

激波风洞实验测力技术研究

姚文秀, 张陈安, 陈文龙, 杨耀栋

(1 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 由于激波风洞运行冲击载荷大、有效测量时间短, 模型和天平支撑机构在风洞运行过程中所受到冲击响应会对天平力信号带来很大的干扰, 因此激波风洞的测力技术是高超声速实验的一个难点。本文利用加速度传感器采集应变和压电结合的天平测力元件的加速度信号, 运用谱减法对应变元件测量所得的力信号进行数值补偿, 并对球头锥体和某高超声速布局标模进行了实验验证。实验结果表明, 本文所采用的技术可以对原本受强干扰的力信号进行合理补偿, 轴向力、法向力以及压心的实验结果能与理论解或数值计算结果很好的吻合。

关键词 激波风洞, 测力, 信号补偿, 谱减法

引言

高超声速飞行器相关问题是当前航空航天领域研究的热点之一。由于人们对高超声速飞行器在飞行过程中遭遇的各种新的气动力/热问题的机理认识尚浅, 对高超声速飞行器的研究还十分依赖于实验测量。经过数十年的发展, 常规风洞测力技术已经成为一项十分成熟的技术^[1-10], 然而高超声速风洞直接测力仍然是高超声速实验的难点问题之一。

高空高超声速流动本身具有能量高、雷诺数低和存在真实气体效应等特点, 在常规风洞中对 $Ma > 8$ 的高超声速流动进行模拟十分困难。脉冲式风洞恰恰能在这些方面弥补常规风洞的不足, 因此被广泛应用于高超声速实验。然而对于高超声速脉冲风洞来说, 有效试验时间仅有数十毫秒, 而天平所受到的冲击载荷却可达数百牛甚至上千牛顿, 故而天平在冲击载荷的作用下将不可避免的发生弹性变形和振动。模型/天平支撑系统的一阶频率通常约几十 Hz, 因此其一个振动周期的时间与风洞试验有效时间在同一量级上。这样一来, 天平获得的响应信号, 尤其是法向力和轴向力信号, 将不是一个单纯的气动载荷响应信号, 而是同时复合了长周期振动的复杂信号形式。

天平和模型是通过天平支杆连接在攻角弯刀机构上的, 对法向力元件而言, 它会同时受到天平支杆的一阶弯曲振动和弯刀机构的一阶

弯曲振动的影响。通常, 天平支杆与弯刀机构的一阶弯曲频率相隔不远, 并且其振动存在相位差, 这就造成其振动形态并非规则的正弦函数, 而是近似“拍”的振动形式。绝大多数情况下, 风洞试验有效时间远小于一个完整“拍”周期的时间, 这使得在有效试验时间内, 产生干扰的振动信号均值不为零, 因此对这样的信号不能简单的做平均处理, 必须对振动信号进行补偿。

一个常用的方法是在天平的测力元件附近上安装加速度计, 通过加速度计信号换算为惯性力进行补偿。加速度信号需要乘一个系数才能将力信号补偿平滑, 这一系数主要通过地面振动台实验或静态敲击实验来获得。风洞实验时, 可以用已知的补偿系数使用仪器进行信号补偿。

然而这一方法存在一定的问题。在高速流场中的模型和天平系统的弹性不可忽略, 该弹性系统将与流动构成一个气动弹性系统。当流动速度很高、载荷很大时, 系统的质量比下降, 流固耦合作用有可能使结构特性发生一定程度的改变, 还有可能引入一些非线性效应, 致使补偿系数发生一定程度的变化, 从而使补偿效果不够理想。为此, 我们将仪器直接补偿改为数值补偿, 直接通过实验信号来确定补偿系数, 避免了静态敲击实验和风洞实验的结构特性差别和由此带来的补偿差异。

