

自由飞试验模型运动参数提取方法

苑朝凯, 孙英英, 姜宗林

(1 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京海淀区 100190)

摘要 风洞自由飞试验技术由于没有支撑系统的干扰, 能够较真实的模拟飞行状态, 在飞行器动/静稳定性研究中具有独特的优势。利用高速相机记录模型的运动轨迹, 提取模型运动参数后便可获得模型的气动参数。本文对提取 10° 锥模型姿态角、质心运动轨迹等运动特征参数的关键方法进行了详细介绍。该方法在 JF-8A 高超声速风洞中开展的相关实验中得到了应用, 并取得了较好的效果。

关键词 风洞试验, 自由飞, 形态学运算, 边缘检测

引言

再入弹头落地时的动导数, 以及有升力面的再入飞行器在高超声速情况下的动稳定特性是高超声速飞行器设计师们所关心的问题之一。而研究这一课题的必要途径之一则是地面模拟试验。一般来说, 动稳定性的地面模拟试验方法基本上可分为两大类: 一类是模型有约束的; 另一类则是模型自由飞。在动稳定性测量中, 支杆干扰的影响始终受到关注。对于支杆对气动参数测量结果影响的系统研究表明: 支杆影响在跨声速时最为严重, 其次是高超声速; 同时, 支杆影响对动态测量的影响较静态测量更为严重^[1]。不论何种支杆都会破坏模型底部流场结构, 不可避免地存在一定的干扰影响。正因为如此, 完全没有支杆干扰影响的模型自由飞技术在飞行器模型动稳定性测量中具有独特的优势, 得到越来越广泛的应用。

风洞自由飞实验利用高速相机记录飞行器模型在风洞流场中自由飞行的运动轨迹, 提取运动轨迹参数后经过相应气动参数的识别, 获取相应的飞行器静/动导数等气动参数^[2]。自由飞模型运动参数主要包括模型姿态角及模型质

心运动轨迹。由高速相机拍摄获取的图像中提取模型运动参数主要应用数字图像处理技术。在参数提取过程中涉及图像阈值分割、图像噪声抑制、边缘检测及特征识别等技术。本文在 JF-8A 高超声速脉冲风洞中开展了 10° 尖锥模型的自由飞试验, 并研究了运动参数提取的数字图像处理方法, 对所获取的试验数据进行了处理。

1 试验设备及流场条件

试验是在中国科学院力学研究所 JF-8A 高超声速脉冲风洞中进行的。驱动段内径为 150mm, 长度为 9.67m; 被驱动段内径为 155mm, 长度 17.1m; 型面喷管出口直径为 800mm; 试验段直径为 2m。本实验采用激波风洞运行方式, 在马赫数 9.3 条件下进行的, 准定常工作时间约为 28ms, 试验气流的驻室条件及流场参数见表 1 所示。试验流场的动压是根据球的自由飞标定方法确定的。由已知阻力系数的球, 根据其在试验条件下作自由飞运动的轨迹求出加速度, 便可直接求得来流流场的动压值。经测定, 动压在准定常工作时间内略有爬升。

表 1 试验流场参数

驻室参数		流场参数			
P0 (MPa)	T0 (K)	Re (1/m)	q_∞ (MPa)	V_∞ (m/s)	M_∞
16.2	1100	1.1e7	0.0335	1452	9.3

表 2 试验模型参数

半锥角(°)	底部直径(mm)	相对重心(Xcg/L)	重量(g)	转动惯量(g. cm. s ²)
10	20	0.6	3.6973	1.1654e-3

试验模型采用高超声速动态试验标模的外形，其几何形状为底部直径 $D=20\text{mm}$ ，半锥角为 10° 的尖锥。模型由硬质聚氨酯泡沫塑料轻质外壳和高密度钨钼合金配重所构成，如图 1 所示，模型重心配置在相对重心位置 $X_{cg}/L=0.6$ 处。模型设计及制作工艺可参考文献 3。试验中获取的典型实验照片见图 2。



