

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0225-09

压力敏感涂料技术及其应用

刘 波, 周 强, 靳 军, 马昌友
(西北工业大学动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 20 世纪 80 年代以来, 随着生物化学、光学、信息技术和图形处理技术等领域的进展, 压力敏感涂料 (PSP) 技术因其操作便利、成本较低、对流场无干扰和检测范围广等优点而得到广泛应用。本文通过对 PSP 技术基本原理、发展状况的阐述和未来发展方向的展望, 以及该技术在内外流应用的实例, 在力图展现 PSP 技术全貌的基础上, 尽可能介绍 PSP 技术在内外流应用中的差异、温度敏感涂料的作用、内流校正方式与过程等内容。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压力敏感涂料; 温度敏感涂料; PSP 技术; 图像处理; 叶轮机械
中图分类号: TB84 文献标识码: A

Applications of Pressure-Sensitive Paint Technique

LIU Bo, ZHOU Qiang, JIN Jun, MA Chang you

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Since 1980's, with the development of Biochemistry, Photophysics, Computer & Information Technology and Image-processing technology, Pressure-Sensitive Paint (PSP) technique has been widely employed in many engineering fields because of its evident advantages, such as easy to operate, lower cost, noninterference in flow field and wide range of pressure measurement. The contents of this paper including basic theory of luminescence molecules and its application to optical measurement, development of PSP technique, applications of PSP technique both to internal and external flow fields were depicted to exhibit the perspectives of PSP technique. The details of the differences of PSP technique applied to internal and external flow fields, the role of Temperature-Sensitive Paint in PSP measurement, the methods and procedures of PSP technique application were introduced as many as possible.

Key words: aerospace propulsion system; Pressure-Sensitive Paint;
temperature-sensitive paint; measurement technique; image processing;
turbomachinery

二十世纪 80 年代之前, 人们通过传统的植入传感器或阵列传感器的方式进行飞行器、叶轮机械流场研究, 存在着安装困难、测量范围有限、损

害流面连续性, 改变和干扰流场特性等缺点。二十世纪后期, 生物化学、光学、信息技术和图形图像处理技术等学科的重大进展, 推动了一种概念全

收稿日期: 2005- 06- 26; 修订日期: 2005- 12- 20

基金项目: 国家自然科学基金资助(50476071)

作者简介: 刘波(1960-), 男, 陕西西安人, 西北工业大学动力与能源学院教授, 博士, 主要从事叶轮机械气动设计与流场数值模拟的研究。

新的先进压力测量技术,即压力敏感涂料(Pressure Sensitive Paint, PSP)技术。这是无插入式表面全域压力分布光学测量技术,以压力敏感材料为涂料覆盖于测量表面,以激光或紫外线灯为激发光源,诱导涂料发出荧光或磷光,利用空气介质中的氧分子对压力敏感材料发光的“猝熄”作用,通过 CCD 相机(CCD camera)将实验物体表面涂层荧光或磷光强度变化转换为伪彩色图像,应用计算机图形处理技术获取表面压力分布状况。其优点就在于可探测范围广、成本较低、准备时间短,较好地解决了传统检测技术引起的流场干扰问题,在航空航天、叶轮机械和汽车制造等领域具有极广的应用前景。

1 PSP 技术基本原理

压力敏感涂料(PSP)就是以压力敏感材料分子为主体,选用易于氧分子渗透的胶合体为粘剂,具有光致发光和氧“猝熄”特性的可牢固附着于实验物体表面的混合物。作为涂料主体的 PSP 分子有磷光和荧光两大类,其光致发光机理如图 1 所示。受到所需的电磁辐射或光照射后,经过一系列复杂过程才能使分子的电子能态回到基态 S_0 。这种衰减过程一般可分为 3 种类型:(1)不向

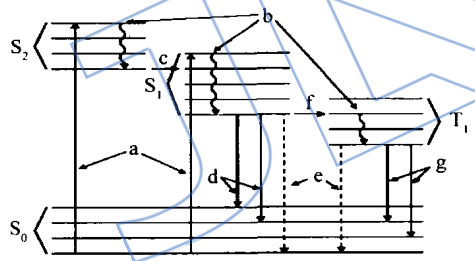


图 1 描述 PSP 分子光致发光过程的雅而隆斯基图

Fig. 1 Jablonski diagram depicting the vibrational and electronic states and the photophysical processes of typical lumiphore

外辐射能量的衰减(b)即所吸收的能量以无规则热运动形式传向周围介质,这种衰减广泛存在于电子能级较高的状态如 S_1 , S_2 和 T_1 ; (2) 位于较高能级的分子通过化合价电子配对和分子振动弛豫降低能级(c); (3) 向外辐射能量的衰减即通过发出荧光(d)或磷光(g)降低电子能级。对于第 3 种类型,当有外部分子渗透或扩散进入涂料时,通过碰撞传递能量,降低 PSP 分子发光强度,出现所谓的“猝熄”(e)现象。由图 1 可知,PSP 分子发出荧光时所处的能态要比发出磷光时的能态高,这

两种光致发光现象不仅在于光谱特性的不同,而且反映在时间尺度、“猝熄”敏感度和温度敏感度等特性的差异。一般而言,荧光材料的时间尺度为 $10^{-10} \sim 10^{-6}$ s,而磷光材料的时间尺度为 $10^{-4} \sim 10^4$ s;磷光材料的“猝熄”效果比荧光材料的高,其压力敏感度和温度敏感度也高于荧光材料。

