

高超声速快响应 PSP 测量技术研究进展

彭迪^{1, 2, *}, 李永增^{1, 2}, 刘旭^{1, 2}, 焦灵睿^{1, 2}, 刘应征^{1, 2}

1. 上海交通大学机械与动力工程学院 叶轮机械研究所, 上海 200240
2. 上海交通大学 燃气轮机研究院, 上海 200240

摘要:高超声速流动中普遍存在转捩、分离和激波-边界层干扰等复杂流动现象, 会导致飞行器表面压力分布复杂且变化剧烈。压敏涂料(PSP)具有非接触、高空间分辨率以及全场测量等显著优势, 是高超声速气动测试亟需的精细化测量技术。近年来, 随着 PSP 响应速度的提升与测量方法的发展, 其应用已逐渐由常规低速/高速风洞测试拓展至高超声速领域, 在高速运动模型测试方面也取得了突破。本文介绍了快响应 PSP 测量技术的最新研究进展, 结合两类典型的高超声速风洞以及一种相对特殊的自由飞弹道靶设备, 分别探讨了 PSP 测量技术的挑战与对策, 并展示了相关应用实例, 最后对高超声速快响应 PSP 测量技术研究进行了展望。

关键词:高超声速; 压敏涂料; 快响应; 风洞测试

中图分类号: V211.7 文献标识码: A

Recent advances in hypersonic fast pressure-sensitive paint measurement technology

PENG Di^{1, 2, *}, LI Yongzeng^{1, 2}, LIU Xu^{1, 2}, JIAO Lingrui^{1, 2}, LIU Yingzheng^{1, 2}

1. Institute of Turbomachinery, School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China
2. Gas Turbine Research Institute, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China

Abstract: Complex flow phenomena such as transition, separation and shock-wave-boundary-layer interaction commonly exist in hypersonic flows, which lead to fast-changing and complicated surface pressure distributions. Pressure-sensitive paint(PSP) is a highly desired fine measurement technology in hypersonic aerodynamic testing, which has shown clear advantages such as non-intrusive, high spatial resolution and full-field measurement. In recent years, due to the enhancement of PSP's response time and the development of measurement methods, the application of this technology has been expanded from regular low-speed/high-speed wind tunnel testing to the hypersonic field. Meanwhile, there are breakthroughs in high-speed moving model testing techniques. This paper first introduces the most recent research advances in the fast PSP measurement technology, and then discusses the challenges and countermeasures of PSP measurement based on application examples in two typical hypersonic wind tunnels and one relatively special free-flight ballistic range facility. Finally, the conclusion and outlook are given.

Keywords: hypersonic; pressure-sensitive paint; fast response; wind tunnel test

0 引 言

高超声速飞行器表面压力载荷是飞行器气动设

计的重要参数。由于高超声速流动中普遍存在转捩、分离和激波-边界层干扰等复杂流动现象, 会导致飞行器表面压力分布复杂且变化剧烈; 而当前高

收稿日期: 2021-09-18; 修回日期: 2021-11-13; 录用日期: 2021-11-16

基金项目: 国家自然科学基金优秀青年项目(12022202); 上海市科技启明星计划项目(20QA1404900)

* 通信作者 E-mail: idgnep8651@sjtu.edu.cn

引用格式: 彭迪, 李永增, 刘旭, 等. 高超声速快响应 PSP 测量技术研究进展 [J]. 实验流体力学, 2022, 36(2): 92-101.

PENG D, LI Y Z, LIU X, et al. Recent advances in hypersonic fast pressure-sensitive paint measurement technology[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022, 36(2): 92-101.

超声速风洞试验中, 模型表面压力测量仍依赖传统单点式压力传感器, 空间分辨率低, 难以满足日益增长的精细化测量需求。此外, 传感器还面临诸如在复杂模型中安装困难、高冲击载荷影响信号质量等问题。与之相比, 压敏涂料 (Pressure-Sensitive Paint, PSP) 是一种更为先进的光学测压技术, 具有非接触、高空间分辨率以及全场测量等显著优势, 已广泛应用于流体力学与航空航天领域^[1-2]。近年来, PSP 的性能与测量方法发展迅速, 其应用已逐渐由常规低速/高速风洞测试拓展至高超声速领域^[3-5]。

PSP 中含有对压力敏感的发光材料。当其受到特定波长的激发光照射时, 会吸收激发光的能量并发射出与激发光波长不同的发射光, 该过程即为 PSP 的“光致发光”。PSP 的测量原理是基于光致发光过程中的氧猝灭效应, 即 PSP 信号受到周围环境中空气压力 (氧分压) 的影响, 导致光强与表面压力成反比, 其定量关系可由 Stern-Volmer 方程描述^[1]:

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

式中: I_{ref} 、 p_{ref} 分别为参考条件下的光强与压力; T 为温度; 系数 A 、 B 受温度影响, 通常通过标定确定。

典型的 PSP 测量系统如图 1 所示, 主要包括 PSP、激发光源与相机三部分。实验时, 首先在模型表面待测区域喷涂 PSP, 然后利用激发光源对 PSP 进行激发并以相机采集 PSP 发光信号。采集到的 PSP 图像经过一系列数据处理流程后, 最终转化为模型表面的压力分布。

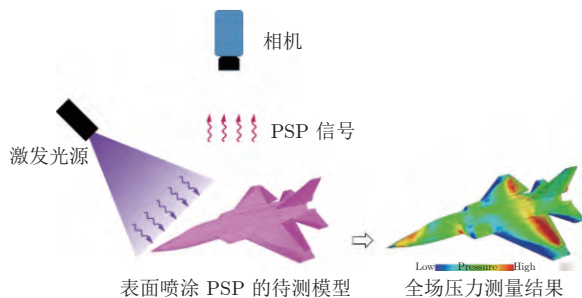


图 1 PSP 测量系统示意图
Fig. 1 PSP measurement system

早在 20 世纪 90 年代, 美国、俄罗斯、德国等航空航天强国就已分别针对高速风洞测试需求开发了 PSP 测量系统^[6-8], 此后英国和日本也开展了 PSP 技术研发并将其应用于风洞实验^[9-10]。2000 年以来, 我国在引进国外技术的基础上, 开始自主开发 PSP 及其测量系统, 并成功应用于多项基础研究和型号测

试^[11-15]。目前, 应用于常规风洞稳态测试的压敏涂层技术已相当成熟^[16]。该技术的发展方向, 一是针对非定常流动发展基于快响应 PSP 的高时空分辨测量技术; 二是拓展 PSP 的应用范围, 针对高流速、高速运动、高温等极端测试条件发展有效的测量方法^[17]。

