

高超声速动态试验标模自由飞实验

孙英英, 苑朝凯, 潘文欣, 谷笏华

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

摘要 采用 10° 尖锥高超声速动态试验标模在 JF-8A 高超声速脉冲风洞中开展了轻模型悬线自由飞实验。采用高速摄像机记录模型的飞行姿态, 由于模型的成功设计和制作, 在 28ms 的风洞准定常工作时间内得到了三个周期以上的角运动。采用最大似然法辨识得到了该模型的俯仰阻尼系数, 其值与相近实验条件下从国内外其它设备所得结果相一致, 从而验证了实验结果的可靠性, 同时也表明了所发展的实验方法和测试系统切实可行, 可以用来开展动稳定性的实验测量和研究。

关键词 高超声速动稳定性, 脉冲风洞, 模型自由飞, 最大似然法, 俯仰阻尼系数

引言

在诸多动态气动实验方法中, 模型自由飞实验技术以其无支杆干扰的优点而占有重要的地位。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的流动结构, 不可避免地存在一定的干扰影响, 因此对于量值比较小的气动阻尼系数的测量而言, 这是一个必须关注的问题。

高超声速脉冲风洞由于工作时间短, 开展模型自由飞实验的难度比较大。国外早在上世纪七十年代初期, Enkenhus 和 Richards 在工作时间近 50ms 的长冲式风洞中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进行动导数测量^[2,3]; 而 Regardt 和 Kabelitz 则采用内藏式闪光灯模型自由飞轨迹记录法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^[4]; Urban 则按传统思路来发展动天平使之适用于脉冲风洞^[5]。但是, 早期这些在脉冲风洞模型动态试验技术方面的发展不十分成功。

1995 年, 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^[6]。随着时代的发展、科技的进步, 光、电子技术也得到了快速发展, 脉冲风洞模型自由飞技术也在不断引入新的测试手段, 至今仍在发展之中^[7-10]。

从上世纪 70 年代开始, 国内中国科学院力学研究所马家欢研究员领导的研究小组, 在发展轻模型工艺的基础上, 尝试在高超声速脉冲型风洞中用轻模型自由飞方法测量静、动稳定性导数^[11-12]。此后, 经过近 20 年漫长的对多项关键技术的发展和突破, 建立起了比较完整配套的高超声速脉冲风洞轻模型自由飞测量技术^[13], 并提供了有翼飞行器高超声速动导数测量结果^[14,15], 此外, 还开展了相关的数值研究工作^[16]。

笔者在高超声速飞行领域国家重大专项经费和中科院力学所 LHD 重点实验室开放课题经费的支持下, 开展完善和发展脉冲风洞轻模型自由飞试验技术的工作。采用自行设计制作的 10° 尖锥高超声速动态试验标模, 在 JF-8A 高超声速脉冲风洞中开展了轻模型悬线自由飞实验。

1 实验设备及实验条件

实验是在中国科学院力学研究所 LHD 的 JF-8A 高超声速脉冲型风洞中进行的。驱动段内径为 150mm, 长度为 9.67m; 被驱动段内径为 155mm, 长度为 17.1m; 型面喷管出口直径为 800mm; 实验段直径为 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, 准定常工作时间约 28ms, 实验气流的贮室条件及流场参数见表 1。

表 1 中的动压是根据球自由飞标定的方法确定的, 由已知阻力系数的球, 根据其在实验

条件下作自由飞运动的轨迹求出加速度后，直接可以求得来流的动压值。经测定，动压在准定常工作时间内略有爬升。

表 1 实验条件下的流场参数

实验条件	驻室参数		流场参数		
	$P_0(\text{MPa})$	$T_0(\text{K})$	$Re_x(\text{l/m})$	$q_\infty(\text{MPa})$	$V_\infty(\text{m/s})$
$M_\infty=9.3$	16.2	1100	1.10×10^7	0.0335 (1+3.243t)	1452

