

·“双清论坛”专题:大型风洞设计建设中的关键科学问题·

大型风洞全场智能感知的研究进展

杨 华 黄永安*

(华中科技大学数字制造装备与技术国家重点实验室,武汉 430074)

[摘要] 先进大型风洞是支撑飞行器设计验证的战略性设施,由于先进飞行器的复杂气动外形、非标准化结构,给其全场分布式参数测量带来了巨大挑战,包括模型表面应力场、应变场、温度场、气流分布,以及模型周围流场空气动力学结构和速度场信息,而且还需要解决测量数据的正确性验证问题。本文讨论了柔性传感器测量技术和非接触光学的流场测量技术,利用大面积、柔性传感器获取飞行器表面的物理场分布,PIV技术获得飞行器周围流场结构或信息,实时、定量显示飞行器全场物理场信息,并与计算模拟或飞行数据库进行相互融合与支撑,实现飞行器气动特性在线感知。全场测量技术将全面提升风洞试验的数据采集能力,突破传统测量系统难以实现全场感知的局限,并实现风洞试验的定量测量与大规模数据的处理与分析,为大型风洞智能运行奠定基础。

[关键词] 风洞试验;智能蒙皮;PIV;非接触式测量;柔性电子

先进飞行器是一个国家综合科学技术水平的标志,是国防科技的制高点。空气动力学是其中最重要的基础研究,而风洞试验是验证空气动力学的重要工具。大型风洞实验是飞行器研制中必不可少的测试部分,主要用人工方式产生高速气流,来模拟飞行器等比率模型周围气体的流动情况,并测量气流对模型表面的作用效果^[1]。目前,我国先进飞行器研制工作正处于从“跟跑”向“并跑”、“领跑”跨越发展的关键阶段。为此,我国将启动大型低温高雷诺数风洞、大型连续式跨声速风洞、大型低速风洞等一批世界领先大型风洞建设,将对现有风洞测试技术提出新的科学和技术挑战。

风洞测量是实验流体力学技术在风洞中的应用,其核心是获取复杂模型表面的多物理场和周围环境三维流场等数据,实现动态瞬时、无干扰测量,实现时间与空间的信息完美结合。风洞测量目标是分辨出小尺度上的流体运动,同时测出大尺度上的拓扑结构与相互作用。通过测量技术所采集的信息,进行数据重构和显示,将难以用肉眼看到或者精确测量的物理现象,以直观的方式显示出来^[2]。为了获取模型的气动特性数据,风洞试验既要测量气

流参数(速度、温度、密度等),还要测量模型气动特性(力、力矩、压力、应变、摩擦力和热流分布等)^[3,4]。

在空气流场测量方面,目前主要应用的方法是纹影法和粒子图像测速 PIV(Particle image velocity)技术^[5]。纹影法广泛用于观测气流的边界层、激波等流场结构特性,但无法定量测量风洞流场速度分布。PIV技术可定量测量出空气流场速度场信息。

在气动特性测量方面,目前主要分为离散点测量和分布式测量^[6]。离散点测量包括丝线法、皮托管等方法,主要是对模型表面制定位置的物理参数的测量。分布式测量主要是使用油流法、智能涂层和柔性传感器进行测量,可进行模型表面物理参数的定量测量。智能涂层被认为是新一代涂层发展的方向^[7],但通常难以一次性测量多个物理参数的分布,而且测量精度较低。柔性传感器通过集成多元传感器,实现一次性测量多个物理量分布,包括模型表面气流、压力、温度、应变、分离点、摩擦力等。

1 非接触式三维流场测量

大型风洞空气流场速度信息是表征风洞流场的基本数据,目前主要以非接触式方法为主。随着激

光技术与 CCD 技术的发展,提出了激光多普勒测速技术(LDV),实现了流场无干扰测量,它通过用多个激光束的干涉来追踪示踪粒子的运动,能够实现流场中单点速度三分量(1D-3C)的测量,如图 1(a)。

随着 CCD 技术进一步发展,平面二维测速技术(2D-2C)诞生了,它包括粒子图像测速技术(PIV)、平面多普勒测速技术(PDV)、平面激光诱导荧光测速技术(PLIF)、分子跟踪测速技术(MTV)。这些技术能够同时测量在多个空间位置的速度,从而得到空间速度分布,如图 1(b)。

