

文章编号:1007-3124(2001)04-0070-07

有翼飞行器高超声速动导数的 风洞自由飞测量

马家骧, 李江, 潘文欣, 翟曼玲

(中国科学院力学研究所高温气体动力学开放研究实验室,北京 100080)

摘要:对具有典型意义的有翼航天飞行器模型在力学所JF-8A脉冲型高超声速风洞中 $M=6.26$, $M=7.91$ 和 $M=9.29$ 条件下进行了模型自由飞实验。由记录的运动经最大似然法作参数辨识后得到了它们的俯仰阻尼导数。实验结果显示,在实验范围内模型具有动态稳定性,同一名义实验条件下的重复性实验呈一致的运动规律并具有接近的动导数测量结果。实验范围内马赫数的变化(从 6.26 到 7.91)以及模型质心位置的轴向移动(从 0.50 到 0.60)没有导致俯仰阻尼系数的明显变化,其量值在 -1.5附近。而马赫数 9.29 时阻尼值变小,其主要原因可能是由雷诺数的变化所引起。此外,考虑恢复力矩的非线性影响后,辨识结果有所改善。

关键词:动导数;有翼飞行器;高超声速;脉冲风洞;模型自由飞

中图分类号:V211.71;V212.1 **文献标识码:**A

Hypersonic pitching damp measurements for a winged vehicle by model free flight

MA Jia-huan, LI Jiang, PAN Wen-xin, ZHAI Man-ling

(Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: Model free flight experiments were carried out in impulse hypersonic wind tunnel at Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences under the Mach number conditions of 6.26, 7.91 and 9.29 to obtain pitching damp for a typical space shuttle model. The model movements were recorded by synchronized high-speed photography. The pitching damps of models were obtained by parameter identification using maximum likelihood method. The results show that within the scope of experimental condition the models are all dynamically stable. The repeated experiments at same nominal condition show that models moved with same pattern and have close value of pitching damp. The variation of Mach number (from

收稿日期:2000-04-04

基金项目:国家高技术航天领域资助项目(863-2-6-5)

作者简介:马家骧(1938-),男,浙江杭州人,中国科学院力学研究所研究员。

6.26 to 7.91) and axis variation of model's center of gravity (from 0.50 to 0.60) cause little change of pitching damp and the value is about -1.5. The damp at Mach number 9.29 is relatively smaller possibly mainly due to the lower Reynolds number rather than higher Mach number. A simple nonlinear identification model was adopted and it seems that the results were improved to a little bit.

Key words : pitching-moment coefficient ; winged vehicle ; hypersonic ; impulse wind tunnel ; model free flight

0 引言

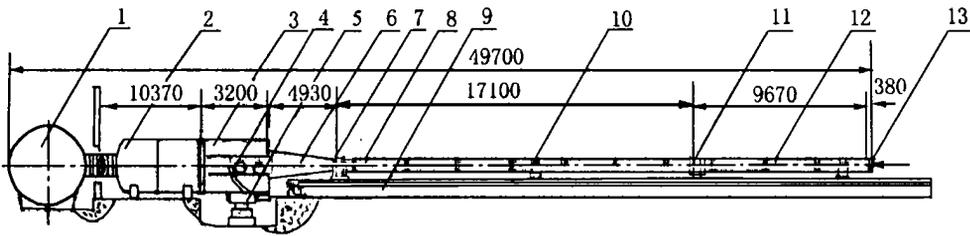
有翼航天飞行器是部分重复使用或完全重复使用的天地往返运输器中最具有典型意义的一种外形,对于其高超声速动导数的需求,文献[1]已经有了很充分的论述。由于有翼航天飞行器再入回地过程中,往往以大攻角飞行,这时气动系数的强烈非线性给动导数的描述及其精确给定提出了新的挑战。虽然有人建议采用动稳定参数来代替传统的动导数概念,但事实上,工程设计中还在沿用动导数的概念。

在动导数的测量中,支杆的干扰影响始终受到关注。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^[2]。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。正因为如此,完全没有支杆干扰影响的模型自由飞技术至今还在探索发展,受到人们关注。尤其对工作时间特别短暂(往往只有十几至几十毫秒)的脉冲风洞难度更大。目前,国内外在脉冲风洞中采用模型自由飞技术仅对轴对称外形的再入回地飞行器动导数测量开展了一些工作,并已取得标模10°尖锥的有效俯仰阻尼导数^[3]。然而对有翼飞行器动导数的测量尚属首次。笔者将分别对这一方法的各技术环节作一描述,并提供初步的动导数测量结果。