按照 Stern-Volmer 公式,压力敏感材料受激发后,发光光子的数量以发光强度表示:

$$\frac{I}{I_0} = 1 + \frac{k_q [Q]}{k_L + k_C + k_f} =$$

$$1 + \tau k_q [Q] = 1 + K_{SV} [Q] \quad (1)$$

其中: Q 为“猝熄”物质浓度, k 为速率,而下标 L , C , f 和 q 及 0 分别指发光、内部转换、系统间传递和“猝熄”以及无“猝熄”。“猝熄”速度与环境温度 and 粘性有关。当发出的光为荧光时 k_f 取零,表示不发生系统间能量传递,且下标 L 可用 f 取代,以代表荧光。而当所发出的光为磷光时,下标 L 以 P 替代,表示磷光。 I 表示累积发光强度, τ_0 为无“猝熄”物质时光的延迟时间(寿命时间),对于确定的材料, k_q 和 τ_0 为常数。测量无“猝熄”物质时材料的累积光强度 I_0 的难度很大,需引入参考条件下的 I_{REF} 。参考条件是指压力和温度为常数的状态或等于大气条件,相对于实际运行状态(wind-on)而言,国外文献中以 wind-off 表示。

$$\frac{I/I_0}{I_0/I_{REF}} = A(T) + B(T) \frac{PT_{REF}}{P_{REF}T} \quad (2)$$

其中:

$$A(T) = \frac{1}{1 + K_{SV} \frac{P_{REF}}{RT_{REF}}}$$

$$B(T) = \frac{K_{SV}}{1 + K_{SV} \frac{P_{REF}}{RT_{REF}}} \left(\frac{P_{REF}}{RT_{REF}} \right)$$

分别为 T 与温度相关的系数。氧气浓度用标准大气条件下理想气体方程来表示,即:

$$Q = n/V = P/RT$$

R 为气体常数。

PSP 系统(如图 2)分为涂料应用、灯光和图像获取、图像处理等子系统,有一套严格的操作程序。喷涂 PSP 之前在实验模型表面覆盖防氧渗透和扩散的底漆,喷涂后需保存于暗室内。由于温度会影响氧分子在涂料中的渗透或扩散速度,从而影响发光强度,理论上涂料工作温度为常数的假定,不能满足实际情况,需要引入温度敏感涂料(Temperature Sensitive Paint, TSP)进行修正。另

外, 为获得三维图像, 还需对对实验模型表面进行

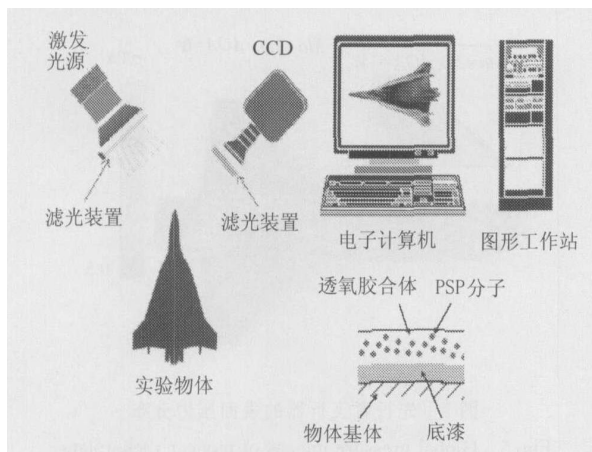


图 2 PSP 测量系统组成与涂层结构

Fig. 2 Schematic of a PSP measurement system and anatomy of a PSP

标定, 也可解决物体变形等问题, 有助于改善图像质量, 提高分辨率。

2 PSP 技术发展状况

早在 1930 年空气中氧气影响某些特殊物质发光强度的现象已被发现。1980 年 Peterson 和 Fitzgerald 首次应用这种现象来检测压力, 当时荧光类 PSP 的氧敏感度和渗透性都很差, 实验意义没能得到应有的重视。

20 世纪 80 年代中期, 俄罗斯莫斯科中央空气动力学研究院(TsAGI)与莫斯科大学率先共同开发了实用的 PSP 技术, 并与意大利 INTECO 公司联合开发出商用 PSP, 之后, 研究院专门成立了 OPTROD 公司, 从事 PSP 的研发和应用, 先后与美国、欧洲共同开展 PSP 技术应用的合作研究和交流。欧洲的各研究机构如德国的 DLR 研究院、法国的 ONERA、英国的航空宇航委员会瑞典的 O 德技术研究院、意大利宇航研究中心、瑞士的 RU AG Aerospace 都相继开展了 PSP 及其应用的相关研究, 意大利 INTECO 公司、意大利那不勒斯第二大学、欧洲空中客车公司研究机构也开展了这方面的研究和应用。

生物化学、信息技术和图像处理技术位于世界领先地位的美国在 PSP 技术上发展得十分成熟, 应用成果也很丰富。二十世纪 80 年代后期, 美国国家航空和宇宙航行局的埃姆斯研究中心(ARC, NASA)与华盛顿大学(UW)在美国率先应用 PSP 技术。之后, 其他研究机构和大学如赖特实验室(WL)、美国国家航空和宇宙航行局的

刘易斯研究中心(LeRC, NASA)、兰利研究中心(LaRC, NASA)、格伦研究中心(GRC, NASA)和珀杜大学(Purdue University)、佛罗里达大学(University of Florida)以及麦道公司(McDonnell Douglas Aerospace)、洛克希德马丁公司(Lockheed Martin Aerospace)、ISSI 公司(Innovative Scientific Solutions, Inc.)等相继开展了 PSP 技术的研发和应用工作。美国军方也十分重视 PSP 技术的应用, 美空军宇航试验中心(Aerospace Testing Alliance)、阿诺德工程发展中心(AEDC)和空军实验研究室(Air Force Research Laboratory)以及美海军研究生学院(Naval Postgraduate School)也开展了应用研究。目前, 国家航空和宇宙航行局的埃姆斯研究中心专门从事软件和双氧敏感分子研究, 格伦研究中心专项开展 PSP 寿命期成像及其非常规应用研究, 兰利研究中心主要负责研究涂料化学性质, 开发涂料种类, 越来越多的美国大学也参与到 PSP 及其应用技术的研究中, 国内合作和国际交流十分频繁。美国重要发展研究计划如“高循环疲劳(HCF)”、“高速民用运输机(HSCT)”、“先进亚音速技术(AST)”和“高性能涡轮发动机综合技术(IHPTET)”等不同程度地应用了 PSP 技术。