1 数值补偿方法

1.1 法向力信号的处理

谱减法主要用于信号降噪领域^[10]，这里我们将采集到的加速度信号作为特殊的噪声信号来对源信号进行降噪处理。

在进行风洞实验时同时采集受到天平支杆与弯刀机构变形信号干扰的法向力信号和相应位置的加速度信号。设天平测力信号为 $y(n) = s(n) + d(n)$ ，对应位置的加速度信号为 $d^*(n)$ ，其中 $d(n)$ 为天平测力元件获得的惯性力产生的干扰信号， $s(n)$ 为天平真实的力信号。分别对这两组信号进行离散快速傅里叶变换，获得其傅里叶系数： $Y_k = |Y_k|e^{i\theta_k}$ ， $D_k^* = |D_k^*|e^{i\sigma_k}$ 。假设 $d(n)$ 的傅里叶系数为 $D_k = |D_k|e^{i\zeta_k}$ ，调整补偿系数 C ，使得 $Cd^*(n) \approx d(n)$ 。用谱减法对各阶谐波进行幅值相减，然后对补偿后的复数集进行快速傅里叶反变换，获得补偿后的力信号 $s^*(n)$ ，并用信号的均方差对补偿效果进行判断，从而获得最佳补偿系数。

1.2 轴向力信号的处理

当模型较重时，弯刀机构会发生较为明显的弹性响应，从而造成轴向力信号的波动。对天平轴向力而言，由于天平支杆轴向变形模态频率极高（可达数千 Hz），对力信号干扰很小，因此其主要干扰源是弯刀机构的弯曲变形信号。在不存在模态耦合的情况下，这一信号在有效实验时间内应为近似的正弦振动，可以直接用正弦函数 $f(t) = A\sin(\omega t + \varphi) + B$ 拟合，则 B 即为轴向力响应均值。

2 实验结果和分析

我们在中科院力学所的 JF-8A 高超声速激波风洞对半锥角为 9° 、 $L/R_n = 48$ 的球头钝锥（以下简称钝锥）以及某高超声速布局标模（以下简称标模）进行了 $Ma=8$ 的激波风洞测力实验。实验中采用六分量应变天平对气动力进行测量。

图 1~2 给出了钝锥在 $Ma=8$ ， $a=10^\circ$ 情况下的法向后力矩信号和法向加速度信号。图 3~4 给出了标模在 $Ma=8$ ， $a=8^\circ$ 情况下的法向后力矩信号和法向加速度信号。从图中可以看到，在未进行补偿时，天平给出的力矩信号存

在低频振动，且该振动信号并不是等幅的正弦振动，且在有效实验时间内不足一个完整周期。加速度计得到的信号同样反映出这一点。

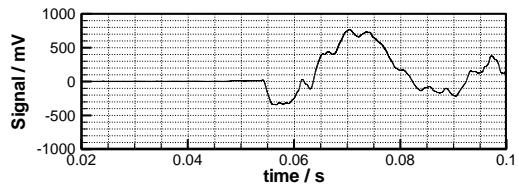


图 1 $Ma=8$ ， $a=10^\circ$ 时 9° 钝锥天平后力矩信号

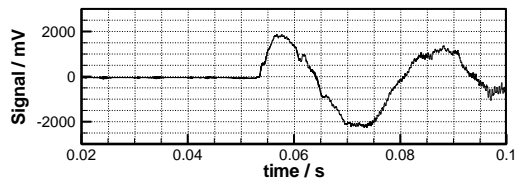


图 2 $Ma=8$ ， $a=10^\circ$ 时 9° 钝锥天平后力矩应变元件位置的加速度信号

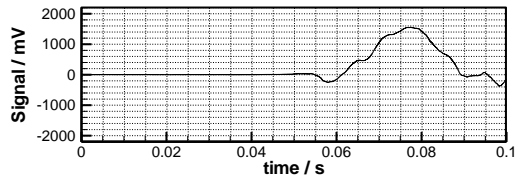


图 3 $Ma=8$ ， $a=8^\circ$ 时标模天平后力矩号

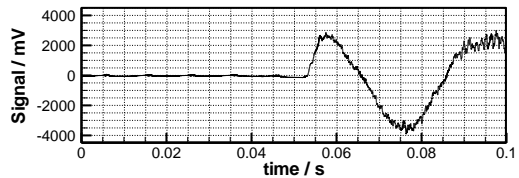


图 4 $Ma=8$ ， $a=8^\circ$ 时标模天平后力矩应变元件位置的加速度信号

图 5~6 分别给出了以上两种情况下，以加速度信号对天平力信号进行数值补偿后获得的力信号。可以看到在进行数值补偿后，天平力信号中的低频响应被过滤掉了，只剩下阶跃信号和部分高频信号，由于高频信号周期比起实验有效时间而言低了一个数量级以上，因此对我们求解天平信号均值影响很小。