1.1 三维粒子图像测量技术

在实验流体力学中,涡量与速度变形量场的分布非常重要,通常可以由速度场估计出。流场速度场通常是三维性特征,二维粒子图像测量技术只能获取这些三维性特征在确定平面上的二维信息,无法准确估算出流场真实的三维速度场。为了从流场中获取三维信息,需要在不同的平面内做大量的实验,极大地增大了实验时间与费用,但是还是无法计算三维空间推导量(涡量、速度梯度等)。为此,提出了三维三分量测速技术如层析粒子图像测量技术(Tomographic PIV)、全息粒子图像测量技术(Holographic PIV)、散焦粒子图像测量技术(Defocusing PIV)、扫描粒子图像测量技术(Scanning PIV)等。

扫描粒子图像测量技术是在传统二维 PIV 技术基础上进行拓展的测速技术,如图 2 所示^[8,9]。通过高时间分辨率 CCD 相机与激光器系统对测量区域沿着垂直激光平面方向高频扫描并记录相应的一系列粒子图像对,流体运动就相当于在扫描的过程被冻结。其中应用旋转的反光镜来执行这个扫描的过程,把激光平面置于对应于相机的不同深度位置。通过传统 PIV 流场估计算法对这个三维立体测量区域内每个激光平面的每一对粒子图像进行处理得到最终的速度矢量场。该技术本质还是二维流场估计,无法精确获取三维流场信息。

全息粒子图像测量技术运用粒子散射的相干光与参考光之间的干涉原理,把入射散射光相位与幅值这些信息数字化记录到 CCD 传感器平面,如图 3 所示^[10,11]。通过用原始光照射全息相片就可以重构出原始光强场,将光强场划分成查询窗口,利用互相关技术来生成速度场。该方法通过运用全息技术来代替传统的摄影技术,可精确获取流场速度场三维信息,有效克服了扫描三维 PIV 模式的单相机成像焦距深度限制。全息粒子图像测量技术的优势在于对极近壁区的测量中有极高的测量精度,但是重构原理和激光光斑噪声的影响增大了互相关计算的复杂性和计算精度。

层析粒子图像测量技术是一个基于多相机系统、三维体激光束以及三维空间粒子场重构的测量技术,如图 4 所示^[12-14]。该技术利用多个相机来记录不同视角下被照亮的粒子场,然后通过光学层析算法来产生离散的三维粒子光强场,再将一对重构出的三维粒子光强场通过三维互相关技术计算得到三维三分量 3D-3C 的空间速度场。与现有的三维流场测速技术相比,层析粒子图像测速技术实验装置简单,同时可以实现示踪粒子密度更高的流场测量;层析粒子图像测速技术虽然能够实现瞬时测量三维空间流场,但是由于相机标定误差和重构算法解析误差的原因,它的运算精度还有待提升。层析 PIV 测量精度高,比任何其他三维 PIV 技术有着更广泛的应用。

1.2 高超声速流场粒子图像测量技术

由于 PIV 测量清晰度高,测速范围宽(理论测速范围 $0.01 \sim 1200$ m/s),可满足绝大多数实验流场测量需求,并能在不干扰流场的情况下获得整个流场的瞬时和时均的定量结果,在超声速、高超超声速测量中具有很大的吸引力。以超声速燃烧冲压发动机进、排气系统为例,其流动本质是高度非均匀、非定常的复杂三维流动问题,流场中存在流动参数变

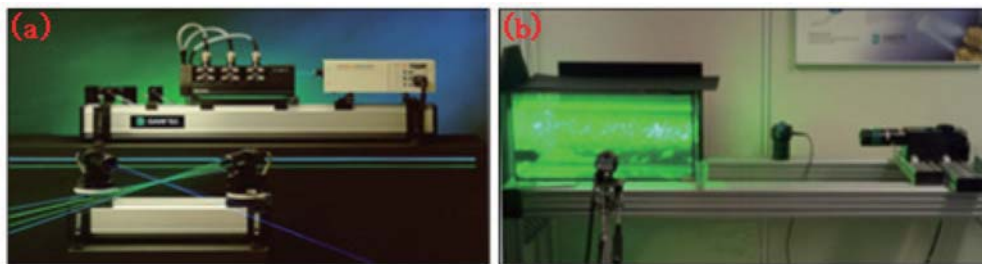


图 1 非接触式流场测量
(a) 激光多普勒测速仪;(b) 粒子图像测速仪

化梯度很大的激波、滑流面、分离剪切层,涉及了大量关于激波/激波、激波/膨胀波、激波/附面层相互作用,以及由此造成的附面层分离、大尺度分离涡和回流区等复杂现象,如图5所示^[15,16]。