2 模型及实验测量

实验模型采用高超声速动态试验标模的外形，其几何外形为底部直径 $D=20\text{mm}$ ，半锥角 $\theta_c = 10^\circ$ 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，模型的重心配置在相对重心位置 $X_{cg}/L=0.6$ 处。文献 [17] 详细描述了模型的设计及制作工艺。

图 1 给出了模型外壳和配重的照片。



图 1 模型外壳、配重照片

模型制作完成后，采用电子分析天平精确测定出其重量，采用重心位置测定仪进行重心位置的测定，采用转动惯量测定仪测定出模型对过重心横轴的转动惯量。图 2、图 3 分别给出了模型重心位置测定仪和转动惯量测定仪的照片，表 2 给出了所测得的实验模型的物理参数。

模型自由飞运动的实验记录系统必须符合脉冲风洞短暂工作时间的要求，因此需要采用与风洞运行同步控制的高速摄影系统。实验开始之前，按一定的初始姿态用极细的尼龙丝将已知物理参数的模型吊挂在风洞中。风洞运行后，起动机波扫过模型并将尼龙丝烧断，之后，模型就在实验气流作用下作自由飞运动。

采用日本 PHOTRON 公司生产的 FastCam SA4 高速摄像机，实验时设置的曝光时间为 1 微秒，帧速为 5000 帧/秒，分辨率为 1024×800 。采用短弧连续氙灯作为光源，利用风洞启动后

在喷管入口处的激波到达的信号触发高速摄像机记录模型运动的历程。在 28ms 的准定常工作时间内可以获得 140 帧实验照片。图 4 给出了典型的实验照片。



图 2 模型重心位置测定仪



图 3 模型转动惯量测定仪

表 2 实验模型的物理参数

模型编号	相对重心位置(X_{cg}/L)	重量 (g)	转动惯量 ($\text{g}\cdot\text{cm}\cdot\text{s}^2$)
NO.12-01-10-2	0.605	3.6973	1.1654×10^{-3}
NO.12-01-11-1	0.607	3.6549	1.0878×10^{-3}
NO.12-02-09-2	0.606	3.6093	0.9299×10^{-3}
NO.12-02-10-2	0.607	3.5850	0.9179×10^{-3}
NO.12-02-10-3	0.607	3.5637	0.8932×10^{-3}
NO.12-02-13-1	0.606	3.6213	0.9895×10^{-3}
NO.12-02-13-2	0.607	3.4711	0.7318×10^{-3}

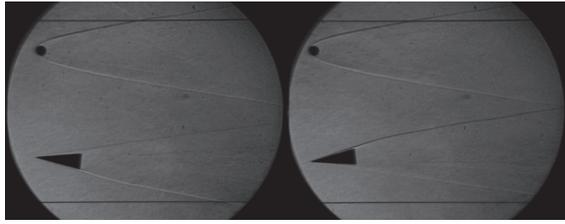


图 4 (a) 图 4 (b)

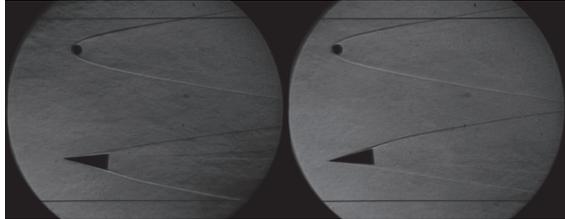


图 4 (c) 图 4 (d)

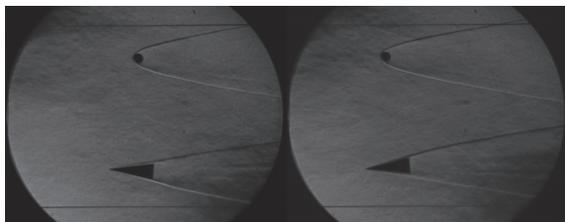


图 4 (e) 图 4 (f)

