

钝锥表面脉动压力风洞试验研究

王文, 蒋华兵

(中国工程物理研究院总体工程研究所, 四川 绵阳 621999)

摘要: **目的** 获得钝锥在风洞实验连续变雷诺数过程中表面脉动压力的变化规律。**方法** 基于利用超声速风洞, 研究 $Ma=6$ 、 $\alpha=0^\circ$ 工况下, 单位长度雷诺数从 $4.5 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 连续变化为 $1.0 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ 过程中钝锥表面脉动压力时域、频域的变化规律。**结果** 在雷诺数从高到低变化过程中, 钝锥表面测点脉动压力时域信号幅值出现了瞬间下降现象。基于自由来流动压归一化脉动压力时域信号显示, 转捩过程中归一化脉动压力较层流、湍流状态更高。从频域特性上看, 10 kHz 范围内, 转捩过程中 6 kHz 附近能量优先增长, 并且逐渐往整个低频段扩展, 整个频段归一化功率谱密度较湍流状态更高。**结论** 在给定的马赫数与攻角工况下, 湍流状态钝锥表面脉动压力归一化功率谱密度特性与来流雷诺数无关。边界层转捩时, 基于来流动压归一化脉动压力功率谱密度较湍流更高, 归一化脉动压力均方根系数约为湍流状态的 2 倍。环境工程及结构设计工程师在开展再入环境研究以及结构设计时应该对再入过程中出现的转捩现象予以关注。

关键词: 脉动压力; 功率谱密度; 风洞试验; 转捩; 圆锥

中图分类号: TJ011

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2021)03-0045-06

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.03.008

Wind Tunnel Test Research on Surface Pressure Fluctuations of a Blunt Cone

WANG Wen, JIANG Hua-bin

(Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China)

ABSTRACT: Characteristics of surface pressure fluctuations for a blunt cone on sequent variable Reynolds numbers are analyzed in this study. A wind tunnel test with variable Reynolds numbers ranging from $4.5 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ to $1.0 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$ at $Ma=6$ and $\alpha=0^\circ$ in FD-07 hypersonic wind tunnel. Detailed information of the characteristics of surface pressure fluctuations has been obtained in time domain and frequency domain, respectively. With the decrease of the Reynolds number, there exists a sudden reduction of the surface pressure fluctuations in time domain. The surface pressure fluctuations, which are normalized by the freestream dynamic pressure, reveals that the pressure fluctuations' magnitude of transition is higher than that of turbulence or laminar. Moreover, from the perspective of frequency analysis (<10 kHz), the increase of the pressure fluctuation energy at 6 kHz occurs prior to that at the lower frequency range during transition. The PSD of pressure fluctuations during transition is higher than that of turbulence. The surface pressure fluctuation characteristics have been obtained with the variation of Reynolds numbers in time and frequency domain. With specific Mach numbers and angles of attack of the test, the normalized PSD of surface pressure fluctuations is independent of the Reynolds number. The PSD of surface pressure fluctuations, which are nor-

收稿日期: 2021-02-04; 修订日期: 2021-02-16

Received: 2021-02-04; Revised: 2021-02-16

作者简介: 王文(1990—), 男, 博士, 助理研究员, 主要研究方向为流体力学。

Biography: WANG Wen (1990—), Male, Doctor, Assistant research, Research focus: fluid mechanics.

引文格式: 王文, 蒋华兵. 钝锥表面脉动压力风洞试验研究[J]. 装备环境工程, 2021, 18(3): 045-050.

WANG Wen, JIANG Hua-bin. Wind tunnel test research on surface pressure fluctuations of a blunt cone[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(3): 045-050.

malized by the freestream dynamic pressure during transition, is higher than that in turbulence. Its root mean square is two times than that in turbulence. More attentions should be paid to the transition in reentry when dealing with the reentry environment analysis or architectural design by the environment engineers and architectural designers.