本文聚焦于快响应 PSP 技术的研究进展及其在高超声速气动测试中的应用。首先介绍两种广泛使用的快响应 PSP 以及相应的测量方法, 然后针对两类典型的高超声速风洞以及一种相对特殊的自由飞弹道靶设备, 结合应用实例探讨 PSP 技术应用面临的挑战与对策, 最后对 PSP 技术研究进行展望。

1 快响应压敏涂料

压敏涂料通常由对氧浓度/压力敏感的发光材料与可透氧的高分子基层材料组成, 发光材料与基层材料充分混合后涂覆于模型表面。氧气需要在基层材料中扩散, 才能与发光分子充分接触并产生氧猝灭效应。早期采用的基层材料的氧扩散率普遍较低, 导致 PSP 响应时间较长 (通常在 1 s 以上), 无法满足非定常气动测试的需求^[1]。

为提高响应速度, 一种可行的方法是减小涂料厚度, 例如, 俄罗斯中央空气流体力学研究院 (TsAGI) 制备的 PSP 厚度仅 2 μm 、响应时间为 5 ms 左右^[18]; 美国佛罗里达大学开发的 PSP 厚度为 5 μm , 响应时间为 3.5 ms^[19]。但是, 减小厚度会使 PSP 的信号强度降低, 导致高频采样下信噪比不足^[20]。

与减小厚度的方法相比, 一种更为有效的方法是采用多孔结构基层制备 PSP。图 2 为传统 PSP 与多孔快响应 PSP 的对比, 可以看出, 多孔结构的基层使氧气能够迅速在 PSP 中扩散并与发光分子产生作用, 最终实现 kHz 级以上的频率响应^[21]。

快响应 PSP 主要有两种制备方法: 1) 将纳米级陶瓷微粒 (氧化硅、氧化钛等) 与适量聚合物粘结剂混合后喷涂于模型表面, 形成不规则表面多孔结构, 得到聚合体陶瓷压敏涂料 (Polymer Ceramic PSP, PC-PSP)^[22]; 2) 直接电解处理铝制模型, 通过电化学腐蚀在模型表面形成纳米尺度小孔, 得到电解铝压敏涂料 (Anodized Aluminum PSP, AA-PSP)^[23]。与直接喷涂的 PC-PSP 相比, AA-PSP 的电解制备过程可控程度较高, 性能重复性更好; 但 AA-PSP 仅能用于尺寸有限、形状较简单的铝制模型, 应用范围受限。下面, 结合高超声速气动测试的需求, 对上述两种快响应 PSP 以及相应的测量方法进行详细介绍。

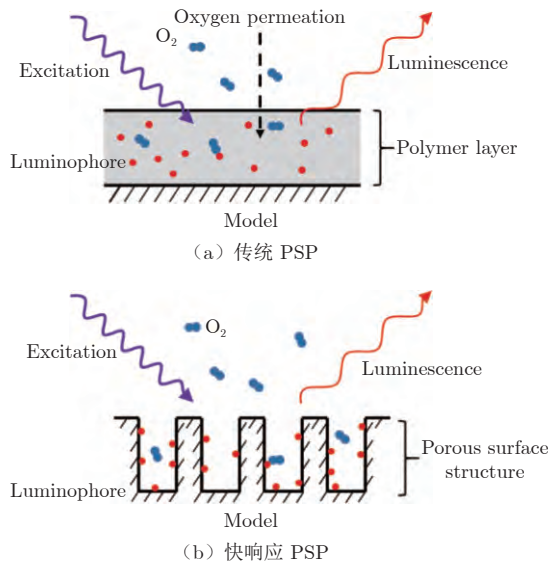


图2 传统PSP与快响应PSP的结构对比
Fig. 2 Structural comparison of conventional and fast PSP

1.1 聚合物陶瓷压敏涂料 (PC-PSP)

PC-PSP的基层材料主要由大量陶瓷微粒、少量粘结剂以及适当的溶剂混合而成。制备过程中,首先以喷枪将混合均匀的基层材料均匀喷涂于待测模型表面,待其凝固后就形成了多孔的PSP基层;随后,将发光材料溶于适当的有机溶剂中,再将溶液均匀喷涂于基层上,溶剂挥发后即完成制备;也可将喷涂好PSP基层涂料的模型在发光材料溶液中直接浸染进行制备。PC-PSP的厚度一般为几十微米,表面粗糙度一般不超过 $5\ \mu\text{m}$,其基层结构和扫描电子显微镜(SEM)结果如图3所示。由于发光分子主要分布于多孔基层的表面,其与氧分子的作用速度很快,阶跃响应时间低于 $100\ \mu\text{s}$ ^[24-25],频率响应可达 $10\ \text{kHz}$ 。

在高超声速气流的强冲刷效应下,PC-PSP表面的发光材料层容易受到破坏,导致PSP信号急剧下降,造成PSP失效。针对该问题,可采用将发光材料与基层材料充分混合后喷涂的方法,使发光分子相对均匀地分布于PSP中,提升其耐冲刷能力。但此类混合喷涂的PC-PSP响应速度相对较慢,阶跃响应时间一般在ms量级^[26]。为解决涂料耐冲刷性与响应速度之间的矛盾,彭迪等^[27]开发了一种基于介孔陶瓷微粒(Mesoporous Particle, MP)的新型PSP,如图4所示。这种MP-PSP的基层陶瓷微粒本身具有多孔中空的特殊结构,为氧扩散提供了便捷途径,可以显著提升响应速度,阶跃响应时间在 $100\ \mu\text{s}$ 以内。与常规PC-PSP相比,MP-PSP抗冲刷能力大幅提高,光衰减效应显著下降;同时,MP-

PSP的适用温度上限超过 $100\ ^\circ\text{C}$,能够满足大部分暂冲式高超声速风洞的测试需求^[28]。

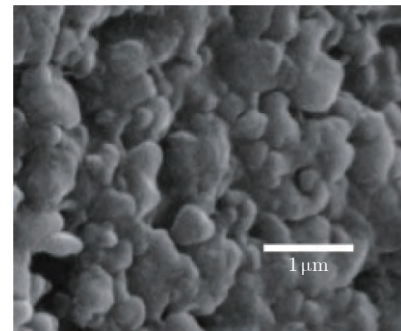
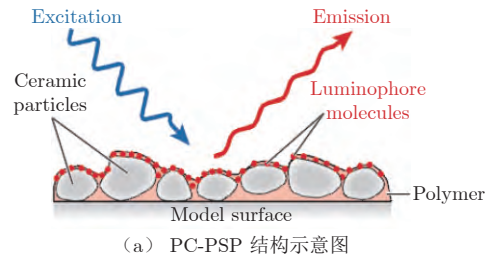


