

doi: 10.7690/bgzdh.2013.02.020

风洞试验中迎角视频测量的不确定度研究

王水亮¹, 王定祥², 张征宇¹, 黄诗捷¹, 赵涛¹

(1. 西南科技大学信息工程学院 四川 绵阳 621010; 2. 四川省比杰多媒体网络有限公司, 四川 绵阳 621000)

摘要: 姿态角动态测量精度对风洞试验至关重要, 姿态角的视频测量技术因对风洞模型设计无要求, 受到国内外风洞试验机构的青睐。为此, 开展迎角视频测量的不确定度研究, 以评价其测量数据的精度, 给出其系统误差的补偿方法, 即在风洞试验结束后, 采用高一个等级计量标准的角度静态测量仪器测量此时的模型姿态角, 用该测量结果替换视频测量估计值, 可消除视频测量方法的系统测量误差, 并在 2 m 超声速暂冲式风洞进行试验。3 组迎角视频实测数据表明: 各阶梯迎角测量数据的标准差在 0.002 2°~0.009 4°之间, 迎角实测估计值的标准不确定度 $\leq 0.003^\circ$, 故姿态角视频测量系统的迎角精密度的 $\leq 0.009 4^\circ$; 同时, 此方法既不破坏模型的外形, 又不改变模型的刚度与强度, 具有实用价值。

关键词: 迎角; 视频测量; 风洞试验; 不确定度

中图分类号: TP306 **文献标志码:** A

Investigation on Uncertainty of Video Measurement for Attack Angle in Wind Tunnel Testing

Wang Shuiliang¹, Wang Dingxiang², Zhang Zhengyu¹, Huang Shijie¹, Zhao Tao¹

(1. College of Information Engineering, Southwest University of Science & Technology, Mianyang 621010, China;

2. Bijie Multi-Media & Network Co., Ltd., Mianyang 621000, China)

Abstract: The dynamic measure accuracy of modal attitude angle is critical in wind tunnel tests, and video measurement technique of attitude angle becomes a research focus for wind tunnel institutions at home and abroad, because it has no special requirement for model design. Therefore, the video measurement uncertainty of model's attitude is investigated, and a compensation method of its systematic error is also presented by this paper to evaluate the video measurement accuracy of attitude angle in wind tunnel tests. The video measurement estimating value is replaced by the value of a higher accuracy instrument measuring the same static angular after wind tunnel test, so the system error can be eliminated, and the three engineering experiments are investigated in 2 meters supersonic wind tunnel. It has been demonstrated that the standard deviation of the measured data on each step ranges from 0.002 2° to 0.009 4°, the standard uncertainty of evaluated attack angle is $\leq 0.003^\circ$, as a result, the precision of this video measurement system developed by this paper is $\leq 0.009 4^\circ$, in addition it neither destroys aerodynamic shape, nor changes the stiffness and intensity of model, so it is useful and effectively.

Key words: attack angle; video measurement; wind tunnel test; uncertainty

0 引言

风洞试验中, 模型相对于气流方向的姿态角(迎角和侧滑角)测量误差在总阻力系数误差中占很大比例, 如 J7 标模在跨、超声速时阻力系数的误差 25% 以上是由迎角测量误差带来的^[1-2]。

因对模型设计无要求, 姿态角的视频测量技术受到国内外风洞试验机构的青睐。美国从 20 世纪 90 年代开始研究该项技术, 现已用于各种低速、高速、超高速风洞模型的姿态角测量, 在风洞试验中迎角实测精密度的已达 0.01°^[2-9]。

由于我国生产型高速风洞均为暂冲式, 运行时的振动较欧美连续式风洞大得多, 无法使用国外成熟的迎角传感器技术与姿态角光学成像测量技术,

实测精密度的难以达到 0.05°; 而洞体振动导致相机的位置与姿态动态变化, 也降低了姿态角的测量精度^[10]。加之美国在该技术领域对华实施封锁; 因此, 我国仍沿用模型支撑机构安装位移传感器的传统间接测量法, 试验模型的迎角实测精密度的为 0.05°, 侧滑角的实测精密度的为 0.1°, 且需要通过安装在模型内的测力天平数据修正弹性角获得。在某些无主测力天平的风洞试验(如测压试验、铰链力矩试验等)中, 无法获得模型承受的气动载荷, 难以准确计算弹性角, 只能采用支撑机构的传感器反馈值, 其试验数据的精确度误差大。虽然中国航空工业空气动力学研究院研究了模型姿态角的视频测量方法, 但尚未进行振动补偿, 未应用到高速暂冲式风洞^[2,9-10]。

