

基于压电效应的高超声速摩阻直接测量技术

张陈安, 姚文秀, 陈文龙, 王发民, 李静美

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 表面摩阻是影响高超声速飞行器性能的重要因素, 在高超声速飞行时摩阻可达总阻力的 30%~50%。本文针对高超声速激波风洞摩阻测量开展了新技术方案以及可行性相关研究。利用压电材料仅对单向力敏感的特性, 提出了适用于脉冲风洞的摩阻直接测量传感器方案, 通过晶体叠加技术提高了传感器灵敏度。研制了适用于激波风洞的压电摩阻测量系统并进行了标定, 实验表明测量系统具有良好的性能。在激波风洞中开展了模型实验。结合数值补偿方法, 获得了摩阻实验数据, 与 CFD 计算结果的对比, 验证了该测量方案和原理的可行性。

关键词 高超声速; 激波风洞; 摩阻; 直接测量; 压电效应

引言

当飞行器在高超声速状态下飞行时, 摩擦阻力可达总阻力的 30%~50%^[1]。高超声速巡航飞行器由于需要长时间在大气中进行高超声速飞行, 在设计与优化过程中对摩阻的准确预估是十分重要的。作为摩阻精确预测的研究基础, 摩阻的风洞实验技术是人们一直关注的热点。常规风洞难以实现对高焓、高超声速流动环境的模拟, 因此对 $M>8$ 的实验, 目前主要依靠脉冲风洞来实现。由于这类风洞有效运行时间极短, 风洞冲击响应强, 同时摩阻作为分布量其量值很小, 因而其测量技术一直是高超声速空气动力学的一个难点。

几十年来, 传统的常规风洞实验技术已经发展出多种摩阻测量手段, 包括以 Preston 管/Stanton 管方法^[2,3]、热膜/热线方法^[4-6]和脉冲热线方法^[7,8]为代表的间接测量方法, 及以油膜干涉方法^[9,10]和浮动单元方法^[11-17]为代表的直接测量方法。

间接方法本质上是通过对边界层某一区域流动平均速度进行测定, 再利用某种经验性或假设性的边界层流动速度分布规律计算壁面剪切力。直接测量方法则是通过光学测量油膜在剪切力作用下的厚度变化, 或通过测量传力机构的应变来直接获得剪切力的大小。与间接测量方法相比, 不需要引入假设且一般不需要在模型表面布置凸起的测量装置, 因而近年来越

来越受到研究者的关注。由于高超声速风洞实验中的气动热对油膜材料有可能产生较大影响而影响测量准确性, 因此对于高马赫数风洞实验浮动单元方法目前是首选。

浮动单元方法本质上是测力天平, 与常规测力天平类似, 目前主要有应变式摩阻天平^[11-13,16]和压电式摩阻天平^[14-15,17-18]两类。由于直接对切向力敏感的应变元件难以获得, 通常的做法是通过与浮动单元相连的梁元件将端面的剪切力转变成梁的弯曲应力来进行测量。该方法中的剪切分量易受其他分量干扰。同时, 为了获得高灵敏度而难以小型化的梁元件会导致其固有频率相对较低, 其直接结果是元件的响应时间较长, 对高超声速脉冲风洞实验是极为不利的。压电式摩阻天平则分为两类, 一类仍通过梁传力, 但以压电元件取代应变元件进行测量^[17], 该方法能在有限的体积内获得较高灵敏度的天平, 从而提高天平响应频率, 但仍避免不了受到其他分量的影响; 另一类则是直接通过对剪切力敏感的压电材料进行摩阻测量。

Goyne 等通过特殊工艺获得对剪切力敏感的锆钛酸铅压电陶瓷 (PZT) 材料, 并以此为基础设计摩阻天平^[14,15]。由于 PZT 材料本身刚度很高, 同时敏感部件体积又很小, 因此摩阻传感器响应频率可达 40kHz 以上; 同时由于是通过直接对剪切力敏感的压电材料来测量剪切力, 而压电材料本身具有很好的方向敏感性, 因此其他分量的载荷对剪切分量的测量影响很

