

文章编号: 0258-1825(2001)02-0217-06

两种有翼飞行器高超声速动态 气动特性的对比实验研究

李江, 马家骧, 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:采用模型自由飞技术在脉冲型高超声速风洞中测量了两种类航天飞机外形模型的俯仰阻尼导数。两种模型具有十分接近的外形特征尺寸和投影面积,但机身和机翼的剖面则彼此各不相同。实验在名义马赫数 $M = 6.4$ 条件下进行,同一名义实验条件下的重复实验显示一致的运动形态和接近的动导数测量结果。气动参数辨识采用最大似然法,对风洞实验准定常试验时间中模型的平面运动以线性气动参数模型辨识得到它们的俯仰阻尼导数。结果揭示两种外形有差异的模型呈现迥然不同的动态气动特性:带 OMS 舱的航天飞机仿真模型具有动态稳定性,而简化外形的类航天飞机模型则为动不稳定。虽然对导致这种极大差异的直接物理原因还有待深入研究,但实验揭示了动稳定性对模型外形细节的敏感性。

关键词: 模型自由飞; 高超声速; 脉冲风洞; 有翼飞行器; 俯仰阻尼导数

中图分类号: V211 **文献标识码:** A

0 引言

有翼航天飞行器再入回地过程中,往往以大迎角飞行(如美国航天飞机在 $M > 7$ 时,要求有动导数的迎角是 $10^\circ \sim 55^\circ$),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。目前用数值模拟的方法给出有翼航天飞行器动导数是非常困难的,即便是可以获得一些结果也需要有实验的验证和支持;而工程计算方法本身具有很强的经验性,很大程度上依赖于实验,所以目前实验仍然是获得有翼航天飞行器动导数的主要手段。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始终占有重要的地位。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的流动结构,不可避免地存在一定的干扰影响,无非影响大小而已。因此对于量值比较小的气动阻尼的测量而言,这是一个必须关注的问题。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坚持发展,并引入新的测试技术手段。当然,模型自由飞技术本身也有一定的局限性,如模型运动周期少,模型小等。国内外在脉冲风洞中采用模型自由飞技术对尖锥标模以及轴对称外形的再入回地飞行器动导数测量已经开展了一些卓有成效的工作。对作为

收稿日期:2000-04-27;修订日期:2000-11-06.

基金项目:国家高技术(航天领域)863-2-6-5 部分资助项目.

作者简介:李江,男,中国科学院博士后研究生.

标模的 10° 尖锥的测量结果表明,脉冲风洞中模型自由飞可以获得有效的俯仰阻尼导数^[2]。然而采用模型自由飞在脉冲风洞中测量有翼飞行器的动导数的研究还未见有公开报道。本文采用模型自由飞技术在脉冲型高超声速风洞中对两种航天飞机外形模型的俯仰阻尼导数进行了对比实验研究。两种模型具有十分接近的外形特征尺寸和投影面积,但机身和机翼的剖面形状各不相同。结果显示两种外形有差异的模型呈现迥然不同的动态气动特性,虽然对导致这种极大差异的直接物理原因还有待深入研究,但实验揭示了动稳定性对模型外形细节的敏感性。

1 实验模型

本文研究的有翼航天飞行器的外形主要仿照美国航天飞机外形生成。两种模型的外形简图见图 1,模型 A 为航天飞机简化模型,模型 B 为航天飞机仿真模型。两种模型具有十分接近的外形特征尺寸和投影面积,区别主要在 OMS 舱和机翼,模型 A 机身的主体部分是下方、上圆的柱体,并且没有 OMS 舱,模型 B 则有,而且它的外形由多个站位截面数据控制生成;模型 A 的机翼经过简化,模型 B 的机翼与实际的航天飞机较为接近,由缩尺而成。

