

# 基于快速响应 PSP 技术的跨声速 脉动压力实验研究

任一鹏<sup>1</sup>, 杨小龙<sup>2</sup>, 林崧<sup>1</sup>, 于靖波<sup>3</sup>, 武玉玉<sup>1</sup>,  
杨学军<sup>1</sup>, 朱 莉<sup>1</sup>, 黄 宇<sup>1</sup>

- (1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;
2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;
3. 中国航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

**摘要:** 利用快速响应压敏涂料 (PSP) 技术对弹箭类飞行器跨声速段的脉动压力特性开展风洞实验研究, 获得了  $Ma=0.8\sim 1.2$  范围内弹箭类飞行器全表面 1.2s 实验时间段内的脉动压力特性, 较全面地研究了马赫数、攻角 (舵偏角) 对脉动压力分布特性的影响。实验结果表明, 快速响应 PSP 技术的脉动压力测量结果与高精度脉动压力传感器结果较为吻合, 均方根脉动压力系数的测量误差小于 15%, 精度要求满足工程设计使用, 且快速响应 PSP 测量方式能够获得弹箭类飞行器全表面的脉动压力分布, 有利于捕获压力峰值和辨识跨声速非定常流场结构, 更好地指导脉动压力载荷设计, 在弹箭类飞行器设计中有较高的工程应用价值。

**关键词:** 快速响应压敏涂料; 跨声速; 脉动压力; 飞行器全表面

中图分类号: V411.4

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 01-0039-09

## Study on Transonic Fluctuating Pressure by Wind Tunnel Testing using Fast Response Pressure Sensitive Paint (PSP)

REN Yipeng<sup>1</sup>, YANG Xiaolong<sup>2</sup>, LIN Song<sup>1</sup>, YU Jingbo<sup>3</sup>,  
WU Yuyu<sup>1</sup>, YANG Xuejun<sup>1</sup>, ZHU Li<sup>1</sup>, HUANG Yu<sup>1</sup>

- (1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;
3. China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** We study the aircraft's transonic fluctuating pressure characteristics by wind tunnel test using fast response pressure sensitive paint (PSP), and we have got the fluctuating pressure characteristics in the 1.2s experimental time of the whole aircraft in transonic flows (Mach Number 0.8~1.2), and the influence of Mach Number, angle of attack (rudder deflection angle) on the distribution characteristics of transonic fluctuating pressure is analyzed in a more comprehensive way. The wind tunnel test results show that, the PSP results are consistent with conventional fluctuating pressure sensor results and the measurement error of RMS fluctuating pressure coeffi-

收稿日期: 2018-04-17; 修订日期: 2018-07-11

基金项目: “十三五”国防基金科研项目 (JCKY2016203A030)

作者简介: 任一鹏 (1986-), 男, 工程师, 主要研究方向为飞行器气动与气动热设计。E-mail: rtianxiao@163.com

cient is less than 15%, which meets the accuracy requirement of engineering design. Besides, compared with the traditional pressure sensor measurement, the fast response pressure sensitive paint measurement can get the fluctuating pressure characteristics of the whole surface of the aircraft, and it is helpful to accurately capture the peak value of fluctuating pressure, identify the structure of transonic unsteady shock wave movement, flow separation and reattachment. So, the fast PSP method is a new way to study the fluctuating pressure of the aircraft, and this test method is of good engineering application value in the design of aircraft.

**Key words:** Fast response pressure sensitive paint; Transonic flow; Fluctuating pressure; Full aircraft-surface

## 0 引言

在风洞实验中,表面压力定量测量是了解飞行器气动特性的基础,对理解流场特性、分析飞行器气动特性具有重要价值,是飞行器设计的重要依据。

压敏涂料(PSP)测量技术提供了非接触式的光学测压手段,可对复杂飞行器模型进行高空间分辨率的表面压力测量。目前PSP技术通常应用于定常压力的测量,压敏涂料的响应时间约为秒量级。为满足飞行器结构强度、刚度、颤振分析需求,能够捕捉大面积压力脉动的快速响应PSP技术在近年来开始发展,为飞行器动态气动特性及复杂空气动力学现象的研究提供了支撑。

国外的快速响应PSP技术研究起步较早,目前的响应时间能达到几十微秒至毫秒量级<sup>[1-5]</sup>。国内方面,中国空气动力研究与发展中心、中国航天空气动力技术研究院、中国航空工业空气动力研究院等优势单位近年来开始了快速响应PSP测压技术的研究,但尚未开展飞行器工程应用层面的实验<sup>[6-9]</sup>,仅开展了局模级别的验证实验<sup>[10-12]</sup>。

PSP测压技术与常规传感器测压技术的比较如表1所示。从表1中可见,在精度满足要求的前提下,PSP测压技术更适合于飞行器工程研制需求。本文综合考虑弹箭类飞行器脉动压力载荷设计需求,利用快速响应PSP技术对弹箭类飞行器全表面的跨声速段脉动压力特性开展风洞实验研究,获得了 $Ma=0.8\sim 1.2$ 范围内弹箭类飞行器全表面1.2s实验时间段内的脉动压力,较全面地分析了马赫数、攻角(舵偏角)对脉动压力分布特性的影响。实验结果表明,快速响应PSP技术的

