

# 10° 尖锥标模高超声速动导数的实验测量

马家骥 潘文欣 翟曼玲 陈素贞  
中国科学院力学研究所, 北京 100080

**摘要** 在中科院力学所JF-4B高超声速脉冲风洞中, 用模型自由飞方法对 10° 尖锥开展动态实验测量, 并用参数微分法辨识得到了该模型的俯仰阻尼导数。文中还介绍了在模型优化设计, 模型工艺以及实验测量记录和数据判读技术方面的一些进展。实验结果表明: 脉冲风洞中模型自由飞方法得到的 10° 尖锥标模高超声速动态气动特性测量值与国外可比数据一致, 重复测量精度与弹道靶试验相当。

**关键词** 脉冲风洞; 模型自由飞; 动导数测量; 俯仰阻尼系数

**中图分类号** V211.71, V212.1

## 0 引 言

作为高超声速气动地面模拟设备的一个重要分支, 在脉冲风洞较短的(十几毫秒至几十毫秒)工作时间中开展动态试验的努力可追溯到 70 年代初在 V.K.I, 工作时间近 50ms 的长冲式风洞中进行的动导数测量<sup>[1,2]</sup>。Enkenhus 和 Richards 采用轻模型刀承式自由振荡方法和模型完全自由飞方法记录角运动来求得阻尼的, 而 Regardt 和 Kabelitz 则用内藏式闪光灯模型自由飞轨迹记录法<sup>[3]</sup>并发展了数据换算方法, 力图在炮风洞中取得动导数测量结果。几乎同一时期, Urban 则按传统的思路来发展动天平使之适于脉冲风洞中的应用<sup>[4]</sup>。无需讳言, 早期的这些发展没有导致脉冲风洞中动态实验技术的十分成功。但我们注意到: 早在 60 年代中期, 由于对动稳定性实验研究的迫切性已被充分认识, 因此在常规高超声速风洞中大量开展动稳定性实验研究<sup>[5]</sup>的同时, 弹道靶中模型自由飞动导数测量成为最为关注的热点, 其中以美国 AEDC 的 G 靶更是独占鳌头<sup>[6]</sup>。尤其是它无支杆干扰的特色以及雷诺数模拟的能力使之成为高超声速动稳定性测量的一个极为重要的技术途径。相应地, 实验技术、测量手段以及气动参数辨识技术的发展也都有了长足的进展。同时, 系统的技术总结也见诸文献<sup>[7]</sup>。在 70 年代中, 比较了弹道靶的模型自由飞技术和脉冲风洞中的模型自由飞技术后, 努力试图以脉冲风洞中的模型自由飞来取得动导数并作了一些尝试<sup>[8]</sup>。而张晚清等则在刀承方法的模型自由振荡技术方面作了努力<sup>[9]</sup>。此后, 则各自转入漫长的对多项关键技术的发展和突破。由于无支杆的模型自由飞在动态测量中所具有的吸引力, 这方面的努力一直沿至今日。最近

本文于 1995 年 11 月 14 日收到, 1996 年 6 月 10 日收到修改稿。

Lewis和 East 在炮风洞中以CCD线列来记录模型角运动的自由飞技术取得了动导数的初步结果<sup>[10]</sup>。

本文则从实验技术的角度来探讨脉冲风洞中采用轻模型自由飞方法测量动导数的各个单项技术的发展,并以  $10^\circ$  尖锥为标模,介绍了中国科学院力学研究所JF-4B高超声速脉冲风洞中进行模型自由飞动导数测量的实验及其结果。

## 1 脉冲风洞模型自由飞动态实验技术的某些进展

### 1.1 模型的优化设计和轻模型工艺

从对阻尼系数测量误差分析可知,除了模型物性、流动参数测量以及时间测量精度外,影响阻尼值测量精度的最为主要的因素是角运动的判读,且成正比关系,其比值则强烈地依赖于拟合的周期数。因此,脉冲风洞中测量动导数的关键还是要能获取足够的角运动记录(比如说三个以上周期)同时还要提高角运动的记录测量和判读精度并且尽可能多地获得每一周期中的数据点。事实上,限制可记录角运动的因素不只是风洞的准定常工作时间,而观察窗可摄视场常常是一个主要限制,这一点与常规风洞中模型自由飞是一样的。