图 7 为标模在 $Ma=8$ ， $a=8^\circ$ 情况下天平测得的轴向力信号。可以看到在有效试验时间内（ $t=0.06\sim 0.08s$ ），其信号是近似正弦波动的。利用正弦函数将其信号拟合如图 8 所示，便可获得其轴向力均值。

图 9 给出了 $Ma=8$ 下通过实验获得的钝锥轴向、法向力系数及压心位置，并与气动力手

册^[1]给出的值进行了对比, 可以看到实验值与理论值吻合得很好。图中轴向力实验值明显高于理论值的原因是, 手册上给出的参考值是不考虑粘性作用的。

图 10 给出了 $Ma=8$ 下标模实验得到的气动力系数, 并与 CFD 计算值进行了对比。由于计算值是全尺寸模型在 $H=40Km$ 的飞行状态下的气动力系数, 因此随着攻角的增大实验值与之出现一定的偏差, 但趋势和数值都仍能较好的吻合。

2 结 论

本文利用加速度传感器, 运用谱减法对应变与压电结合的测力天平测量所得的实验信号进行数值补偿, 并对球头钝锥体和某高超声速布局标模进行了实验验证。实验结果表明, 本文所采用的技术可以对原本受强干扰的力信号进行合理补偿, 轴向力、法向力以及压心的实验结果能与理论解或数值计算结果很好的吻合。这为将来进一步开展高超声速测力试验打下了基础。

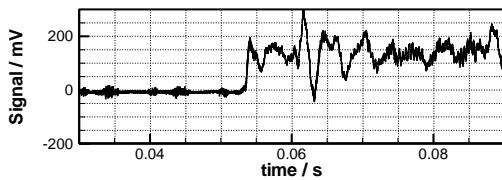


图 5 $Ma=8$, $\alpha=10^\circ$ 时 9° 钝锥天平后力矩信号(补偿后)

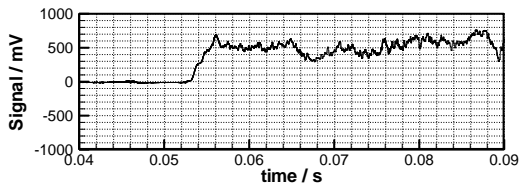


图 6 $Ma=8$, $\alpha=8^\circ$ 时标模天平后力矩信号(补偿后)

