进行人工投影比对, 最后通过小模型进行姿态判读。人工判读比较耗时, 通常一次试验的资料需要一周的时间进行处理。这种方法目前在俄罗斯等一些国家仍有使用。

本文提出一种基于计算机双目视觉原理的飞机尾旋测量方法, 由双目图像直接恢复三维信息, 测量过程中无需其他参照物。

目前, 双目视觉三维测量被应用于许多领域。应用中最大难题之一是立体匹配问题。立体匹配是重建过程的基础, 也是最困难、应用最复杂的问题之一^[7]。尽管在过去的 20 多年里, 许多方法都被用来解决匹配问题, 但大多数方法无法实现, 难于执行, 且通用性低。早期的匹配方法是对边缘线、角点等图像特征进行人工匹配的过程。后来基于特征的匹配常常通过对图像特征进行编码等方法标识后通过计算机实现自动匹配。目前最常见的立体匹配方法是使用相关函数, 用一定大小的窗口对待匹配图像进行搜索, 相关度最高的像素成为匹配像素。这些方法都是建立在图像对具有高度相似性的基础上。

但是尾旋试验模型运动的区域较大, 测量相机必须要有较大交叉视场, 致使图像对的相似性大大地

* 收稿日期: 2007-09-05

基金项目: 国家部委资助项目

作者简介: 李沛(1978-), 女, 博士生。

降低。为实现精确的匹配,我们设计了一组高效的人工特征标记线、标记点,这组人工特征标记易于识别,定位准确,且其位置的确定和标定也较为简单,容易操作。其设计方法和应用效果将在文中给予介绍。

1 测量原理

两相机同时拍摄一个实物时,由于相机的位置和角度不同,同一物点的像点在两幅图像中的位置也不同,这种位置的偏差称为视差。通过视差和两相机的空间位置可以恢复该点在空间中的坐标^[8],如图1所示。其中 $O_w X_w Y_w Z_w$ 为空间测量坐标系,又称世界坐标系。两个相机坐标系分别为 $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ 和 $O_2 X_2 Y_2 Z_2$ 。

确定两相机的空间位置和构建测量数学模型,需要对相机的内外参数进行标定。试验中的拍摄相机是静态放置的,目前,关于静态相机的标定技术较为成熟,我们使用的是加利福尼亚理工学院的公开资源网站上提供的 calibration 工具包。

获得相机的内参数后,知道相机成像面上任意一点 p 的像素坐标,就可以通过公式(1)计算 p 点在相机坐标系中的坐标值。其中, u, v 为像点像素坐标值, u_0, v_0 是光心投影点的像素坐标, dx 和 dy 分别是像素在水平、垂直方向上的实际尺寸。

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} dx & 0 & -u_0 dx \\ 0 & dy & -u_0 dy \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

知道了相机的外参数,就可以通过公式(2)进一步求得像点在世界坐标系中的坐标。其中 R_1 和 t_1 是图1中左相机坐标系相对于世界坐标系的旋转矩阵和位移矩阵。

$$\begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ 1 \end{bmatrix} = R_1 \begin{bmatrix} x \\ y \\ 1 \end{bmatrix} + t_1 \quad (2)$$

从理论上说,物点 P 是直线 l_1 和 l_2 (如图1所示)的交点,但由于计算误差,两直线 l_1 和 l_2 往往是空间异面直线,不会相交,此时取两直线公垂线段的中心为物点 P 。由此带来的误差很小,一般忽略不计。