收稿日期: 2012-08-03; 修回日期: 2012-09-23

基金项目: 国家自然科学基金(51075385)

作者简介: 王水亮(1987—), 男, 河南人, 在读硕士, 从事视频测量及其应用研究。

为此，笔者在亚洲最大的 2 m 超声速暂冲式风洞中，开展 3 个工程化的迎角视频测量不确定度实例研究。

1 迎角视频测量与误差分析

如图 1 所示，将模型的旋转中心设为风洞坐标系的原点 O 。风洞模型机身上粘印的待测点为 P ，当模型迎角 α 为零时， P 在平面 XOZ 上的投影分别为 P_0^{xoz} ；风洞试验进行到第 i 时刻， P 在平面 XOZ 上的投影分别为 P_i^{xoz} ，则第 i 时刻模型姿态角的计算方法如下：

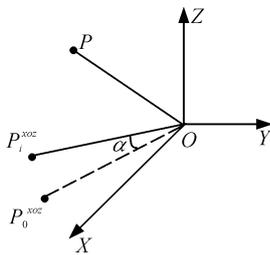


图 1 模型姿态角的计算示意图

若计算姿态角的待测点数量大于 1 时，采用求解非线性方程组的最小二乘法联解式 (1)，即可得到 α_i 。采用文献[8]的方法计算待测点的三维坐标。

$$\alpha_i = \arccos \left(\frac{OP_i^{xoz} \cdot OP_0^{xoz}}{|OP_i^{xoz}| |OP_0^{xoz}|} \right) \quad (1)$$

风洞试验时试验段存在振动，导致试验段上安装的视频测量相机发生振动，而相机位置和姿态角的较小变化，将使测量点的坐标发生较大变化，导致姿态角测量产生误差^[10]。风洞试验段来流的气流脉动现象无法彻底消除^[1]，导致模型在测量段时仍然存在气流脉动致模型姿态微幅振动，引起测量误差；同时，气流脉动致模型姿态微幅振动的特性与模型的外形、姿态角及其支撑机构的刚度有关，目前尚难度量。

2 试验中姿态角视频测量误差及补偿

在风洞试验中，国内尚无角度测量精确度高于 0.01° 的量具，可在风洞试验中测量模型的姿态角，为此，笔者通过风洞试验中姿态角视频测量数据的不确定度，来评估姿态角视频测量系统的精准度。设 α_i 的视频测量估计值记为 $\hat{\theta}_i$ ，按测量不确定度合成理论^[11-12]有

$$\hat{\theta}_i = g(x_1, x_2) \quad (2)$$

式中： x_1 为姿态角视频测量系统的测量值； x_2 为风

洞本身气流脉动致模型姿态角微幅振动的测量值，因 x_1 和 x_2 相互独立，则风洞试验中姿态角视频测量的不确定度

$$\Delta_{\hat{\theta}_i} = \sqrt{\sum_{i=1}^2 \left(\frac{\partial g}{\partial x_i} \right)^2 (\Delta_{x_i})^2} = \sqrt{\Delta_e^2 + \Delta_v^2} \quad (3)$$

式中： Δ_e 为 x_1 的不确定度； Δ_v 为 x_2 的不确定度； $\Delta_{\hat{\theta}_i}$ 表示 θ_i 的测量数据的分散性，计算公式如下

$$\Delta_{\hat{\theta}_i} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{j=1}^n (\theta_j - \bar{\theta}_i)^2} \quad (4)$$