1 实验设备

实验是在中科院力学所JF-8A脉冲型高超声速风洞中进行的。该风洞以炮风洞方式运行时可获得相对较长的工作时间,约为20~35ms。风洞试验段直径为2.0m,与容积约100m³的真空室相联。经流场校测,名义马赫数为8.0时,风洞中心区在模型自由飞测量范围内其流场均匀性较好,马赫数散布的相对量小于0.5%,而另外两个名义马赫数情况,散布相对较大,但仍小于1.0%。风洞的激波管部分驱动管与被驱动管内径均为155mm,管长分别为9.67m和17.1m,它们的设计工作压力为100MPa。两管间由双膜机构隔开。风洞主体部分的简图如图1所示。本实验主要在名义马赫数6.26条件下进行,此外还在 $M=7.91$ 和 $M=9.29$ 条件下作了对比实验。三种实验条件的流场参数见表1。

表1中动压除参考由流场校测所提供的值外,还经标定球的方法来校核修正。



- | | | | |
|--------------------|--------------------|------------|----------|
| 1— $\phi 3000$ 真空罐 | 2— $\phi 2000$ 真空罐 | 3—实验段 | 4—弯刀攻角机构 |
| 5—模型支架 | 6—喷管 | 7—低压段夹膜机构 | 8—低压段管体 |
| 9—导轨 | 10—管体支座 | 11—高压段夹膜机构 | 12—高压段管体 |
| 13—尾门 | | | |

图1 JF-8A 脉冲型高超声速风洞简图

Fig. 1 Sketch of hypersonic wind tunnel JF-8A

2 模型及工艺

模型外形的两个视图如图2所示,主要根据美国航天飞机外形有关数据生成。模型由轻质的硬质聚胺脂泡沫塑料制成的外壳和由高密度钨钼合金配重所构成。钨钼合金的配重呈圆柱形,密度约为 $19000\text{kg}/\text{m}^3$,由它的轴向移动来调节整个模型的质心位置。为保持每个模型之间的高度重复性和准确的外形要求,外壳必须在同一模具中发泡成型和固化。为要制作尺寸精确的模具,首先要有尺寸精确的模胎。现采用数字化激光固化成型技术,在美国 3D SYSTEM 公司 SLA-250 设备上制造完成。激光立体光刻技术(SLA)首先要对由 CAD 数据生成的三维模型进行水平方向分层,形成一整套垂直方向间隔极小的层析剖面数据,然后由 He-Cd 激光器产生的紫外线光束针对分层图形的每一层面在液态光固化树脂表面进行扫描,使之固化。不断重复层层固化过程,直至最后生成由 CAD 给定数据所确定的三维模型。在此基础上,由电铸镍的方法制成阴模,其形状和尺寸的复制精度为 $0.5\mu\text{m}$ 。因工艺上的考虑,模型分别以机身、机翼单独在各自的模具中发泡成形的,然后在一个整机的对分模具中分别粘合左、右机翼后固定完成,这样保证了左、右机翼与机身的安装位置。

表1 JF-8A 按炮风洞运行的三种实验条件

Table 1 JF8A hypersonic wind tunnel operated under three test conditions

实验条件	贮室参数		实验段流场参数		
	p_0/MPa	T_0/K	Re/m^{-1}	q/MPa	$V/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
$M = 6.36$	5.6	640	2.36×10^7	0.0628	999
$M = 7.91$	15.7	833	2.52×10^7	0.0690	1168
$M = 9.29$	16.2	1100	1.10×10^7	0.0334(1+9.123t)	1437

3 实验测量

实验主要在 $M = 6.26$ 的流场条件下进行,模型的轴向相对质心位置在 $X_{cg}/L = 0.5$ 左右,少量的模型质心位置设置在 $X_{cg}/L = 0.6$ 。此外,为对比马赫数的影响,还在