脉动压力测量结果与高精度脉动压力传感器结果较为吻合,均方根脉动压力系的测量误差小于15%,精度要求满足工程设计使用;与传统脉动压力传感器测量方式相比,快速响应PSP测量方式能够获得弹箭类飞行器全表面的脉动压力分布特性,有利于准确捕获脉动压力峰值、辨识非定常流场结构,可更好地指导弹箭类飞行器脉动压力载荷设计。该实验方法在弹箭类飞行器设计研制中有较高的工程应用价值。

表1 PSP测压与传感器测压比较

Tab. 1 Comparison between conventional sensors and PSP

	传感器测压	PSP测压
测量方式	接触式测量	非接触式测量
数据形式	单点测量,数据离散	面测量,数据连续
数据质量	精度高,频率覆盖范围广,有传感器干扰	精度适中,高频无法覆盖,无传感器干扰
流场辨识	难以获得流场特征	可显示表面流场特征
实验模型	需加工测压实验模型	可利用测力实验模型

## 1 实验原理

### 1.1 压敏涂料基本原理<sup>[6]</sup>

PSP技术的基本原理是压敏涂料探针分子的光致发光和氧猝灭效应,是一种光学测压技术。受到适当波长的光照射后,压敏涂料被激发出波长更长的光,如图1所示。氧分子的对压敏涂料探针分子的“氧猝灭”效应,使得当地静压越高,荧光减弱越严重。通过测得飞行器模型表面的荧光光强分布即可换算得到飞行器模型表面的压力分布。

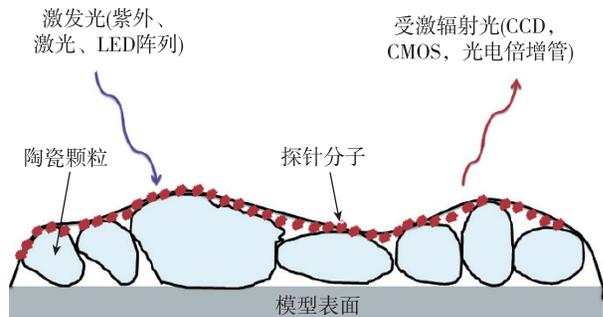


图 1 压敏涂料测量基本原理示意图

Fig. 1 Schematic of the basic principle of PSP measurement

利用 Stern-Volmer 公式, 可由实验测得的光强换算得到测量压强

$$\frac{I_{\text{ref}}}{I} = A(T) + B(T) \frac{P}{P_{\text{ref}}} \quad (1)$$

式中,  $P$  和  $I$  分别为实验压力和实验光强,  $P_{\text{ref}}$  和  $I_{\text{ref}}$  分别为参考压力和参考光强, 通常选择一个大气压为参考压力, 参考压力条件下的光强作为参考光强;  $A(T)$  和  $B(T)$  为压敏漆的校准系数, 由压敏漆校准曲线确定。

### 1.2 快速响应压敏涂料特性<sup>[6]</sup>

将发光染料和聚合物胶黏剂溶于溶剂, 形成的混合物即为常用的压敏涂料。风洞实验中, 将压敏漆喷涂或刷涂在实验模型表面, 待溶剂挥发后, 涂层内发光分子便固定在聚合物中。压敏涂料的黏合力、硬度、涂层的平整度和厚度, 都应满足实验要求, 如黏合力应能承受风洞实验中的空气摩擦力和冲刷力; 应尽量降低涂料的粗糙度和涂层厚度, 一般来说, 涂料的最大均方粗糙度应小于  $0.25\mu\text{m}$ , 涂层厚度范围为  $20\mu\text{m} \sim 40\mu\text{m}$ 。

本次脉动压力测量实验中使用的快速响应压敏涂料由中国航空气动力技术研究院和中国科学院化学研究所共同研制, 该涂料以稳定性较强的 PtTFPP (化学结构如图 2 所示) 作为发光基团, 由聚合物形成多孔性涂层结构, 荧光探针分子包含在微孔中, 能够增大空气接触面积, 使得响应扩散率增加, 从而降低了反应时间。以波长  $400\text{nm}$  的紫外光为激发光源, 快速响应 PSP 涂料激发出的荧光发射波长约  $600\text{nm} \sim 700\text{nm}$ , 有氧空气环境 (air) 和无氧氮气环境 (nitrogen) 下快速响应 PSP 涂料的发射光中心波长和发射光强度如图 3 所示。