图3 PC-PSP的结构示意图与SEM结果^[4]
Fig. 3 Structure diagram and SEM result of PC-PSP^[4]

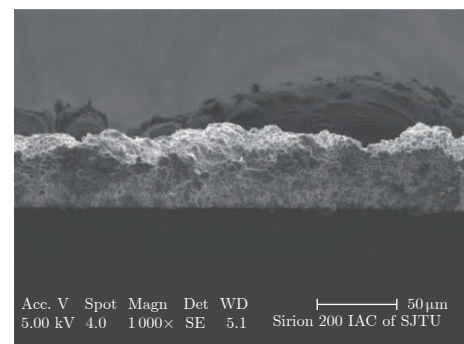
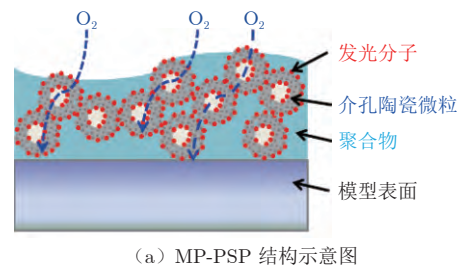


图4 MP-PSP结构示意图与SEM结果^[27]
Fig. 4 Structure diagram and SEM result of MP-PSP^[27]

1.2 电解铝压敏涂料 (AA-PSP)

AA-PSP通过对铝制模型进行表面处理,直接在模型表面形成多孔结构。首先,将铝制模型作为阳极浸入电解液中,进行阳极化处理,在模型表面形成一层规整排列的小孔,作为吸附PSP发光材料的

基层; 然后, 将模型在发光材料(通常选用 Ru(dpp)) 溶液中进行浸染、附着。AA-PSP 的基层结构及表面扫描电子显微镜结果如图 5 所示。由于模型表面小孔的孔径、深度等参数均可通过阳极化处理的各个参数(阳极化处理时间、电源电压等)进行精确控制, 因此 AA-PSP 具有性能重复性好的优势; 同时, 其响应速度可通过增大孔径与减小孔深进行提升, 阶跃响应时间可低至 $2\sim 3\ \mu\text{s}$ ^[29]。

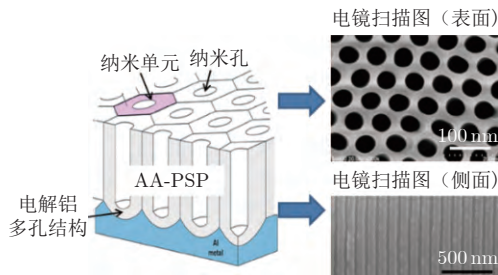


图 5 AA-PSP 结构示意图与 SEM 结果
Fig. 5 Structure diagram and SEM result of AA-PSP

如前所述, AA-PSP 的使用局限于铝制模型, 温度上限一般不超过 $50\ ^\circ\text{C}$, 其表层附着的发光材料层也较易被气流冲刷所破坏, 因此, 在高超声速气动测试中, AA-PSP 主要应用于测试时间较短的激波风洞^[30]或总温较低的暂冲式风洞^[31]。

1.3 测量方法及系统

快响应 PSP 的测量方法主要分为光强法和寿命法两类。光强法主要应用于固定模型表面的动态压力测量, 测量系统相对简单; 寿命法能够实现旋转叶片等运动模型表面的瞬态压力测量, 测量系统相对复杂。表 1 为两种方法的对比。

表 1 PSP 光强法与寿命法对比

Table 1 Comparison between intensity-based and lifetime-based PSP methods

PSP 测量方法	常用设备	测量特点	应用对象
光强法	连续式光源 (LED) 高速相机	动态测量 高时空分辨率	固定模型
寿命法	脉冲式光源 (LED或激光) 跨帧(双曝光)相机	瞬态测量 高空间分辨率	运动模型

光强法是基于式(1)中 PSP 发光光强与压力关系的测量方法。在实际应用中, 除表面压力外, PSP 发光材料喷涂浓度、模型当地激发光光强等因素都会影响 PSP 的发光光强。因此, 采用光强法进行测量时, 需在已知压力与温度的参考状态下(一般为常温常压环境)采集参考图像, 利用参考图像对实验图像进行归一化, 以消除上述因素的影响。

典型的光强法测量系统包括 LED 光源、高速相机和信号同步器等。实验时, 光源连续照射喷涂有 PSP 的模型, 以高速相机高频采集图像(光源和相机通过信号同步器触发), 最终获得时间解析的全场压力分布。该方法已广泛应用于跨声速及超声速气动测试, 为研究激波振荡、激波-边界层干扰等复杂流动问题提供了重要的高时空分辨压力数据^[32-34]。由于高超声速气动测试一般采用固定模型, 且风洞运行时间较短, 因此可实现高频采样的光强法已成为 PSP 测量的主要方法。

寿命法基于以下描述 PSP 发光寿命与压力关系的 Stern-Volmer 方程^[1]:

$$\frac{\tau_{\text{ref}}}{\tau} = A(T) + B(T) \frac{p}{p_{\text{ref}}} \quad (2)$$

式中: τ 为 PSP 发光寿命, 即 PSP 在脉冲光源激发后, 光强呈指数衰减至初始值的 $1/e$ 所需的时间; τ_{ref} 为参考状态下的 PSP 发光寿命。在实际应用中, 通常可采用脉冲 LED 或激光对 PSP 进行激发, 以跨帧 CCD 相机在其信号衰减曲线上采集 2 帧图像, 基于 2 帧图像相对光强变化得到 PSP 发光寿命的分布, 从而获得瞬态压力分布。

PSP 的发光寿命一般不随激发光强度变化而变化, 因此该方法具有“自参考”特性, 能够解决光强法中由于模型运动导致激发光光场分布改变的问题。需要指出的是, PSP 喷涂的不均匀性仍会导致发光寿命的不均匀性。这种发光寿命的不均匀性主要来源于 PSP 微观结构的各向异性, 仅改进喷涂工艺难以完全消除。因此, 与光强法类似, 寿命法也需在参考状态下采集参考信号, 并进行归一化处理^[35]。基于寿命法的 PSP 测量技术已经成功应用于各类旋转叶片(包括直升机旋翼与压气机转子叶片等^[36])的压力测试。该技术在弹道靶自由飞测试中也取得了突破, 成功获得了高速飞行模型表面的瞬态压力分布(详见 2.3 节)。

2 高超声速 PSP 测试的挑战与对策

2.1 激波风洞测试

激波风洞的运行时间较短, 一般为几毫秒到几十毫秒, 对 PSP 的响应速度要求较高, 传统 PSP 无法满足测试需求。如前所述, 美国、俄罗斯等早期采用的解决方法是减小 PSP 厚度, 使响应时间达到 ms 级, 并将其成功应用于激波风洞测试^[18-19]。随着快响应 PSP 与高速摄像技术的发展, 当前 PSP 的采