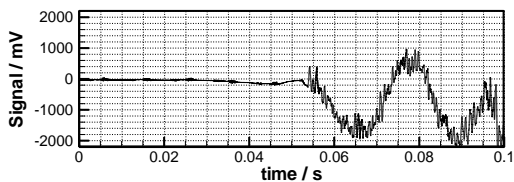


图 7 $Ma=8$, $\alpha=8^\circ$ 时标模天平轴向力信号

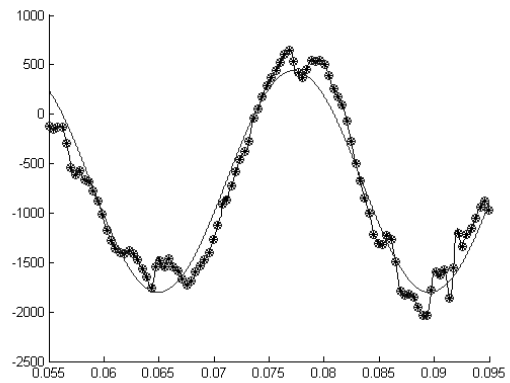


图 8 $Ma=8$, $\alpha=8^\circ$ 标模天平轴向力信号的正弦函数拟合

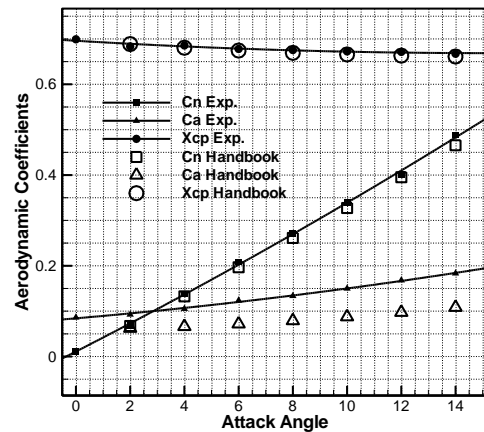


图 9 $Ma=8$, 钝锥实验值与手册值的对比

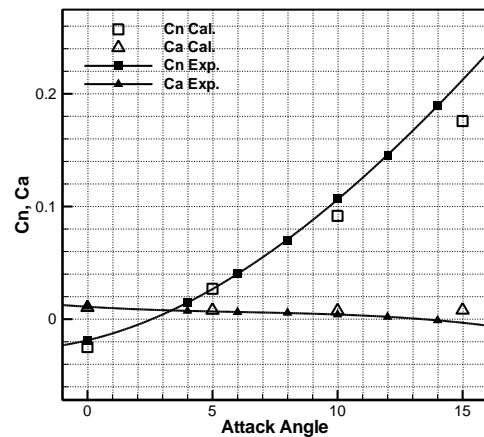


图 10 $Ma=8$, 法向力与轴向力标模实验值与计算值(飞行状态, $H=40Km$) 的对比

参考文献

- 1 Jones D J. Tables of Inviscid Supersonic Flow About Circular Cones at Incidence, $\gamma=1.4$ [R]. AD 698779.
- 2 Sims J L. Tables for Supersonic Flow Round Right Circular Cones at Small Angle of Attack[R]. NASA SP-3007.
- 3 Ladson C L and Blackstock T A. Air-Helium Simulation of the Aerodynamic Force Coefficients of Cones at Hypersonic Speeds[R]. NASA TN D-1473.

- 4 赵克成. HB-2 标模在 FD-06 风洞中的试验结果[R]. 北京空气动力研究所, 1999.1.
- 5 Opalka K O. Force Tests of the Hypersonic Ballistic Standard Models HB-1 and HB-2[R]. AD 649254.
- 6 Hartzuiker J P.A Review of measurements on AGARD calibration model B in the Mach number range from 1.4 to 8 [R].NLR Report MP. 200.
- 7 Kayser L D, Fitch C R. Force and pressure test s of an AGARD calibration model B at a Mach number of 8 [R].AEDC-TN-60-34.
- 8 Matthews R K,Trimmerl L. Force and pressure test s of an AGARD calibration model B at a Mach number of 10. AD 430701.
- 9 张卫民, 陈河梧, 李新亚. 乘波外形高超声速风洞测力试验研究 [J]. 实验流体力学, 2005, 19(4):16~19
- 10 姚文秀, 雷麦芳, 杨耀栋等. 高超声速乘波飞行器气动实验研究 [J]. 宇航学报, 2002, 23(6):82~85
- 11 杨行峻,迟惠生.语音信号数字处理[M].北京:电子工业出版社,1995,385-411.
- 12 无粘气动力手册[R]. 航天部第十四研究所,1984.

Shock Tunnel Direct Force Measurement and Signal Compensation Technology

YAO Wenxiu ZHANG Chen-an CHEN Wenlong and WANG Famin

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

Abstract The shock tunnel direct force measurement is a key note technology in hypersonic experiments. Due to the high aerodynamic load and very short time of measurement, the impulse response of the model and support system will affect the measuring balance signals significantly. The authors used acceleration sensors to gather the acceleration signals of the measuring balance, and compensate the force signal with spectral subtraction method. A blunt cone with the half-cone angle of 9 degrees and a standard hypersonic model were verified with this technology. Experimental results show that the force signals with strong interference were compensated to be a reasonable shape, the experimental results agree well with theoretical solutions or numerical results.

Key words shock tunnel, force measurement, signal compensation, spectral subtraction