

文章编号: 0258-1825(2016)05-0587-05

# 高超声速 1 MHz 高频脉动压力测试技术及其应用

纪 锋, 解少飞\*, 沈 清

(中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

**摘 要:**为了研究高超声速边界层内的高频脉动结构,特别是第二模态不稳定波,在 FD-07 风洞中搭建了一套 1MHz 量级高频脉动压力采集系统。风洞背景噪声和电磁噪声是影响高频脉动结构测量的主要原因。在风洞流场品质无法改变的前提下,对高频脉动压力采集系统的信号传输进行了改进,包括工频电源隔离、传输电缆屏蔽和采集设备接地等。通过改进措施,采集系统的抗电磁干扰和信号衰减的能力得到改善,其信噪比得以显著提升。结果表明,改进前后各频段噪声的能谱密度大幅降低(在频率 400 kHz 以下,噪声能谱密度降低了一个量级以上)。最后,利用该测试技术成功地在 FD-07 高超声速风洞中进行了边界层稳定性实验,捕捉到了第二模态不稳定波,其主导频率范围与线性稳定性理论预测结果吻合。

**关键词:**高超声速;高频脉动结构;电磁噪声;信号衰减;第二模态不稳定波

中图分类号: V411.4

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0117

## Hypersonic high frequency (1 MHz) fluctuation pressure testing technology and application

Ji Feng, Xie Shaofei\*, Shen Qing

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** High frequency (1 MHz) fluctuation pressure acquisition system was developed to study the high frequency fluctuation structures, especially the second mode instability waves, in hypersonic boundary layer in the FD-07 wind tunnel. Wind tunnel ground noises and electromagnetic noises affects measuring of high frequency fluctuation structures. Due to When the qualities of wind tunnel flow field can't change, a series of improvements were made for signal transmission of the system to enhance the ability of anti-electromagnetic interference and anti-attenuation. The improvements contained power supply isolation, shielding cable and ground connection, et al. The experimental results by comparison showed that signal to noise ratio (SNR) of the acquisition system increased remarkably, and the power spectrum densities of noises below 400 kHz were reduced by one order of magnitude. Finally, hypersonic boundary stability experiment was performed successfully with the acquisition system in FD-07 tunnel. The second mode wave was detected, and the main frequency extent agreed with the results of linear stability theory (LST).

**Keywords:** hypersonic; high fluctuation structures; electromagnetic noise; signal attenuation; the second mode instability wave

## 0 引 言

高超声速边界层转捩广泛存在于航空航天飞行

器的内外流中,导致壁面摩擦阻力和热流显著增加,影响飞行器的气动性能和控制效率。研究表明,高频扰动波是导致高超声速边界层转捩的重要因素,

收稿日期: 2015-12-10; 修订日期: 2016-02-01

基金项目: 国家自然科学基金(11372296, 11402256)

作者简介: 纪锋(1981-),男,内蒙古,高级工程师,研究方向:高超声速风洞试验及试验技术. E-mail: jifeng815@sohu.com

通信作者: 解少飞\*(1986-),研究方向:高超声速边界层转捩试验及试验技术. E-mail: flying\_1125@126.com

引用格式: 纪锋, 解少飞, 沈清. 高超声速 1 MHz 高频脉动压力测试技术及其应用[J]. 空气动力学学报, 2016, 34(5): 587-591.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0117 Ji F, Xie S F, Shen Q. Hypersonic high frequency (1 MHz) fluctuation pressure testing technology and application[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(5): 587-591.

如第二模态不稳定波主导了简单外形上的边界层转捩。因此,开展精细的高频脉动测量以研究这些脉动结构的发展演化特性和规律,是高超声速转捩预测和控制的重要环节。

高超声速边界层中的脉动结构测量开始于 Demetriades<sup>[1]</sup>的工作,1958年他第一次公布了高超声速边界层稳定性实验结果。此后,Stenson等<sup>[2-5]</sup>利用热线技术系统地研究了边界层内扰动波结构,尤其是第二模态不稳定波。然而,热线技术的应用存在诸多困难:为测量高频扰动波需提高热线响应,热线丝需要制作得很细,同时也会变得十分脆弱,如此小的热线丝在高超声速流动中保持完好是十分困难的,尤其是在风洞启动过程中;热线无法实现流向上的同时多点测量,导致热线结果无法反映同一车次同一时刻模型边界层内的空间流动特征。