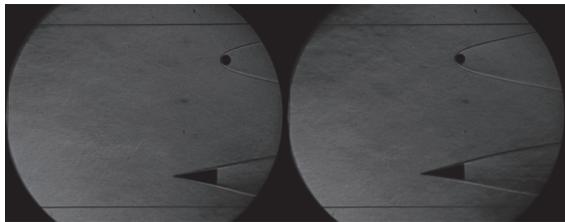


图 4 (g) 图 4 (h)

图 4 典型的实验照片

获得的实验照片由利用 MATLAB 软件自行编制的图像处理程序判读出模型相对于风洞固定参考坐标系的位置和姿态。

实验结果表明，模型设计得非常成功：实验模型是在风洞的有效实验时间结束后才飞出观察窗可摄视场范围的；在风洞的有效试验时间内得到了三个周期以上的角运动。

3 气动参数的辨识

对于在风洞中作自由飞运动的轴对称模型，在均匀流场中应该保持平面运动。因此，从物理机制上 10° 尖锥动态试验标模应该由一

个平面运动方程来描述。在实验室固定坐标系中，模型的平面运动方程组可表达如下：

$$\frac{du}{dt} = -qw - \frac{\bar{q}s}{m}(C_{x0} + C_{x\alpha^2} \cdot \alpha^2) - g \sin \theta$$

$$\frac{dw}{dt} = qu - \frac{\bar{q}s}{m}(C_{N0} + C_{N\alpha} \cdot \alpha) + g \cos \theta$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{\bar{q}s b}{I_y} \left[C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{mq} \cdot \frac{b}{V_A} q \right]$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q$$

$$\frac{dX}{dt} = -(u \cdot \cos \theta + w \cdot \sin \theta)$$

$$\frac{dH}{dt} = u \cdot \sin \theta - w \cdot \cos \theta$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w + V \sin \theta}{u + v \cos \theta} \right)$$

$$V_A = \left[(w + V \sin \theta)^2 + (u + V \cos \theta)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$$

辨识中拟合量为模型重心的水平和垂直方向的坐标 X, H 以及俯仰平面中观测得到的姿态角 θ 。在这里，模型的气动特性采用线性假设，即阻尼力矩系数和恢复力矩系数都设为常值。辨识采用最大似然法^[18-19]。

4 气动实验结果和讨论

表 3 10° 尖锥高超声速动态标模的辨识结果

马赫数 M_∞	重心 X_{cg}/L	模型编号	周期数	俯仰阻 尼系数
9.3	0.605	N0.1201-1002	3.3	-1.365
	0.607	N0.1201-1101	3.5	-1.034
	0.606	N0.1202-0902	3.8	-1.254
	0.607	N0.1202-1002	3.8	-1.101
	0.607	N0.1202-1003	3.8	-0.998
	0.606	N0.1202-1301	3.6	-1.233
	0.607	N0.1202-1302	4.3	-1.319

实验获得了 7 次有效的实验结果。表 3 是 10° 尖锥高超声速动态试验标模俯仰阻尼系数的辨识结果，图 5 为模型在俯仰平面内角运动的典型的测读结果和辨识结果。图中符号“○”表示实验测读结果，实线是经气动参数辨识后再现的模型角运动曲线。从模型的角运动振荡