在亚洲, 日本、韩国和印度开展了 PSP 的开发和应用研究。日本国家宇航实验室、空间与宇航研究院和东京大学的研究成果引人注目。韩国科学技术高等学院进行了提高全域压力图像质量方面的研究, 印度国家宇航实验室引进德国 DLR 研究院的涂料和测量系统, 利用其 1.2 m 大型跨音速风洞对翼-身模型进行了实验。

在国内, 除中国航空工业空气动力研究院在跨音速风洞中对二元机翼模型进行了实验测量外, 未见其他相关报道。

3 PSP 技术在外流的应用

PSP 技术在外流应用走过了从由低速风洞到跨音速风洞, 再到超音速乃至高超音速风洞, 甚至低温风洞的发展历程, 其研究对象也从机翼二元型面发展到机翼表面、翼-身模型、甚至是复杂形状三维模型整体。无论在技术上, 还是应用水平上都已成熟。

美国 NASA 各研究中心的各型风洞均已装备 PSP 系统, 其中以直径 16 英寸风洞最具代表性。该风洞以大气为介质, 实验马赫数在 0.2~1.25, 加装 PSP 系统后, 可连续工作 3 小时。PSP

为磷光类,灯光和图像采集系统(如图 3)由 12 个可控 250 W 紫外线光源、2 个液冷式可滤光 16 位 CCD 相机、2 台计算机等组成。图像处理软件采用基于 UNIX 操作系统的 Greenboot™ 图形处理软件,以 TIFF-6 格式处理和存储图像数据。美军方和 NASA 选用 F/AC18E 飞机机翼在该风洞中进行“机翼陡然失速”发展计划(AWS Program)阶段项目实验。机翼采用 0.08 大小的 F/AC18E 翼面,副翼/襟翼系统预置为 10°/10°/5°;实验马赫数为 0.8,参考状态机翼迎角变化范围- 6°~18°;

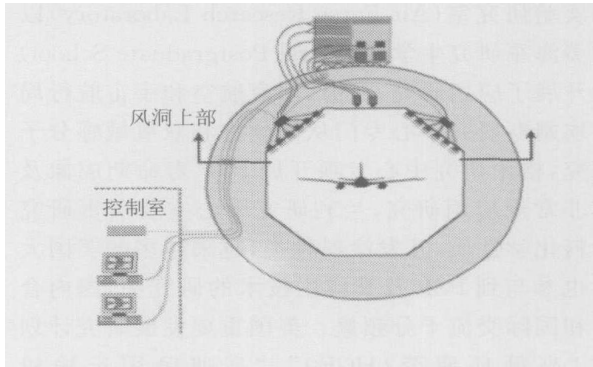


图 3 美国 NASA 兰利研究中心 16 英尺风洞中的 PSP 测量系统

Fig. 3 Schematic of PSP system in langley 16-ft transonic tunnel

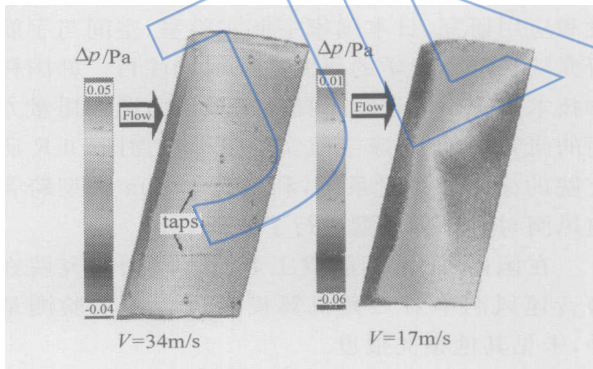


图 4 平直机翼在高速和低速流中的压力分布图

Fig. 4 Global pressure images of a wing by PSP system in both high speed and low speed flows

实验状态为- 4°~15°;还在机翼中段安置了一组动态压力传感器,以便相互对照。实验表明,迎角在 8°~9° 时,机翼发生失速现象,两套测量系统数据吻合很好,但 PSP 系统能够反应机翼表面压力分布及其变化。此外该风洞还进行了平直机翼的高速($V=34\text{ m/s}$)与低速($V=17\text{ m/s}$)实验(如图 4)。美国 NASA 的高速风洞还进行了“先行者”火