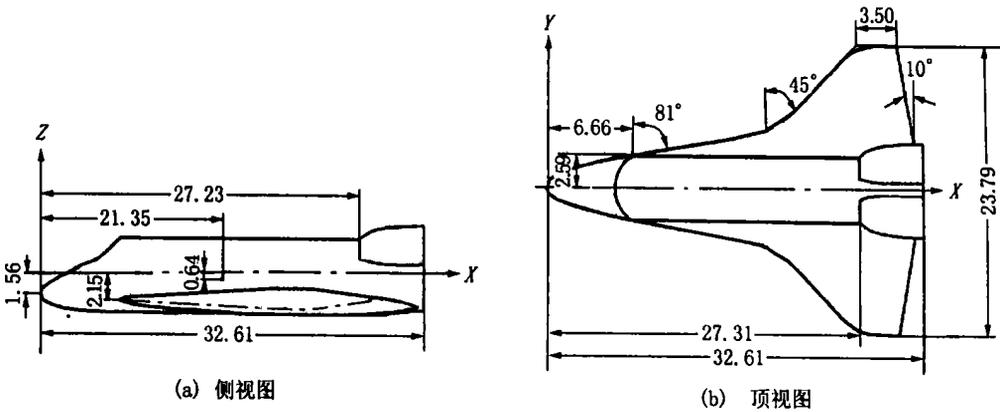


图 2 实验模型的顶视和侧视图
Fig. 2 Sketch of space shuttle model

$M = 7.91$ 和 9.29 两种情况下做了实验。模型自由飞运动的记录系统必须适应脉冲风洞短暂工作时间的要求,采用与风洞运行同步控制的高速摄影。风洞启动后,按一定的闪光持续时间(相应一定的闪光脉冲数)由等待型鼓轮相机进行记录。同时,在风洞中用皮托压力传感器记录来流的皮托压力和闪光的脉冲信号,用以建立每幅照片与来流动压的相应关系。测试系统的框图见图 3。

光源采用的是一个具有脉冲频闪功能的 YAG 激光器。其输出光的波长为 $0.53\mu\text{m}$,单脉冲光的宽度为 $0.25\mu\text{s}$,重复频率在 $10 \sim 6000\text{Hz}$ 范围内连续可调,实验中我们采用 3000Hz 。每次实验照相 100 幅,相应地,鼓轮相机的转速设置在 $2000 \sim 2500\text{r/min}$ 的范围内。YAG 光源输出的光束由分束镜分成两路后,分别在水平方向和垂直方向形成平行光进入摄影视场,由两台鼓轮相机同时记录模型运动的历程。水平方向记录结果用于测量后作参数辨识的原始数据,垂直方向作为模型非平面运动的监测,图 4 给出了光路的示意图。获得的照片由数字化图像处理系统读出模型相对于风洞固定参考坐标系的位置和姿态。

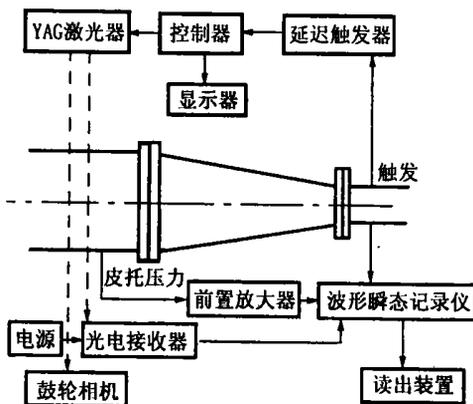


图 3 实验测试系统框图
Fig. 3 Block diagram of experiment system

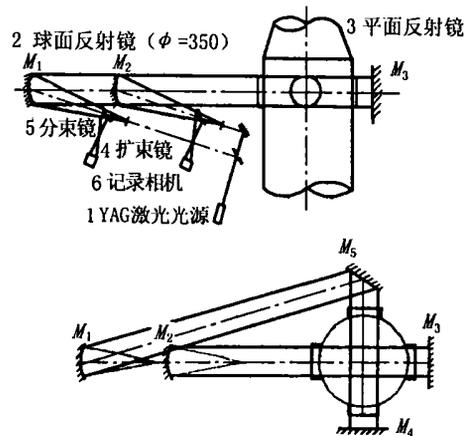
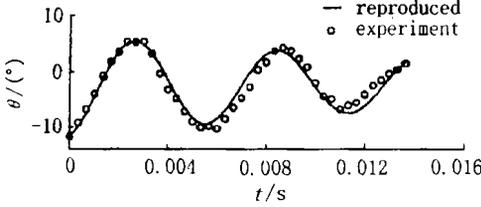