形态来看，10° 尖锥高超声速动态试验标模的角振荡运动是收敛的，实验得到的俯仰阻尼系数全部为负值，即实验条件下模型的运动是动稳定的。

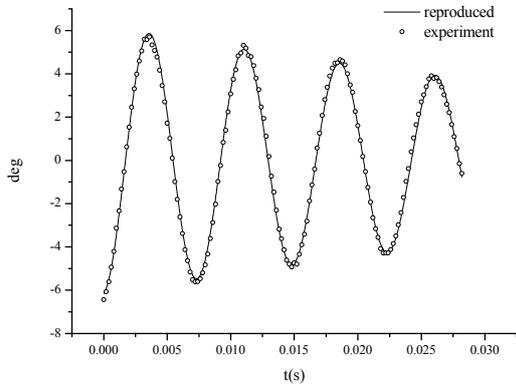


图5 模型角运动的测读结果和辨识结果

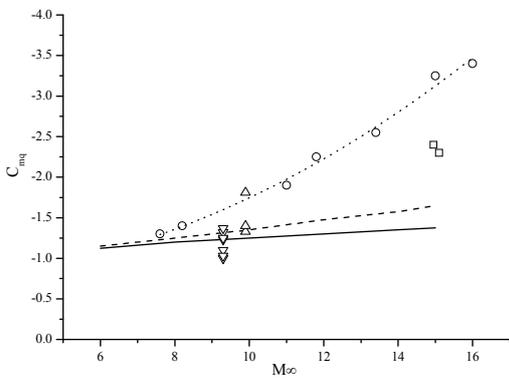


图6 俯仰俯仰阻尼系数实验结果及比较

图例	C_{xg}/L	Re_L	$\frac{\omega d}{2V}$	备注
▽	0.61	0.61×10^6	0.0035	力学所 JF-8A 自由飞
△	0.61	0.50×10^6	0.0033	力学所 JF-4B 自由飞 (文献 12)
□	0.63	0.45×10^6	0.0018	VKF Range G 自由飞 (文献 20)
○	0.63	0.38×10^6	0.0010	VKF Range G 自由飞 (文献 20)
.....	0.63			○ 实验数据的拟合曲线
-----	0.6			修正激波膨胀波理论 (文献 21)
— —	0.6			非定常流场理论 (文献 22)

图 6 给出了本实验所得的俯仰阻尼系数的辨识结果与其它设备在相接近实验条件下所得结果的比较。由图可见，本文结果与其它设备中自由飞方法测定的俯仰阻尼系数的变化趋势一致，证实了本结果的可靠性，而 JF-8A 高超声速脉冲风洞所得结果偏高主要归因于 Re_L 的

不同。7 次实验结果的平均值与非定常流场理论值非常接近。

本实验结果与国内外其它设备在相近实验条件下所得结果的变化趋势一致，表明了所发展的测量方法、测试系统是切实可行的，所得结果是可靠的，可以用来开展动稳定性的实验测量和研究。与常规高超声速风洞或自由飞弹道靶相比，在脉冲型高超声速风洞中用模型自由飞方法开展动稳定性的实验研究，明显具有投资少、试验周期短等优点，是一种有发展前途的实验技术。

参考文献

- Ericsson LE, Reding JR. Reviews of support interference in dynamic tests. AIAA J. 1983, 21 (12): 58~67
- Enkenhus KR, Richards BE, Culotta S. Free flight stability measurements in the longshot tunnel. In: Proceedings of the 8th Int. Shock Tube Symposium, 1971.
- Richards BE, Enkenhus KR. Hypersonic testing in the V.K.I. Longshot Free-piston Tunnel. AIAA 4th Aerodynamic Testing Conference.
- Reguardt G, Kabelitz HP. Development of and preliminary investigation on a free-flight testing system for a gun tunnel. ICIASF 71'Record, 1971.
- Urban RH. A dynamic stability balance for hypervelocity(Hotshot) tunnels. AEDC TR-65-222, 1965.
- Lewis HO, East RA. Measurement of free flight dynamic stability derivatives of cones in a hypersonic gun tunnel. In: AIAA 6th International Aerospace planes and hypersonics technologies conference. Chattanooga, TN, 1995-4-3~7. AIAA 95-6082
- Tanno H, Komuro T, Sato K, Itoh K. Free-flight Force Measurement technique in the Impulsive Facility HIEST. In: 22ND INTERNATIONAL CONGRESS ON INSTRUMENTATION IN AEROSPACE SIMULATION FACILITIES. Pacific Grove, CA, 2007-6-10~14. NEW YORK: IEEE, 2007.215~219
- Andrew J.N, Ivan W, Robert H, Gisu P, and Neil R. M. Determining Aerodynamic Coefficients from High Speed Video of a Free-flying Model in a Shock Tunnel. In: Harald K, Martha P, Butron G ed. 28th International Congress on High-Speed Imaging and Photonics, Canberra, Australia, 2008-11-9. Proc. SPIE 7126
- Wey P, Seiler F, Srulijes J, Bastide, M, Martinez B. Free-flight Motion Analysis Based on Shock-tunnel Experiments. In: Baker E, Templeton D. ed. BALLISTICS 2011: 26TH INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON BALLISTICS, VOL 1 AND VOL 2. Miami, FL, 2011-9-12~16. LANCASTER, PA, USA: DESTECH PUBLICATIONS, INC, 2011.538~548
- Tanno H, Komuro T, Sato K, Itoh K, et al. Free-flight Force Measurement technique in Shock Tunnel. In: 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, Tennessee, 2012-1-9~12. AIAA 2012-1241
- 马家欢, 唐宗衡, 张小平, 郭燕萍. 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): 84~89