KEY WORDS: pressure fluctuations; power spectral density; wind tunnel test; transition; cone

飞行器高速再入时,除了经历极其严酷的过载与热环境外,边界层内空气的无序运动也会造成极强的噪声环境,伴随着的是作用于飞行器表面的脉动压力载荷。由于脉动压力频域特性分布较宽,可能激发飞行器各阶振动响应,导致内部产品功能失效,甚至结构破坏。脉动压力是飞行器振动环境载荷预示以及结构设计的重要依据。此外,飞行器再入时的内噪声环境也主要是由脉动压力引起的。因此,脉动压力环境的研究与预测,对飞行器载荷环境预示及结构设计具有极其重要的意义。

目前,研究飞行器脉动压力的主要手段包括经验公式、数值模拟、风洞试验以及飞行试验。对于经验公式法,自20世纪60年代以来,开展了一系列试验和研究以理解和预测脉动压力^[1-10]。徐立功^[11]总结了一套预测各种场景下脉动压力环境统计特性的工程计算公式,包括均方根脉动压力、功率谱密度和交叉功率谱密度值,在国内应用较为广泛^[12-14]。上述经验公式主要针对湍流边界层状态,对于转捩过程脉动压力的变化情况以及频率特性,给出明确拟合公式的文献相对较少。随着高性能计算机的兴起,直接数值模拟(Direct Numerical Simulation-DNS)应用于对超声速圆锥的边界层模拟。Sivabramanian等^[15-16]对超声速下的圆锥局部扰动诱导的转捩进行了研究,指出边界层内存在基波共振与亚谐波共振2种非线性作用机制。李新亮^[17]针对尖锥开展了零攻角以及小攻角下的直接数值模拟,发现了在转捩位置前存在着非常低频的脉动压力,这可能是由第一或者第二模态引起。目前,数值模拟主要针对转捩过程及机理进行研究,对脉动压力频率特性特别是对结构影响比较大的低频段研究相对较少。在风洞实验方面,国内外也开展了较多的研究。刘向宏^[18]按照边界层自然转捩的发展过程,回顾了国内外在边界层感受性问题以及线性化阶段风洞试验研究的现状,并总结了风洞试验在未来超声速边界层转捩研究中的工作与意义。从总结的情况来看,大部分风洞试验结果中脉动压力侧重于高频(10^6 Hz量级)的测量与分析,研究方向仍然以流动机理为主,对低频段关注相对较少。对于飞行试验,美国空军研究实验室(Air Force Research Laboratory-AFRL)与澳大利亚国防科学技术组织(Defence Science and Technology Organization-DSTO)联合开展了名为HIFiRE(hypersonic International Flight Research Experimentation)的超声速飞行试验计划,该

计划准备通过10年、9次超声速飞行试验以发展超声速可持续飞行技术。其中,HIFiRE1与HIFiRE5针对边界层转捩现象进行了试验测量,获得了飞行过程中圆锥及椭圆锥构型的表面脉动压力数据^[19]。飞行试验可测量真实飞行工况下的脉动压力数据,但受限于飞行状态不易控制以及测量手段,飞行试验过程中能获得的脉动压力信息十分有限,并且试验周期长,资源消耗大。

圆锥模型由于构型简单、反应三维流动特性以及国防需求背景强烈等因素,被作为标模广泛应用于数值模拟、风洞试验以及飞行试验研究中,用于脉动压力的分析与预测。文中以钝锥模型为研究对象,利用风洞试验对模型表面脉动压力进行测量,获得脉动压力载荷时域、频域特征随来流雷诺数变化的规律,为飞行器再入环境脉动压力预示提供试验数据支撑。

1 试验风洞

试验在中国航空气动力技术研究院的超声速风洞FD-07中进行。该风洞口径为 $\phi 0.5$ m,试验段尺寸为 $1880\text{ mm}\times 1400\text{ mm}\times 1130\text{ mm}$,侧壁伴有口径为 $\phi 350\text{ mm}$ 的光学玻璃窗口。该风洞工作介质为空气,名义马赫数范围为4~10,如图1所示。



图1 FD-07风洞
Fig.1 FD-07 wind tunnel

2 模型与设备

2.1 试验模型

试验模型材质为45#钢,头部为钝头体的圆锥。

沿外形子午线轴向设置了 4 个测点, 分别位于 0.29、0.64、0.74、0.84 倍钝锥轴向特征长度处, 用于进行试验过程中的脉动压力测量。在各测点位置安装了脉动压力传感器, 传感器表面与试验模型表面尽可能保持平齐或略微下沉。

