

球头钝锥高超声速动稳定性的实验研究

马家骥 陈素贞 许国斌 潘文欣

中国科学院力学研究所, 北京(邮政编码 100080)

摘要 本文叙述在脉冲型高超声速风洞中, 用模型自由飞方法测定 8° 球头钝锥的高超声速静、动稳定特性。采用同步高速摄影方法记录了20ms准定常试验时间中模型的角运动并用参数微分法进行气动参数辨识。实验结果表明对质心位置 $\bar{X}_{cg} \leq 0.60$ 的模型在 $M_\infty = 7.8$ 和 $M_\infty = 9.9$ 两种条件下皆是静、动稳定的, 稳定性随质心的后移而下降, 在实验范围内马赫数对稳定性没有明显影响, 同时模型的底部是否封闭也没有明显影响。

关键词 高超声速动稳定性 球头钝锥 模型自由飞 参数微分法 脉冲型风洞

1 前言

高超声速动导数反映了飞行器再入回地时的振动角运动形态。对于弹头型的飞行器来说, 它不仅与结构的横向载荷有关, 而且和目标的命中精度以及雷达散射截面有关, 因此也与弹头的突防能力相联系。尤其当弹头的头部半径、半锥角变小使弹头进一步小型化后, 由俯仰运动和滚转运动耦合出现滚转异常的概率大大增加, 从而直接关系到弹头的生存能力。对于飞船型的载人飞行器, 动导数则是飞行器控制系统设计所必须要求的基本数据。因此开展高超声速动稳定性的理论和实验研究是十分必要的。

高超声速动导数测量的实验模拟, 除流动 M 数为重要因素外, Re 数无疑是至关重要的模拟准则数, 它与绕流边界层的状态及转换以及流动是否有局部分离等直接相关, 从而与动态气动特性紧密相关。但是, 正如Orlik-Rückeman所指出的那样^[1], 事实上各种地面模拟实验都很难达到实际飞行器物面上气流状态所相应的 Re 数, 于是积累和分析不同来流 Re 数条件下的动导实验数据就十分必要了。此外, 对于动态实验, 恰当的减缩频率的模拟也是十分重要的, 通常在一定的实验条件下, 改变模型质量及其分布来达到某种减缩频率范围, 可以满足模拟要求。

作为动稳定导数测量的方法, 从本质上来说可以分成两大类, 一种是模型有约束的; 另一种则是模型完全没有约束的自由飞试验。后者由于没有支承的干扰, 对于取得动稳定性数据是十分重要的优点。据此, 文献[2]指出用于测量动导数的风洞模型自由飞方法必将有进一步的发展。

本文则是用模型自由飞方法在高超声速脉冲型风洞中对一个 8° 钝锥、在马赫数7.8及

1994年8月16日收稿。

9.9情况下进行静、动稳定性导数测量的实验研究。

2 实验设备及实验条件

力学所JF-4B高超声速脉冲风洞是一种可按平衡自由活塞炮风洞运行或以激波管风洞方式运行的脉冲型气动地面模拟设备。驱动段和被驱动段内径均为100mm,长度同为10m,其间由双膜机构分隔。按炮风洞状态运行时,被驱动段中充入的工作气体受平衡运动活塞所产生的激波压缩和等熵压缩,在喷管入口处形成高温、高压的贮室条件,并经出口直径为500mm的型面喷管膨胀加速至高超声速,以射流方式进入直径为1.2m的实验段。经流场校测,在流场中心区(ϕ 300mm)马赫数的散布小于 $\pm 1\%$,并可有约25ms的准定常工作时间。经测定,动压在准定常工作时间中略有爬升,有关实验气流的贮室条件及流动参数见表1。

表1 实验状态表

序号	贮室条件		出口直径	流场参数		
	p_0 (MPa)	H_0 (cal)	d (mm)	M_∞	Re_L	q (0.1MPa)
1	17.2	29090	500	7.8	1.94×10^6	$q = 0.863 + 5.224t$
2	18.6	29090	500	9.9	5.54×10^5	$q = 0.289 + 1.833t$