箭飞机整机实验(如图 5)。

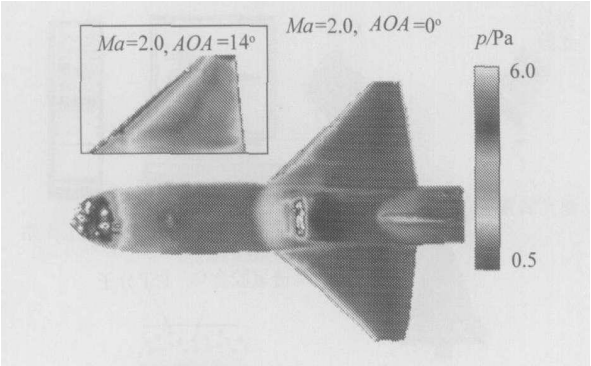


图 5 先行者飞行器的表面压力分布

Fig. 5 Global pressure images of pioneer rocketplane in a supersonic wind tunnel

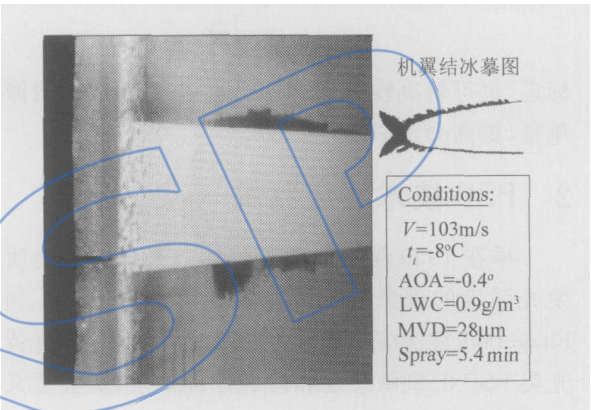


图 6 美国 NASA 格伦研究中心的机翼结冰实验图

Fig. 6 Photo and schematic of an icing wing in GRC research centre, NASA

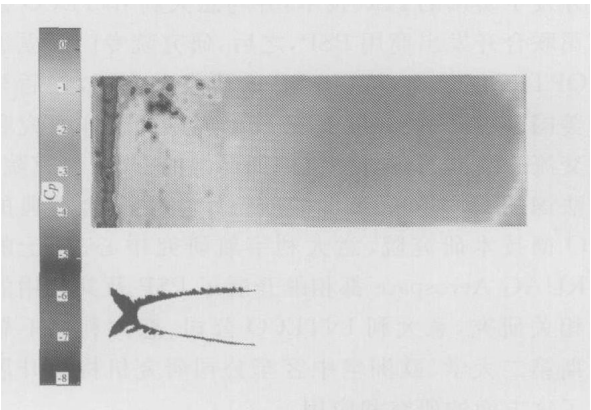


图 7 结冰机翼上有面压力分布测量图

Fig. 7 Global pressure image of the suction side of the icing wing by PSP system in GRC, NASA

美国 NASA 格伦研究中心的结冰风洞用于因结冰而导致机翼升力与阻力变化的研究,实验选用 GLC305 型剖面机翼,分别在- 0.7°C, -

15.4℃和- 8.2℃条件下形成釉面冰、雾凇冰和混合型冰,结冰机翼表面上覆以 PSP 涂料(如图 6),迎角范围- 0.4°~3.6°,机翼同时在机翼表面安装压力传感器。两套系统测量结果对比表明,在 1 个大气压条件下,误差小于 0.1%,PSP 系统能够反映结冰机翼全表面压力分布状况(如图 7)。意大利宇航研究中心和意大利那不勒斯第二大学与瑞士 RU AG 联合进行了与此相似的机翼结冰实验(如图 8)。与前者所不同的是,后者用金属作为冰的替代品,机翼为 NACA 0012 型剖面、厚度 12%,尺寸 100 mm×300 mm 机翼相联接,机翼迎角分别为 0°,±6 和 ±10°,实验马赫数为 0.2。实验结果较为理想地反映了机翼结冰后流动状态的变化情况。

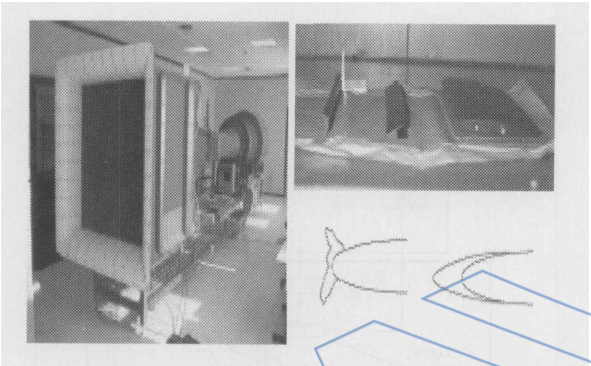


图 8 意大利与瑞士合作机翼结冰实验的风洞与模型
Fig. 8 CIRA wind tunnel and model for experiments of the icing wing collaborated by Italy and Switzerland

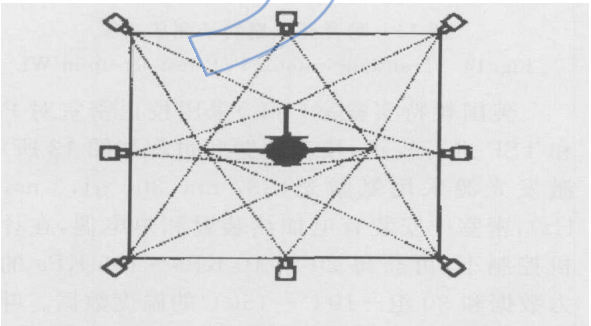


图 9 美空军阿诺德工程发展中心 16 英寸风洞 PSP 测量系统 CCD 相机位置简图
Fig. 9 Schematic of CCDs in AEDC 16-ft transonic wind tunnel

阿诺德工程发展中心 16 英寸跨音速风洞中安装了 8 个 16 位 CCD 相机的多视角 PSP 系统(如图 9),实验选用 1/9 大小的 F-16C 整机模型,覆以 FIB7 型 PSP 涂料,并设置 600 个测压孔(可

同时使用。120~400 个),迎角变化范围为 0°~26°;侧滑角变化范围- 10°~10°;实验马赫数为 0.6~1.2,雷诺数为 2.0×10^6 。实验结果表明,,PSP 系统测量数据总体上与常规检测结果相符,且能瞬时反映模型角度变化时的压力变化(如图 10)。该风洞还选用 15% 大小的 F-18E/F 模型和 1/10 大小的三角机翼进行了空气动力载荷实验。