由于空气的可压缩性,在高超声速风洞的PIV实验中,流场在高超声速运动状态下遇到模型时会出现激波、膨胀波、附面层等复杂流场现象,其气动特性呈现出超高速、非定常、高度非均匀等特点。超

声速或高超声速流场中特有的激波等现象给测量技术带来了挑战^[17]:气流经过激波时在很短的距离内速度急剧减小,同时由于气流的压缩性和高空低雷诺数的影响,附面层和剪切层也会比较厚,导致激波/附面层的干扰问题更加突出,流场结构复杂。对于高速流场PIV测量技术,这引发两个重要问题:示踪粒子的浓度在测量区域内变化很大,即在高压低速区粒子密集,而在低压高速区粒子分布相对稀

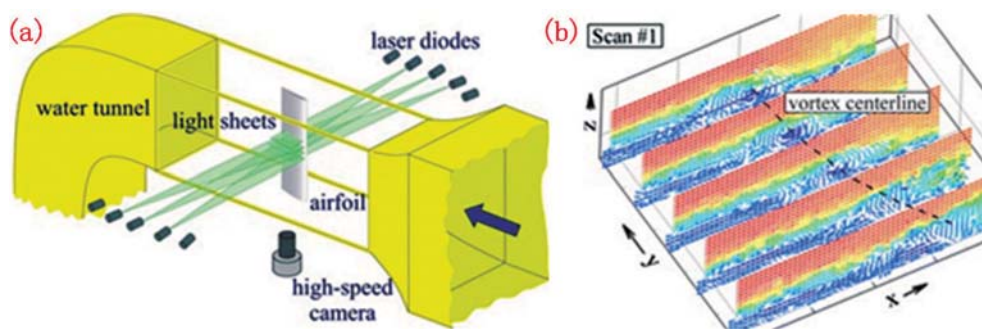


图2 扫描粒子图像测量技术(Scanning PIV)测量原理

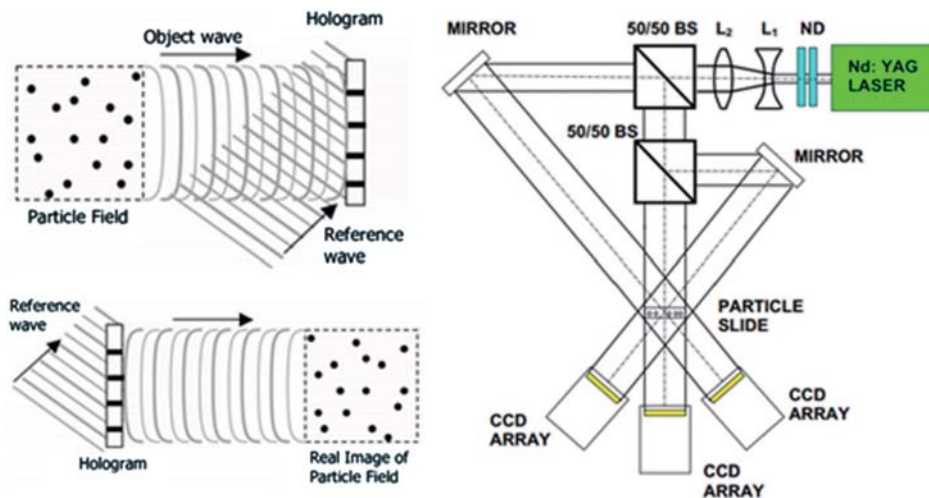


图3 全息粒子图像测量技术(Holographic PIV)测量原理

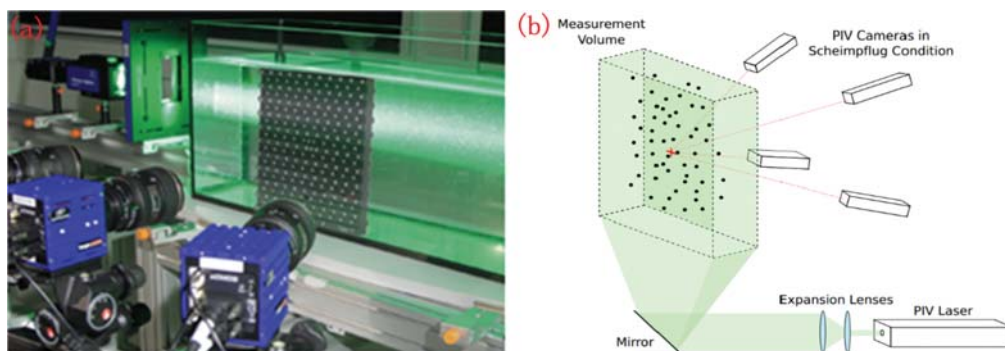


图4 层析PCV技术

(a) 层析粒子图像测速实验设备;(b) 层析粒子图像测速技术基本原理

少,使得流场测量、试验数据处理与分析的难度大大增加;而且流场中的光的折射率是各向异性的,从而导致光学测量中光线传播的失真,并且能采集的光强较弱。

传统 PIV 技术无法精确测量高超声速流场,主要受制于示踪粒子和弱光成像。粒子光散射特性和跟随性是矛盾的,在高速流场中一般采用 100 nm 以下的二氧化钛或三氧化二铝作为示踪粒子,只有小粒径示踪粒子才能有效跟随梯度变化剧烈的高速流场。但是,小粒径粒子所散射的光强有限,如何获取高质量的示踪粒子图像是另一个技术难题。