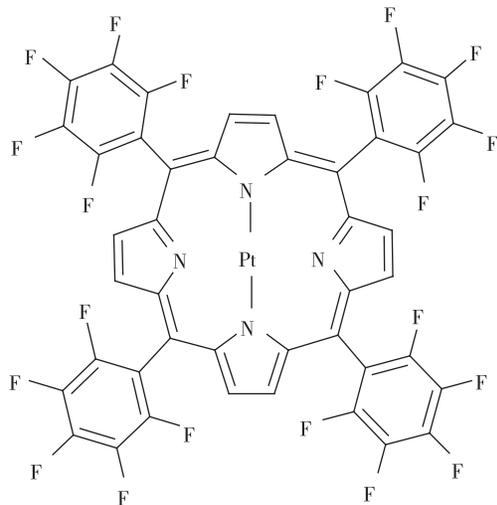


图 2 PtTFPP 的化学结构

Fig. 2 Chemical structure of PtTFPP

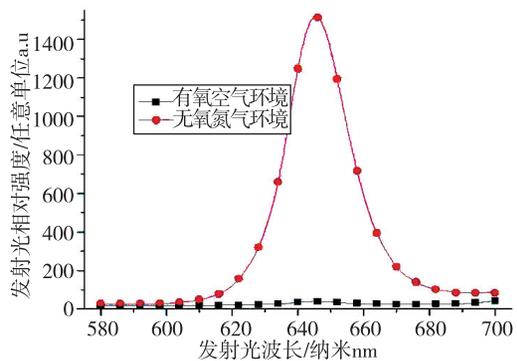


图 3 快速响应 PSP 涂料的发射光谱

Fig. 3 Emission spectra of fast response PSP

快速响应压敏涂料的响应时间在毫秒甚至微秒量级, 涂料的响应时间决定了风洞实验时非定常流场脉动压力的采集频率。在正式实验之前, 需要通过静态标定实验确定涂料的基底光强、Stern-Volmer 关系系数、使用稳定性、温度依赖性, 通过动态标定实验确定涂料的快速响应时间特性。

静态标定装置如图 4 所示, 压敏涂料样片放置在压力腔内, 腔内压力和温度由真空泵和低温循环机控制。在不同压力和温度条件下, 用风洞实验相同的光源照射, 用相同的相机进行拍摄得到相应的图像组, 对图像处理后得到光强-压力曲线。标定的温度范围从  $25^\circ\text{C} \sim 50^\circ\text{C}$ , 压力范围从  $10\text{kPa} \sim 100\text{kPa}$ 。基于 PtTFPP 发光基团的压敏涂料在不同温度条件的静态标定曲线如图 5 所示。

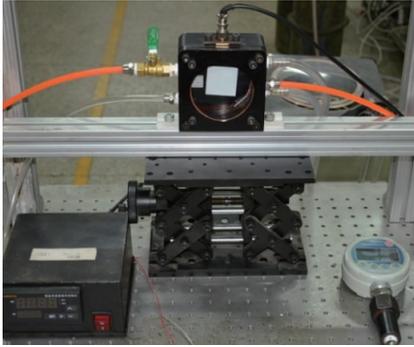


图 4 PSP 静态标定装置

Fig. 4 Static calibration device

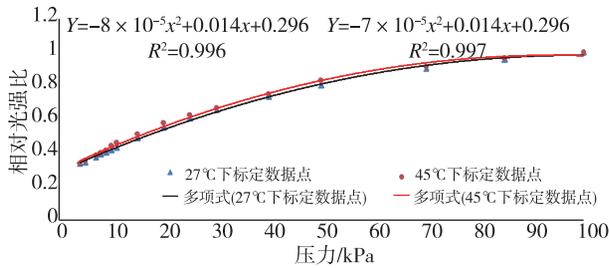


图 5 压敏涂料不同温度静态标定曲线

Fig. 5 Calibration curves of PSP at different temperature

高速脉冲射流动态标定装置如图 6 所示，用高压氮气作为气源产生瞬时脉冲射流获得压力阶跃，其产生的压力阶跃时间可达 0.1ms，压力阶跃的时间由 Kulite 传感器记录，光强阶跃的时间由 PMT 记录。分析光强阶跃的时间曲线，能得到 PSP 对压力变化的响应时间。经过不断改进涂料性能，响应时间从 300ms 降低至 0.2ms，能够初步满足本实验的非定常脉动压力测量的需求。典型的 PSP 压力阶跃信号如图 7 所示，其中蓝色曲线是根据快速响应 PSP 涂料的测量信号，黑色曲线是 5 个响应周期平均处理后的结果。

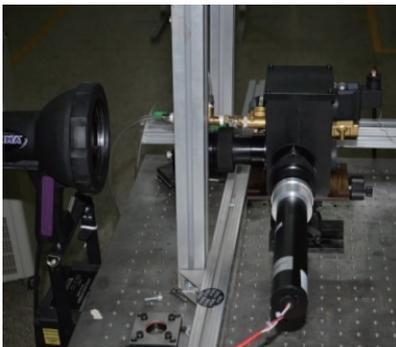


图 6 快速响应 PSP 动态标定装置

Fig. 6 Dynamic calibration device of fast response PSP

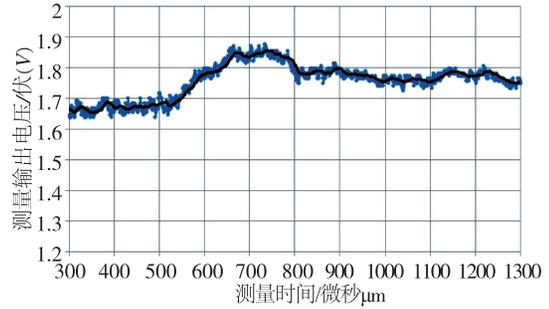


图 7 典型的 PSP 响应时间

Fig. 7 Normalized response time of PSP

## 2 实验方案

实验是在中国航天空气动力技术研究院的亚跨超声速风洞中进行。该风洞是一座直流暂冲式三声速风洞，实验马赫数范围为 0.3~4.0，攻角范围为  $-15^{\circ} \sim 25^{\circ}$ ，侧滑角范围为  $-12^{\circ} \sim 12^{\circ}$ 。风洞实验段横截面尺寸为 1.2m × 1.2m，亚跨声速实验段长 3.8m，超声速实验段长 2.4m。