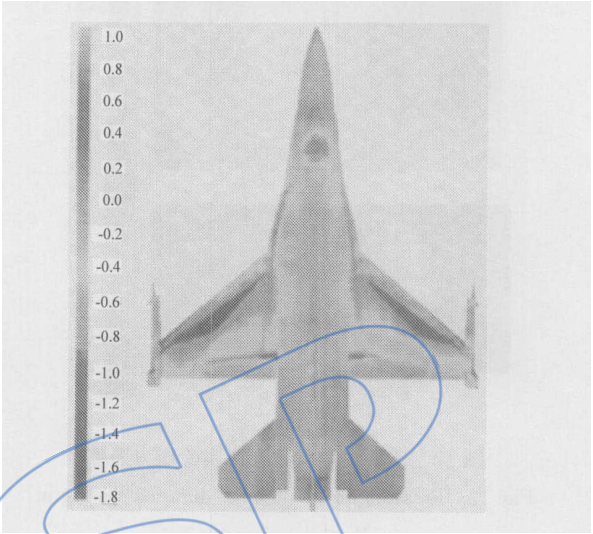


图 10 $M_a=0.8, \alpha=8^\circ$ 条件下的 F-16C 上表面压力分布
Fig. 10 Global pressure image of F-16C upper side at Mach number 0.8, 8-deg angle-of-attack

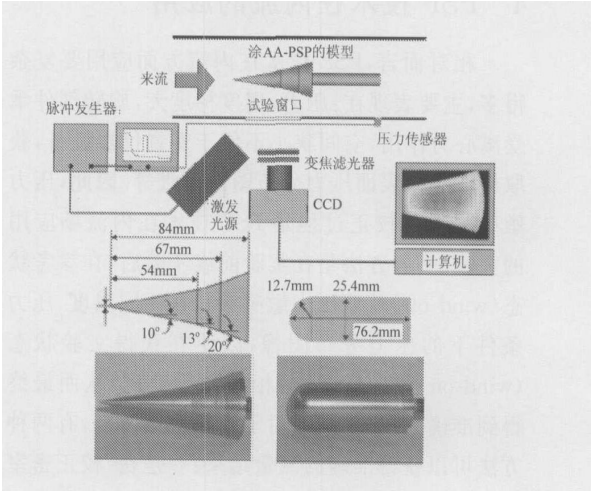


图 11 珀杜大学高超音速实验
Fig. 11 Schematic of short duration testing in Purdue university

美国珀杜大学在风洞中成功进行了圆锥体和带半球的圆柱体超音速条件下空气动力研究实验(如图 11)。实验模型为涂有以阳极化铝为胶合体

的圆锥体和带半球的圆柱体,实验马赫数 4,以 464 纳米蓝光 LED 组合为激发光源,采用预先校正的图像处理方式,校正压力 4.16 kPa。实验发现 AA-PSP 涂料时间响应特性优越,可在 200 μ s 以内完成测量,不确定度可降到 5.9% 和 4.6%。测量结果如图 12。

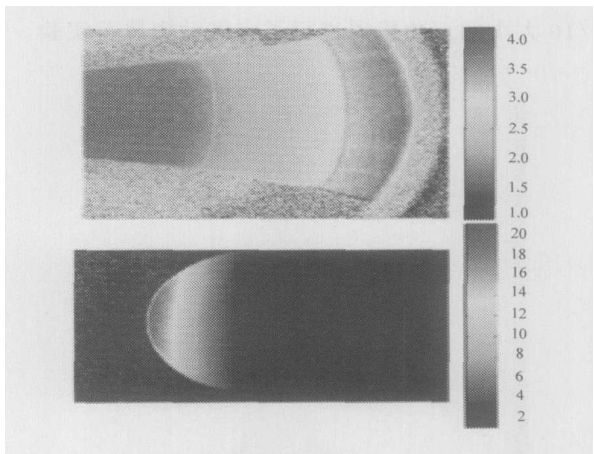


图 12 珀杜大学高超音速实验压力图像
Fig. 12 Pressure image of short duration testing in Purdue university

其他国家和地区如欧洲跨音速风洞研究中心(ETW)、日本国家宇航实验室和空间与宇航研究院、印度国家宇航实验室等也在风洞中应用 PSP 技术进行了相应的实验。

4 PSP 技术在内流的应用

相对而言, PSP 技术在内流方面应用要复杂得多,主要表现在:压力、温度梯度大,旋转部件承受离心力作用,空间狭小不利于安置仪器设备,获取旋转部件表面压力分布图像困难等。因此,压力敏感涂料的校正过程是 PSP 技术在内流场应用的关键。一般方法是在实验前或实验后,在参考状态(wind-off)获取压力敏感涂料在不同温度、压力条件下的压力分布图像,以便在获得实验状态(wind-on)图像后,进行相应的后处理,从而最终得到准确的压力分布。对于叶轮机机械而言,有两种方法可以获得准确的测量结果:一是在“校正密室(calibration chamber)”中实施校正;二是进行现场校正。

西方发达国家已研发出适合的 PSP,改进了获得压力分布图像的技术和手段,增强了 CCD 相机的性能,提高了图像“后处理”水平,加强了对图像捕捉时机的控制,拓宽了对实验物体表面校正的压力与温度范围,取得了较好的效果。其中以美