式中： $\bar{\theta}_i$ 为 θ_i 的 n 次测量值的算术平均值； n 为独立重复测量次数。 $\bar{\theta}_i$ 的标准差

$$\Delta_{\bar{\theta}_i} = \frac{\Delta_{\hat{\theta}_i}}{\sqrt{n}} \quad (5)$$

$\Delta_{\bar{\theta}_i}$ 表征了 $\bar{\theta}_i$ 的分散性。给定姿态 θ_i 的视频测量准确度度量方法为：在风洞试验结束后，将模型的姿态运动到姿态角视频测量值为 $\hat{\theta}_i$ 的姿态；采用高一个等级计量标准的角度静态测量仪器（如精密数显倾斜仪）测量此时的模型姿态角，将其结果记为 $\hat{\theta}_i'$ ，则该视频测量姿态为 $\hat{\theta}_i$ 的系统误差

$$\delta_i = \hat{\theta}_i - \hat{\theta}_i' \quad (6)$$

为了消除测量方法的系统测量误差，可用 $\hat{\theta}_i'$ 替换 $\hat{\theta}_i$ 。笔者采用 θ_i 测量数据的平均值 $\bar{\theta}_i$ 表示测量估计值 $\hat{\theta}_i$ ，用 $\hat{\theta}_i'$ 替换 $\bar{\theta}_i$ 后，其具有的不确定度可由式 (5) 计算得出。

按照误差理论，不确定度作为测量精确度的度量方法^[11-12]，可知 $\Delta_{\hat{\theta}_i}$ 表示了姿态角视频测量数据的精密度，由式 (3) 推出姿态角视频测量系统的精密度必然小于 $\Delta_{\hat{\theta}_i}$ 。

3 测量实验与数据分析

实验设备为中国空气动力研究与发展中心高速所的 2 m 超声速风洞。笔者开发的姿态角视频测量系统的硬件为：DALSA 的相机 2 个（分别为 400 万像素），图像采集电脑 2 台，35 mm 定焦镜头 2 个，相机安装在 2 m 超声速风洞试验段的观察窗外；并采用文献[10]中的方法减小相机振动带来的测量误差，采用文献[13]中方法校正视频成像的光学畸变。

如图 2 所示，以某战术弹、歼 7 飞机和某巡航弹的风洞模型为研究对象，风洞实验马赫数分别为

2.0、1.5 和 4.0, 在亚洲最大的 2 m 超声速风洞试验 中开展迎角实测研究。

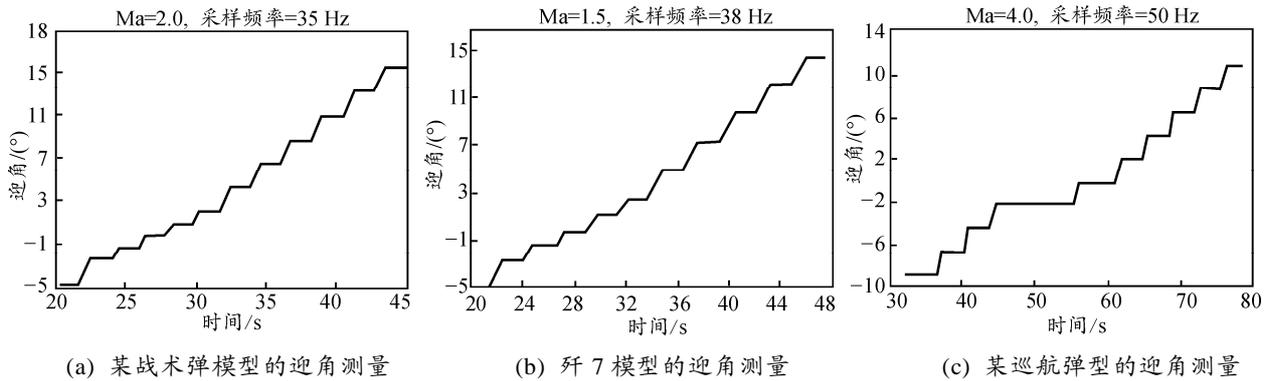


图 2 3 个迎角视频测量实例

在任一测量阶梯内, 迎角测量值都包含风洞本身气流脉动致模型姿态振动的迎角变化, 按照式 (3), 为尽可能减少 Δ_v 对 Δ_{θ_i} 贡献, 用于计算 Δ_{θ_i} 的数据尽量取图 2 各测量段中波动小的连续测量数据。如图 3 所示, 从 46~47 s 迎角测量数据波动较小, 而从 49 s 开始数据波动逐渐微幅增强, 到 51 s 处波动幅度达最大值, 而后波动又逐渐变小。故在 46~47 s 间连续测量数据的不确定度 Δ_{θ_i} 中, Δ_v 所占的比例小, 即以其 Δ_{θ_i} 估计 Δ_e 误差最小。