为了弥补这些缺陷,2005年 Fujii等<sup>[6-7]</sup>首次利用 PCB132 高频压力传感器在 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)的 1# 高超声速风洞开展了圆锥边界层稳定性实验,测量到第二模态波。随后,Estorf等<sup>[8]</sup>利用 PCB132 传感器在 Purdue 大学的马赫数 6 静风洞和 Braunschweig 的常规风洞开展了圆锥边界层稳定性实验,发现 PCB132 传感器对第二模态不稳定波的敏感性很好,信噪比可能比 Stetson 等的热线实验结果高出一个量级。近些年,美国<sup>[9-10]</sup>、日本<sup>[11-12]</sup>、德国<sup>[13]</sup>等国家均成功采用 PCB132 传感器在高超声速风洞中开展了边界层稳定性实验研究,使得该传感器已成为目前应用最广泛

的高超声速边界层稳定性实验研究的探测手段。在国内,受到高频响、高噪声和低幅值等问题的制约,高超声速边界层中的高频脉动结构测量工作进展缓慢,仅北京大学<sup>[14]</sup>做过少量工作。

鉴于高频扰动结构在高超声速边界层转捩的重要影响,本文发展了一套高频脉动压力测试系统,并在信号传输方面采取一系列改进措施,包括工频电源隔离、传输电缆屏蔽、采集设备接地等,使该系统的信噪比大幅提升。最后,利用该系统在 FD-07 风洞中开展了高超声速稳定性实验,用以探测第二模态不稳定波。

## 1 高频脉动压力测试系统

为了捕捉高超声速边界层内的高频脉动结构,搭建了一套高频采集系统。系统组成框图,如图 1 所示。该系统包括高频压力传感器、信号调理器、信号采集卡、触发板卡、机箱和嵌入式控制器。

主要硬件介绍如下:

PCB 132 高频压力传感器(谐振频率 1 MHz 以上),安装在模型表面,用于捕捉壁面边界层内的高频脉动压力信号。

信号调理器,输入端与传感器连接,为传感器供电,并接受传感器的电压信号;输出端与采集卡连接,将电压信号传给采集卡。

采集卡(可实现从 24 位 500 kHz 到 16 位 15 MHz 的采样频率需求),将测得的数据信号传输给嵌入式控制器,用于数据的存储和分析。

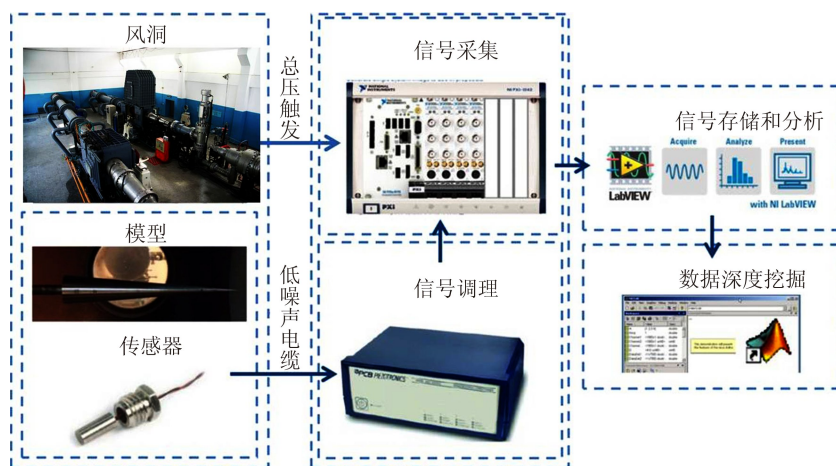


图 1 高频脉动压力采集系统的示意图

Fig. 1 Schematic diagram of high frequency fluctuation pressure acquisition system