国 NASA 格伦研究中心、赖特实验室(WL)以及美海军研究生学院在 PSP 技术内流应用方面的研究成果较多,具有丰富的应用经验和较高的应用水平。

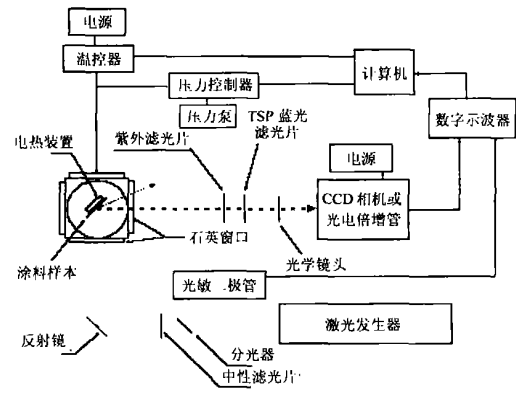


图 13 PSP/TSP 密室校正
Fig. 13 PSP/TSP Calibration chamber in WL

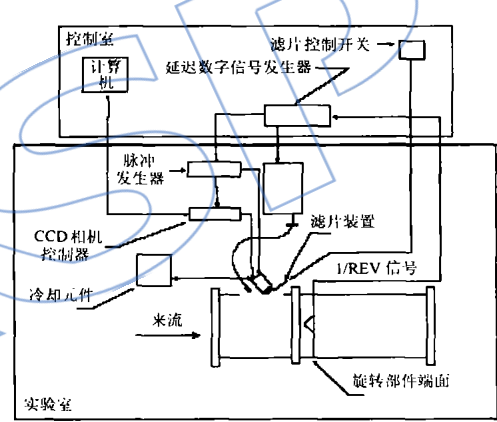


图 14 跨音速风扇转子测压实验
Fig. 14 Transonic-rotator PSP test set-up in WL

美国赖特实验室(WL)采用校正密室对 PSP 和 TSP 进行校正,校正装置和过程如图 13 所示。激发光源采用氮激光(337 nm, 300 μ J, 3-ns, 29 Hz),密室中安装有电加热装置和热电偶,在计算机控制下,可获得 20 组 10 KPa~199 KPa 的压力数据和 30 组-10 $^{\circ}$ C~150 $^{\circ}$ C 的温度数据。叶轮机机械的实验如图 14 所示,激发光源与 ICCD 照相机共用一个 305 mm $\times$ 25 mm 的窗口,激发光源为以光纤传输的氮激光,ICCD 照相机选择了带焦距 50 mm1.2 镜头和滤光装置的 16 位光增强型 CCD 照相机,由控制器感受转速传感器传输的转速信号控制,捕获 PSP 和 TSP 的叶片(如图 15)的光学图像。图像处理软件采用 PAITCP 图形处理软件,可消除图像匹配和图像处理中可能

出现的噪声信号。叶片表面压力分布如图 16 所示。

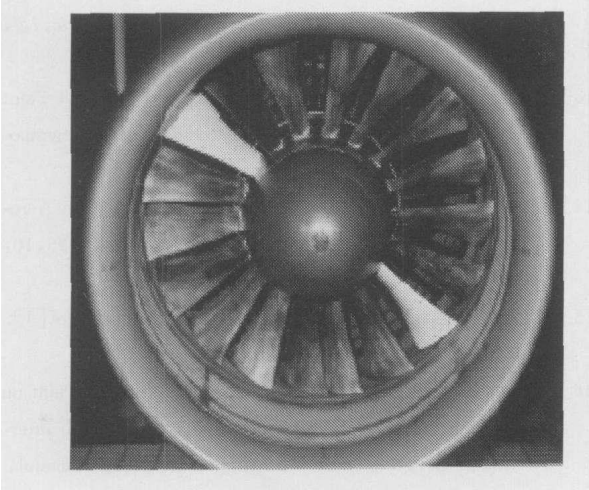


图 15 涂有 PSP/ TSP 的 I 级转子叶片
Fig. 15 First stage rotating blades coated with PSP/ TSP

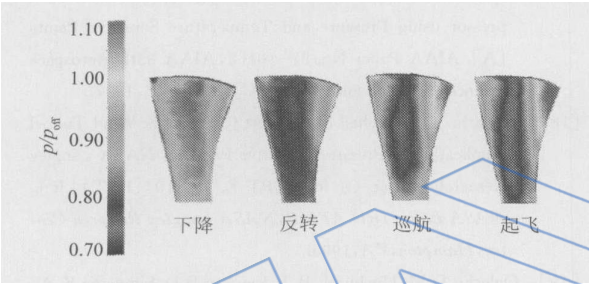


图 16 I 级风扇叶片吸力面在模拟状态下的压力分布
Fig. 16 Global suction side pressure images of first fan rotating blades at conditions

美海军研究生院涡轮推进实验室在跨音速压缩机实验平台上成功地进行了应用 PSP 技术对转子叶片压力分布的测量。实验装置是一套旋转机构,由压缩空气驱动涡轮,转速由压缩空气出口压力决定,最高转速可达 30 000 r/min,涡轮传动实验转盘,在转盘边缘安装有两个呈对称分布且与盘面垂直的压缩叶片,尺寸为 2.18 宽,0.125 高。实验校正分别由该实验室和美国 NASA 以不同校正方法进行,两者结果相当吻合。PSP 系统组成与上述实验相似。CCD 相机在触发控制器的作用下捕获 10 000 r/min, 16 000 r/min, 17 000 r/min 和 20 000 r/min 下的叶片光学图像,还记录了激发光源不工作状态下的叶片光学图像,以增加信噪比,提高图像处理质量。所获得的叶片压力分布与计算模拟结果吻合,误差不超过 0.63%。