Haertig^[18]将 PIV 技术应用于 $Ma=3.5$ 和 4.5 的激波风洞,对激波前后测得的速度值与理论值进行比较,证明了 PIV 技术在高速、短历时流场中的适用性。Scarano^[19]将 PIV 技术应用到 $Ma=7$ 的测试中,将双尖劈模型的 PIV 测量结果、纹影结果和理论值做了比较,如图 6(a)所示,指出除了激波面附近和近壁面处,PIV 技术能够做定量化研究。Ganapathisubramani^[20,21]研究了 $Ma=2$ 流场中湍流边界层内的流动结构,发现了与不可压缩边界层内类似的大尺度拟序结构,如图 6(b)所示,指出可压缩湍流边界层内的对数区域范围比不可压缩边界层内的大。

我国围绕高速流场 PIV 测量难题进行了一系列研究:国防科技大学易仕和教授课题组^[22]对高速流场 PIV 示踪粒子发生器进行了深入研究,提出了基于纳米粒子的 NPLS 技术,如图 7 所示,有效测量了超声流场空气动力学结构。南京航空航天大学徐惊雷教授课题组^[23]利用储气罐和上游高压气体的压力差使得示踪粒子充进储气罐,并与空气充分混合,有效测量了超声速冲击射流;上海交通大学的刘洪教授课题组^[24]在超声速流场($Ma=4$)中使用 PIV 技术进行测量,和纹影结果进行对比,讨论了示踪粒

子跨越激波的迟滞特性;华中科技大学熊有伦教授课题组针对高超声速流场非定常、高度非均匀、高精度测量需求,提出了实时自适应 RTA-PIV 测量原理,研制了纳秒级跨帧微弱光超高速成像装置,进行了高超声速流场测量实验。

1.3 高超声速流场 PIV 技术的发展趋势

在高速流场 PIV 测量领域,目前国内外研究人员主要集中在二维 PIV 测量精度和测量分辨率的提升,但是 PIV 技术的测量精度和测量分辨率是相互制约的。因此,在提升 PIV 测量技术中单体部件(激光、镜头、相机、示踪粒子等)性能的基础上,如何优化各部件,使超声速 PIV 测量仪整体性能得到最大的发挥至关重要。现有的二维 PIV 技术已经可以很好地显示流场结构特性,如何提升高速流场测量精度和精密度是未来发展趋势。此外,如何高精度地重构大型风洞三维流场速度信息是高速流场 PIV 测量技术的未来趋势。需要从流动机理和示踪机理的角度,改造现有的三维 PIV 测量技术,使其适应超声速和高超声速流场三维测量需求。