3 模型及实验测量

基本模型的外形为钝度比 $\zeta = 0.167$ 、半锥角 $\theta_c = 8^\circ$ 的球锥。图1给出按实际加工后

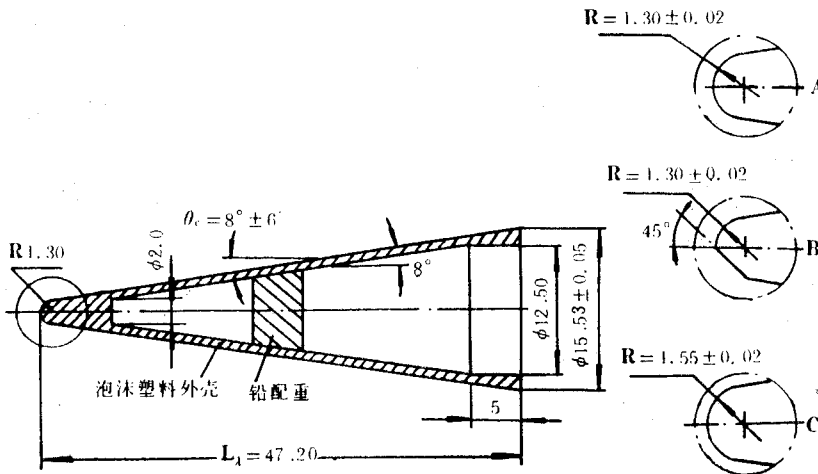


图1 模型结构及尺寸

模型尺寸实测的平均值,定义基本外形为模型A。为考察小不对称可能产生的对静、动稳定性的影响,在基本外形基础上,在头部作一斜切,如图中所示的模型B。此外,为对比头部钝度的影响,又以 $\zeta = 0.2$ 的球锥作为模型C。

模型的优化设计和合理结构、工艺是风洞模型自由飞测量动导数的关键之一。尤其对脉冲型的高超声速炮风洞来说,由于准定常的工作时间极短(仅20~30ms),给这一技术带来很大的难度。为使模型在实验时间中不飞超出光学记录的视场,又能在气动力作用下产生足够的角运动周期,可以导出对模型设计的要求是有尽可能小的旋转半径。经优化设计后^[3],模型的合理结构是以硬质聚胺脂泡沫塑料(壁厚 $\delta = 0.8\text{mm}$)为其轻质外壳,并以铅质配重为核心所构成。同种外形的实验模型是用同一个模具注塑发泡成形,因此各模型间外形重复性很好,并在实验前进行筛选校核。模型中有一部分的底部是用薄塑板封起来的,而大部分是不加封口的,用以比较底部形状的影响。

各类模型完成后,用分析天平改制的重心天平进行重心位置的测定,以及对重心横偏量的校验。模型对过重心横轴的转动惯量由轻模型转动惯量测定仪测定^[4]。测量精度约为模型转动惯量值的 $\pm 1\%$ 。

脉冲风洞中模型自由飞方法测量动导数与测量静态气动力系数的布局类似,所不同的是要记录模型的俯仰角运动的动态过程。因此,要求同步闪光的高速摄影采用较高的闪光频率, $f = 5\text{kHz}$ 。此外,还须记录与闪光信号有相对应关系的气流动压值。模型运动及姿态用TG1017型数字化仪测读,并由微机再处理。典型的运动记录在图2中以圆点画出,实验记录的角运动均达3~4个周期以上。图2中的实线是经气动参数辨识后,由给出的气动静、动稳定性导数再现的模型角运动记录。