小。值得注意的是，压电天平的敏感度受限于压电材料受载面积和压电材料本身的材料特性，要在小面积内获得高灵敏度是较困难的，同时，天平在脉冲风洞的高速气流冲击下不可避免的会产生惯性响应，也必定会对结果带来影响，必须进行惯性补偿。

本文使用对剪切力敏感的 PZT 材料，针对上述问题，采用叠加晶体和对称补偿设计了高灵敏度摩阻天平，并提出了相应的标定方法。在激波风洞中开展了某高升阻比高超声速外形的摩阻测量实验。

1 摩阻天平设计

本文摩阻天平的设计目的在于在尽可能小的面积下获得高的灵敏度，同时具有惯性补偿功能。

1.1 压电晶体叠加技术

当压电材料确定后，要提高天平灵敏度必须尽可能提高压电元件的受载面积，这样方可在剪切应力相同时获得更多的电荷。最直接的手段是增加浮动单元的面积，然而浮动单元测量所获得的是整个浮动面上的剪切应力的平均值，增大面积后，其表面流动复杂性增加，降低了所获数据的价值。

为了在不增大浮动单元面积的前提下获得更大的压电元件受载面积，本文采用如图 1 的晶体叠加技术，将一对结构材料完全相同但极化方向相反的 PZT 敏感元件 A 和 B 沿浮动单元法向进行层叠粘接。当浮动单元受到剪切载荷时，敏感元件 A 和 B 的两个敏感面都受到与浮动单元相同大小的切向载荷，因而 A 与 B 均在其表面产生相同电量的电荷。由于 A 与 B 极化方向相反，故其电荷累积方向相反，在其相邻面 C-C 累积的是相同符号的电荷，通过在 C-C 面接入铜片将电荷收集，便可获得两倍于单片陶瓷片设计的电量，从而实现灵敏度倍增。

1.2 对称补偿技术

脉冲风洞的天平设计中惯性补偿是必不可少的。通常的做法是在天平上设计加速度计，通过加速度信号对力信号进行补偿。但对于摩阻天平而言，由于本身体积很小，难以安装加

速度计，即使安装了加速度计也难以进行准确标定。

本文采用在摩阻天平内部对称设计一枚与测力单元相同的压电元件的方法来获得不受气流作用情况下的惯性力信号用于进行补偿，如图 2。

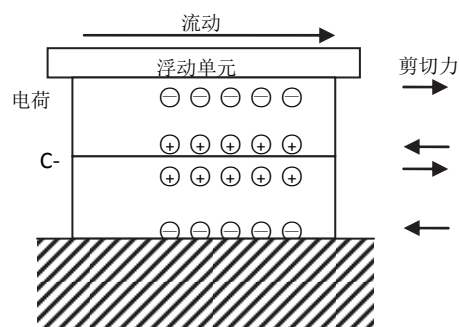


图 1 晶体叠加技术示意图

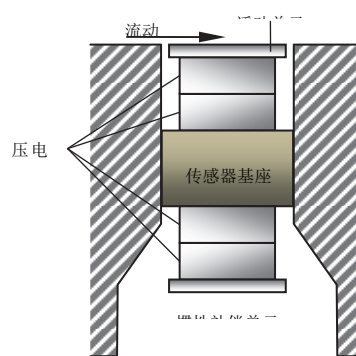


图 2 对称补偿技术

由于惯性补偿单元与摩阻测量单元结构材料相同，理想情况下，摩阻测量单元采集到的信号减掉惯性补偿单元采集获得的惯性力信号即为流动带来的剪切力信号。

1.3 摩阻天平结构

摩阻天平敏感元件结构如图 3 所示。天平采用多层结构，浮动单元为 $12\text{mm} \times 12\text{mm}$ 大小的钛片， $10\text{mm} \times 10\text{mm}$ 大小的 PZT 压电陶瓷片之间均布置紫铜片，用于收集电荷。PZT 陶瓷片和紫铜片中心均有通孔用于走线。层间采用低粘度高强度环氧树脂进行胶接。