样频率已达 kHz 级，响应频率方面的障碍已基本消除。同时，由于 PSP 具有一定温度敏感性，高速气流气动加热效应所导致的温度误差是高超声速测试面临的主要挑战。与喷涂式的 PC-PSP 相比，AA-PSP 直接在铝制模型上生成，材料导热快，在风洞短暂运行过程中的温升较小，尤其是在来流总温不高时，AA-PSP 的温度误差有限，基于传感器数据对 PSP 进行在线标定即可基本消除误差，因此在总温较低的激波风洞中得到了广泛应用^[37-38]。基于在线标定的 PSP 数据处理流程如图 6 所示，其中，PSP 参考图像应在风洞运行结束后立即采集，以减小温度误差^[39]。此外，还需对某些在冲刷效应下数据缺失的区域进行修复。

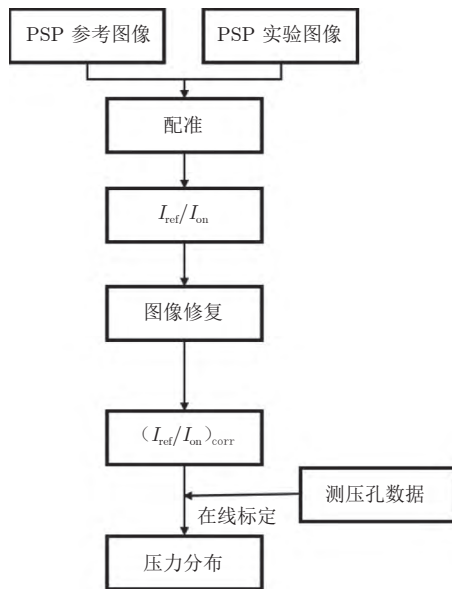


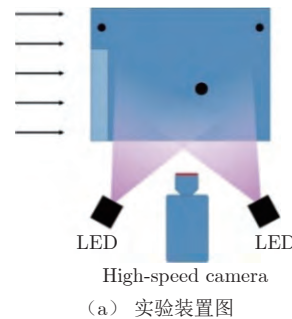
图 6 基于在线标定的 PSP 数据处理流程图

Fig. 6 PSP data processing diagram based on in-situ calibration

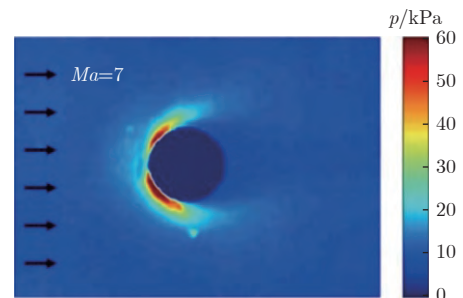
随着来流总温和密度的升高，模型表面温升显著增大，且气流的冲刷效应显著增强，大大增加了 PSP 测量的难度。根据德国宇航中心 DLR 在高焓激波风洞中应用 PSP 的经验，除温度误差外，面临的主要挑战还包括强冲刷下的涂料损坏与高总温下的强烈背景辐射干扰^[40]。如何在极端测试条件下实现准确的 PSP 测量是当前研究的难点。

本文作者所在课题组在中国科学院力学研究所 JF-12 风洞中开展了 PSP 测量技术的初步研究。JF-12 风洞是一座高超声速飞行复现风洞，能够模拟马赫数 5~9、高度 25~50 km 的飞行环境，运行时间可达 130 ms 以上^[41-42]。较长的运行时间有利于获得更多的流场数据，但同时也带来了大温升与强冲刷

等挑战，对 PSP 的温度范围与粘结强度提出了较高要求。如图 7 所示，采用前述 MP-PSP 成功获得了马赫数 7、总温 3600 K 来流条件下平板-圆柱干扰的表面压力分布。实验中，针对高总温下的强烈背景辐射干扰问题，采用如图 8 所示的调制脉冲激发方法实现背景辐射的实时采集与修正。相机采集频率为 2000 帧/s，用于激发的 LED 光源频率为 250 Hz，即在光源打开的情况下相机连续采集 4 帧 PSP 图像，之后光源关闭，相机继续采集 4 帧背景图像，如此循环。通过一系列背景图像重构得到 PSP 图像中的背景辐射分布，从而将 PSP 信号分离，消除了背景辐射的干扰。



(a) 实验装置图



(b) 平板-圆柱干扰实验结果

图 7 PSP 应用于 JF-12 风洞 (Ma = 7, T₀ = 3600 K)

Fig. 7 PSP application in JF-12 wind tunnel (Ma = 7, T₀ = 3600 K)

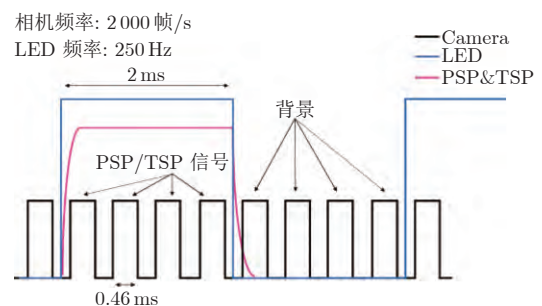


图 8 PSP 激发与采集时序示意图

Fig. 8 Timing diagram of PSP excitation and data acquisition

2.2 暂冲式风洞测试

与激波风洞相比，暂冲式风洞总温不高，但风洞运行时间显著增加，一般在数秒到数百秒之间。此

类风洞测试对 PSP 的响应速度要求并不苛刻，但 PSP 的快响应特性仍是实现动态压力测量的关键。例如，向星居等^[43]采用响应时间为 0.2 ms 的 PC-PSP 获得了马赫数 5 来流下平板圆柱模型的非定常压力分布。但是，较长时间的气动加热效应会在模型表面形成较为明显的温度梯度与较为复杂的温度分布，所造成的测量误差难以通过在线标定完全消除，此时 PSP 测量面临的主要挑战是显著的温度误差，通常需要测量模型表面温度场，再结合 PSP 的温度响应特性对测量结果进行修正。例如，Running 等^[44]采用红外热像方法获得了马赫数 6 来流下的钝锥模型表面温度分布，进而修正了 AA-PSP 的动态压力测量结果。另一种有效方法是以压敏涂料和温敏涂料(TSP)进行同步测量，不仅可以利用 TSP 结果实时修正 PSP 的温度误差，还能够同步获得温度场与热流场等重要数据^[45]。该方法主要适用于对称模型。对于如图 9 所示的 HB-2 模型，可以将 PSP 与 TSP 对称喷涂，通过 400 nm 左右的 UV-LED 同步激发，再通过高速相机同步采集 PSP 与 TSP 信号。