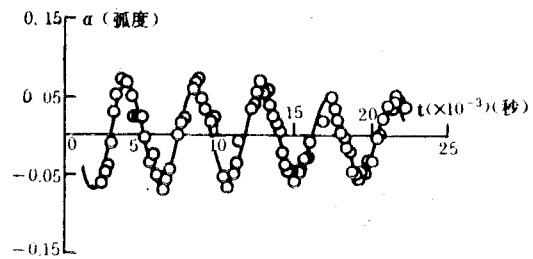


图2 典型的模型角运动记录
模型A $M = 7.8$
○ 实验点 —— 再现角运动

4 气动参数的辨识

模型在实验室固定坐标系中的俯仰平面角运动规律可由下列方程表示:

$$\ddot{\theta} + C_1 q(t) \dot{\theta} + C_2 q(t) \theta = m_z^a \frac{ds}{I} q(t) \quad (1)$$

不考虑非线性气动特性,则式中分别有:

$$C_1 = - \left[\left(m_z^{\bar{v}} z + m_z^{\bar{a}} \right) - \frac{I}{md^2} C_{L\alpha} \right] \frac{d^2 s}{VI} \quad (2)$$

$$C_2 = - m_z^a \frac{ds}{I} \quad (3)$$

式中 C_2 、 C_1 分别表示静、动稳定性特征;而 m_z^a 则是由测读坐标系与流向不一致引起的,也包括了模型不对称所引起的小不对称力矩项。

按上述方程的模型角运动形态,从测读的大量实验姿态角记录来作参数辨识,采用了由文献[5]所提出的参数微分法。引入参数微分变量: $p_i = \partial \theta / \partial C_i$ 并将方程(1)分别对诸系数 C_i ($j = 1 \sim 5$)求微分,可得到一组变系数的线性微分方程组,由于动压 $q(t)$ 的变

化已测知, 在给定恰当的系数 C_i 初值并求得 θ 和 $\dot{\theta}$ 后, 可以用数值方法解出。由解得的 $p_i = \partial\theta/\partial C_i$, 再对由方程(1)理论确定的 θ_i 值按实验测得值 ($\theta_{\text{exp}i}$) 以微分修正的最小乘方原理来确定出对系数 C_i 初始值的修正量 ΔC_i 。关于 ΔC_i 的求得, 有正则方程:

$$[A_{ki}] \cdot [\Delta C_j] = [B_j] \quad (4)$$

$$A_{ki} = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial\theta}{\partial C_i} \right)_i \left(\frac{\partial\theta}{\partial C_k} \right)_i \quad (5)$$

$$B_j = \sum_{i=1}^n (\theta_{\text{exp}i} - \theta)_i \left(\frac{\partial\theta}{\partial C_j} \right)_i \quad (6)$$

对各系数作修正后:

$$C_i = \Delta C_i + (C_i)_0 \quad (7)$$

重复上述求解参数微分方程组和求解正则方程的过程, 直至达到精度要求。这时根据所得各系数值的辨识结果, 很容易知道我们所要得到的静、动稳定性导数 $m_z^{\bar{\omega}}$ 和 $m_z^{\bar{\alpha}}$ 。

5 实验结果和讨论

实验在 $M=7.8$ 和 9.9 两种马赫数条件下进行, 相应的来流雷诺数, 以模型理论尖点算起的长度为特征尺寸则分别为 1.94×10^6 和 0.54×10^6 。以模型A为主体进行了自由飞动态实验。模型的重心位置在 $\bar{X}_{cg} = 0.49 \sim 0.59$ 中的三个区域段中分布, 并在 $\bar{X}_{cg} = 0.54$ 附近对比了由斜切形成的小不对称外形(模型B)和加大头部钝度的模型C的气动特性的差别, 此外还考虑了部分模型封底和不封底的影响。实验由于采用模型的优化设计和合理的工艺, 在 20ms 的准定常工作时间内均得到了三个以上周期的角运动。所得实验结果其静导数如图3, 图3给出了两种马赫数条件下模型的 $m_z^{\bar{\omega}}$ 随重心位置的变化,