敏感元件安装在黄铜保护套中如图 4，仅传感器基座与铜套相连，浮动单元与铜套间隙约 0.2mm 。

总成后的摩阻天平外部最大尺寸 $<30\text{mm}$ ，摩阻天平成品如图 5 所示。

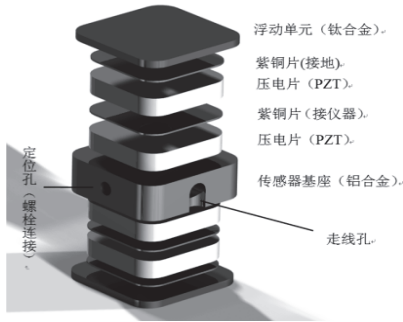


图 3 摩阻天平敏感元件结构

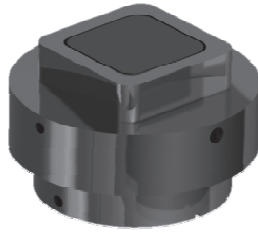


图 4 摩阻天平总成效果



图 5 摩阻天平实物

2 摩阻天平标定

2.1 摩阻天平灵敏度标定

压电元件本身具有电荷易失性，因此只能对其进行准静态标定。由于摩阻天平测量的剪切力大小仅在 10^{-2}N 量级，加载、卸载方法对标定结果有可能产生明显影响。本文采用的标定装置如图 6 所示，将摩阻天平垂直安装在校准台上，浮动单元感应面平行于重力方向，浮动单元面粘接极细的棉线，棉线另一端连接质量为 m 的砝码。通过迅速托起砝码的方式卸载天平上的载荷，可获得天平对 $-mg$ 载荷的准静态卸载信号输出 V ，其灵敏度即为 $V / -mg$ 。图 7 给出了典型的卸载信号输出。

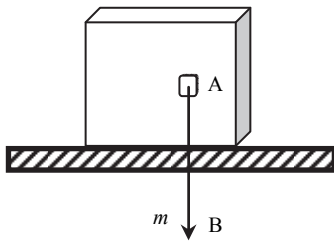


图 6 灵敏度标定

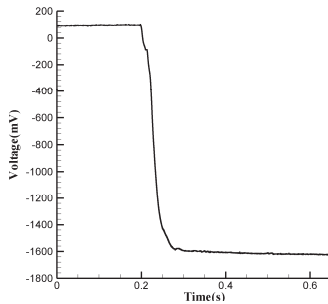


图 7 典型准静态标定信号（10g 卸载）

图 8 给出了摩阻天平在不同载荷下的灵敏度。从图中可以看到，在 $0\sim\sim 20\text{g}$ 载荷范围内，天平灵敏度均稳定的在 20mV/g 附近，表明其拥有良好的线性度，而该灵敏度也相对较高。

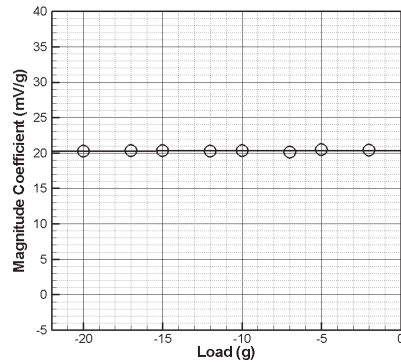


图 8 不同载荷下摩阻天平的灵敏度

1.2 摩阻天平补偿系数标定

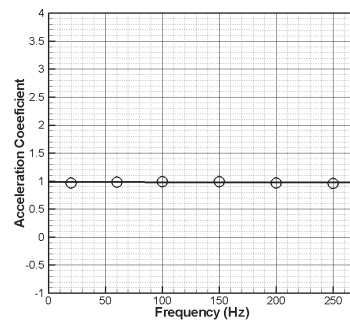


图 9 不同频率下摩阻天平的补偿系数

将摩阻天平固连在振动台上，天平感应方向与振动方向一致。通过信号发生器向振动台输入不同频率的正弦信号，采集天平摩阻感应元件和补偿元件的输出信号，其信号幅值比即为补偿系数。图 9 给出了摩阻天平在不同频率下的补偿系数。从图中可以看到，在 $0\sim 250\text{Hz}$