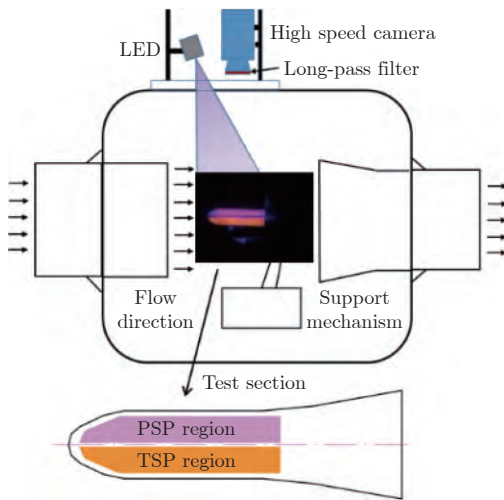


图 9 PSP 与 TSP 同步测量实验装置示意图^[45]

Fig. 9 Experimental setup of simultaneous measurements using PSP and TSP^[45]

模型表面压力分布的数据处理流程如图 10 所示，其中的关键步骤是基于 TSP 测量结果的温度修正。首先需通过标定获得 PSP 与 TSP 的温度响应曲线，随后可采用彭迪等^[45]提出的基于 PSP 与 TSP 温度敏感性之比的修正方法，公式如下：

$$\frac{I_{ref}}{I} = \frac{I_{PSP_ref}/I_{PSP}}{[(I_{PSP_ref}/I_{TSP}) - 1] \times K(T) + 1} \quad (3)$$

式中， K 为两种涂料的温度敏感性之比，由两种涂料的温度标定曲线确定。

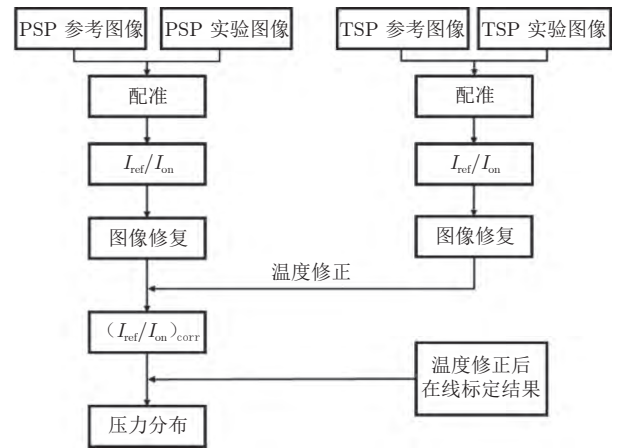


图 10 基于 TSP 同步修正的 PSP 数据处理流程图

Fig. 10 PSP data processing diagram based on synchronous TSP correction

彭迪等^[46]采用上述方法获得了马赫数 6 来流下航天器多体分离过程中的级间表面非定常压力分布（相机采样频率为 3 kHz）。如图 11 所示，分别将 PSP 与 TSP 对称喷涂于级间上、下表面，利用涂料本身的透光特性与特殊的光路设计可先后获得级间上、下表面的压力数据。实验结果显示，PSP 完整地捕捉了级间激波干涉所造成的复杂压力分布，展现出其独有的高空间分辨率优势。同时，利用 PSP 获得的时间解析压力场可用于激波边界层干扰相关的非定常流动现象的判别与分析，这体现了该技术在复杂流动精细化实验研究方面的重要价值。

2.3 弹道靶自由飞测试

弹道靶是一种较为特殊的气动试验设备。在弹道靶试验中，模型通过加速器达到试验所需速度并在测试段自由飞行。与常规风洞试验相比，弹道靶试验不存在支架或来流背景噪声干扰，因此在边界层转捩研究与动态气动力测试方面具有优势^[47-48]。但是，弹道靶模型尺寸小、飞行速度高，在加速过程中承受很高的过载，并且无法重复使用，因此，传统的接触式传感器应用难度很大，模型表面气动参数的获取主要依赖 PSP、TSP 和红外热像等光学手段。采用 PSP 获取模型高速飞行状态下的表面压力分布，不仅要求涂料本身具有快响应、耐冲刷等性能，还需要解决高速运动带来的激发光场变化、图像模糊与温度误差等问题。

美国圣母大学与日本东北大学合作，在 AA-PSP 中引入一种对压力不敏感的绿色发光材料，开发了一种双组分快响应 PSP 并应用于弹道靶试验^[49]。试验过程中，使用彩色高速相机（采样频率

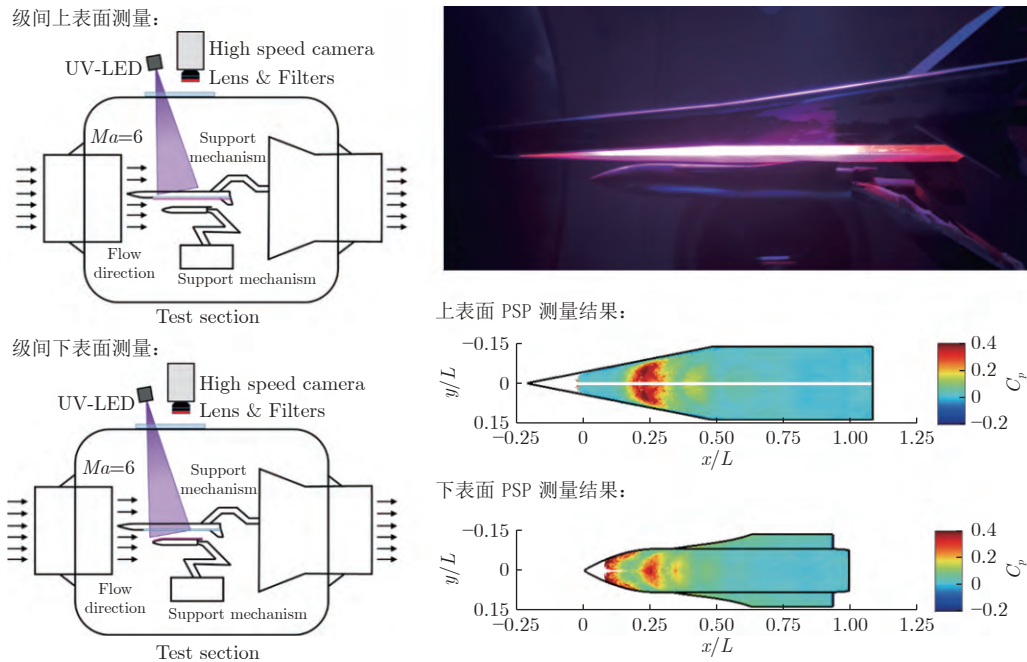
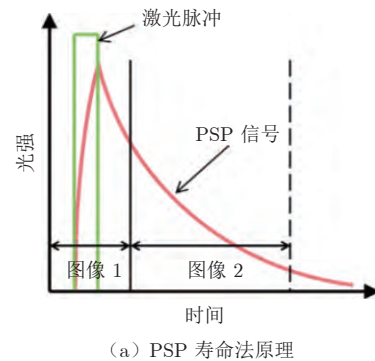