如前所述,由于实验视场较大,图像的相似度低且模型的角点、边缘线等特征较多,易形成误匹配。为此,我们设计了一组人工特征标记。

2 人工标记的设计和应用

设计人工特征标记是为了便于计算模型姿态。描述尾旋运动姿态的参数主要是模型的俯仰角和滚转角,旋转角速度是描述运动特性的重要参数。根据定义,俯仰角是机体纵轴 X_p 与水平面 $X_w O_w Y_w$ 的夹角;滚转角是机体竖轴 Z_p 与通过纵轴 X_p 的铅垂面的夹角。旋转角速度是在稳定尾旋状态下,飞机质心绕尾旋旋转轴旋转运动的平均角速度。图1中 $O_p X_p Y_p Z_p$ 为机体坐标系,原点 O_p 为飞机质心。 $O_w X_w Y_w Z_w$ 为当地世界坐标系,轴 X_w, Y_w 在水平面上,轴 Z_w 平行于当地铅垂线方向,指向上方。

由此可知,三个关键参数都和模型的体结构线具有密切关系,只要能确定机体坐标系的空间姿态,就能确定模型的空间姿态。

实验用飞机模型几何结构虽然并不复杂,但边缘棱线、角点较多,不易于区分,使用这些信息作为特征容易形成误匹配。我们选择易于识别的十字、T字形特征作为识别标记。如图2所示。由于模型在运动时会有遮挡,所以各种特征在背面和腹面均有。十字标记主要分布在机翼,T字形标记主要分布在机身,腹部和靠近尾部的长白线标记是用来进行大的分类。同时,为了计算过程中的方便,在做标记时尽

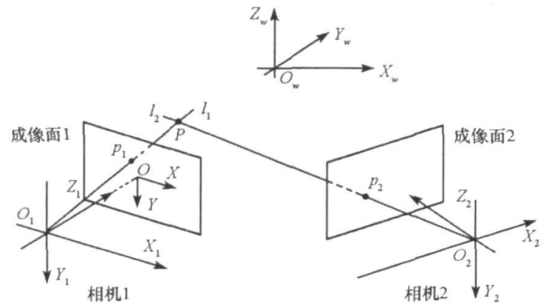


图1 双目成像几何关系

Fig. 1 The geometric analysis of the stereo vision

量注意标记的对称性,例如模型左翼展和右翼展上的十字标记基本关于机身纵轴对称。保证标记的对称性一方面使标记较为均匀地分布,另一方面在计算中可以降低奇异性矩阵出现的概率。

图3中的点标记以十字和T字标记为主。在模型运动中标记常常会发生变形,如图4所示,将点标记设计为十字和T字有助于在变形发生的情况下也能准确定位标记中心。十字标记和T字标记的中心都可通过求特征线段的交点获得,中心定位精度在亚像素级。