5 未来展望

PSP 技术是涉及生物化学、光学、信息技术多种学科的综合应用技术,已广泛应用于航空航天、动力能源、汽车制造等领域。但应看到,该技术还存在着诸如对涂料和仪器设备性能要求高,校正过程复杂,图像捕获与处理要求高等不足。也应看到,随着基础学科的不断发展和学科间不断的交融汇合,该技术也将不断地吸收新的成份向前发展,其应用范围和领域也将进一步得以拓展。

(1) 涂料种类向多样化、集成化和无机化方向发展。过去十年间,涂料从荧光类物质发展到磷光类物质,推动 PSP 技术从外流应用进入内流应用,胶合剂从有机到无机,凝胶与溶胶的复合,提高了涂料性能。目前,新型的双发光体涂料(Bi-luminophor PSP) 已进入应用阶段,该涂料是将受激后发光强度随时间变化相近的压力敏感涂料和温度敏感涂料的混合物,可省去常规涂料对温度的校正过程,具有较清晰度和分辨率;为适应较大压力和温度梯度变化的实验测量,两种压力/温度适应范围总体不同且局部相同的涂料混合物也已投入应用,其兼有这两种涂料各自优点,而适用范围更广;以阳极化金属离子为胶合剂的涂料以其优越的时间响应特性越来越受到关注和重视。

(2) 多种手段和技术的综合运用已成为最佳而有效的解决方案。PSP 技术由最初的光学强度分辨实验表面全域压力分布,到随后的依据涂料时间响应特性和表面发光强度辨别压力分布,分辨准确性和精确程度明显提高。随着涂料应用范围的不断拓宽和研究内容的多样化,各种有效的方法和手段不断地被吸收和整合,推动 PSP 技术呈多样化发展。从实验的角度来看,单一的实验测量技术和手段具有其固有的缺陷,已经难于满足人类对研究领域的好奇心。为此,多种测量技术和测量手段的综合应用,是人们现在和未来探究未知领域,检验科学理论的试金石。

(3) 仪器设备小型化,辅助设备多样化将拓展 PSP 技术的应用空间。目前, PSP 技术在叶轮机械的应用主要是结构和空间方面的困难带来的。为解决这种困难,要实现仪器设备的小型化,同时还要研究和发展有助于开展实验研究的辅助设备如光纤传导设备、显微设备等,使得该技术从对静子和 I 级转子叶片的实验测量发展至对全部叶轮机械部件的实验测量。

参考文献:

- [1] Sexton M R, O'Brien W F, Moses H L. An on Rotor Investigation of Rotating Stall in an Axial Compressor[R]. *Defense Technical Information Center (DTIC) Technical Report, Cameron Station, Alexandria, VA*, 1973: 33. 1~10.
- [2] Peterson J I, Fitzgerald V F. New Technique of Surface Flow Visualization Based on Oxygen Quenching of Fluorescence [J]. *Rev. Sci. Instrum.*, 1980, 51(5): 670~671.
- [3] Morris M J. Use of Pressure-Sensitive Paints in Low Speed Flows [A]. CH34827 - 95, IEEE 16th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF)[C]. *Wright-Patterson AFB, OH*, 1995: 31. 1~10.
- [4] Bukov A P, Orlov A A, Mosharov V E, Radchenko V N, Pesetsky V A, Sorokin A V, Phonov S D, Alaty L, Colucci V. Application of Luminescent Quenching for Pressure Field Measurements on the Model Surface in a Wind Tunnel[R]. *Wind Tunnels and Wind Tunnel Test Techniques, The Royal Aeronautical Society, Southampton University, United Kingdom, September*, 1992.
- [5] Bukov A, Mosharov V, Orlov A, Pesetsky V, Radchenko V, Phonov S, Matyash S, Kuzmin M, Sadozsky N. Optical Surface Pressure Measurements: Accuracy and Application Field Evaluation[A]. 73rd AGARD Fluid Dynamics Panel Meeting and Symposium on Wall Interference, Support Interference, and Flow Field Measurements[C]. *Brussels, Belgium*, 1993.
- [6] Kelly R Navarra. Development of the Pressure-Sensitive Paint Technique for Advanced Turbomachinery Applications[R]. *Thesis for Master Degree of Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia*, 1997.
- [7] Troyanovsky I, Sadozskii N, Kuzmin M, Mosharov V, Orlov A, Radchenko V, Phonov S. Set of Luminescence Pressure-Sensors for Aerospace Research[J]. *Sens. And Act.*, 1993, 11: 201~206.
- [8] Volan A, Alafi L. New Optical Pressure Measurement System [A]. IEEE 14th International Congress of Instrumentation in Aerodynamic Simulation Facilities (ICIASF) [C]. *New York*: 1991: 10~16.
- [9] Engler R H. Further Developments of Pressure Sensitive Paint (OPMS) for Non-Flat Models in Steady Transonic Flow and Unsteady Conditions[A]. CH34827 - 95, IEEE 16th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF)[C]. *Wright-Patterson AFB, OH*, 1995: 33. 1~8.
- [10] Luminescent Pressure Sensors (LPS) and Luminescent Pressure Sensitive Paints (PSP) [R]. *OPTROD Ltd., Dugin Str. 17 ~ 31, Zhukovsky, Moscow reg., 140160 Russia*, 1995.
- [11] Davies A G, Bedwell D, Dunleavy M, Brownjohn N. Pressure Sensitive Paint Measurements Using Phosphorescence Lifetime Method [A]. 7th International Symposium on Flow Visualization[C]. *Seattle, WA*, 1995.
- [12] Gouterman M, Callis J, Burns D, Kavandi J, Gallery J, Khalil G, Green E, McLachlan B, Crowder J. Luminescence Imaging for Aerodynamic Testing [A]. ONR/NASA Workshop on Quantitative Flow Visualization [C]. *J. Sullivan and B. Holmes (Eds.), Purdue University, West Lafayette, IN*, 1990.
- [13] Harris J, Gouterman M. Referenced Pressure Sensitive Paint for Flow Visualization VII [A]. 7th International Symposium on Flow Visualization[C]. *Seattle, WA*, 1995.
- [14] McLachlan B G, Bell J H. Pressure-Sensitive Paint in Aerodynamic Testing[J]. *Exp. Thermal Fluid Sci.*, 1995, 10: 470~485.
- [15] Pressure-Sensitive Paint: A New Development Tool[J]. *MCAIR Digest*, 1992, 29(3): .
- [16] Burns S, Sullivan J. The Use of Pressure Sensitive Paint on Rotating Machinery [A]. CH34827 - 95, IEEE 16th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF) [C]. *Wright-Patterson AFB, OH*, 1995: 32. 1~14.
- [17] Liu T, Johnston R, Torgerson S, Fleeter S, Sullivan J. Rotor Blade Pressure Measurement in a High Speed Axial Compressor using Pressure and Temperature Sensitive Paints[A]. AIAA Paper No. 97 - 0162, AIAA 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit [C]. *Reno, NV*, 1997.
- [18] Jagharhi A J, Mitchell M, Burkett C, Sealey S. Wind Tunnel Application of Pressure Sensitive Paints at NASA Langley Research Center (8 foot TPT & 7'x10' HST) [R]. *NASA LaRC IRD ATMB, NASA Langley Research Center, Hampton, VA*, 1993.
- [19] Oglesby D M, Upchurch B T, Leighty B D, Simmons K A. Pressure Sensitive Paint with Internal Temperature Sensing Lumiphore [A]. 42nd International Instrumentation Symposium, Instrument Society of America[C]. *San Diego, CA*, 1996.
- [20] Hubner J P, Abbott J D, Carroll B F. Pressure Measurements on Rotating Machinery using Lifetime Imaging of Pressure Sensitive Paint [A]. AIAA Paper No. 96 - 2934, 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit[C]. *Orlando, FL*, 1996.
- [21] Bencic T. Experiences Using Pressure-Sensitive Paint in NASA Lewis Research Center Propulsion Test Facilities [A]. AIAA Paper No. 95 - 2831, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit[C]. *San Diego, CA*, 1995.
- [22] Torgerson S, Liu T, Sullivan J. Use of Pressure-Sensitive Paints in Low-Speed Flows [A]. 19th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference [C]. *New Orleans, LA*, 1995.
- [23] Liu Y S, Ware W R. Photophysics of Polycyclic Aromatic Hydrocarbons Absorbed on Silica Gel Surfaces. 1. Fluorescence Lifetime Distribution Analysis: An Ill - Conditioned Problem[J]. *J. Phys. Chem.*, 1993, 97: 5980 ~ 5986.
- [24] Popernack T G Jr., Owens L R, Wahls R A, Hamner M P.