- 12 马家欢, 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
- 13 马家欢, 潘文欣, 翟曼玲, 陈素贞. 10° 尖锥标模高超声速动导数的实验测量. 空气动力学学报, 1997, 15 (4): 452~457
- 14 李江, 马家欢, 潘文欣, 翟曼玲. 两种有翼飞行器高超声速动态气动特性的对比实验研究. 空气动力学学报, 2001, 19(2):217~222
- 15 马家欢, 李江, 潘文欣, 翟曼玲. 有翼飞行器高超声速动导数的风洞自由飞测量. 流体力学实验与测量, 2001, 15(4): 70~76
- 16 姜俊成, 马家欢. 非平面模型自由飞运动及气动参数辨识的数值模拟研究. 空气动力学学报, 1998, 16(2): 232~237
- 17 孙英英, 潘文欣, 谷笏华, 苑朝凯. 脉冲风洞自由飞动态标模设计与制作. 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
- 18 Maine RE, Iliff KW. Identification of Dynamic Systems-Applications to Aircraft part 1. AD A-178766, 1986.
- 19 蔡金狮. 飞行器系统辨识. 北京: 宇航出版社, 1995
- 20 Welsh CJ, Winchenbach GL, Madagan AN. Free-flight Investigation of the Aerodynamic Characteristics of a Cone at High Mach Numbers. AIAA Journal, 1970, 8(2): 294-300
- 21 Sauerwein H. Application of the piston Analogy to the calculation of stability derivatives for pointed axially symmetric bodies at high Mach Numbers. RAD-TM-61-40, 1961.
- 22 Brong EA. The Unsteady Flow Field About a Right Circular Cone in Unsteady Flight. FDL-TDR-64-148, 1967.

FREE-FLIGHT EXPERIMENT OF A CALIBRATION MODEL FOR HYPERSONIC DYNAMIC STABILITY STUDY

SUN Yingying, Yuan Chaokai, PAN Wenxin, GU Jiahua

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

Abstract Model free-flight experiments were carried out in JF-8A hypersonic impulse type wind tunnel at Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences under the Mach number condition of 9.3 to obtain the pitching damp coefficient for a 10° semi-angle pointed cone, as a calibration model for hypersonic dynamic stability study. The model movements were recorded by synchronized high-speed photography. Owing to the successful design and manufacture of the model, during the 28 millisecond quasi-steady flow condition, more than three cycles of angular motion were obtained. The pitching damp coefficients were derived by parameter identification using maximum likelihood method from the recorded angular motion of the model. The results agree well with those obtained from previous experiments under the similar condition. It can be concluded that the experimental results are reliable, and the developed experimental method and testing system are feasible for studying dynamic stability.

Key words hypersonic dynamic stability, impulse type wind tunnel, model free-flight, maximum likelihood method, pitching damp coefficient