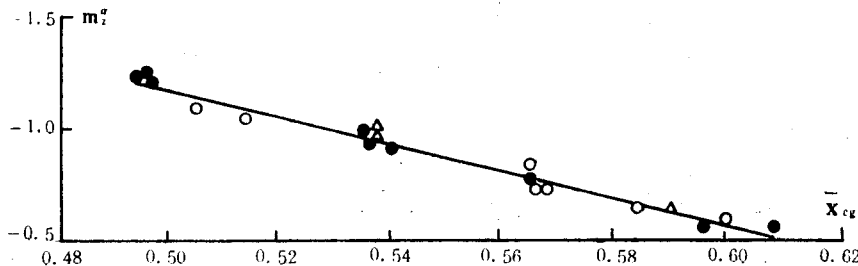


图3 模型A的静稳定性导数

● $M=7.8$ ○ $M=7.8$ △ $M=9.9$

其中实心点表示模型底部是封闭的, 由图3可以看到 M 数和底部开口与否均对结果没有明显的影响, 并且静稳定性随质心的后移而下降, 呈线性变化。模型A与小不对称斜切的模型B及模型C在 $M=7.8$ 时静稳定性的比较, 在图4中给出, 在质心位置 $\bar{X}_{cg} = 0.53 \sim 0.57$ 的范围内对实验测量作直线拟合, 所得结果反映出静稳定性均随质心后移下降并

且模型B、模型C的静稳定性顺次较模型A为低。也就是说模型B、C所相应的压心位置渐次前移。动导数的全部实验结果都画在图5中，由图5可知，不论是模型A或是经头

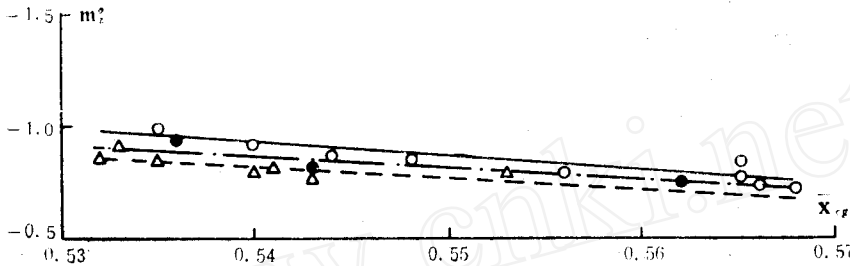


图 4 三种模型静稳定性导数随质心的变化
○ 模型A ● 模型B △ 模型C

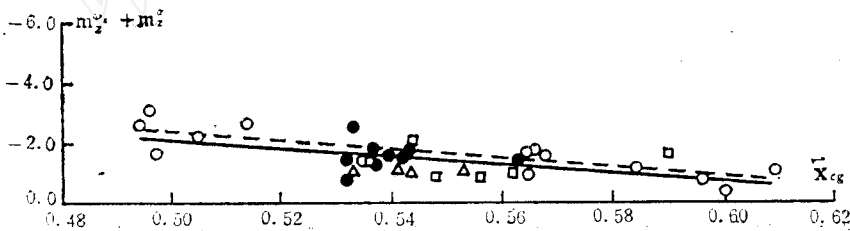


图 5 8°钝锥的俯仰动稳定性导数

符号	模型	M
○	A	7.8
□	B	7.8
△	C	7.8
●	ABC	9.9

部小不对称斜削的模型B和 $\zeta = 0.2$ 的模型C在实验的两种马赫数条件下都是动稳定的。实验结果的散布主要由测读引起，虽散布偏大，但也反应了一致的规律，即随质心后移动稳定性是下降的。由图5中反映不出底部封口与否对动稳定性的影响。对于几种模型动导结果的散布作仔细观察还是可以看出模型B、模型C的动导实验点的散布大多是落在全部实验结果数据点拟合曲线的下方，而以模型C最为明显，说明其动稳定性较模型A为低。它们之间的差别若以质心位置 $\bar{x}_{cg} = 0.55$ 处来作对比，在 $M = 7.8$ 时取实验的平均结果，则A、B、C三种模型的动导数值相继逐一减小10%左右(见表2)。由图5可知，若设计模型质心为0.6时，模型A以及由小不对称斜削的模型B和钝度稍微增大的模型C，在实验条件下动稳定稍有减小，但仍是动稳定的。应该指出，鉴于动稳定性对雷诺数甚为敏感，尤其在转换区中