## 2 信号传输过程的信噪比改善

前期研究表明,高超声速边界层内的高频脉动结构极易淹没在风洞背景噪声和电磁噪声中。Schneider<sup>[15]</sup>

曾指出,为了测量不稳定波,就需要使得其幅值足够大,并超越风洞背景噪声和电磁噪声。因此,在实验状态和传感器位置不发生变化(即可认为第二模态不稳定波幅值不变)时,提高采集系统的信噪比成为不

容忽视的问题。

信噪比(Signal to Noise Ratio, SNR),是指采集系统在正常工作时采集到的信号强度与空采时采集到的噪声的比值。由此可以看出,信噪比的提高需要从两方面进行,即降低噪声干扰和减少信号衰减。

## 2.1 降低噪声干扰

干扰噪声的种类很多,它可能是电噪声,通过电场、磁场、电磁场或直接的电气连接耦合到敏感的电路中;也可能是机械性的,如通过压电效应、机械振动导致电噪声;甚至温度的随机波动也可能导致随机的热势噪声。

对高超声速流场中的不稳定波影响较大的噪声包括,低频噪声、长波噪声以及 1MHz 以内的射频噪声。这些噪声影响到采集系统的正常工作,是经由某种传播途径被耦合到了采集系统之中。因此,抑制这些干扰噪声一般有 3 种手段:1) 消除或消弱干扰源;2) 设法使采集系统对干扰噪声不敏感;3) 使噪声传输通道的耦合作用最小化。结合采集设备、风洞本身以及风洞周围的情况,在以下几个方面进行降噪处理。

### 2.1.1 工频电源的谐波干扰

工频电网上连接着很多电气设备,某些高频设备会使交流电源线上叠加一些高频噪声;某些大功率开关器件会使交流电源线上产生尖峰噪声,这些噪声的宽度很窄,但幅度很高,其高次谐波丰富且频繁出现;工频电源线还是各种射频干扰的接受天线,它会接收各种无线广播和无线通信的射频信号。上述干扰均会通过供电电源影响微弱信号的采集电路。因此,电源噪声是对不稳定波影响的最大的噪声来源之一。作者选用了一台与工频电网断开的不间断电源为采集系统供电,使采集系统彻底与工频电网物理隔离,有效隔绝来自工频电网的噪声。

### 2.1.2 电磁屏蔽

屏蔽可控制电场(或磁场)从空间的一个区域到另一个区域的传播,这是克服电场耦合、磁场耦合以及电磁辐射耦合干扰的最有效手段。本次实验的屏蔽措施主要从两个方面展开:1) 屏蔽噪声源,通过用屏蔽材料把干扰源包围起来以减弱干扰场的强度;2) 屏蔽需要抑制噪声的传输电缆,通过用屏蔽材料把传导电缆包围起来以减弱电缆附近的场强。

大多数已知干扰源在建造和安装过程中,已经进行了必要的屏蔽措施。本部分仅需对传导电缆进行屏蔽。经过多次对比实验,最终选用了同轴电缆屏蔽线作为整个采集系统的传导电缆,如图 2 所示。该类电缆包括塑料编织外皮、高透明度 PE、铜薄膜、铜编

织网和多芯缠绕电缆丝。除此之外,在模型内部,需用铜箔胶带(其屏蔽效果明显好于铝箔胶带)将传感器的引出线贴在模型内壁上,做第一层屏蔽;在引出线与模型出口的连接处,用铜箔胶带填补,保证模型是一个理论上的电磁屏蔽空间。



图 2 同轴电缆屏蔽线解剖图

Fig. 2 Component diagrams of the coaxial cable

### 2.1.3 接地

接地回路噪声,是压电传感器接入二次测量线路或仪表而构成测试系统后,由于不同点位处的多点接地,形成了接地回路和回路电流所致。克服的根本途径是消除接地回路。本文的高频采集系统关注的频率在 1MHz 以下,故选择屏蔽层在信号调理器单端接地,避免多点接地或浮地。

### 2.1.4 其他措施

电缆噪声是同轴电缆在振动或弯曲变形时,电缆屏蔽层、绝缘层和芯线间将引起局部相对滑动摩擦和分离,而在分离层之间产生的静电感应电荷干扰,它将混入主信号中被放大。减小电缆噪声的方法:在实验过程中固定传感器的引出电缆,防止电缆振动或弯曲引入噪声。