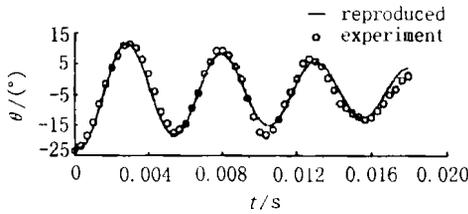
图 4 实验拍照的光路示意图
Fig. 4 Sketch of light way

4 建模与参数辨识

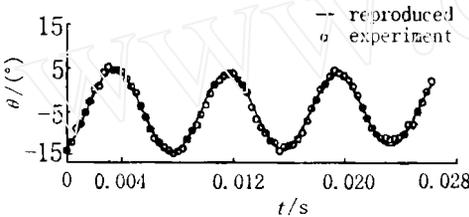
在实验室固定坐标系中,模型的平面运动方程可表达如下:



(a) $M=6.26, X_{cg}/L=0.50$



(b) $M=7.91, X_{cg}/L=0.50$



(c) $M=9.29, X_{cg}/L=0.50$

图5 模型平面角运动测读结果和辨识结果
Fig.5 Curves of experiments and reproduces

$$\frac{du}{dt} = -qw - \frac{\bar{q}s}{m} (C_{D0} + C_D \cdot V^2) - g \sin$$

$$\frac{dw}{dt} = qu - \frac{\bar{q}s}{m} (C_{N0} + C_N \cdot V^2) + g \cos$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{\bar{q}s b}{I_y} \left(C_{m0} + C_m \cdot V + C_{mq} \cdot \frac{b}{V_A} q \right)$$

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

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

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

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

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

辨识中拟合量为质心的水平和垂直方向坐标 x, h 以及俯仰平面中观测得到的姿态角。在这里作为第一步,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,该方法在文献[4,5]中已作了全面的陈述,于此不再赘述。

5 实验测量结果和讨论

典型结果的实验测读和辨识结果画在图5中。每次实验均测读3次给出平均结果。辨识得到的气动系数列在表2中。

表2 线性模型辨识结果

Table 2 The identification results of linear model

马赫数	重心	实验号	周期	C_{D0}	C_D^2	C_{N0}	C_N	C_{m0}	C_m	C_{mq}	残差
6.26	0.50	062302	3.5	-0.094	11.54	-0.088	-1.518	-0.0023	-0.298	-1.858	0.152
		062503	2.5	-0.091	0.725	-0.059	-0.722	0.0081	-0.172	-1.244	0.129
7.91	0.50	062704	3.6	-0.128	1.854	-0.025	-0.823	0.0154	-0.199	-1.286	0.244
9.29	0.50	062803	3.4	-0.087	1.056	-0.028	-0.649	0.0136	-0.152	-0.503	0.074

首先,从模型的角振荡运动形态来看,在高马赫数 ($M = 6.26 \sim 9.29$) 的实验范围内全部模型的角振荡运动都是收敛的,而从表2中也可以看到俯仰阻尼系数全都为负值。

以质心位置 $X_{cg}/L = 0.5$ 的模型来对比,动导数在马赫数 $M = 6.26$ 和 $M = 7.91$ 时结果相差不大,俯仰阻尼随马赫数增大略有减小,而当 $M = 9.29$ 时则有明显减小。必须指出,由于这时雷诺数不足前两种工况的一半,它的减小可能是导致阻尼值(绝对值)变小的主要原因。雷诺数的影响已比马赫数增加的影响更为重要。此外,当马赫数为 $M = 6.26$ 时,模型的质心轴向位置从 $X_{cg}/L = 0.5$ 变到 0.6 ,阻尼系数值并没有明显变化。

表3 线性模型与非线性模型辨识结果

Table 3 The identification results of linear and non-linear model

马赫数	重心	实验号	C_{mq}		残差	
			线性	非线性	线性	非线性
6.26	0.50	062302	-1.858	-1.819	0.152	0.135
		062503	-1.244	-1.262	0.129	0.041
7.91	0.50	062704	-1.286	-1.321	0.244	0.109
9.29	0.50	062803	-0.503	-0.409	0.074	0.071