2.2 试验仪器与设备

该脉动压力试验在 FD-07 风洞试验段进行。通过连续改变试验段运行总压, 实现气流密度的改变, 进而实现设计的雷诺数连续变化工况。该实验压力传感器型号为 KulitteXCQ-100-25B 绝压传感器, 量程为 0~25 PSI, 固有频率为 240 kHz, 灵敏度和线性误差为满量程输出 (FSO) 的 $\pm 0.1\%$ 。传感器直径为 2.6 mm, 压力传感器外包覆聚四氟乙烯套以实现绝缘, 安装时传感器、聚四氟乙烯套端面与钝锥表面平齐。

采用江苏东华 DH3840 信号调理仪 (放大器) 为 Kulitte 传感器进行供电, 并对输出信号进行 100 倍增益放大, 频带宽度为 DC~300 kHz (+0.5~-3 dB)。采用成都华太 LXI-5402 16/500K 数据采集器对脉动压力数据进行采集, 采样频率为 50 kHz, 分辨率为 16 bit。由于试验过程中来流参数随时间是变化的, 数据采集系统从试验开始对压力数据进行全程采集,

采样时间约为 60 s。

3 结果与分析

通过连续改变总压实现雷诺数连续变化进行钝锥表面脉动压力的测量。本试验条件为 $Ma=6$ 、 $\alpha=0^\circ$, 单位长度雷诺数变化范围为 $4.5 \times 10^7 \sim 1.0 \times 10^7 \text{ m}^{-1}$, 试验实施时雷诺数由高到低变化, 变化曲线如图 2 所示。