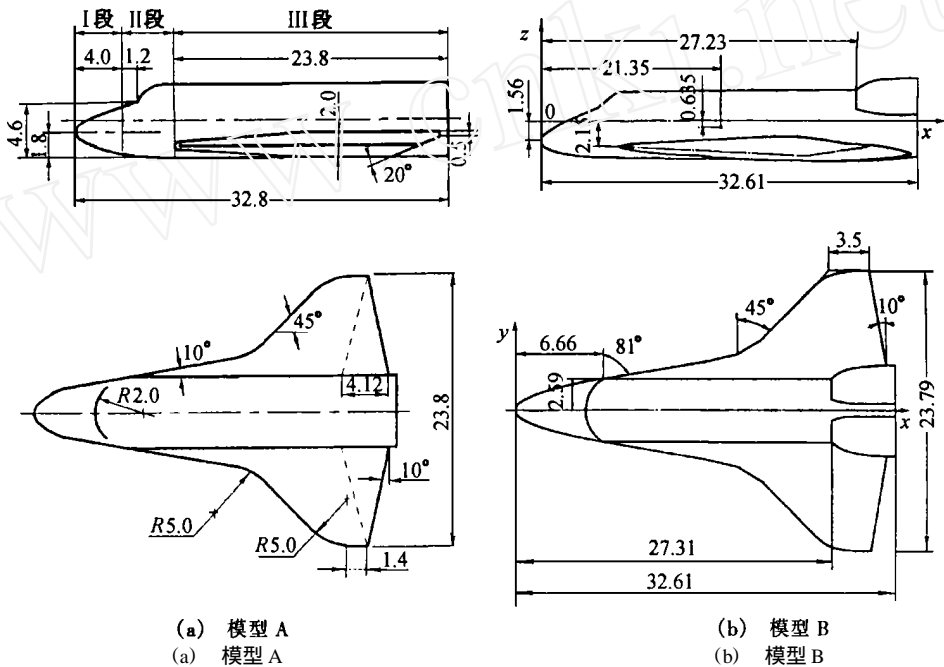


图 1 两种有翼飞行器模型外形简图(尺寸单位 mm)

Fig. 1 Sketch of two space shuttle like models (size in mm)

模型由轻质的硬质聚胺脂泡沫塑料制成的外壳和高密度钨钼合金配重所构成。配重呈圆柱形,可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,必须在同一模具中发泡成型和固化。而制作尺寸精确的模具,必须首先要有尺寸精确的模胎,模胎采用数字化激光固化成型技术制造。在此基础上,用电铸镍的方法制成阴模,其形状和尺寸的复制精度为 0.5 μ 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型,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。

2 实验测量和参数辨识

实验是在中国科学院力学所高温气体动力学开放实验室 JF-8A 脉冲型高超声速风洞中进行的。JF-8A 风洞的驱动段长度为 9.67m,被驱动段长度为 17.1m,管子内径都是 155mm。当以平衡自由活塞炮风洞运行时可以提供 20ms 至 30ms 的准定常试验的工作时间。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,马赫数 $M = 7.9$ 时,风洞中心区在模型自由飞测量范围中其流场均匀性较好,马赫数散布相对量小于 $\pm 0.5\%$,而另外两个马赫数情况 ($M = 6.4$ 和 $M = 9.3$),散布相对较大,但仍小于 $\pm 1.0\%$ 。在模型自由飞的实验中,来流动压除参考由流场校测所提供的值外,还由标定球的方法来修正确定。

模型在风洞启动前按一定的初始姿态吊挂在风洞中,当风洞启动后,极细的尼龙丝立即断开,模型完全自由运动,用高速摄影方法记录下模型的运动情况,用参数辨识的方法获得模型的气动系数。模型自由飞运动记录与风洞运行同步,鼓轮相机以等待模式工作。同时,在风洞中用皮托压力传感器和光电探头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。光源采用的是一个具有脉冲频闪功能的 YAG 激光器。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。水平方向记录用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。获得的照片由一台以摄像头-图像板为核心的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。气动系数的辨识采用最大似然法,该方法在文献[3,4]中已作了全面的陈述,于此不再赘述。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导数都设为常值。

3 实验结果和讨论

两种模型在同一名义马赫数 $M = 6.4$ 条件下进行了对比实验。模型 A 的轴向相对质心位置分别取 $X_{cg}/L = 0.5, 0.55, 0.60$,获得 6 次平面自由飞运动记录,表 1 是模型 A 俯仰阻尼系数的辨识结果,图 2 为模型 A 典型实验角运动的测读结果和辨识结果。模型 B 主要以轴向相对质心位置在 $X_{cg}/L = 0.5$ 左右为主,为作对比还将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,模型 B 还在 $M = 7.9$ 和 9.3 两种情况下进行了实验。其中有效实