我们在考虑气动特性的非线性影响中,参考国外相关实验结果^[6],采用恢复力矩中计入随攻角变化的高一阶量的模型,而阻尼系数仍为常数。这样给出线性模型与非线性模型的辨识结果的比较列于表3中,总的来看,它对阻尼导数值影响并不很大,但残差都有所减小。

关于实验测量结果误差的讨论,采用数值仿真的方法来给出。以典型的实验结果为例,考虑角运动测量中对姿态角的测读误差、模型质心位置的测读误差以及动压值的测量误差等因素对阻尼系数测定值的影响。角运动读数的误差根据实际读数中可能引入的最大误差取 1.15° (占角运动幅值的 6.8%),经过10次数值实验,得到的误差为 $\pm 1.5\%$ 。重心位置误差影响主要考虑 x, y 方向重心有 $\pm 0.2\text{mm}$ 的误差对俯仰阻尼的影响,仿真表明, x 方向重心位置偏差引起的误差为 $\pm 2.4\%$, y 方向重心位置偏差引起的误差为 $\pm 5\%$ 。动压影响主要考虑两种情况,一种是动压有脉冲波动的影响,另一种是动压线性爬升的影响。将各因素间的相关系数取为零,由此可以得到总的误差约为 $\pm 23\%$ 。从重复实验结果的散布来看,实验点也基本落在这个范围以内。

6 结 论

对典型的有翼飞行器在力学所 JF-8A 脉冲型高超声速炮风洞中用模型自由飞方法测量了它们的俯仰阻尼导数,实验结果表明:

(1) 笔者所研究的有翼航天飞行器模型在高超声速马赫数 $M = 6.26 \sim 9.29$ 范围内是动稳定的。

(2) 以线性气动力学假设条件,对质心位置 $X_{cg} = 0.5$ 的模型在 $M = 6.26$ 和 7.91 时由最大似然法辨识得到俯仰阻尼导数值约为 -1.5 。马赫数 9.29 时阻尼值比较小,这主要由雷诺数变化所引起。对于雷诺数的影响还应进一步系统地深入研究。 $M = 6.26$ 时质心位置由 0.5 变到 0.6 时俯仰阻尼的变化在测量误差范围内。由数值仿真分析,现有实验条件测量误差约为 $\pm 23\%$ 。

(3) 采用恢复力矩系数为攻角的线性函数来代替常数的模型,经辨识得到的运动

状况与实验测量点有更好的拟合。而辨识得到的俯仰阻尼系数与线性模型辨识所得结果变化不大,但有更为合理的趋势。

最后应该指出,实验结果虽然是初步的,但它肯定了脉冲风洞中模型自由飞方法测量有翼模型动导数的可行性。鉴于国际上还没有同类技术测量有翼模型动导数的可比结果,这一方面的工作应予以进一步地给以支持和发展,使之充实完善。

致谢:感谢国家高技术(航天领域)专家委员会和相关专家组对本项目的关心和支持,同时感谢力学所高温气体动力学开放研究实验室运行组、技术组同志们的协助和支持。

参考文献:

- [1] ORLIK-RUKEMANN K J. Dynamic stability of aircraft —need versus capabilities. ICIASE 73 Record.
- [2] ERICSSON L E, REDING J R. Review of support interference in dynamic tests. AIAA J. 1983, 21(12).
- [3] 马家骧,潘文欣,翟曼玲,等. 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.
- [4] MAINE R E, ILIFF K W. Identification of dynamic systems application to aircraft, Part I. AD-A178766, 1986.
- [5] 蔡金狮. 飞行器系统辨识. 北京:宇航出版社,1995.
- [6] USELTON B L, et al. Experimental pitch, yaw, and roll-damping characteristics of a shuttle orbiter at Mach number 8. AIAA 75-1026.

本刊重要声明

根据中国科协组织人事部科协组发组字(1998)122号文《关于签署全国性学会科技期刊道德公约的通知》,在规定的期限内一稿多投属违反公约条款的不道德行为,须按公约精神严肃处理。今后凡一稿多投误被录用的文章,一经发现即予撤稿,且通知其所在单位,并要求其作者承担相应的经济赔偿。作者除应缴纳审稿费外,还须缴纳已完成的编辑、排版、校对等环节的费用。

《流体力学实验与测量》编辑部

2001年12月