一种在设定实验条件和模型特征后,以获得可记录角运动周期数最多为目标函数的模型优化设计程序已研制成功<sup>[11]</sup>。实际应用表明取得了较好的效果。图1是一个  $10^\circ$  锥典型的俯仰角运动记录,在近 30ms 的准定常工作时间中得到了8个周期的角运动。这是得到有效的俯仰阻尼系数(即动导数)测量值的基本条件。事实上优化的模型设计还必须要以合理的工艺方法来保障,才能得到满足预期目标的试验模型。由于脉冲风洞中自由飞模型只用于一次吹风,因此高重复性的要求和高精度的要求同等重要。为了得到旋转半径尽可能小的模型,用硬质聚胺脂泡沫塑料模注成型的方法可以获得极轻的模型外壳。其外形重复性好并具有良好的表面质量和很小的比重。与此同时,配以高密度材质做成的配重才能使得整体模型满足优化设计的要求。

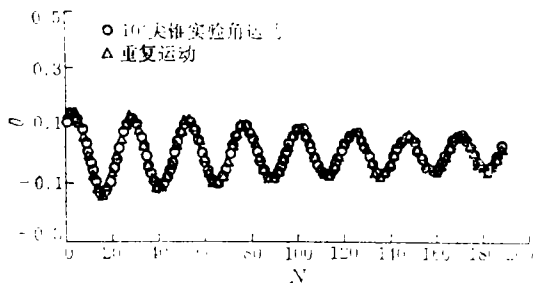


图1  $10^\circ$ 尖锥典型的实验角运动记录  
Fig.1 Typical recorded angular motion of  $10^\circ$  cone

### 1.2 实验测量和角运动的记录

脉冲风洞准定常工作时间仅十几毫秒至几十毫秒,因此实验测量必须以同步控制的高速摄影来记录模型的自由飞角运动。模型的运动由频闪光源产生的影象通过光学系统在鼓轮相机的胶卷上成像记录。这里,一个可靠的连续可调的延时触发器是十分重要的。现以时基电路为主体的电子电路保证了时间同步控制的精度。其次,为了得到较高精度的模型姿态角测量值,对实验室固连参考坐标系的记录曾采用了二次成像法,而后采用

平行光路的成像记录方法，均得到了令人满意的结果。

### 1.3 角运动的数据判读

如前所述，角运动的测量和判读精度将以正比关系直接影响到动导数的测量精度，

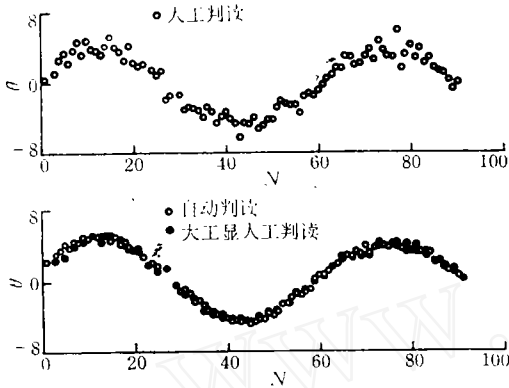


图2 微机图像处理判读方法的比较  
Fig.2 A comparison of pitch attitude data read off by means of CCD camera

因此十分重要。采用一种以PIP-1024B图像板为核心的摄像-微机图像处理系统，排除了判读中人为因素的误差。图2是一典型角运动记录判读的比较。虽然判读的精度尚有待进一步提高的余地，但人力和时间节省的效果是明显的。

### 1.4 气动参数的辨识

最后，运动方程的合理建立和气动参数的辨识同样也是十分重要的环节。在弹道靶模型自由飞技术的基础上，这方面有了成功的经验。在对有强烈非线性气动特性的情况，则需要建立气动参数合理的表达形式。

对于线性气动特性并考虑到炮风洞中准定常工作中动压稍有爬升的情况，采用由文献[12]提出的参数微分方法在我们的实际应用中，对平面自由飞运动获得较为满意的结果。当然气动参数辨识本身作为飞行力学的反问题，就是一个值得进一步研究和发展的重大问题，在我们发展脉冲风洞模型自由飞技术中，主要是借鉴和引用适合于我们实验的有关研究成果，于此不多赘述。

## 2 10°尖锥的动导数测量

在上述技术发展的基础上，在JF-4B炮风洞 $M=9.9$ ， $Re=1 \times 10^7$ (1/m)来流条件下，以底部直径 $D=12\text{mm}$ 的 $10^\circ$ 半角尖锥进行了模型自由飞重复性实验测量。模型的相对重心位置为 $X_{cg}=0.535$ 。典型的实验记录及辨识后再现的角运动曲线画在图1中。