实验模型为常规的弹箭类飞行器，箭体为锥-柱类细长旋成体，箭体尾部有 3 片“T”型周向布局的空气舵。模型在风洞中采用尾部支撑方式，表面全部涂有快速响应 PSP 涂料。为有效利用风洞两侧壁的观察窗，模型侧向安装，用侧滑角机构实现不同攻角状态。

实验测量系统主要包括相机、滤光器、光电探测器、光源和数据采集处理。选用位深 12bit、感光灵敏度 4000 的 Photron SA5 高速相机，该相机在分辨率为 1024 × 1024 像素条件下的采集频率可达 7000 帧，选用 35mm 或 50mm 焦距的相机镜头，在风洞运行时保证采集图像在不过曝的前提下最大程度地接受 PSP 辐射出的荧光；相机镜头前安装  $(650 \pm 10)$  nm 的带通滤光片，防止其他波段光线的干扰；实验光源为两个 600W 氙灯紫外光源。在 PSP 实验测量中，需要尽可能增大光源及相机与模型表面的正交性，从而保证实验测量结果较好<sup>[6]</sup>。

本次实验中，3 台相机分别在实验段的两侧和顶部拍摄模型，2 台实验光源分别在实验段两侧照射模型，风洞实验装置如图 8 所示。实验中相机采集频率为 1000f/s 和 5000f/s，每次实验都连续采集 2000 张吹风状态下的图像，然后采集 100 张无风状态下的参考图像。

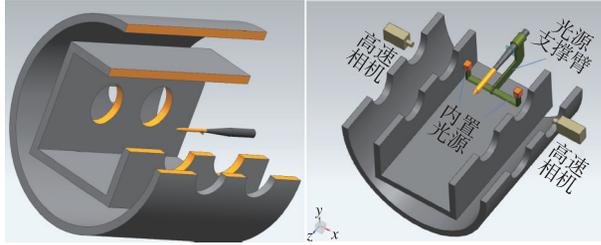


图 8 实验模型布置示意图

Fig. 8 Layout of experimental model

为有效评估快速响应 PSP 技术获得的脉动压力频率和测压精度，本实验在模型上布置了 6 个 Kulite XCQ-080 高精度脉动压力传感器，并配备信号频带宽度为 DC-200kHz 的 DH5927 动态测试信号分析系统，用于与 PSP 测量结果的对比和校准。脉动压力测点编号及位置示意图如图 9 所示，其中 1、2 号测点测量流动分离再附引起的脉动压力特性，4、5 号测点测量局部突起物引起的脉动压力特性，3、6 号测点测量尾舵与箭体波系干扰产生的脉动压力特性。



图 9 实验模型测压点编号及位置示意图

Fig. 9 Numbering and position diagram of the pressure measurement points in the experimental model

基于快速响应 PSP 的跨声速脉动压力测量实验流程如图 10 所示。

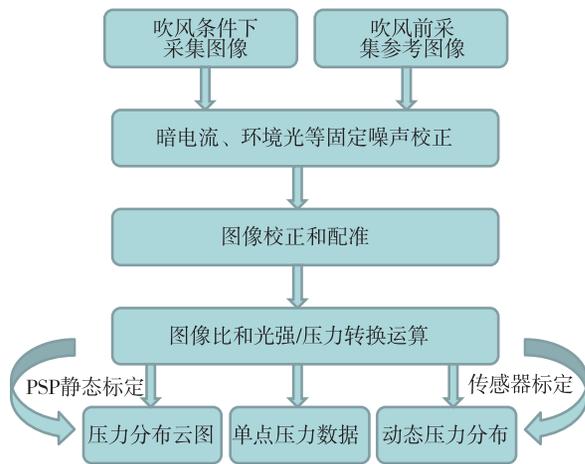


图 10 实验流程示意图

Fig. 10 Schematic diagram of experimental process

### 3 实验结果分析

#### 3.1 快速响应 PSP 测量结果准确性验证

马赫数  $Ma = 1.0$ 、攻角  $\alpha = 0^\circ$ 、舵偏角  $\delta = 0^\circ$  时，快速响应 PSP 获得的舵面压力系数云图与 CFD 计算结果的比较如图 11 所示，由图 11 可知 PSP 获得的舵面高压、低压分布合理。