图 11 航天器多体分离级间 PSP 测量结果^[46]
 Fig. 11 PSP measurement results of multibody spacecraft stage separation^[46]

100 kHz)同步采集红色压敏通道与绿色参考通道,计算两通道光强之比,消除激发光场变化的影响,获得了飞行马赫数 1.5 的圆球模型表面压力分布^[50]。该方法基于 PSP 光强法,可获得模型飞行过程中时间连续的表面压力分布;但飞行速度提高后,图像模糊与温度误差过于严重,无法获得准确的压力数据。因此,该方法尚难以应用于高超声速自由飞试验。

针对上述问题,本文作者所在课题组提出了基于寿命法的弹道靶自由飞模型 PSP/TSP 测量方法。如图 12 所示,采用 532 nm 脉冲激光激发 PSP/TSP,通过跨帧 CCD 相机在 PSP/TSP 发光过程中连续采集 2 帧图像。2 帧图像的光强比与 PSP/TSP 发光寿命直接相关,由此可获得模型表面的瞬态压力/温度分布。该方法具有“自参考”特性,即 2 帧图像的光强信号源自同一束激光激发,测量结果不受模型运动导致的激发光场改变的影响。与前述双组分 PSP 测量方法相比,该方法单次采样的图像信噪比显著提升,在高速飞行条件下受图像模糊的影响较小,有望应用于高超声速弹道靶自由飞测试,目前已在中国空气动力研究与发展中心 200 m 自由飞弹道靶测试中得到验证,获得了飞行马赫数 2、不同舱压下 HB-2 标模表面的瞬态压力与温度分布,如图 13 所示。其中 TSP 测量得到的温度数据可用于 PSP 结果的温度修正(修正方法详见 2.2 节),从而显著提升了压力测量精度。



(a) PSP 寿命法原理

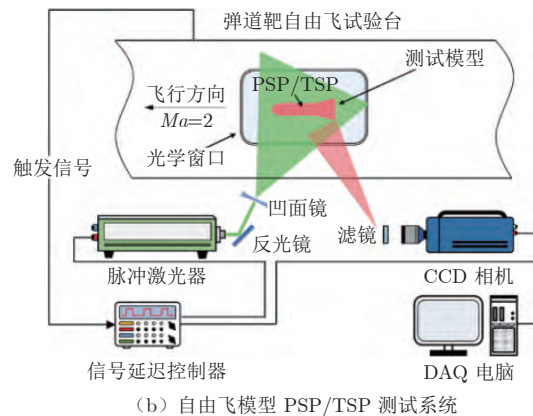
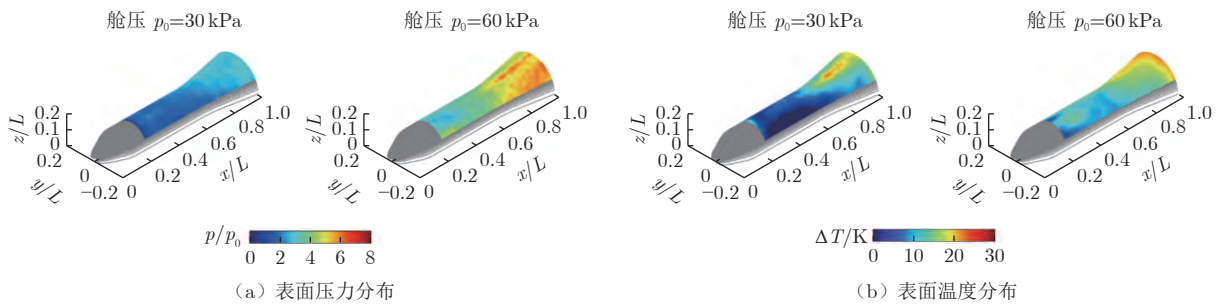


图 12 基于 PSP 寿命法的自由飞模型测量系统
 Fig. 12 Lifetime-based PSP measurement system for free-flight model

在更高的飞行速度下($Ma \geq 5$), PSP 与 TSP 测量面临的条件更为恶劣,后续研究需进一步提升涂料的耐冲刷能力与耐温上限,同时需克服较为严重的图像模糊问题。

图 13 $Ma=2$ 飞行速度下 HB-2 标模表面压力与温度分布Fig. 13 Surface pressure and temperature distribution of HB-2 model under flight speed of $Ma=2$

3 结论及展望

随着压敏涂料 PSP 响应速度的提升与测量方法的发展, PSP 技术在高超声速气动测试中已得到成功应用。基于多孔基层开发的两种快响应 PSP(PC-PSP 和 AA-PSP), 响应频率已达 kHz 级甚至更高, 能够满足高超声速风洞短时与非定常测试需求。当前高超声速 PSP 测试主要采用光强法, 利用高速相机连续采集可获得高时空分辨率的压力分布。在较为特殊的弹道靶自由飞测试中, 采用寿命法可获得高速飞行模型表面的瞬态压力与温度分布。高超声速测试环境较为恶劣, PSP 技术应用面临的主要挑战包括涂料受冲刷损坏与受热失效、温度误差以及高焓条件下的背景辐射干扰等。近年来在涂料开发与测量方法上所取得的进展已能够较好地应对上述挑战。

在高超声速领域, PSP 技术已展现出良好的工程应用前景。在涂料开发方面, 应继续提升 PSP 的灵敏度、响应速度、耐冲刷能力与温度范围, 研发自动化的喷涂工艺与设备, 使其能够覆盖各类模型与测试条件; 在测量方法方面, 应发展高精度的温度修正与背景辐射修正算法, 提升压力测量精度。在此基础上, 建立 PSP 测试标准与工程化测试系统, 实现在高超声速领域的工程应用。

参考文献:

- [1] LIU T S, SULLIVAN J P. Pressure and temperature sensitive paints[M]. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2005.
doi: 10.1007/b137841
- [2] BELL J H, SCHAIRER E T, HAND L A, et al. Surface pressure measurements using luminescent coatings[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2001, 33: 155-206.
doi: 10.1146/annurev.fluid.33.1.155
- [3] GREGORY J W, ASAI K, KAMEDA M, et al. A review of pressure-sensitive paint for high-speed and unsteady aerodynamics[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(2): 249-290.
doi: 10.1243/09544100jaero243
- [4] GREGORY J W, SAKAUE H, LIU T S, et al. Fast pressure-sensitive paint for flow and acoustic diagnostics[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2014, 46: 303-330.
doi: 10.1146/annurev-fluid-010313-141304
- [5] 于靖波, 向星居, 熊红亮, 等. 快速响应压敏涂料测试技术与应用[J]. 实验流体力学, 2018, 32(3): 17-32.
YU J B, XIANG X J, XIONG H L, et al. Measurements and applications of fast response pressure sensitive paint[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2018, 32(3): 17-32.
doi: 10.11729/sytlx20180007
- [6] KAVANDI J, CALLIS J, GOUTERMAN M, et al. Luminescent barometry in wind tunnels[J]. Review of Scientific Instruments, 1990, 61(11): 3340-3347.
doi: 10.1063/1.1141632
- [7] TROYANOVSKY I, SADOVSKII N, KUZMIN M, et al. Set of luminescence pressure sensors for aerospace research[J]. Sensors and Actuators B:Chemical, 1993, 11(1-3): 201-206.
doi: 10.1016/0925-4005(93)85255-9
- [8] ENGLER R H, HARTMANN K, SCHULZE B. Aerodynamic assessment of an optical pressure measurement system (OPMS) by comparison with conventional pressure measurements in a high speed wind tunnel[C]//Proc of the ICIASF '91 Record, 13rd International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. 1991: 17-24.
doi: 10.1109/ICIASF.1991.186220
- [9] HOLMES J W. Analysis of radiometric, lifetime and fluorescent lifetime imaging for pressure sensitive paint[J]. The Aeronautical Journal, 1998, 102(1014): 189-194.
doi: 10.1017/S0001924000096299
- [10] ASAI K. Status of pressure sensitive paint technology at National Aerospace Laboratory[C]//Proc of the ICIASF '99 Record. 18th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. 1999: 15/1-1511.
doi: 10.1109/ICIASF.1999.827155
- [11] 张永存, 陈柳生, 阎莉, 等. 压敏涂料技术在风洞中的应用研究[J]. 实验流体力学, 2010, 24(1): 74-78, 94.
ZHANG Y C, CHEN L S, YAN L, et al. Investigation and application of pressure sensitive paint technique in wind tunnel test[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,

- 2010, 24(1):74-78, 94.
doi:10.3969/j.issn.1672-9897.2010.01.014
- [12] 向星居, 郎卫东, 熊红亮. 压敏漆测量三角翼模型气动载荷的超声速风洞实验[J]. 实验流体力学, 2010, 24(3):81-86.
XIANG X J, LANG W D, XIONG H L. Application of pressure sensitive paint on aerodynamic load measurement of delta wing model in supersonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(3):81-86.
doi:10.3969/j.issn.1672-9897.2010.03.017
- [13] 熊健, 李国帅, 周强, 等. 2.4 m跨声速风洞压敏漆测量系统研制与应用研究[J]. 实验流体力学, 2016, 30(3):76-84.
XIONG J, LI G S, ZHOU Q, et al. Development and application of pressure sensitive paint system in 2.4 m transonic wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2016, 30(3):76-84.
doi:10.11729/syltlx20150144
- [14] 高丽敏, 高杰, 王欢, 等. PSP技术在叶栅叶片表面压力测量中的应用[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(3):411-414.
GAO L M, GAO J, WANG H, et al. Application of PSP technique to pressure measurement on cascade surface[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(3):411-414.
- [15] 吴迪, 冯立好, 王晋军. 压敏漆测压在低速射流撞击壁面的应用研究[J]. 力学学报, 2016, 48(2):318-326.
WU D, FENG L H, WANG J J. Study of pressure distribution of a fixed wall under low-speed jet impingement using pressure sensitive paint[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016, 48(2):318-326.
doi:10.6052/0459-1879-15-277
- [16] 陈柳生, 周强, 金熹高, 等. 压力敏感涂料及其测量技术[J]. 航空学报, 2009, 30(12):2435-2448.
CHEN L S, ZHOU Q, JIN X G, et al. Pressure-sensitive paint and its measuring technique[J]. Acta Astronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12):2435-2448.
doi:10.3321/j.issn:1000-6893.2009.12.029
- [17] PENG D, LIU Y Z. Fast pressure-sensitive paint for understanding complex flows: from regular to harsh environments[J]. Experiments in Fluids, 2019, 61(1):1-22.
doi:10.1007/s00348-019-2839-6
- [18] BOROVOY V, BYKOV A, MOSHAROV V, et al. Pressure sensitive paint application in shock wind tunnel[C]//Proc of the ICIASF '95 Record. 16th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. 1995: 34/1-34/4.
doi:10.1109/ICIASF.1995.519465
- [19] HUBNER J P, CARROLL B F, SCHANZE K S, et al. Temperature- and pressure-sensitive paint measurements in short-duration hypersonic flow[J]. AIAA Journal, 2001, 39(4):654-659.
doi:10.2514/2.1358
- [20] SCHAIRER E T. Optimum thickness of pressure-sensitive paint for unsteady measurements[J]. AIAA Journal, 2002, 40(11):2312-2318.
doi:10.2514/2.1568
- [21] SAKAUE H, GREGORY J W, SULLIVAN J P, et al. Porous pressure-sensitive paint for characterizing unsteady flowfields[J]. AIAA Journal, 2002, 40(6):1094-1098.
doi:10.2514/2.1757
- [22] SCROGGIN A M, SLAMOVICH E B, CRAFTON J W, et al. Porous polymer/ceramic composites for luminescence-based temperature and pressure measurement[J]. MRS Proceedings, 1999, 560:347-352.
doi:10.1557/proc-560-347
- [23] KAMEDA M, TEZUKA N, HANGAI T, et al. Adsorptive pressure-sensitive coatings on porous anodized aluminium[J]. Measurement Science and Technology, 2004, 15(3):489-500.
doi:10.1088/0957-0233/15/3/001
- [24] HAYASHI T, SAKAUE H. Dynamic and steady characteristics of polymer-ceramic pressure-sensitive paint with variation in layer thickness[J]. Sensors, 2017, 17(5):1125.
doi:10.3390/s17051125
- [25] PANDEY A, GREGORY J W. Step response characteristics of polymer/ceramic pressure-sensitive paint[J]. Sensors (Basel), 2015, 15(9):22304-22324.
doi:10.3390/s150922304
- [26] LI R Y, GAO L M, ZHENG T L, et al. Experimental investigation on static/dynamic characteristics of a fast-response pressure sensitive paint[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(6):1198-1205.
doi:10.1016/j.cja.2018.04.006
- [27] PENG D, GU F, LI Y Z, et al. A novel sprayable fast-response pressure-sensitive paint based on mesoporous silicone dioxide particles[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2018, 279:390-398.
doi:10.1016/j.sna.2018.06.048
- [28] PENG D, GU F, ZHONG Z, et al. Thermal stability improvement of sprayable fast-responding pressure-sensitive paint for measurement above 100 °C[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(1):320-326.
doi:10.1016/j.cja.2020.09.040
- [29] FUJII S, NUMATA D, NAGAI H, et al. Development of ultrafast-response anodized-aluminum pressure-sensitive paints[R]. AIAA 2013-0485, 2013.
doi:10.2514/6.2013-485
- [30] NAKAKITA K, ASAI K. Pressure sensitive paint application to a wing-body model in a hypersonic shock tunnel[R]. AIAA 2002-2911, 2002.
doi:10.2514/6.2002-2911
- [31] YANG L, ZARE-BEHTASH H, ERDEM E, et al. Investigation of the double ramp in hypersonic flow using luminescent measurement systems[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 40:50-56.
doi:10.1016/j.expthermflusci.2012.01.032
- [32] MÉRIENNE M C, MOLTON P, BUR R, et al. Pressure-sensitive paint application to an oscillating shock wave in a transonic flow[J]. AIAA Journal, 2015, 53(11):3208-3220.
doi:10.2514/1.J053744
- [33] PANDA J. Experimental verification of buffet calculation procedure using unsteady pressure-sensitive paint[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(5):1791-1801.
doi:10.2514/1.C033917
- [34] MEARS L J, BALDWIN A, ALI M Y, et al. Spatially resolved mean and unsteady surface pressure in swept SBLI using PSP[J]. Experiments in Fluids, 2020, 61(4):1-14.
doi:10.1007/s00348-020-2924-x
- [35] GOSS L, JONES G, CRAFTON J, et al. Temperature