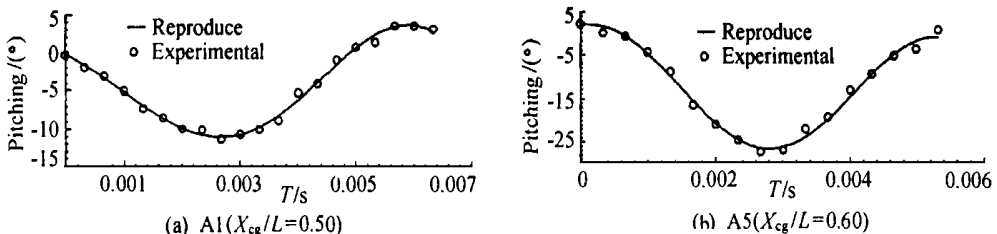


图 2 模型 A 角运动的测读结果和辨识结果 ($M = 6.4$)
Fig. 2 Experimental and reproduced Pitching movements of model A ($M = 6.4$)

实验共 5 次,表 2 是模型 B 俯仰阻尼系数的辨识结果,图 3 为模型 B 典型实验角运动的测读结果和辨识结果。

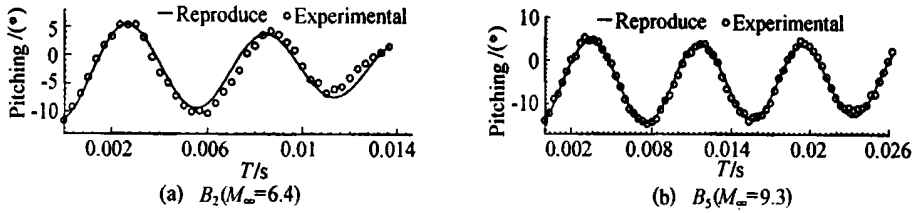


图 3 模型 B 角运动的测读结果和辨识结果 ($X_{cg}/L = 0.50$)

Fig. 3 Experimental and reproduced pitching movements of model B ($X_{cg}/L = 0.50$)

表 1 模型 A 的辨识结果

Table 1 Results of model A

马赫数	重心	实验号	周期数	俯仰阻尼系数
6.4	0.50	A1	1	1.523
		A2	1	0.699
	0.55	A3	1	1.464
		A4	1	1.412
		A5	1	1.240
		A6	1	0.962

从辨识结果来看,在实验条件下,模型 A 的俯仰阻尼系数都是正值,模型 B 的俯仰阻尼系数都是负值,也就是说在实验条件下模型 A 都是动不稳定的,而模型 B 都是动稳定的。两种模型具有十分接近的外形特征尺寸和投影面积,只是机身和机翼的外形有所不同,实验得到的动态特性却有极大的差异,乃至性态都不相同。两种模型动态气动特性呈现如此大的差异,是不是由于实验测量不准确而造成的?对这个问题以下将进行一些细致的分析,得到的结论是明确的。

表 2 模型 B 的辨识结果

Table 2 Results of model B

马赫数	重心	实验号	周期数	俯仰阻尼系数
6.4	0.50	B1	3.5	-1.858
		B2	2.5	-1.244
	0.60	B3	2.0	-1.948
7.9	0.50	B4	3.6	-1.286
9.3	0.50	B5	3.4	-0.503

首先,从表 1 中可以看出模型 A 实验的周期数比较少,会不会是周期数过少造成的呢?对此进行了周期数影响的数值仿真计算。按现有实验条件和测试水平给定典型初值后,仿真结果表明:周期数过少,可能会引起形态的变化,周期数接近 1 个时性态基本不会改变,周期数大于 2 个,数值基本变化不大。也就是说:1 个周期以上可以给出定性的结果,2 个周期以上可以给出定量的结果。虽然模型 A 实验的周期数比较少,但都至少有 1 个周期,再加上所有结果都