图 1 试验模型及配重

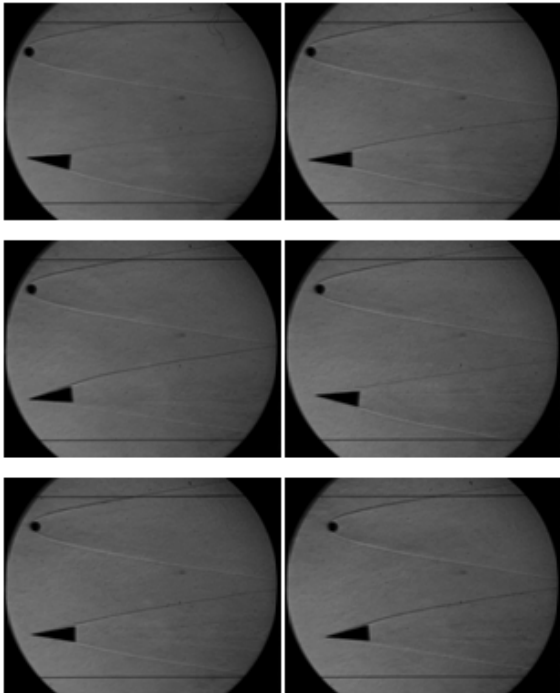


图 2 自由飞模型运动历程

2 模型运动参数提取的关键方法

2.1 目标分割

为了便于图像处理，图像一般为暗背景亮目标，有时需要转换以便处理。对于目标物体比较简单的灰度图像，灰度值可以当做提取目标的判据。阈值处理在目标提取中占有重要的地位。其原理为：任何图像 f 中满足 $f(x, y) \geq T$ 的点 (x, y) 称为对象点，其它点称为背景点。换言之，阈值处理后的图像 $g(x, y)$ 定义为：

$$g(x, y) = \begin{cases} 1 & f(x, y) \geq T \\ 0 & f(x, y) < T \end{cases}$$

标注为 1 的图像对应于对象，而标注为 0 的像素则对应于背景， T 为分割阈值。

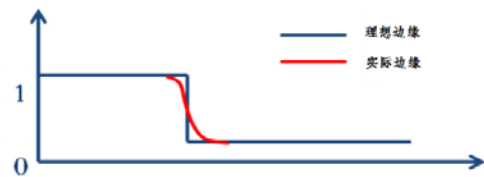


图 3 图像边缘灰度分布

在实际试验中获得的图像不可避免的存在模型边缘模糊的现象，在边缘附近图像灰度值的变化与理想情况差别较大，如图 3 所以。这为准确确定边缘的位置带来困难。为保证提取精度本文选用 Otsu 最大化类间方差方法来计算确定阈值^[4]。

对于图像 $f(x, y)$ 的归一化直方图有：

$$P_r(r_q) = \frac{n_q}{n} \quad q = 0, 1, 2, \dots, L-1$$

其中， n 是图像中的像素总数， n_q 是灰度级为 r_q 的像素数目， L 是图像中所有可能的灰度级数。假设选定一个阈值 T ， C_0 是一组灰度级为 $[0, 1, \dots, T-1]$ 的像素， C_1 是一组灰度级为 $[T, T+1, \dots, L-1]$ 的像素。类间方差为：

$$\sigma_B^2 = w_0(u_0 - u_T)^2 + w_1(u_1 - u_T)^2$$

上式中：

$$\begin{aligned}
w_0 &= \sum_{q=0}^{T-1} P_q(r_q) & u_0 &= \sum_{q=0}^{T-1} qP_q(r_q) / w_0 \\
w_1 &= \sum_{q=T}^{L-1} P_q(r_q) & u_1 &= \sum_{q=T}^{L-1} qP_q(r_q) / w_1 \\
u_T &= \sum_{q=0}^{L-1} qP_q(r_q)
\end{aligned}$$

迭代计算找到具有最大类间方差的阈值 T_{th} , 并依此阈值来分割目标。

2.2 噪声抑制

记录自由飞模型运动轨迹的图像过程中, 由于激波的存在, 试验流场密度不均匀, 造成获取的图像灰度分布不均匀, 含有大量的噪声。图 4 为图像噪声分布情况。噪声在图像中体现为灰度值快速变化的区域, 这和模型边缘具有相似的性质, 都是灰度值快速变化的区域。如果不对噪声进行处理, 将影响后面边缘检测环节处理结果的精度。如图 5 所示, 模型边缘信息淹没在大量的噪声中, 提取难度加大, 精度降低。本文选用形态学开运算来滤除噪声。

形态学中腐蚀的数学定义为:

$$A \odot B = \{z | (B)_z \cap A^c = \phi\}$$

A 被 B 腐蚀是所有结构元素的原点位置的集合, 其中平移的 B 与 A 的背景并不叠加。

膨胀的数学定义为:

$$A \oplus B = \{z | (\hat{B})_z \cap A^c \neq \phi\}$$

A 被 B 膨胀是所有结构元素原点位置组成的集合, 其中映射并平移后的 B 至少与 A 的某些部分重叠。形态学开运算可以记做 $A^\circ B$, 这种运算是 A 被 B 腐蚀后再用 B 来膨胀的腐蚀的结果: $A^\circ B = (A \odot B) \oplus B$ 。