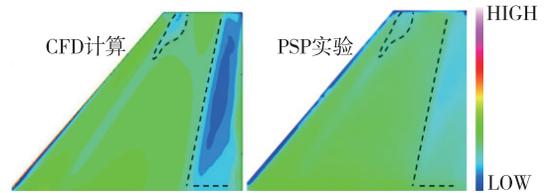


图 11 舵面压力系数云图（实验与计算结果比较）

Fig. 11 Comparison of the experiment and CFD calculation results of the pressure coefficient of the rudder

不同采样频率会影响快速响应 PSP 测量结果，为此开展了马赫数  $Ma = 1.2$ 、攻角  $\alpha = 0^\circ$ 、舵偏角  $\delta = 0^\circ$  条件下的采样频率影响研究。针对舵面某一特征点，1000Hz 和 5000Hz 采样频率时，PSP 获得的压力系数随时间的变化曲线如图 12 所示；脉动压力无量纲功率谱密度随无量纲频率的变化曲线如图 13 所示。对比 1000Hz 和 5000Hz 采样频率时的压力系数发现，随采样频率的提高，PSP 测量得到的压力脉动值会略微增大，但压力均值变化波动在 3% 以内；对比 1000Hz 和 5000Hz 采样频率时的功率谱密度发现，二者在低频部分功率谱密度函数曲线相近，舵面上监测点的功率谱密度很低，变化较小，并不存在明显的主频。PSP 脉动压力实验中，为保证测量精度，典型状态同时选用 1000Hz 和 5000Hz 的采样频率。

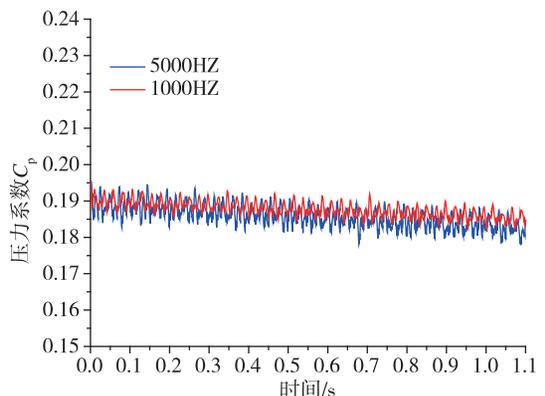


图 12 不同采样频率时压力系数随时间变化曲线  
Fig. 12 Curve of pressure coefficient with time at different sampling frequency

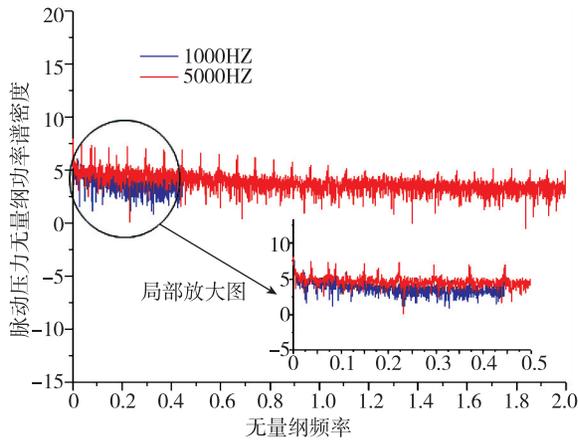


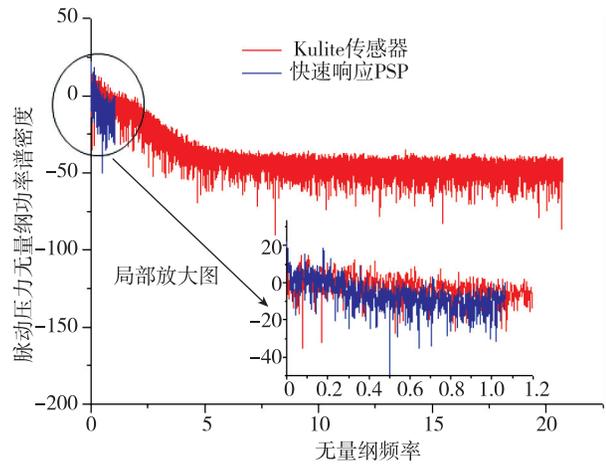
图 13 不同采样频率时脉动压力功率谱密度随频率变化曲线

Fig. 13 Fluctuating pressure power spectral density with frequency variation curve at different sampling frequency

表 2 PSP 与传感器脉动压力测量结果比较

Tab. 2 Comparison of the fluctuating pressure measurement results between PSP and sensor

(a) 测点 3			
	平均压力	均方根脉动压力	均方根脉动压力系数
Kulite	75933.7	684.0	0.02023
PSP	76559.4	768.5	0.02268
误差	0.82%	12.35%	12.11%
(b) 测点 6			
	平均压力	均方根脉动压力	均方根脉动压力系数
Kulite	74184.2	695.4	0.02056
PSP	75709.8	759.5	0.02241
误差	2.06%	9.22%	9.00%