- compensation for temporal(lifetime) pressure sensitive paint measurements[R]. AIAA 2005-1027, 2005.
doi: 10.2514/6.2005-1027
- [36] 彭迪, 李永增, 焦灵睿, 等. 快响应PSP应用于旋转叶片测试的挑战与对策[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(6):1350-1358.
PENG D, LI Y Z, JIAO L R, et al. Challenges and countermeasures of fast PSP applications for measurements on rotating blades[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(6): 1350-1358.
- [37] NAKAKITA K, YAMAZAKI T, ASAI K, et al. Pressure sensitive paint measurement in a hypersonic shock tunnel [R]. AIAA 2000-2523, 2000.
doi: 10.2514/6.2000-2523
- [38] SAKAUE H, MATSUMURA S, SCHNEIDER S, et al. Anodized aluminum pressure sensitive paint for short duration testing[R]. AIAA 2002-2908, 2002.
doi: 10.2514/6.2002-2908
- [39] 林敬周, 解福田, 钟俊, 等. 高超声速风洞压敏漆试验技术[J]. 航空学报, 2017, 38(7): 187-195.
LIN J Z, XIE F T, ZHONG J, et al. Pressure sensitive paint test technique in hypersonic wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7): 187-195.
doi: 10.7527/S1000-6893.2017.120890
- [40] BECK W H, KLEIN C, HENNE U, et al. Application of temperature and pressure sensitive paints to DLR hypersonic facilities: "lessons learned"[R]. AIAA 2015-0023, 2015.
doi: 10.2514/6.2015-0023
- [41] 姜宗林, 李进平, 赵伟, 等. 长试验时间爆轰驱动激波风洞技术研究[J]. 力学学报, 2012, 44(5): 824-831.
JIANG Z L, LI J P, ZHAO W, et al. Investigating into techniques for extending the test-duration of detonation-driven shock tunnels[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(5): 824-831.
doi: 10.6052/0459-1879-12-160
- [42] JIANG Z L. Experiments and development of long-test-duration hypervelocity detonation-driven shock tunnel (LHDst)[R]. AIAA 2014-1012, 2014.
doi: 10.2514/6.2014-1012
- [43] 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.
XIANG X J, XIONG H L, YUAN M L, et al. Unsteady pressure measurement around circular cylinder in hypersonic flows using fast response PSP[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(3): 54-61.
doi: 10.11729/syltlx20140108
- [44] RUNNING C L, SAKAUE H, JULIANO T J. Hypersonic boundary-layer separation detection with pressure-sensitive paint for a cone at high angle of attack[J]. Experiments in Fluids, 2019, 60(1): 1-13.
doi: 10.1007/s00348-018-2665-2
- [45] PENG D, JIAO L R, SUN Z J, et al. Simultaneous PSP and TSP measurements of transient flow in a long-duration hypersonic tunnel[J]. Experiments in Fluids, 2016, 57(12): 1-16.
doi: 10.1007/s00348-016-2280-z
- [46] PENG D, XIE F T, LIU X, et al. Experimental study on hypersonic shock-body interaction between bodies in close proximity using translucent fast pressure- and temperature-sensitive paints[J]. Experiments in Fluids, 2020, 61(5): 1-18.
doi: 10.1007/s00348-020-02948-0
- [47] 柳森, 王宗浩, 谢爱民, 等. 高超声速锥柱裙模型边界层转捩的弹道靶实验[J]. 实验流体力学, 2013, 27(6): 26-31.
LIU S, WANG Z H, XIE A M, et al. Ballistic range experiments of hypersonic boundary layer transition on a cone-cylinder-flare configuration[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(6): 26-31.
doi: 10.3969/j.issn.1672-9897.2013.06.005
- [48] 焦德志, 黄洁, 平新红, 等. 200 m自由飞弹道靶升级改造[J]. 实验流体力学, 2014, 28(2): 95-98.
JIAO D Z, HUANG J, PING X H, et al. Upgrading of 200 meter free-flight ballistic range at CARDCC[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(2): 95-98.
doi: 10.11729/syltlx2014pz01
- [49] KURIHARA D, CLAUCHERTY S, GONZALES J, et al. Surface pressure measurements over a free flight object in a ballistic range facility using two-color pressure-sensitive paint[R]. AIAA-2020-0123, 2020.
doi: 10.2514/6.2020-0123
- [50] GONZALES J, KURIHARA D, NAGAI H, et al. Validation of sub-millimeter resolution pressure measurement on free flight model Mach 1.5[R]. AIAA-2021-0871, 2021.
doi: 10.2514/6.2021-0871

作者简介:



彭迪(1986—), 男, 教授, 博士生导师。研究方向: 实验流体力学。通信地址: 上海市闵行区东川路 800 号上海交通大学机械与动力工程学院 A523(200240)。
E-mail: idgnep8651@sjtu.edu.cn

(编辑: 孙春晖)