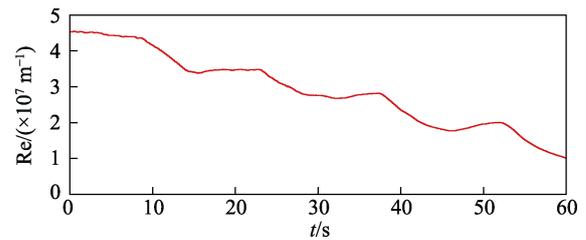


图 2 试验过程雷诺数变化情况
Fig.2 The Reynolds number variable during the test

钝锥表面不同位置压力随时间的变化曲线如图 3 所示。可以看出, 随着雷诺数降低, 脉动压力信号从钝锥端面至底部, 依次呈现由“喧闹”突然变为“安静”现象。

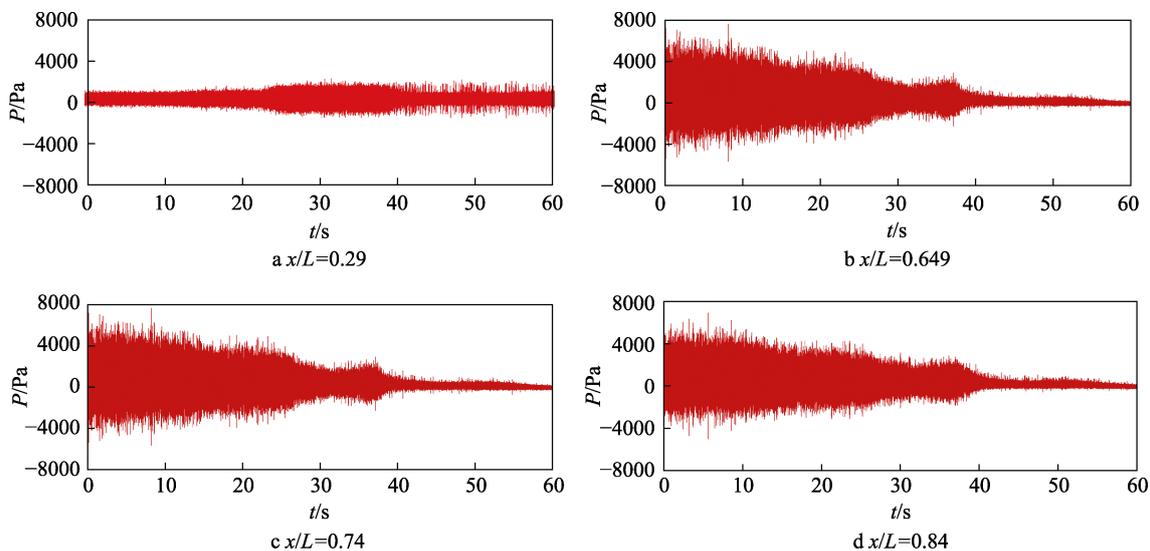


图 3 不同位置脉动压力随时间变化曲线
Fig.3 The surface fluctuations of different locations with time

上述测点利用自由来流动压进行归一化的脉动压力随时间变化曲线 (采用 10kHz 低通滤波) 如图 4 所示。对于 $x/L=0.29$ 测点, 由于测点靠前, 当地雷诺数较小, 归一化脉动压力时域信号幅值在 12 s 左右略微变小, 但变化不明显。对于 $x/L=0.64$ 、0.74、0.84 测点, 12 s 之前, 压力系数幅值较为稳定, 12 s 后开始呈现出幅值放大的趋势, 25 s 左右幅值达到最大状

态, 40 s 后幅值又开始减小。40 s 以后, 个别测点压力系数又呈现出变大的趋势, 这可能是由于边界层变为层流后, 背景噪声占比变大引起的。图 5 中的归一化脉动压力均方根值 (采用 10 kHz 低通滤波) 也同样反映出该变化趋势。从图 5 中还可以看出, 转换过程中的钝锥表面归一化脉动压力均方根值最大值为湍流的 2 倍。

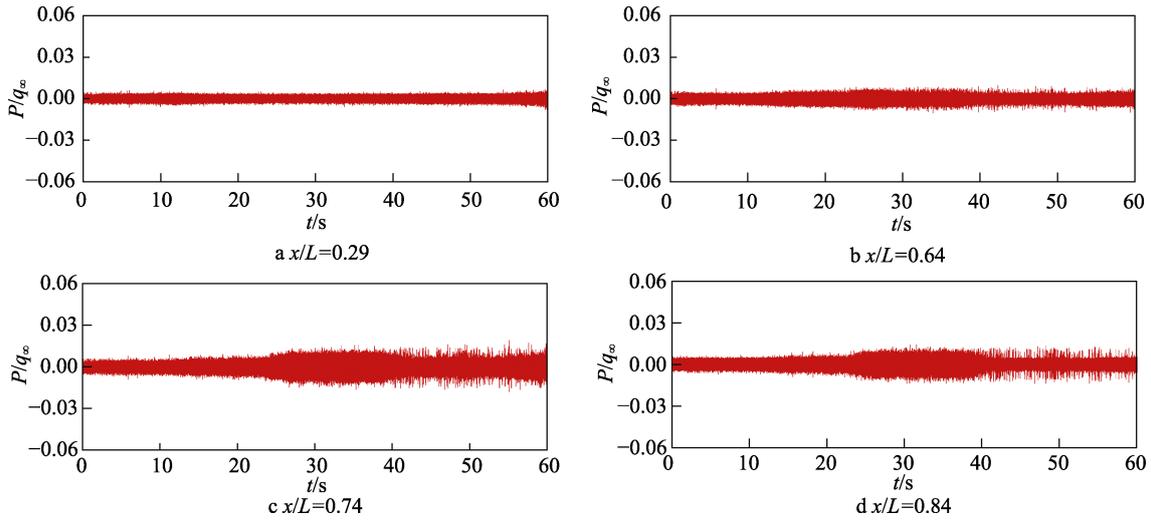


图4 不同位置归一化脉动压力随时间变化曲线
Fig.4 The normalized surface fluctuations of different locations with time