(b) 测点 6

图 14 传感器与 PSP 的脉动压力功率谱密度比较

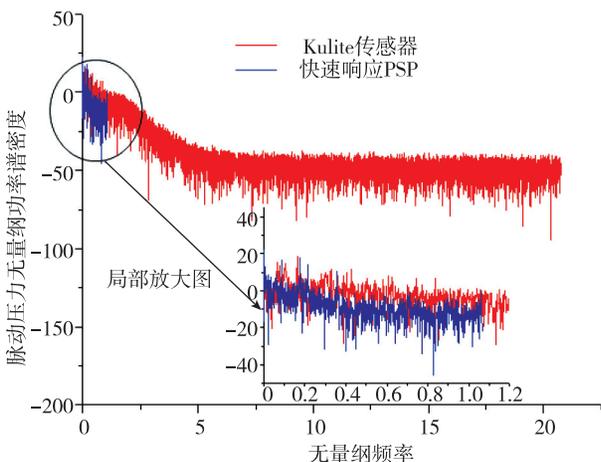
Fig. 14 Comparison of fluctuating pressure power spectral density between sensors and PSP

马赫数  $Ma = 0.8$ 、攻角  $\alpha = 0^\circ$ 、舵偏角  $\delta = 0^\circ$  时，3 号和 6 号测点位置的 Kulite 传感器与 PSP 的脉动压力统计值的比较如表 2 所示，脉动压力功率谱密度的比较如图 14 所示。对比可见，PSP 与 Kulite 传感器获得的脉动压力平均值一致性很好，差异小于 5%，脉动压力均方根值量级相同，差异小于 15%；PSP 和 Kulite 传感器获得的无量纲功率谱在低频部分吻合度较好，能够有效地捕捉由非定常激波诱导的分离及分离再附引发的大幅值、中低频压力脉动，受限于 PSP 采样频率（远低于 Kulite 传感器），目前快速响应 PSP 还无法获取脉动压力的高频特征信息。通过与传感器数据的比较，进一步验证了快速响应 PSP 测量结果的正确性。

### 3.2 攻角对跨声速脉动压力特性的影响

马赫数  $Ma = 0.8$ 、舵偏角  $\delta = 0^\circ$  时，不同攻角条件下快速响应 PSP 获得的特定时刻的弹箭类飞行器全表面压力系数云图如图 15 所示，可以看到，随着攻角绝对值的增加，迎风面的 PSP 测量结果显示为压力值升高，符合流场规律，与脉动压力传感器的数据变化趋势也一致。攻角绝对值较大时，背风面的 PSP 测量结果与脉动压力传感器的测量结果略有差异，判断主要是受光源布置的限制，大攻角状态时背风区模型表面接收到的光强度减弱，引起 PSP 测量产生一定误差。

为避免背风面光强差异引起的 PSP 测量误差，在箭体及尾舵迎风面选择特征点（见图 15 中标示



(a) 测点 3

的 P61 和 P93)，得到的不同攻角时压力系数随时间的变化曲线如图 16~图 17 所示。由图 16~图 17 可见，不同攻角时，迎风面的压力平均值会有所差异，但压力脉动规律差异不明显，脉动压力的均方根值差异较小，频谱分析得到的脉动压力功率谱密度也大致相当。

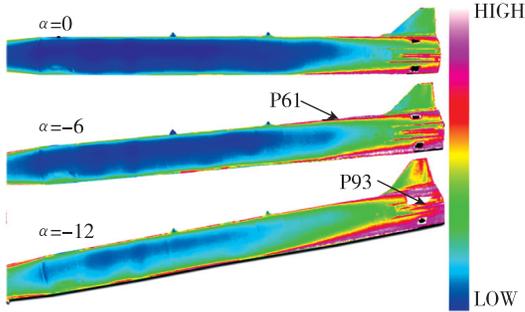
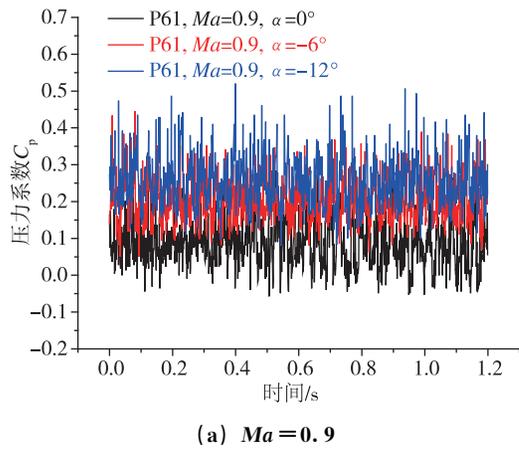
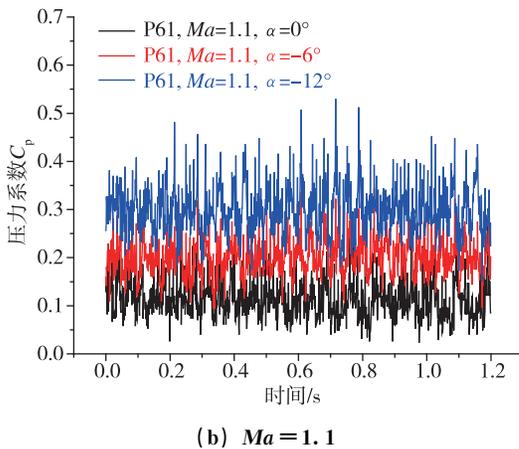