形态学开运算完全删除了不能包含结构元素的对象区域, 平滑了对象的轮廓, 断开了狭窄的连接, 去掉了细小的突出部分。

利用上述形态学开运算的性质对流场进行滤噪处理, 结果表明: 形态学滤波方法能够很好的滤除流场图像中的噪声, 滤波后边缘检测得到的模型边缘清晰、连续, 边缘定位准确。

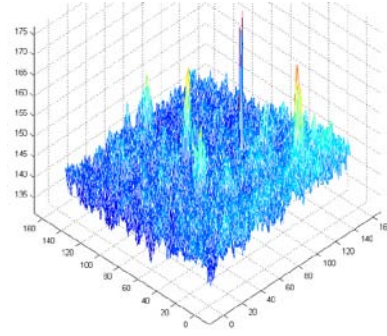


图 4 试验获得图像噪声分布

2.3 边缘检测

边缘检测的基本思想是使用如下两个基本准则之一在图像中找到亮度快速变化的地方:

- 1、找到亮度的一阶导数在幅值上比指定的阈值大的地方。
- 2、找到亮度的二阶导数有零交叉的地方。

二维函数 $f(x,y)$ 的梯度定义为向量

$$\nabla f = \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial f}{\partial x} \\ \frac{\partial f}{\partial y} \end{bmatrix}$$

该向量的幅值为:

$$\begin{aligned}
g &= [G_x^2 + G_y^2]^{1/2} \\
&= [(\partial f / \partial x)^2 + (\partial f / \partial y)^2]^{1/2}
\end{aligned}$$

为了简化计算, 该数值有时通过省略掉平方根或取绝对值的计算来近似。这些近似值仍然具有导数性质; 换言之, 他们在不变亮度区中的值为零, 而且它们的值与像素值可变区域中的亮度变化的程度成比例。

常用的边缘检测方法有 Sobel、Prewitt、Roberts 和 Canny 算子。其中 canny 算子是最有效的边缘检测方法。该方法总结如下:

- 1、图像使用带有指定标准差的高斯滤波函数来平滑, 从而可以减少噪声。

2、在每一点处计算局部梯度和边缘方向。边缘点定义为梯度方向上其强度最大的点。

3、第2条中确定的边缘点会导致梯度幅度图像中出现脊。然后，算法追踪所有脊的顶部，并将所有不在脊的顶部像素设定为零，以便在输出中给出一条细线，这就是众所周知的非最大值抑制处理。脊像素使用两个阈值 $T1$ 和 $T2$ 作阈值处理，其中 $T1$ 小于 $T2$ 。值大于 $T2$ 的脊像素称为强边缘像素， $T1$ 和 $T2$ 之间的脊像素称为弱边缘像素。