Using Temperature Sensitive Paint Technology [A]. 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit [C]. Nevada, USA, 2002.

[25] Donald M Oglesby, Chith K Puram, Billy T Upchurch. Optimization of Measurements with Pressure Sensitive Paints [R]. NASA Technical Memorandum 4695, 1995.

[26] Tianshu Liu, Norikazu Teduka, Masaharu Kameda, Keisuke Asai. Diffusion Time-Scale of Porous Pressure-Sensitive Paint [J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(12): 2400~2402.

[27] Danny R Sprinkle, Clifford J Obara, Tahani R Amer, Bradley D Leighty, Michael T Carmine, Cecil G Burkett, Bradley S Sealey. Langley 16-Ft Transonic Tunnel Pressure Sensitive Paint System [R]. NASA/TM-2001-211017, NASA, 2001.

[28] Amer T R, Liu T, Oglesby D M. Characterization of Pressure Sensitive Paint Intrusiveness Effects on Aerodynamic Data [A]. AIAA, 2001-0556, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit [C]. Reno, Nevada, 2001.

[29] Martin Gouterman, James Callis, Larry Dalton, Gamal Khalil, Youssef M'ebarki, Kevin R Cooper, Michel Grenier. Dual Luminescent Pressure-Sensitive Paint: III - Application to Automotive Model Testing [J].

Measurement and Technology, 2004, 15: 1986~1994.

[30] Lepicovsky J, Bencic T J. Use of Pressure-Sensitive Paint for Diagnostics in Turbomachinery Flows with Shocks [J]. *Experiments in Fluids*, 2002, 33: 531~538.

[31] Venkatakrishnan L. Comparative Study of Different Pressure-Sensitive-Paint Image Registration Techniques [J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(11): 2311~2319.

[32] Robert M Hall, Shawn H Woodson. Introduction to the Abrupt Wing Stall Program [J]. *AIAA Journal*, 2004, 41(3): 425~435.

[33] David M Schuster, James E Byrd. Transonic Unsteady Aerodynamics of the F/A-18E under Condition Promoting Abrupt Wing Stall [J]. *AIAA Journal*, 2004, 41(3): 485~491.

[34] Drouillard II T F, Linne M A. Luminescence Lifetime Response of Pressure-Sensitive Paint to a Pressure Transient [J]. *AIAA Journal*, 2005, 43(5): 1100~1107.

[35] Wim Ruyten. Assimilation of Physical Chemistry Models for Lifetime of Pressure-Sensitive Paint [J]. *AIAA Journal*, 2005, 43(3): 465~471.

[36] Channa Raju, Viswanath P R. Pressure-Sensitive Paint in a Blowdown Wind Tunnel [J]. *AIAA Journal*, 2005, 42(4): 908~915.