表 2 $M = 7.8$ 质心 $\bar{x}_{cg} = 0.55$ 时三种模型动导数的实验平均值

模型	质心位置 \bar{x}_{cg}	$m_z^{\omega} + m_z^{\dot{\alpha}}$
A	0.553	-1.49 ± 0.3
B	0.551	-1.31 ± 0.5
C	0.539	-1.16 ± 0.3

不仅可能因转换的不对称性引起动稳定性的明显变化，同时模型的底部形状亦会产生不小的影响，这方面的工作是极有价值的，这将有待于进一步的实验来得到验证和研究。

对以上实验结果的讨论，总起来可有如下结论：

(1) 钝度比为0.167，半锥角8°的球头钝锥模型在 $M = 7.8$ 和9.9两种实验条件下由

模型自由飞方法测得静、动稳定性导数,表明质心在 $\bar{X}_{c0} \leq 0.60$ 以前的模型不仅是静稳定而且是动稳定的。

(2) 静、动稳定性随质心位置后移均有下降趋势,即稳定性减小,两种 M 数的实验结果对比,可知在实验范围内 M 数对稳定性没有明显的影响。

(3) 两种实验条件下,模型底部封口与否对其静、动稳定性均未有明显差异。

(4) 由头部小不对称斜削后的模型B静稳定性较模型A为小,而钝度比 $\zeta = 0.2$ 的球头钝锥模型C则静稳定性又更小一些。三种模型动稳定的差别落在实验的散布带中,但也显示了三种模型动稳定性有变小的趋势,相继约有10%的递减。

(5) 由于模型采用优化设计方法,在约20ms的准定常时间中模型的自由飞角运动均取得了3~4个以上的周期。据此可以有效地取得动导实验结果。

(6) 由于目前实验条件的限制,减缩频率虽得到较好模拟,但 Re 数与实际飞行条件相差甚远,因此外推实验结果需要谨慎。进一步开展 Re 数对静、动稳定性导数影响的实验研究和理论分析是必要的。

参 考 文 献

- 1 Orlik-Rückeman R J. Dynamic Stability Tests of Aircraft Needs Versus Capabilities ICIASF/73 1973.
- 2 East R A. Hypersonic Static and Dynamic Stability Part IV 1984.
- 3 陈素贞,马家骝,潘文欣. 风洞模型自由飞动导实验中锥体模型的优化设计. “八五”气动预研文集, 1991.12
- 4 唐宗衡,马家骝. 一种轻模型转动惯量测定仪. 力学实践, 1979, (2)
- 5 Chapman G T, Kirk D B. A New Method for Extracting Aerodynamic Coefficients from Free Flight Data AIAA J. 1970, 8(4)

INVESTIGATION OF HYPERSONIC DYNAMIC STABILITY DERIVATIVES OF 8 DEG BLUNT CONE

Ma Jiahuan Chen Suzhen Xu Gubing Pen Wenxin
(*Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences*)

Abstract Hypersonic static and dynamic stability derivatives of 8-deg blunt cones with different nose top were investigated by free flight method in a hypersonic impulse type wind tunnel. The angular motion of the models during the quasi-steady flow was recorded by synchroflash and the aerodynamic stability coefficients were derived from the motions by parameter differential method. The experimental results show that the models with relative mass center $\bar{X}_{cg} \leq 0.6$ are static and dynamic stable both in Mach number 7.8 and 9.9 and the stability derivatives vary with the position of mass center. The results also show the model base with or without a sealed plate has little or no influence on stabilities in the experimental conditions.

Key words hypersonic dynamic stability blunt cone model free flight parameter differential method impulse type wind tunnel