的频率范围内，摩阻天平的补偿系数均在 1 附近，并具有良好的线性特性，表明摩阻测量单元与惯性补偿单元有良好的一致性。

3 激波风洞摩阻测量实验及结果分析

在中国科学院力学研究所 GFJ 风洞对某典型高超声速高升阻比翼身组合体外形开展了摩阻测量实验。实验条件为 $Ma=6$ 、 $Re=1.32 \times 10^7$ 、 $q=0.0278\text{MPa}$ 、 $P_0=1.7434\text{MPa}$ 、 $T_0=537.45\text{K}$ ， $\alpha=4^\circ$ 、 6° 。四个摩阻天平安装位置分别离模型头部 300mm、370mm、510mm、580mm。

实验典型信号如图 10 所示，有效实验时间为 0.085~0.105s 段，约 20ms。从信号可以看到，在有效实验时间内信号近似呈带有阻尼的谐振形式。同时也可以看到信号有效时间前有大量高频信号，高频信号之前还有一个较明显的低频信号。推测应为洞体与支撑机构未能完全隔离，在风洞破膜、模型未有来流时，洞体的振动已经传至模型，构成高频信号前明显的低频响应，流动到达后支撑机构与洞体的微小碰撞带来了诸多高频信号。

由于补偿单元信号受干扰较严重，无法进行补偿，故本文采用数值拟合方法，用含有阻尼的谐振信号对有效实验时间内的信号进行拟合，获得其稳态值。

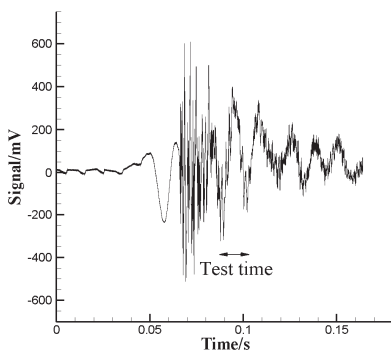


图 10 $\alpha=6^\circ$ ，4#传感器的摩阻单元信号

表 1 给出了风洞实验数据。以 4#摩阻天平为例，说明实验的重复性误差，攻角 $\alpha=4^\circ$ 时，不同车次的测量值分别为：38.456Pa，35.773Pa，32.482Pa；其均方差为 2.443Pa。由于该类摩阻天平尚属初次研制，其精度和灵敏度仍有待提高。图 11 和图 12 分别给出了攻角 4° 和 6° 时实验值和实验来流工况计算值的比较。结果表

明，实验结果与计算结果吻合较好，采用该类天平开展摩阻实验研究是可行的。

表 1 M=6 摩阻测量实验结果

摩阻天平编号	摩阻天平距头部距离 (mm)	$\alpha=4^\circ$	$\alpha=6^\circ$
		测量值 (Pa)	测量值 (Pa)
1#	300	38.421	32.416
		81	00
2#	370	24.330	24.574
		41	46
3#	510	24.695	27.270
		22	88
4#	580	35.570	20.911
		65	20

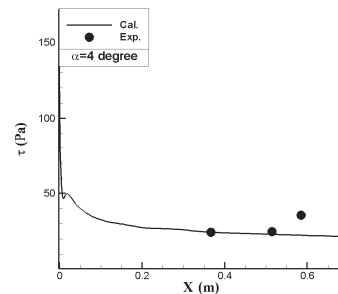


图 11 $\alpha=4^\circ$ 实验与计算结果对比

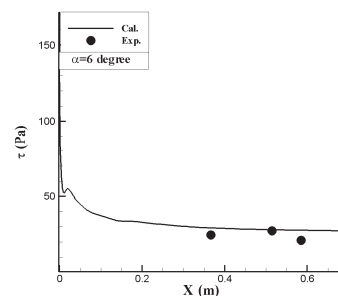


图 12 $\alpha=6^\circ$ 实验与计算结果对比

4 结 论

本文使用对剪切力敏感的 PZT 材料，采用叠加晶体和对称补偿技术研制了高灵敏度摩阻天平，并进行了标定。在激波风洞中开展了某高升阻比高超声速外形的摩阻测量实验，实验结果与计算结果吻合较好，验证了本文所提出的摩阻天平方案的可行性。研究结果表明：利