## 2.2 减少信号衰减

除了降低噪声外,提高采集系统信噪比的另一种途径就是提高目标信号的幅值。当信号幅值恒定时,需考虑尽可能的减小信号在传输过程中的衰减或畸变。

### 2.2.1 集肤效应

集肤效应,又叫趋肤效应,电流或电压以频率较高的电子在导体中传导时,会聚集于总导体表层,而非平均分布于整个导体的截面积中。因为当导线流过交变电流时,根据楞次定律可知会在导线内部产生涡流,与导线中心电流方向相反。由于导线中心较导线表面的磁链大,在导线中心处产生的电动势就在导线表面附近处产生的电动势大。这样作用的结果是,电流在表面流动,中心则无电流。



在高频电路中可以采用空心导线代替实心导线,例如,频率为 1 MHz 时,集肤效应在  $60\ \mu\text{m}$  厚层面。但是,考虑实际情况的可行性,同时为了消弱趋肤效应,在高频电路中也往往使用多股导线编织成束来代替同样截面积的粗导线。基于此,本高频采集系统的信号传输电缆,全部采用了多芯缠绕的同轴电缆,如图 3 所示,以尽可能的降低集肤效应导致的高频信号衰减,提供信号传输效率。

### 2.2.2 电缆驱动限制

长电缆传输会影响传感器频率响应。PCB 压力传感器作为 ICP(Integrated Circuit Piezoelectric) 传感器不会因长电缆而增加噪声,但是会由于在线驱动电流不够而造成信号畸变。也就是说,电缆中的电容性负载会对高频信号起到滤波作用。一般采集信号在 10 kHz 以下时,无需考虑该问题。然而本文高频采集系统的工作范围在  $0\sim 1000\ \text{kHz}$  之间,甚至更高。因此需尽可能消除驱动电流和电缆长度对频率响应的影响。

在给定电缆长度时,最大传输频率  $F_{\max}$  是电缆电容和峰值信号电压对信号调节器的电流比的函数:

$$F_{\max} = \frac{10^9}{2\pi CV / (I_c - 1)} \quad (1)$$

其中,  $C$  为电缆电容, pF;  $V$  为传感器输出的最大电压值(其由传感器的灵敏度决定),  $V$ ;  $I_c$  为恒流激励的电流值, mA。由此可以看出,当电缆长度和传感器型号固定时,为了提高传感器的频率响应,需要尽可能的增加激励电流值。

按照本文高频采集系统的参数可知,电缆长度  $L = 10\ \text{m}$ ,  $C \approx 50\ \text{pF/m}$ , 传感器灵敏度约为  $20\ \text{mV/kPa}$ , 马赫数 6~8 条件下的静压一般不高于  $5\ \text{kPa}$ ,  $I_c = 4\ \text{mA}$ , 则可计算得到  $F_{\max} \approx 10\ \text{MHz}$ 。该最大频率远大于高超声速流场中的不稳定波( $100\sim 500\ \text{kHz}$ ), 因此,电缆传输对频率的影响可不考虑。

### 2.3 高频采集系统测试

利用上述方法对高频采集系统进行优化改进,提高高频采集系统的信噪比,并在 FD-07 高超声速风洞开展了系统测试验证。将 PCB 压力传感器安装在简易模型上,如图 3 所示,传感器与高频采集系统连接。将安装有 PCB 传感器的简易模型置于风洞实验段底部,采集风洞运行过程中的电磁噪声。利用 Welch 方法计算改进前后测量结果的能谱密度(Power Spectrum Density, PSD)曲线,如图 4 所示。图中可以看出,在  $400\ \text{kHz}$  以下频率,降低噪声一个量级以上。



图 3 钢制简易模型照片,头部安装孔用于安装 PCB 传感器  
Fig. 3 Steel simple model, the hole at the head is used to install PCB sensor