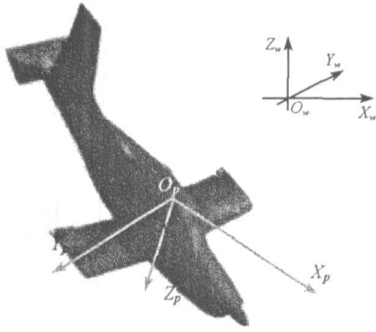


图2 实验用飞机模型
Fig.2 The aircraft model

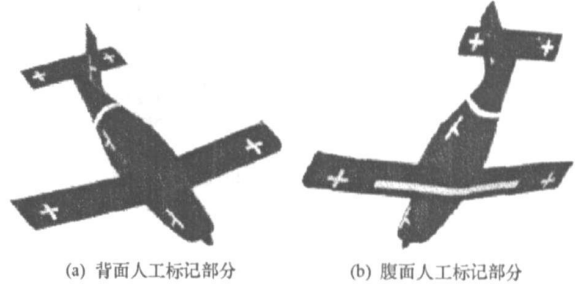


图3 飞机模型及人工标记部分示意图
Fig.3 The aircraft model and the manmade feature signs

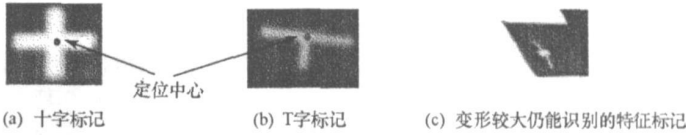


图4 人工标记部分示意图
Fig.4 The feature signs

特征集合与飞机模型体结构线的关系是刚性的。在刚性坐标变换中这种关系将保持不变,故可以在任一时刻通过特征集合求出模型的体结构线^[5]。确定所有特征与模型体结构线的空间关系和特征相互之间约束关系的过程称为特征的静态定位。通过静态定位可以在试验前获得所有特征标记点在机体坐标系下的坐标。进行标记的静态定位时,令机体坐标系与空间坐标系零点重合, X_p 与 X_w 重合且同向, Y_p 与 Y_w 重合且反向, Z_p 与 Z_w 重合且反向。

记模型运动至某一时刻,两个坐标系间的变换矩阵记为 R 和 T 。由空间几何可知,空间中任一三维体可以通过其上不共面的4个点定位。尽管三维体不具有对称性时,在一定条件下可以通过3个点定位,但为了保证计算的稳定性,本文仍要求每一时刻参加计算的特征标记个数 n 不少于4(做标记时可保证不存在四个共面的特征标记)。

记 $n(n \geq 4)$ 个特征在空间坐标系的坐标为 $(x_{w1}, y_{w1}, z_{w1}) \dots (x_{wn}, y_{wn}, z_{wn})$,静态定位时它们在机体坐标系中的坐标为 $(x_{p1}, y_{p1}, z_{p1}) \dots (x_{pn}, y_{pn}, z_{pn})$,则两组坐标间的转换关系为

$$R \begin{bmatrix} x_{pi} \\ y_{pi} \\ z_{pi} \end{bmatrix} + T = \begin{bmatrix} x_{wi} \\ y_{wi} \\ z_{wi} \end{bmatrix} \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (3)$$

将上式中两个旋转矩阵合并,用齐次坐标系表示如下:

$$\begin{bmatrix} R & T \\ \mathbf{0} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_p \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_w \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

当特征个数 $n = 4$ 时,式(4)等号左边第二项和等号右边项都恰好是方阵,理论上可以用矩阵求逆的运算计算 R 和 T 。当 $n > 4$ 时,也可以用式(5)将等号左边第二项构成方阵。

$$\begin{bmatrix} R & T \\ \mathbf{0} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_p \\ 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_p \\ 1 \end{bmatrix}' = \begin{bmatrix} P_w \\ 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_p \\ 1 \end{bmatrix}' \quad (5)$$

但直接求逆结果稳定性差,略微的噪声绕动会给结果带来很大影响^[3]。因此,可以选择最小二乘拟合法,求满足使下式最小的 R 和 T 值。

$$\sum_{i=1}^n \| (RP_{pi} + T) - P_{wi} \|^2 \quad (6)$$

该方法比式(5)直接求逆要稳定,但当数据含有噪声时,求得的 R 矩阵不能满足旋转矩阵的特性。由于旋转矩阵仅描述坐标系的旋转,不能带来坐标轴的伸缩变形,因此必须增加以下约束条件^[8]:

$$\begin{cases} r'_{ii} = 1, & i = 1, 2, 3 \\ r'_{ij} = 0, & i, j = 1, 2, 3 \text{ 且 } i \neq j \end{cases} \quad (7)$$

对式(6)的有约束条件最小化可通过拉格朗日因子法转换为对下式的无条件最小化:

$$F(R, T) = \sum_{i=1}^n \|(RP_{\mu i} + T) - P_{wi}\|^2 + \sum_{j=1}^3 \lambda_j (r'_{jj} - 1) + 2\lambda_4 r'_{12} + 2\lambda_5 r'_{13} + 2\lambda_6 r'_{23} \quad (8)$$