图 15 不同攻角时飞行器全表面压力系数云图 PSP 实验结果  
Fig. 15 PSP experimental results of full surface pressure coefficient of aircraft at different angle of attack (AOA)

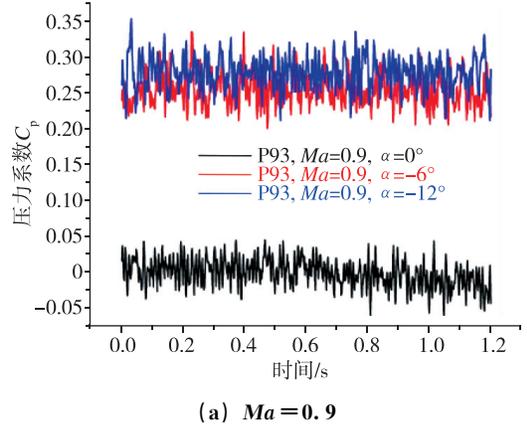


(a)  $Ma = 0.9$

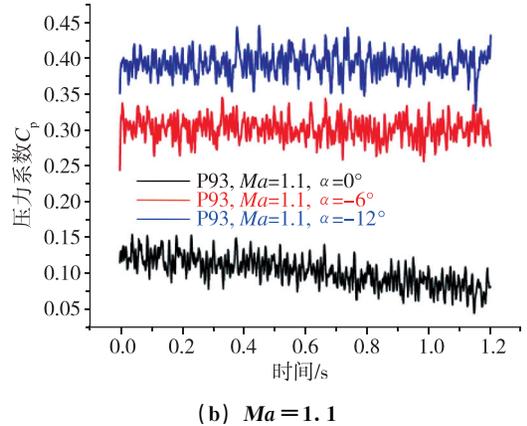


(b)  $Ma = 1.1$

图 16 箭体迎风面特征点压力系数随时间变化曲线  
Fig. 16 Pressure coefficient with time at different AOA on rocket-body windward face detection point



(a)  $Ma = 0.9$



(b)  $Ma = 1.1$

图 17 尾舵迎风面特征点压力系数随时间变化曲线

Fig. 17 Pressure coefficient with time at different AOA on rudder windward face detection point

### 3.3 马赫数对跨声速脉动压力特性的影响

攻角  $\alpha = 0^\circ$  条件下，不同马赫数时快速响应 PSP 获得特定时刻的箭体表面及尾舵迎风面、背风面压力系数云图如图 18 所示。由图 18 可见，箭体表面和尾舵迎风面的压力分布规律相对较为一致，马赫数影响较小；尾舵背风面存在明显的低压区，且随马赫数增加，低压区扩大，马赫数效应增强。

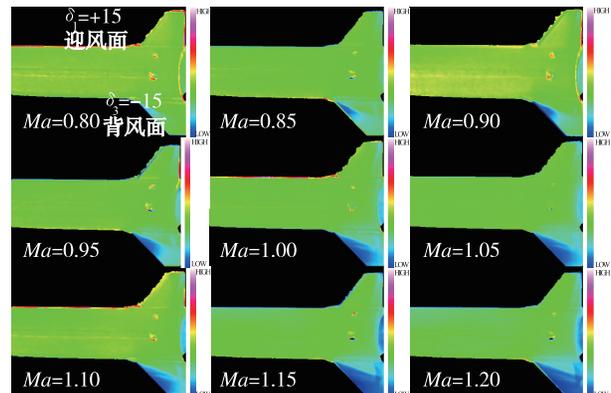


图 18 不同马赫数时箭体及尾舵表面压力系数云图  
Fig. 18 Pressure coefficient contour at different Ma

### 3.4 跨声速脉动压力非定常特性

马赫数  $Ma=0.85$  和  $0.95$ 、攻角  $\alpha=0^\circ$  时, 快速响应 PSP 获得的不同时刻箭体及尾舵的压力系数云图如图 19~图 20 所示, 箭体及尾舵迎风面特征点的压力系数随时间变化曲线如图 16~图 17 所示。由图 19~图 20 可见, 箭体表面突起物干扰区、箭体-尾舵干扰区及尾舵背风面的压力分布均有较为明显的非定常特性, 压力脉动量最大约为平均量的  $10\% \sim 18\%$ ; 此外, 尾舵与箭体之间的波系干扰、尾舵背风面涡系结构的周期性脱落, 使得箭体表面的高压区、尾舵表面的失速区均存在位置游走、幅值震荡的现象。

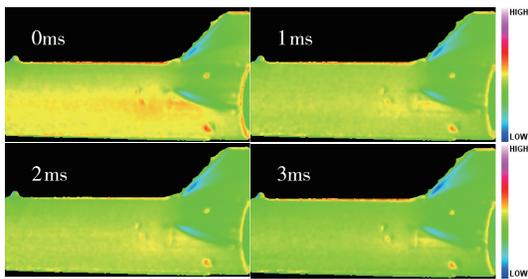


图 19 不同时刻箭体压力系数云图 ( $Ma=0.85$ ,  $\alpha=0^\circ$ )