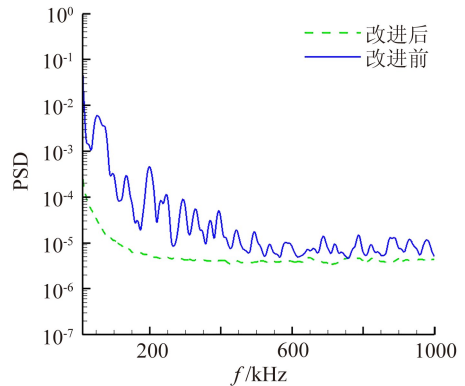


图 4 采集系统改进前后,FD-07 风洞周围噪声 PSD 对比图  
Fig. 4 PSD of noises around FD-07 Wind Tunnel before and after improvement

## 3 高超声速边界层稳定性实验

实验是在 FD-07 风洞<sup>[16]</sup>进行。该风洞是一座暂冲式下吹-引射高超声速风洞,以空气为工作介质。带封闭室的自由射流实验段尺寸为  $1880\ \text{mm} \times 1400\ \text{mm} \times 1130\ \text{mm}$ 。喷管出口直径为  $\Phi 0.5\ \text{m}$ ,可实现马赫数为 4~8。风洞背景噪声约为  $1.5\% \sim 3\%$ 。本文实验状态为  $Ma = 6$ ,  $Re = 1.0 \times 10^7 / \text{m}$  和  $1.8 \times 10^7 / \text{m}$ 。采用平板模型,PCB 压力传感器的位置距离平板前缘  $160\ \text{mm}$ 。采集器的采样频率  $f_s = 5\ \text{MHz}$ ,采样时间为  $200\ \text{ms}$ 。

利用 Welch 方法<sup>[17]</sup>计算了实验测得的压力脉动信号的能谱密度,同时利用线性稳定性理论<sup>[18]</sup>(Linear Stability Theory, LST)计算了相同工况下第二模态不稳定波的增长率  $-\alpha_i$ ,如图 5 所示。单位雷诺数为  $Re = 1.0 \times 10^7 / \text{m}$  时,实验测得的第二模态不稳定波频率大约为  $150\ \text{kHz}$ ,LST 得到的第二模态不稳定波的增长率最大频率恰好也在  $150\ \text{kHz}$  左右。实验与计算结果吻合的很好。当单位雷诺数增加到  $Re = 1.8 \times 10^7 / \text{m}$  时,由于相同位置上边界层厚度降低,

实验测得的第二模态不稳定波频率随之升高至 210 kHz, 与 LST 计算结果稍有偏差。这可能是边界层转换后期出现的非线性作用, 使试验测得的第二模态波频率值发生改变。