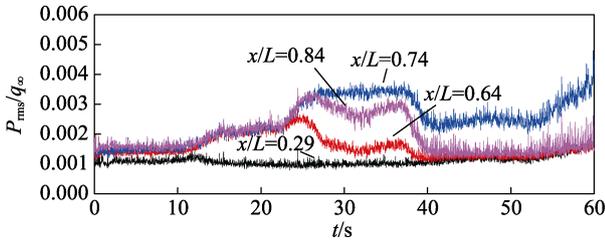


图5 归一化脉动压力均方根值随时间变化规律
Fig.5 The normalized surface fluctuation root mean square of different locations with time

对各测点压力时域信号利用自由来流压归一化后进行傅里叶变换,采用 Welch^[20]的方法对脉动压力信号进行时频变换,计算功率谱密度(PSD),计算窗口为1 s。为了减小数据处理过程中的谱泄漏和旁瓣效应的影响,选取 Hanning 窗函数进行数据加窗处理,窗口大小为 8192 个数据点,窗口重叠率为 50%,功率谱密度函数估计的频率 f 分辨率为 6.1 Hz。各测点在不同时刻的归一化功率谱密度如图 6—9 所示。

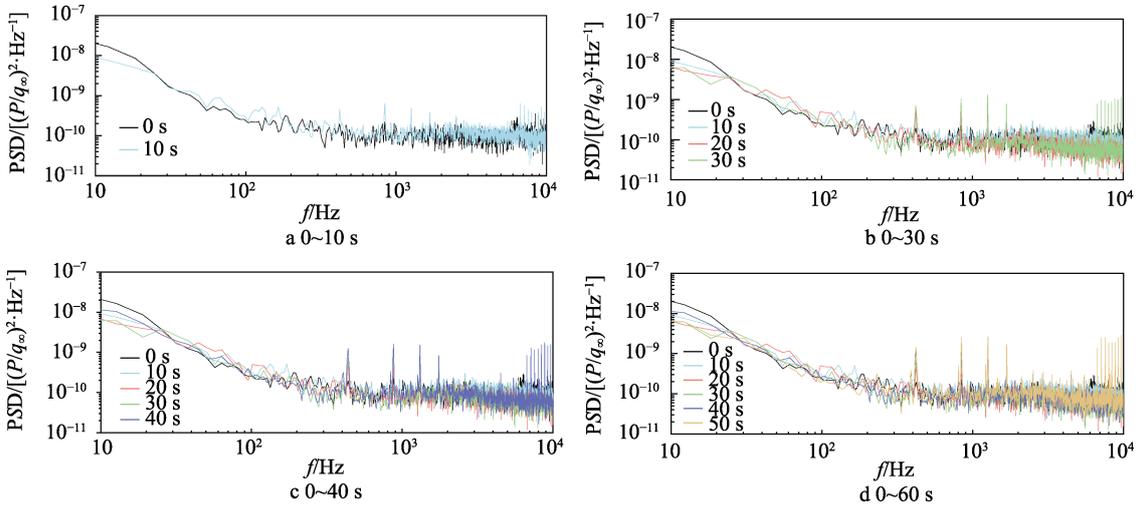


图6 $x/L=0.29$ 处不同时刻归一化脉动压力功率谱密度
Fig.6 The normalized surface pressure fluctuation PSD at $x/L=0.29$ of different time

对于 $x/L=0.29$ 测点,由于位置较为靠前,当地雷诺数较小,并且风洞背景噪声较大,10 Hz~10 kHz 间功率谱密度变化不明显。对于 $x/L=0.64, 0.74, 0.84$ 等 3 个测点,在 0~10 s 过程中,边界层为湍流状态,归一化功率谱密度频率特性保持不变。10~30 s 过程中,随着雷诺数从高到低,边界层由湍流状态逐渐进

入转捩状态,6 kHz 附近频段脉动压力功率谱密度优先开始增长,随后扩展至整个低频段。30~40 s 过程中,边界层由转捩状态逐渐进入层流状态。可能是由于背景噪声的缘故,出现了层流状态的归一化脉动压力功率谱密度整体较湍流状态高的现象。圆锥类再入飞行器实际再入过程中,典型情况下雷诺数由低变