用晶体叠加手段可以在不增加浮动单元面积的情况下成倍提高摩阻天平灵敏度；工艺良好的情况下对称补偿是完全可以实现的；风洞机构的隔振条件会对结果造成不可估量的影响。

参考文献

- 1 Anderson J D. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics [M]. McGraw-Hill New York, 1989.
- 2 Preston J H. The determination of turbulent skin friction by means of Pitot tubes [J]. J. R. Aeronaut. Soc. 1953 (58): 109~121.
- 3 Gadd G E. A Note on the Theory of the Stanton Tube [R]. A.R.C. Technical Report R. & M. No. 3147, 1960.
- 4 Chew Y T, Khooy B C, Lim C P and Teo C J. Dynamic response of a hot-wire anemometer. Part II: A flush-mounted hot-wire and hot-film probes for wall shear stress measurements [J]. Measurement. Science & Technology, 1998(9): 764~778.
- 5 Khoo B C, Chew Y T and Li G L. A new method by which to determine the dynamic response of marginally hot-wire anemometer probes for near-wall velocity and wall shear stress measurements [J]. Measurement. Science & Technology, 1995(6): 1399~1406.
- 6 Ardekani M A, Motlagh M M. Ordinary hot-wire/hot-film method for spirography application [J]. Measurement, 2010(43): 31~38.
- 7 Bradbury L J S, Castro I P. A pulsed-wire technique for velocity measurements in highly turbulent flows [J]. Journal of Fluid Mechanics. 1971(49): 657~691.
- 8 Castro I P, Dianat M. Pulsed-wire anemometry near walls [J]. Experimental. Fluids 1990(8): 343~352.
- 9 Tanner L and Blows L. A study on the motion of oil films on surfaces in air flow, with application to the measurement of skin friction [J]. J. Phys. E: Sci. Instrum. 1976, 9: 194~202.
- 10 Monson D J. A nonintrusive laser interferometer method for the measurement of skin friction [J]. Experiments in Fluids, 1983, 1: 15~22.
- 11 Goldfeld M, Petrochenko V, Nestoulia R, et al. The Direct Measurement of Friction in Boundary Layer at Supersonic Flow Velocities [R]. AIAA-2001-1769.
- 12 Bland S M, Sang A K, et al. Improved direct measurement fiber-optic skin friction gauge for flight test and laboratory applications [R]. AIAA-2006-3836.
- 13 Tsuru T, Tomioka S, et al. Skin-friction measurements in supersonic combustion flows of a scramjet combustor [R]. AIAA-2008-4578.
- 14 Goyno C P, Stalker R J and Paull A. Shock Tunnel Skin Friction Measurement in A Supersonic Combustor [R]. AIAA paper 98-0943, 1998.
- 15 Goyno C P, Stalker R J and Transducer for Direct Measurement of Skin Friction in Hypervelocity Impulse Facilities [J]. AIAA Journal, 2002, 40(1): 42~49.
- 16 马洪强, 高贺, 毕志献. 高超声速飞行器相关的摩擦阻力直接测量技术[J]. 实验流体力学, 2011, 25(4): 83~88.
- 17 吕治国, 李国君, 姜华, 赵荣娟, 王刚. 激波风洞摩阻天平标定技术研究[C]. 第十六届全国高超声速气动/热学术交流会会议论文集, 2011, 305~308.

DIRECT MEASUREMENT OF FRICTION FOR HYPERSONIC SHOCK TUNNELS BASED ON PIEZOELECTRICITY

ZHANG Chen-an, YAO Wen-xiu, CHEN Wen-long, WANG Fa-min, LI Jing-mei

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

Abstract: Due to the low density in near-space, the thickness of boundary layer on hypersonic flight vehicles turns to large, which infects the flow outside the boundary layer. This phenomenon leads to the increase of friction drag, which may contribute 30~50% of the total drag. The study introduces a multi-piezoelectric technique, which can improve the sensitivity of the sensor. A symmetry sensor is applied for the acceleration correction. Friction measurement of a high lift-to-drag ratio configuration is performed in shock wind tunnel in order to validate the design. The experimental data agree well with the computational results.

Key words hypersonic; shock tunnel; skin friction; direct measurement; piezoelectric