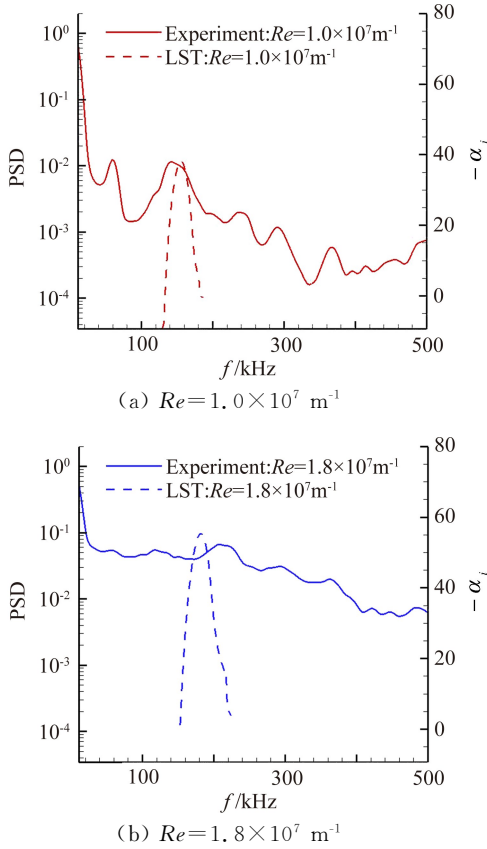


图 5 第二模态不稳定波探测结果

Fig. 5 The second mode instability wave detected

## 4 结束语

为了研究高超声速边界层中的高频脉动结构, 尤其是第二模态不稳定波, 本文搭建了一套高频脉动压力测试系统, 其最高采样频率可达 15 MHz, 最高分辨率为 24 bit, 传感器的谐振频率 1 MHz 以上。并对该系统的信号传输部分进行了多项改进措施, 其中包括降低噪声干扰和减少信号衰减。利用这些措施, 有效地改善了采集系统的信噪比, 在 400 kHz 以下频段, 噪声的能谱密度降低一个量级以上。最后, 利用该测试技术在 FD-07 风洞开展了高超声速稳定性实验, 并成功探测到第二模态不稳定波, 其主导频率与 LST 计算的结果吻合较好。

## 参 考 文 献:

[1] Demetriades A. An experimental investigation of the stability of the laminar hypersonic boundary layer [D]. [Ph. D. Dissertation]. California Institute of Technology, 1958.

[2] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J C, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8. Part 1: sharp cone. AIAA-83-1761 [R]. Reston: AIAA, 1983.

[3] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J C, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, Part 2: Blunt cone. AIAA-84-0006 [R]. Reston: AIAA, 1984.

[4] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J C, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, Part 3: Sharp Cone at Angle of Attack. AIAA-85-0492 [R]. Reston: AIAA, 1985.

[5] Stetson K F, Thompson E R, Donaldson J C, et al. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8, Part 4: on Unit Reynolds number and environmental effects. AIAA-86-1087 [R]. Reston: AIAA, 1986.

[6] Fujii K. Experiment of two dimensional roughness effect on hypersonic boundary layer transition [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(4): 731-738.

[7] Fujii K. An experiment of two dimensional roughness effect on hypersonic boundary layer transition. AIAA 2005-0891 [R]. Reston: AIAA, 2005.

[8] Estorf M, Radespiel R. Surface-pressure measurements of second-mode instability in quiet hypersonic flow. AIAA 2008-1153 [R]. Reston: AIAA, 2008.

[9] Casper K M, Beresh S J, Henfing J F, et al. Hypersonic wind-tunnel measurements of boundary-layer pressure fluctuations. AIAA 2009-4054 [R]. Reston: AIAA, 2009.

[10] Berridge D C, Casper K M, Rufer S J, et al. Measurements and computations of second-mode instability waves in three hypersonic wind tunnels. AIAA 2010-5002 [R]. Reston: AIAA, 2010.

[11] Tanno H, Komuro T, Sato K, et al. Measurement of hypersonic boundary layer transition on cone models in the free-piston shock tunnel HEST. AIAA 2009-0781 [R]. Reston: AIAA, 2009.

[12] Tanno H, Komuro T, Sato K, et al. Measurement of hypersonic high-enthalpy boundary layer transition on a 7 cone model. AIAA 2010-310 [R]. Reston: AIAA, 2010.

[13] Wagner A, Laurence S, Schrammz J M, et al. Experimental investigation of hypersonic boundary-layer transition on a cone model in the High Enthalpy Shock Tunnel (HEG) at Mach 7.5. AIAA 2011-2374 [R]. Reston: AIAA, 2011.

[14] Zhang C H, Tang Q, Lee C B. Hypersonic boundary-layer transition on a flared cone [J]. Acta Mechanica Sinica, 2013, 29(1): 48-53.

[15] Schneider S P. Developing mechanism-based methods for estimating hypersonic boundary-layer transition in flight: the role of quiet tunnels. AIAA 2013-2608 [R]. Reston: AIAA, 2013.

[16] Jiang Wei, Yang Yunjun, Chen Hewu. Investigation on aerodynamics of the spike-tipped hypersonic vehicle [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(6): 28-32. (in Chinese)

姜维, 杨云军, 陈河梧. 带减阻杆高超声速飞行器外形气动特性研究 [J]. 实验流体力学, 2011, 25(6): 28-32.

[17] Hu Guangshu. Digital signal processing [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2003: 514-516. (in Chinese)

胡广书. 数字信号处理 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2003: 514-516.

[18] Mack L M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary layer transition [J]. AIAA Journal, 1975, 13(3): 278-289.