求得 R 、 T 后,就可以进一步求解飞机模型机体坐标系在测量空间坐标系中的向量方向。然后由机体坐标系的坐标轴向量方向就可以求出模型的空间姿态。

最后由时间序列帧的模型质心位置就可求出模型运动的旋转角速度,如公式(9)所示, n_1 为机体坐标系中 x 轴单位向量, n_2 为 y 轴单位向量, n_z 为 z 轴单位向量的反方向单位向量。需要说明的是,公式(9)中的角度定义和一般文献中的定义略有不同,是由实验单位特别提出的。

$$\begin{cases} \alpha = \arccos(n_1^T \cdot n_z) \\ \beta = \frac{\pi}{2} - \arccos(\|n_2^T \cdot n_z\|) \end{cases} \quad (9)$$

3 旋转天平实验

为了验证上述测量方法的正确性及测量精度是否满足要求,将飞机模型架在旋转天平上进行了定参数实验。可通过调节天平支杆改变模型的俯仰角,通过改变支杆转速改变模型的旋转角速度。系统硬件由两个视觉传感器、一台 PC 机和一个同步触发器组成。实验中使用的视觉传感器是两部工业用图像采集 CCD 单色相机,相机在观测台固定放置,两部相机都经过一个 $1.2\text{m} \times 1\text{m}$ 的标定板标定。

根据实际尾旋情况,我们取俯仰角为不同值进行转速在 $120^\circ/\text{s}$ 、 $240^\circ/\text{s}$ 、 $480^\circ/\text{s}$ 附近的实测试验,最后每组试验重复五次,共进行几十次试验,都得到令人满意的结果。表 1 是俯仰角为 25.8° 时的部分测量结果。其中 a_0 为标准值, a 为均值, e_1 为均值偏差, e_2 为算术平均误差, e_3 为标准误差。

表 1 俯仰角标准值为 25.8° 时的测量结果

Tab. 1 The data of the pitching when the criterion is 25.8°

天平转速	$121.3^\circ/\text{s}$	$240^\circ/\text{s}$	$480.6^\circ/\text{s}$
$a_0(^\circ)$	25.8	25.8	25.8
$a(^\circ)$	25.7956	25.7257	25.8227
$e_1(^\circ)$	0.0044	0.0743	0.0227
$e_2(^\circ)$	0.3181	0.3400	0.3343
$e_3(^\circ)$	0.0119	0.0010	0.0242

表 2 是旋转角速度的部分测量结果。在旋转过程中,旋转天平的整体有一定的机械震动,其旋转轴、支杆以及承载地面都有明显的高频抖动现象,测量数据中存在高频噪声。因此,对旋转角速度的数据进行了滤波处理,并对滤波前后的结果进行了比较。

表 2 旋转角速度数据处理结果

Tab. 2 The data of rotational rates

天平转速($^\circ/\text{s}$)	测量转速($^\circ/\text{s}$)	绝对误差($^\circ/\text{s}$)	相对误差
124.6(含噪)	123.4034	1.1966	0.96%
243.3(含噪)	245.0290	1.729	0.71%
482.6(含噪)	483.5952	0.9952	0.21%
124.6(滤波后)	123.5318	1.0682	0.86%
243.3(滤波后)	244.9618	1.7382	0.48%
482.6(滤波后)	483.4844	0.8844	0.12%

各组实验结果中俯仰角和滚转角的测量误差都小于 0.5° , 旋转角速度的相对测量误差小于 1% , 满足飞机尾旋测量系统的精度要求。可见,基于人工特征点的视觉匹配成功率高,计算结果较为理想。

4 风洞试验

风洞实测试验共进行了 20 组。风洞实验现场测量系统的硬件组成比旋转天平实验多增加了一个同步风速测量仪,使用的视觉传感器仍是两部工业用 CCD 单色相机,相机在观测台固定放置,光心距为 2.45m,光轴夹角为 19.53° ,视场中心距两相机基线为 6~7m,模型运动视场在一个直径约 4m 的圆柱体内。标定后视场中心处测量误差不超过 0.5%。