4、最后，算法通过将8连接的弱像素集成到强像素，执行边缘连接。图6为利用该方法获得的目标边缘图像。

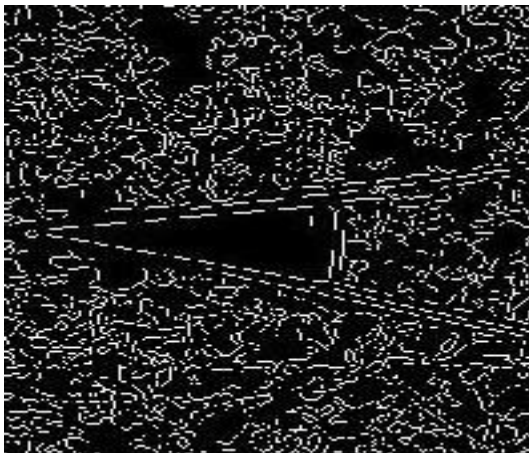


图5 未经噪声处理的边缘检测结果

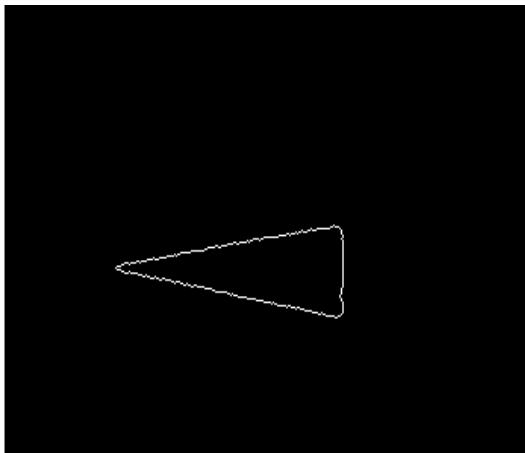


图6 噪声抑制后边缘检测结果

3 运动参数提取结果

3.1 自由飞模型运动轨迹

获得模型的边缘信息后即可结合其几何特征找到模型的质心点坐标，处理所获得的一系列图像即可获取模型的运动轨迹，如图7。

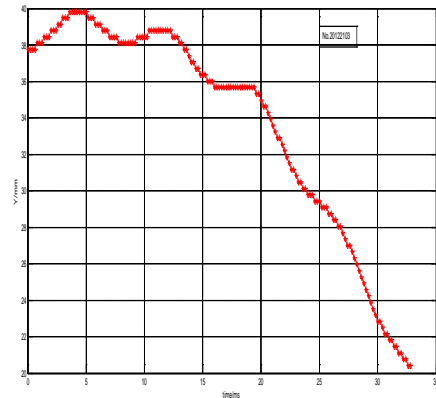


图7 10度锥模型运动轨迹

3.2 自由飞模型姿态角

对于模型姿态的确定可以利用边缘检测得到的模型上下边缘的信息进行结算，这种方法只利用了边缘像素信息。在此我们提出利用二阶矩算法，充分利用模型图像中所有的像素信息，并对两种方法辨识结果进行比对以提高精度。在此定义模型姿态角为：与模型区域具有相同标准二阶中心矩的最小椭圆的长轴与 x 轴的夹角，几何关系如图8所示，辨识结果见图9。

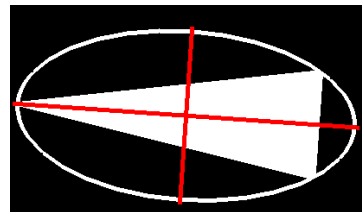


图8 模型与具有相同二阶矩椭圆的位置关系

3.3 标定球运动轨迹

标定球运动轨迹的提取方法与模型轨迹提取方法相似，求得标定球运动轨迹后求解运动方程便可获得动压^[5]。表3为由标定球运动轨迹获得的流场动压标定结果。

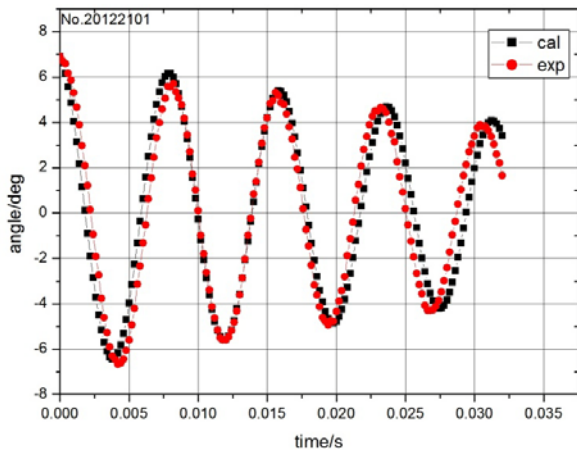


图9 10度锥模型姿态角变化历程(红色为试验测量结果; 黑色为理论计算结果)

表3 流场动压标定结果

序号	预测值(Kpa)	标定值(Kpa)
No. 2012091	33.5	34.5
No. 2012101	33.5	35.0
No. 2012102	33.5	35.1
No. 2012103	33.5	34.7

4 结论

本文在 JF-8A 高超声速风洞中开展 10 度尖锥自由飞试验并对提取自由飞模型的姿态角、质心运动轨迹等运动特征参数的关键方法进行了研究。试验结果表明本文所采用的提取方法能够有效的滤除流场图像中的噪声的干扰, 获得的模型边缘信息连续完整, 边缘定位准确; 自由飞模型运动姿态角、运动轨迹提取结果与理论计算结果相吻合, 具有较高的精度。

参考文献

- ERICSSON LE, REDING JR. Review of support interference in dynamic tests. AIAA .1983. 21(12).
- 马家骥, 唐宗衡, 张小平. 在高超声速脉冲型风洞中测量静、动稳定性导数的模型自由飞方法. 空气动力学学报, 1983, 4:77~85
- 孙英英等, 脉冲风洞自由飞动态标膜设计与制作. 高温气体动力学国家重点实验室夏季研讨会论文集. 内蒙, 2011-8. 66~69
- Rafael C. Gonzales. 数字图像处理技术, 电子工业出版社. 2009
- 马家欢. 高超声速稀薄气体中球阻尼系数的一种简单公式. 空气动力学学报, 1985 (1): 32-27

Method of motion parameter extraction for free flight test model

YUAN Chaokai SUN yingying JIANG Zonglin

(1 Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

Abstract Free flight test held in wind tunnel has unique advantages in the study of aircraft dynamic/static stability for its characters of no support system and truly simulation of the flight condition. The track of the model was record by high speed camera. Aerodynamic parameters can be obtained after extraction of the model's motion parameters. In this paper, the key method of extraction motion parameters of 10° cone model was introduced in detail. This method was applied in experiments carried out in the JF-8A hypersonic wind tunnel, and good results were obtained.

Key words wind tunnel test, free flight, morphological operation, edge detection