我们知道，重心位置 $X_{cg}=0.55$ 的 $10^\circ$ 尖锥是文献[13]提出的高超声速动导标模，美国也大多选用此为标模，以期有可比结果。现辨识结果所得静导数和动导数与国外相近条件下所得实验结果吻合甚好，四次实验的散布，静导数重复性的或然误差为 $\pm 1.6\%$ 而动导数则约为 $\pm 12\%$ 。实验中还考察了不同重心位置模型的静、动稳定性。

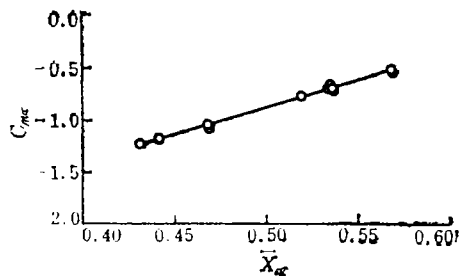


图3 10°尖锥 $M=9.9$ 静稳定性的实验结果  
Fig.3 Static stability derivatives of  $10^\circ$  cone at Mach 9.9

静稳定性导数随重心后移呈线性下降(绝对值减小)，并在 $X_{cg}=0.667$ 处为零(见图3)。动导数随重心后移动也使稳定性逐渐减小，但呈抛物线型。动导数所反映的规

律和量值也与国外发表结果一致。图 4 和图 5 分别是本文俯仰阻尼系数在  $\omega d/2V \approx 0.063$ ,  $\delta = 3^\circ \sim 12^\circ$ ,  $Re_l = 0.34 \times 10^6$ , JF-4B 炮风洞中自由飞测量结果与文献[5]和文献[6]所列数据的对比。(除  $R_N/R_B \approx 0.035$  时在 AEDC 靶“G”设备中测量外其它情况都在 AEDC 的“C”风洞中进行)。

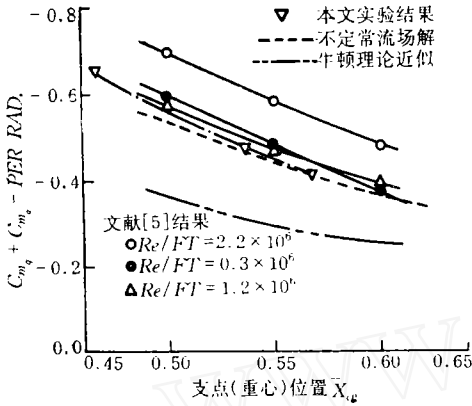


图 4 10° 尖锥动稳定性的实验结果与文献[5]比较  
Fig.4 Dynamic stability derivatives of 10° cone at Mach 9.9 compared with Ref. [5]

$R_N/R_B = 0$ ,  $f = 6 \text{CPS}$   $\theta = \pm 2^\circ$   
 $\alpha = 0^\circ$   $M = 10$

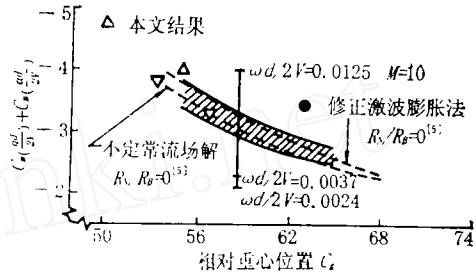


图 5 10° 尖锥动稳定性的实验结果与文献[6]的比较  
Fig.5 Dynamic stability derivatives of 10° cone at Mach 9.9 compared with Ref. [6]

(图 5 符号说明)

文献结果	$R_N/R_B \approx 0$	$\omega d/2V$	振幅角	方法
●	$\approx 0.035$	$\approx 0.0012$	$\delta \approx 5^\circ$	自由飞
▽	$\approx 0$	$\approx 0.003$	$\delta \approx 7^\circ$	自由飞
▨	$\approx 0$	0.002~0.004	$\alpha_0 = 2^\circ \sim 8^\circ$	自由和强迫振动天平及气体轴承
I	$\approx 0.017$	0.0024~0.0125	$\alpha_{\text{平均}} = 1.50$	自由振动 ( $Re_l = 0.36 \times 10^6$ )