呈现一致的性态,所以这个结果应该可以反映模型 A 的动态不稳定的特性。模型 B 的实验中获得的周期相对比较多一些,从目前的实验技术来看,对于有翼航天飞行器模型获得 2~3 个周期还是比较有把握的,这说明在脉冲风洞中采用自由飞技术是可以获得有翼飞行器动导数的有效结果。

另外,对实验测量误差对辨识结果的影响也采用数值仿真的方法进行了分析和讨论。以典型实验结果为例,取 3 个周期的角运动,考察了角运动测量中姿态角的测读误差、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俯仰阻尼系数的误差传递。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 $\pm 1.15\%$ (占角运动幅值的 6.8%),经过 10 次数值实验,得到的俯仰阻尼系数传递误差为 $\pm 1.5\%$ 。重心位置误差影响主要考虑 X、Y 方向重心有 $\pm 0.2\text{mm}$ 的偏差对俯仰阻尼的影响,计算表明,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 $\pm 5\%$ 。动压影响既考虑了脉冲波动的影响,也考虑了线性爬升的影响。脉冲波形为一个尖脉冲,幅值等于动压基准值的 0.3 倍,脉冲宽度为 1.35ms,分三种相位情况来考虑:脉冲位于角运动的上峰值点,平衡点和下峰值点。对这三种脉冲位置进行了误差传递计算,计算表明动压脉动引起的最大误差为 $-7\% \sim 14\%$ 。动压的爬升率为每毫秒爬升动压基准值的 0.005,仿真结果表明动压爬升引起的误差为 $\pm 3.4\%$ 。这里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 $\pm 23\%$ 。

从以上分析可以看出,实验结果虽然有比较大的误差,但实验点的散布基本与误差分析结果一致,因此实验结果应该是可信的。对导致这两种有翼飞行器模型在特定实验条件下动导数存在极大差异的直接物理原因还有待深入研究,可以明确肯定的是类似航天飞机这样的有翼航天飞行器的动稳定性对外形细节是比较敏感的。

4 结 论

对两种典型有翼飞行器的动态气动特性的对比实验研究结果表明:

- (1) 在炮风洞中采用模型自由飞技术可以获得有翼航天飞行器动导数的有效结果,对有 3 个角运动周期的误差约为 $\pm 23\%$ 左右。
- (2) 两种外形有差异的有翼航天飞行器具有迥然不同的动态气动特性,说明有翼航天飞行器的动态气动特性对外形细节是敏感的,决非简单地由投影面积形状所决定。
- (3) 有必要进一步开展对比实验,并结合数值模拟方法对造成这种差异的物理机制进行深入研究。

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,特别感谢张涵信院士有教益的交流和宝贵的指导意见;同时感谢力学研究所高温气体动力学开放研究实验室运行组、技术组同志们在实验方面的协助和支持。

参 考 文 献:

- [1] ERICSSON L E, REDING J R. Review of support interference in dynamic tests[J]. *AIAA J*. 1983, 21(12).
- [2] 马家骧,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[J]. *空气动力学学报*, 1997, 15 (4): 452-457.
- [3] MAINE R E, ILIFF K W. Identification of dynamic systems application to aircraft, Part I[R]. AD-A178766, 1986.
- [4] 蔡金狮. 飞行器系统辨识[M]. 北京:宇航出版社, 1995.

Comparative experiments of two kinds of space shuttle like model for hypersonic pitching damp by model free flight technology

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

(The 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 to obtain pitching damp of two space shuttle models. The shape and project area of these two kinds of models are almost the same but the profiles of body and wings are different. The model free flight movements were recorded by synchronized high speed photography. The pitching damps of models were obtained by parameter identification using maximum likelihood method. The repeated experiments showed that under same experimental condition models moved with same pattern and had close pitching damps. The results show that these two kinds of space shuttle models with different profile have sharply different dynamic characteristics. The simplified space shuttle models (Model A) are all dynamically unstable and the space shuttle with OMS (Model B) are all dynamically stable. The mechanism of this phenomenon still needs to be studied further, but the results obviously show that the dynamic characteristics of these space shuttle like vehicles are sensitive to their geometries of body and wings in detail.

Key words : model free flight; hypersonic; impulse wind tunnel; space shuttle; pitching damp