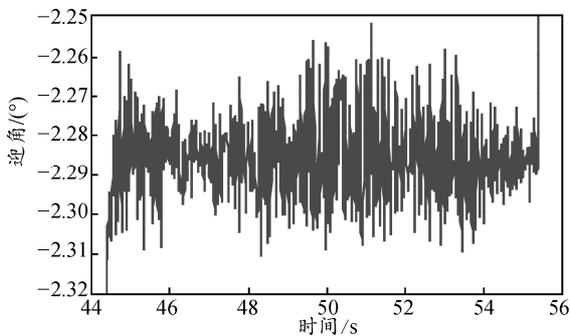


图 3 图 2(c)中-2°测量阶梯的迎角视频测量数据

表 1 某战术弹迎角视频测量数据的不确定度

迎角测量数据的 平均值/(°)	测量数据的 标准差/(10 ⁻³ (°))	平均值的标 准差/(10 ⁻³ (°))
-4.592	8.95	2.83
-2.382	8.00	2.53
-1.521	3.84	1.21
-0.181	3.48	1.10
0.920	2.44	0.77
2.022	2.66	0.84
4.222	4.84	1.53
6.413	2.22	0.70
8.605	2.72	0.86
10.815	9.41	2.98
13.040	3.98	1.26
15.287	2.87	0.91

如表 1~3 所示, 连续测量 10 次时, 各阶梯迎角测量值的标准差最大值为 0.009 41°, 最小值为

0.002 22°, 表 1 和表 2 中均有一个测量阶梯的标准差明显大于其他阶梯, 分别达 0.009 41°和 0.008 22°, 该阶梯上风洞本身气流脉动致模型姿态振动幅度相对较大, 是因为气流脉动致模型姿态的振动大小与模型的外形及姿态角相关。各阶梯迎角测量数据的算术平均值的标准差最大为 0.002 98°, 最小为 0.000 7°。由此可见: 采用测量数据的平均值作为迎角实测估计值的标准不确定度 $\leq 0.002 98^\circ$ 。

表 2 歼 7 飞机模型迎角视频测量数据的不确定度

迎角测量数据的 平均值/(°)	测量数据的 标准差/(10 ⁻³ (°))	平均值的标 准差/(10 ⁻³ (°))
-4.999	3.38	1.07
-2.629	4.31	1.36
-1.436	3.11	0.98
-0.233	3.83	1.21
1.048	8.22	2.60
2.345	4.33	1.37
4.825	3.92	1.24
7.280	2.60	0.82
9.696	3.58	1.13
12.080	6.11	1.93
14.424	3.40	1.08

表 3 某巡航弹模型迎角视频数据的不确定度

迎角测量数据的 平均值/(°)	测量数据的 标准差/(10 ⁻³ (°))	平均值的标 准差/(10 ⁻³ (°))
-8.840	6.57	2.08
-6.671	5.66	1.79
-4.467	5.40	1.71
-2.286	4.57	1.45
-0.085	3.52	1.11
2.106	2.89	0.91
4.325	5.47	1.73
6.548	3.39	1.07
8.768	7.40	2.34
11.013	5.10	1.61

为进一步研究连续测量次数对迎角视频测量数据的不确定度的影响关系, 将某巡航弹模型在-2°测量阶梯的试验时间延长 1 倍, 将连续测量次数从 10 次递增到 80 次。如表 4 所示, 当连续测量次数

小于 30 次时,迎角测量数据的标准差变化不明显,稳定在 0.004 5°附近;从 30 次到 50 次时该标准差随测量次数的增加而增加;从 50 次增至 80 次时该标准差不再增大而稳定在 0.006 5°附近,这是因为:风洞本身气流脉动致模型姿态振动是一个随机过程,随着连续测量次数的增加(即连续测量时间增长),风洞本身气流导致模型姿态角出现其最大振幅的概率增大,并叠加在迎角视频测量的结果中,使 Δ_v 在 Δ_{θ} 中所占比重加大,从而使测量数据的标准差增加,采用此时的 Δ_{θ} 来估计 Δ_e 的误差将会加大。当连续观测次数增加到某个值(本实验为 50 次)后,气流随机作用致模型振动的各种可能幅值都已经出