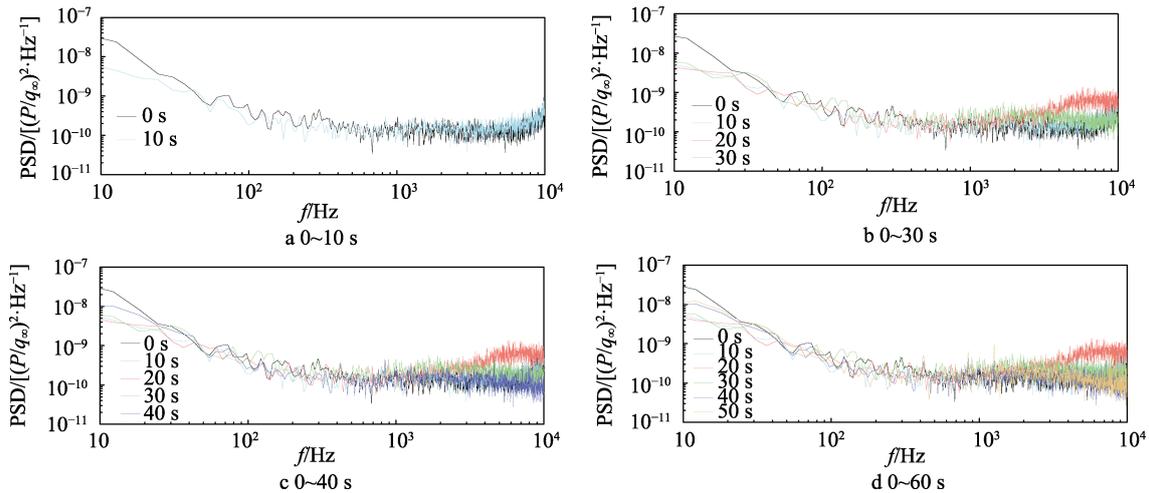


图 7 $x/L=0.64$ 处不同时刻归一化脉动压力功率谱密度
 Fig.7 The normalized surface pressure fluctuation PSD at $x/L=0.64$ of different time

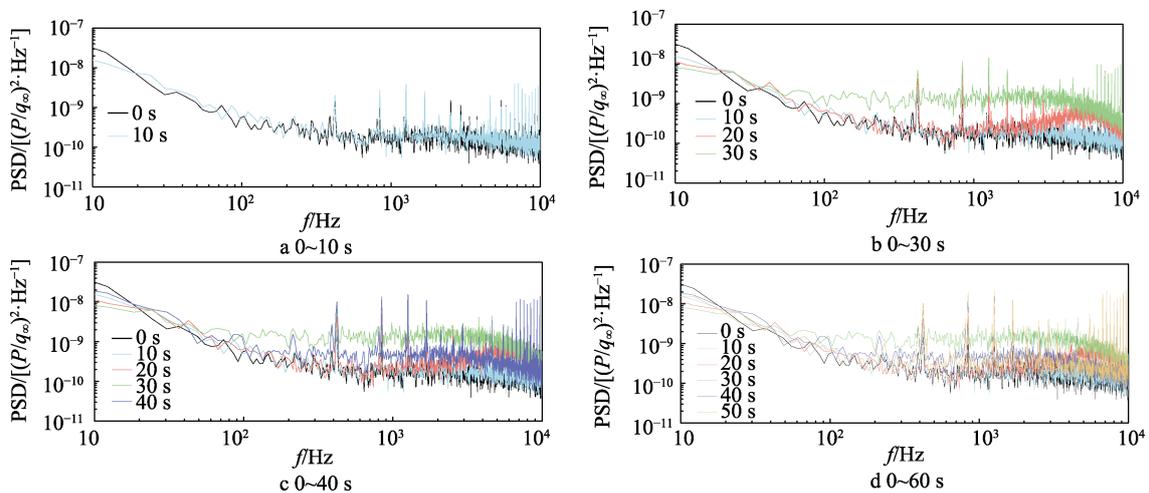


图 8 $x/L=0.74$ 处不同时刻归一化脉动压力功率谱密度
 Fig.8 The normalized surface pressure fluctuation PSD at $x/L=0.74$ of different time