Fig. 19 Pressure coefficient contour of rocket-body at different time

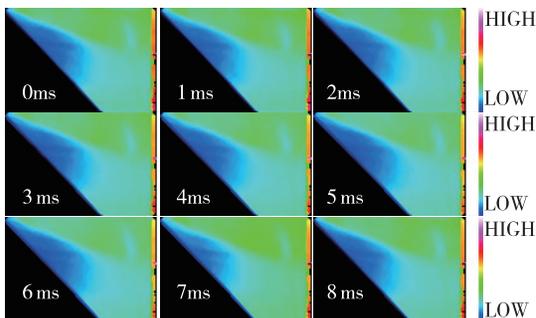


图 20 不同时刻尾舵压力系数云图 ( $Ma=0.95$ ,  $\alpha=0^\circ$ )

Fig. 20 Pressure coefficient contour of rudder leeward at different time

## 4 结论

本文综合考虑弹箭类飞行器脉动压力载荷设计需求, 利用快速响应压敏涂料 (PSP) 技术对弹箭类飞行器全表面的跨声速段脉动压力特性开展风洞实验研究, 获得了  $Ma=0.8 \sim 1.2$  范围内飞行器全表面 1.2s 实验时间段内的脉动压力, 较为全面地分析了马赫数、攻角 (舵偏角) 对脉动压力分布特性的影响。

快速响应 PSP 技术的脉动压力测量结果与高精度脉动压力传感器结果较为吻合, 平均压力的测量误差小于  $2.5\%$ , 均方根脉动压力系的测量误差小于  $15\%$ , 精度要求满足工程设计使用。

快速响应 PSP 脉动压力实验结果显示, 箭体表面突起物干扰区、箭体-尾舵干扰区及尾舵背风面的压力分布在跨声速段有较为明显的非定常特性, 压力脉动量峰值为平均量的  $10\% \sim 18\%$ 。

与传统脉动压力传感器测量方式相比, 快速响应 PSP 测量方式能够获得弹箭类飞行器全表面的脉动压力分布特性, 有利于准确捕获脉动压力峰值、辨识非定常流场结构, 可更好地指导飞行器脉动压力载荷设计, 有较高的工程应用价值。同时, 由于现阶段风洞设备的限制, 光源和相机的布置位置受限, 大攻角状态时模型背风区 PSP 测量会产生一定误差; 此外, 受限与相机和涂料的时间分辨率, PSP 测量获得的脉动压力功率谱密度的频率覆盖范围较窄, 需进一步改进, 在保证测量精度的条件下提高有效采样频率。

### 参考文献

- [1] Gregory J W, Sakaue H, Sullivan J P. Unsteady pressure measurements in turbomachinery using porous pressure sensitive paint [R]. AIAA 2002-0084, 2002.
- [2] Bencic T J. Experiences using pressure sensitive paint in NASA Lewis Research Center propulsion test facilities [R]. AIAA 1995-2381, 1995.
- [3] Houck S W, Hepp R G, Morris M J, et al. Pressure sensitive paint flight test [C]. Aerospace Applications Conference, 1996, 4: 241-252.
- [4] Nakakita K, Takama Y, Imagawa K, et al. Unsteady PSP measurement of transonic unsteady flow field around a rocket fairing model [R]. AIAA 2012-2758, 2012.
- [5] Kameda M, Seki H, Makoshi T, et al. Unsteady measurement of a transonic delta wing flow by a novel PSP [R]. AIAA 2008-6418, 2008.
- [6] 向星居, 熊红亮, 袁明磊, 等. 快响应 PSP 技术用于高超声速圆柱绕流的非定常压力测量 [J]. 实验流体力学, 2015, 29 (3): 54-61.
- [7] 刘波, 周强, 靳军, 等. 压力敏感涂料技术及其应用 [J]. 航空动力学报, 2006, 21 (2): 225-233.
- [8] 郑立新, 郝重阳, 刘波, 等. 压力敏感涂料内流场测量系统及涂料校准 [J]. 实验流体力学, 2008, 22 (3): 86-88+93.
- [9] 邓学莹, 张永存, 程厚梅, 等. 双分量压敏涂料技术的应用研究 [J]. 空气动力学学报, 2010, 28 (5):

- 485-489.
- [10] 尚金奎, 袁洪杰, 赵民, 等. TSP 转捩探测技术在民机风洞实验中的应用研究 [J]. 空气动力学学报, 2016, 34 (3): 341-345.
- [11] 纪锋, 解少飞, 沈清. 高超声速 1MHz 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.
- [12] 柯峰, 刘应征, 陈汉平. 湍流壁面脉动压力场测量技术: 传声器阵列 [J]. 空气动力学学报, 2007, 25 (3): 400-403.

**引用格式:** 任一鹏, 杨小龙, 林崧, 等. 基于快速响应 PSP 技术的跨声速脉动压力实验研究[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (1): 39-47.

**Citation:** Ren Y P, Yang X L, Lin S, et al. Study on transonic fluctuating pressure by wind tunnel testing using fast response pressure sensitive paint (PSP) [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (1): 39-47.