现过,这时 Δ_v 在 Δ_{θ} 中所占比重趋于稳定,变化不明显,故测量数据的标准差基本稳定。但随着连续测量次数的增加,如表 4 所示,迎角测量数据的算术平均值变化幅度只有 0.001°;算术平均值的标准差呈减小趋势,但是在连续测量次数大于 20 后,减小非常缓慢。由此可见:风洞本身气流脉动致模型振动,所引起的模型迎角变化主要影响迎角视频测量数据的分散性,与风洞本身气流脉动致模型姿态振动是随机过程的特性吻合。鉴于此,并参照误差测量理论^[1,11-12]推荐的重复测量次数,笔者认为风洞试验中姿态角视频测量的连续测量次数取 10 次即可。

表 4 连续测量次数与测量数据不确定度的关系

连续测量次数	开始时间/s	结束时间/s	迎角测量数据的平均值/(°)	测量数据的标准差/(10 ⁻³ (°))	算术平均值的标准差/(10 ⁻³ (°))
10	46.68	46.86	-2.286	4.57	1.45
15	46.58	46.86	-2.286	4.61	1.20
20	46.52	46.90	-2.285	4.40	0.99
25	46.50	46.98	-2.285	4.41	0.88
30	46.44	47.02	-2.285	5.36	0.98
35	46.42	47.10	-2.285	6.08	1.03
40	46.34	47.12	-2.286	6.15	0.97
45	46.28	47.16	-2.286	6.29	0.94
50	46.24	47.22	-2.286	6.51	0.92
60	46.18	47.36	-2.286	6.40	0.83
70	46.04	47.42	-2.286	6.65	0.79
80	45.88	47.46	-2.286	6.46	0.72

4 结论

试验结果表明:在既不破坏模型的外形,又不改变模型的刚度与强度的情况下,笔者测得各阶梯迎角数据的标准差在 0.002 2°~0.009 4°,迎角实测估计值的标准不确定度≤0.003°,即模型姿态角视频测量系统的迎角精密度<0.009 4°。分析结果表明:测量数据的质量高、使用价值大,具有实用价值。

参考文献:

[1] 挥起麟. 实验空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991: 190-193.
 [2] 蒋甲利, 张孝棣, 刘捷, 等. 提高大飞机风洞试验数据精度的关键技术: 视频角度测量中国航空学会 2007 年学术年会[R]. 气动专题 09.
 [3] Tripp J S, Tchong P. Uncertainty analysis of inertial model attitude sensor calibration and application with a recommended new calibration method[R]. NASA Langley Research Center, December 1999.
 [4] Liu T, Burner A W, PAPP A R. Photogrammetric techniques for aerospace applications[R]. AIAA Press 2008.
 [5] Le S Y, Mignosi A. Model deformation measurement (MDM) at Onera[R]. AIAA 2007-3817.

[6] Danny A B. Videogrammetric model deformation measurement technique for wind tunnel applications[R]. AIAA 2007-1163.
 [7] Thomas W, Charles B. Design and development of a realtime model attitude measurement system for hypersonic facilities [R]. AIAA-20051411.
 [8] Zheng Yu Zhang, Shui Liang Wang, Yan Sun. Videogrammetric measurement for model displacement in wind tunnel test[J]. Applied Mechanics and Materials, 2011(130-134): 103-107.
 [9] 张孝棣, 蒋甲利, 贾元胜, 等. 视频测量方法在风洞模型姿态角测量中的应用[J]. 实验流体力学, 2005(19): 21-25.
 [10] 张征宇, 罗川, 孙岩, 等. 振动环境中相机位置坐标与姿态角解算的实验研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 79-83.
 [11] 费业泰, 等. 误差理论与数据处理[M]. 北京: 机械工业出版社, 2010: 1-7, 82-91.
 [12] 朱明武, 李永新, 卜雄洙. 测试信号处理与分析[M]. 北京: 航空航天大学出版社, 2006: 7-14.
 [13] 张征宇, 黄诗捷, 罗川, 等. 基于共面条件的摄像机非线性畸变自校正[J]. 光学学报, 2012, 32(1): 0115002-1-0115002-6.