### 3 结 论

(1) 10° 尖锥标模在炮风洞  $M = 9.9$  条件下得到了四个周期以上的角运动并测得了俯仰阻尼导数的有效结果，四次实验的重复性误差约为  $\pm 12\%$ ，其值与国外可比测量值一致。因此，可以认为所发展的实验方法和测量技术是成功的。

(2) 要把动态实验技术成功地应用到各种再入飞行器外形上去，还需要我们作极大的努力。如以大钝度锥外形为例，其  $C_D$  可能比尖锥大一个量级，尤其当  $C_{mq}$  又很小时，则周期数会明显减少，使阻尼测量精度大大下降。

(3) 模型工艺上的改进，优化设计和优化结构形式的发展以及判读精度的提高仍是我们的努力目标。

(4) 非平面运动的记录及六自由度运动下气动参数的辨识方法是急待解决的问题。由数值模拟计算表明：当存在有较大的偏航角时，或者模型的几何和惯量有非轴对称

性,可导致自由飞模型的非平面运动,尤其对飞机外形特征的模型来说,若仅以俯仰角运动测量值按平面运动方程来辨识则会产生阻尼值的明显偏离。

(5) 模型自由飞虽有无支杆干扰的特点,但其模型的尺度较小,考察雷诺数影响并与其它实验结果和理论分析的结合是必须的。因此它对其它测量动导数的实验方法不是排他性的。

感谢国防科工委预研办、国家航天高技术专家委员会、航天工业总公司一院十四所和五院501部对本项目技术发展的支持。

### 参 考 文 献

- 1 Enkenhus K R, Richards B E, Culotta S. Free Flight Stability Measurements in the Longshot Tunnel. Proceedings of the 8th Int. Shock Tube Symposium, 1971.
- 2 Richards B E, Enkenhus K R. Hypersonic Testing in the V.K.I. Longshot Free-Piston-Tunnel. AIAA 4th Aerodynamic Testing Conference.
- 3 Reguardt G, Kabelitz H P. Development of and Preliminary Investigations on a Free-Flight Testing System for a Gun Tunnel. ICIASF 71 Record, 1971.
- 4 Urban R H. A Dynamic Stability Balance for Hypervelocity(Hotshot) Tunnels. AEDC TR-65-222, 1965.
- 5 Hobbs Jr R B. Hypersonic Dynamic Stability Part II. Conical Body Experimental Program. AD-650866, 1967.
- 6 Welsh C J, et al. Free Flight Investigation of the Aerodynamic Characteristics of a Cone at High Mach Numbers. AIAA J., 1970, 8(2)
- 7 Canning T N, et al. Ballistics Range Technology, AD-713915, 1970.
- 8 马家骧等. 激波管风洞中锥模型静、动稳定性导数的测量. 力学学报, 1980, (1)
- 9 张晚清, 王叶青, 张德英. 用于脉冲型风洞测量阻尼导数的刀承-刀口方案. 第三届全国激波管会议文集, 1984.
- 10 Lewis H O, East R A. Measurement of Free Flight Dynamic Stability Derivatives of Cones in A Hypersonic Gun Tunnel. AIAA 95-6082, 1995.
- 11 陈素贞, 马家骧, 潘文欣. 风洞中自由飞动导实验锥体模型的优化设计. 空气动力学研究文集, 1992, 1.
- 12 Chapman G T, Kirk D B. A New Method for Extracting Aerodynamic Coefficients from Free Flight Data. AIAA J. 1970, 8(4)
- 13 Fail R, Garner H C. Calibration Models for Dynamic Stability Tests. AGARD Report 563, 1968.

## **$10^\circ$ Cone Model Free Flight Experiment in Hypersonic Impulse Type Wind Tunnel for Dynamic Stability Measurement**

Ma Jiahuan Pen Wenxin Zhai Manling Chen Shuzhen  
(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, Beijing 100080*)

**Abstract** The paper describes the free flight experiment of  $10^\circ$  cone, as a calibration model, in hypersonic impulse type wind tunnel for dynamic stability study. Besides, the experimental technologies are also briefly developed. The experiments were carried out at Mach number of 9.9 in JF-4B Hypersonic Gun Tunnel, Institute of Mechanics, CAS. The pitching damp coefficients were derived by parameter differential method from the recorded angular motion of the model more than six cycles. The results show good agreement with the other's at same experimental conditions. The deviation of the four repeated shots is also in a reasonable range.

**Key words** impulse type wind tunnel; model free flight; dynamic stability derivatives; pitching damp coefficient