图 5 是文中测量系统得到的风洞实测数据,测量结果符合尾旋运动的特点。实验结果得到了合作方的认可和专家的审核和判读,得到好评。

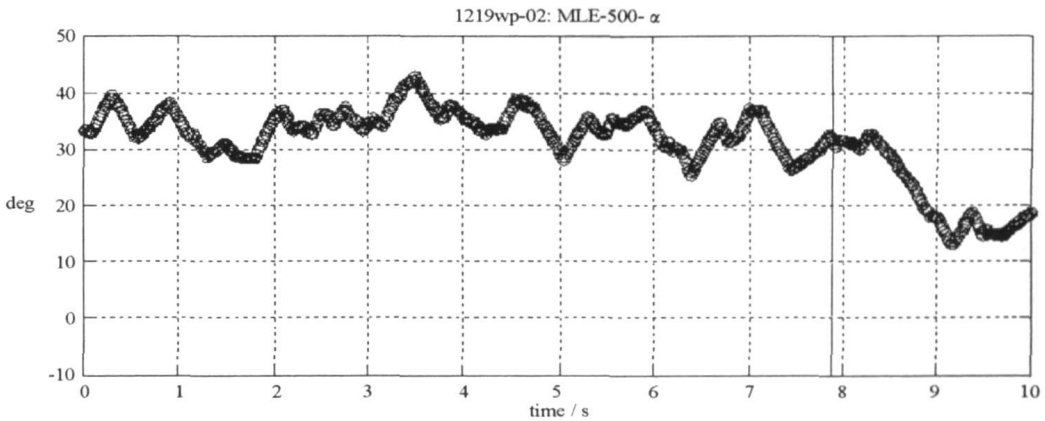


图 5 尾旋实验俯仰角实测资料(部分)

Fig. 5 The data of α from the spin tests

5 结论

本文针对飞机尾旋运动姿态参数测量问题,提出了一种计算机视觉双目测量方法。探讨了一种基于人工标记的特征匹配方法,通过对人工标记的识别,可以直接计算模型运动姿态,避免对特征的内插计算,较好地解决了工程当中图像匹配这一难题。实验证明,该测量方法能够满足飞机尾旋测量系统的精度要求,所研制的测量系统具有较好的稳定性和可靠性,提高了我国立式风洞试验技术水平。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] Fremaux C M. 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 201687 April 1997, National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, 1997.
- [3] Guetat G, Maître M, Joly L, et al. Automatic 3-D Grayscale Volume Matching and Shape Analysis [J]. IEEE Transactions on Information Technology in Biomedicine, 2006,10(2): 362-376.
- [4] Matthies L. Stereo Vision for Planetary Rovers: Stochastic Modeling to Near Real-time Implementation [J]. International Journal of Computer Vision, 1992,8(1):71-91.
- [5] Zheng C, Sun D W, Zheng L. Classification of Tenderness of Large Cooked Beef Joints Using Wavelet and Gabor Textural Features [J]. Transactions of the Asabe, 2006, 49(5): 1447-1454.
- [6] Gerson A D, Parra L C, Sajda P. Cortically Coupled Computer Vision for Rapid Image Search [J]. IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering, 2006, 14(2): 174-179.
- [7] 马颂德,张正友. 计算机视觉-计算理论与算法基础[M]. 北京:科学出版社,2003.
- [8] Tsai R Y. A Versatile Camera Calibration Technique for High-accuracy 3D Machine Vision Metrology Using Off-the-shelf TV Camera and Lenses[J]. IEEE Journal of Robotics and Automation, 1987.
- [9] Luong Q T, Faugeras O D. Camera Calibration, Scene Motion and Structure Recovery from Point Correspondences and Fundamental Matrices [J]. The International Journal of Computer Vision, 1997,22(03): 261-289.
- [10] Marr D. Vision [M]. San Francisco: Freeman Publishers, 1982.