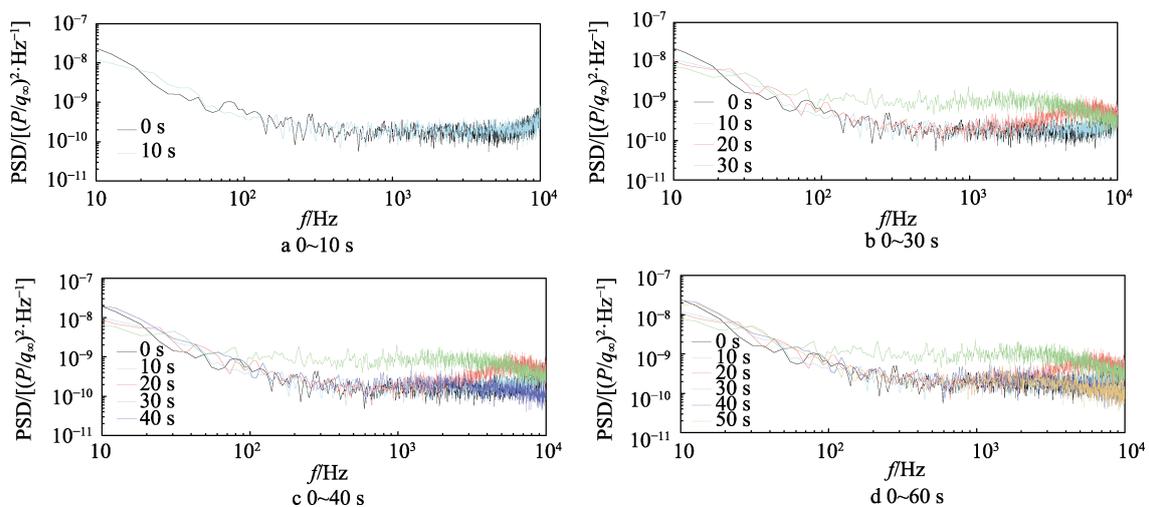


图 9 $x/L=0.84$ 处不同时刻归一化脉动压力功率谱密度
 Fig.9 The normalized surface pressure fluctuation PSD at $x/L=0.84$ of different times

高，与当前试验状态变化情况相反。因此，转换过程中功率谱密度的变化规律应该与试验观测到的结果相反，即从层流到转换再到湍流过程中，低频段能量

优先发展起来，然后逐渐往高频扩展，这与边界层转换过程中大尺度涡结构逐渐破碎直至发展成为湍流的过程相符。从图 6—9 中也可以看出，转换过程中，

归一化的功率谱密度较湍流状态更高,并且低频段能量分布更多。这更容易激励器再入飞行器的结构响应,脉动压力预示时需要对该过程进行单独处理,环境工程及结构设计工程师在开展再入环境考虑以及结构设计时应该对此予以特别关注。

4 结论

1) 试验中观察到脉动压力时域及频率特征随边界层从湍流到转捩再到层流转变的变化。

2) 在马赫数一定且边界层为湍流状态时,归一化的脉动压力频域特性基本与雷诺数无关。

3) 边界层转捩时,脉动压力低频段能量较多,且归一化功率谱密度高于湍流状态,利用自由来流动压归一化的脉动压力均方根系数转捩状态约为湍流状态的2倍。

4) 由于转捩过程中脉动压力能量低频部分占比较大,转捩过程脉动压力预示需要进行单独考虑。

参考文献:

- [1] HOUBOLT J C. On the estimation of pressure fluctuations in boundary layers and wakes[K]. General Electric Technical Information Series 66SD296, 1966.
- [2] LOWSON M V. Prediction of boundary layer pressure fluctuations[R]. Washington: Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1968.
- [3] MARTELLUCCI A, CHAUMP L, ROGERS D, et al. Experimental determination of the aeroacoustic environment about a slender cone[J]. AIAA Journal, 1973, 11(5): 635-642.
- [4] CHAUMP L E, MARTELLUCCI A, MONFORT A. Aeroacoustic loads associated with high beta re-entry vehicles[R]. [s. l.]: Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1973.
- [5] RAMAN K R. Surface pressure fluctuations in hypersonic turbulent boundary layers[C]// Aeroacoustics Conference. Seattle: AIAA, 1973.
- [6] LAGANELLI A L, MARTELLUCCI A, SHAW L. Prediction of surface pressure fluctuations in hypersonic turbulent boundary layers[C]// 9th fluid and plasmadynamics conference. San Diego: AIAA, 1976.
- [7] LAGANELLI A L, HOWE J R. Prediction of pressure fluctuations associated with maneuvering reentry vehicles[R]. [s. l.]: Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1973.
- [8] LAGANELLI A L, MARTELLUCCI A, SHAW L. Prediction of turbulent wall pressure fluctuations in attached boundary layer flow[C]// 14th Fluid and Plasma Dynamics Conference. Palo Alto: AIAA, 1981.
- [9] 陈伟芳, 张志成, 石于中, 等. 再入体表面脉动压力环境的预测[J]. 国防科技大学学报, 2001, 23(6): 20-23.
CHEN Wei-fang, ZHANG Zhi-cheng, SHI Yu-zhong, et al. The prediction of pressure on surface of reentry vehicles[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2001, 23(6): 20-23.
- [10] 张志成, 陈伟芳, 石于中, 等. 球头双锥再入体表面脉动压力环境的分析与预测[J]. 宇航学报, 2002, 23(2): 19-22.
ZHANG Zhi-cheng, CHEN Wei-fang, SHI Yu-zhong, et al. The analysis and prediction of fluctuating pressure on the sphere-biconic reentry vehicles[J]. Journal of astronautics, 2002, 23(2): 19-22.
- [11] 徐立功, 刘振寰. 再入飞行器脉动压力环境的分析与预测[J]. 空气动力学学报, 1991, 9(4): 457-464.
XU Li-gong, LIU Zhen-huan. Prediction of maneuvering reentry vehicles fluctuating pressure environments[J]. Acta aerodynamica sinica, 1991, 9(4): 457-464.
- [12] 张志成. 再入体表面脉动压力环境的分析与预测[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2002.
ZHANG Zhi-cheng. The analysis and forecast of fluctuating pressure environment on reentry vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2002.
- [13] 蒋华兵, 李春丽, 陈强洪. 再入飞行器脉动压力环境特征分析[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(3): 378-382.
JIANG Hua-bin, LI Chun-li, CHEN Qiang-hong. The characteristics of fluctuating pressure environment for a re-entry vehicle[J]. Spacecraft environment engineering, 2010, 27(3): 378-382.
- [14] 苏松松. 脉动压力下飞行器结构响应及相关断裂问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
SU Song-song. On the research of the response of aircraft structure subjected to the fluctuating pressure and related fracture phenomena[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [15] SIVASUBRAMANIAN J, FASEL H F. Numerical investigation of boundary-layer transition initiated by a wave packet for a cone at mach 6[R]. Reston: AIAA, 2010.
- [16] Sivasubramanian J, Fasel H F. Nonlinear stages of transition and breakdown in a boundary layer on a sharp cone at mach 6[R]. Reston: AIAA, 2012.
- [17] 李新亮, 傅德熏, 马延文. 可压缩尖锐边界层湍流的直接数值模拟[J]. 中国科学, 2008, 38(1): 89-101.
LI Xin-liang, FU De-xun, MA Yan-wen. A direct numerical simulation of compressible cone turbulent boundary layers[J]. Science china part G, 2008, 38(1): 89-101.
- [18] 刘向宏, 赖光伟, 吴杰. 高超声速边界层转捩实验综述[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2): 196-212.
LIU Xiang-hong, LAI Guang-wei, Wu Jie. Boundary-layer transition experiments in hypersonic flow[J]. Acta aerodynamica sinica, 2018, 36(2): 196-212.
- [19] ROGER L K, DAVID A, MATTHEW B, et al. HIFIRE-1 and HIFIRE-5 test results[R]. Washington: Air Force Research Lab, 2014.
- [20] WELCH P D. The use of fast Fourier transform for the estimation of power spectra: A method based on time averaging over short, modified periodograms[J]. IEEE transactions on audio and electroacoust, 1967, 15(2): 70-73.