2 复杂模型表面物理场测量

目前,基于风洞近场的测量主要获取模型复杂表面的压力、温度、应变、气流分离点等参数的分布,主要分为离散点法、智能涂层法与柔性传感器。

2.1 离散点测量方法

G2 目前风洞模型表面的测量大多是离散式的,即只能获得安装传感器位置点的测试参数,再通过整体重构来反映出飞机表面的压力流速等测量参数,主要包括烟流法、丝线法、皮托管法、热线法等^[25]。壁面压力测量只能得到壁面附近离散点上的压力值,压力测量的空间分辨率不高,不能获得整个流动区域内的速度分布。

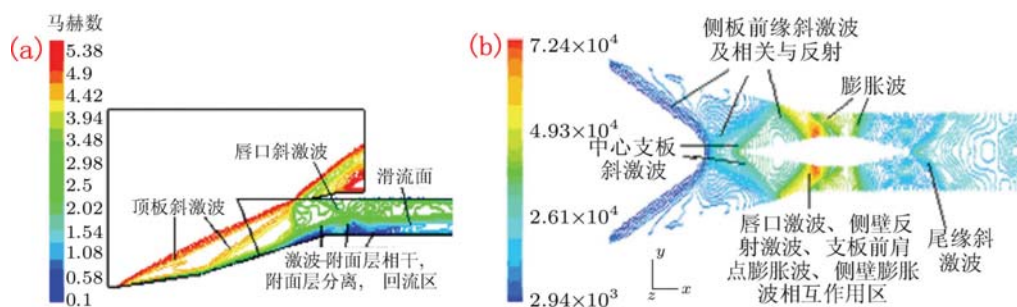


图5 进气道和隔离段流场结构

(a) 子午面马赫数等值线; (b) 水平面上压力等值线

烟流法可以观测到测量模型不同结构部位表面的流动参数,图 8(a)为美国 NASA 用烟流法在风洞中对 X-48C 做的空气动力学测试。丝线法观测气体流动图,每一根丝线可以反映贴装点的气体流动图形,通过阵列化均匀贴布来反映模型表面的气动状态,如图 8(b)为俄罗斯 TsAGI 测试双机身飞机模型表面的空气流动实验。对于测压实验,离散测压孔通过测压管和皮托管或者压力计测量的只是测压孔的压力,再通过离散的压力数据来重构模型表面的压力参数,探头势必会对被测流场有较大影响,实际测量存在一定局限。热线风速仪既可测定脉动速度,又可测量平均速度,属于接触式测量,并且不适用于污浊的气流和高温气流。对于机翼摩阻测量,只能在机翼表面有限的位置处安装摩阻天平,测得离散的剪切力,使得边界层研究受到局限。面对复杂的流场,传统测量方法都有一些局限性^[26]。

低温应变天平是一种结合电阻应变片对模型在

吹风试验中模型表面力学参数进行检测的仪器,用于测量低温风洞中模型表面的压力。美国 NASA 兰利研究中心 20 世纪 70 年代开展了相关研究,并研制了世界上首台低温天平^[29]。其后,荷兰、法国、英国等都对其展开了深入研究。低温天平测量性能稳定,基本能够满足低温风洞需求。但是由于电阻应变片易受温度影响,容易产生温漂和迟滞现象,从而影响最终测量的结果。为此,将微小型 MEMS 压力传感器布置在模型表面,实现对测试模型全覆盖,能够对模型的制定部位进行重点测量。但是,受限于 MEMS 压力传感器自身限制,其应用仍处于不断改进尝试中。也有将电阻应变片和光栅光纤应变传感器用于风洞模型应变测试的,单个的应变花被分布式的布置在模型各处位置以进行近场测量。

根据模型表面温度的测量方式,可分为非接触式测量和接触式测量。前者使用红外热成像仪测量模型正前方温度场,但只能对风洞内较大范围内的

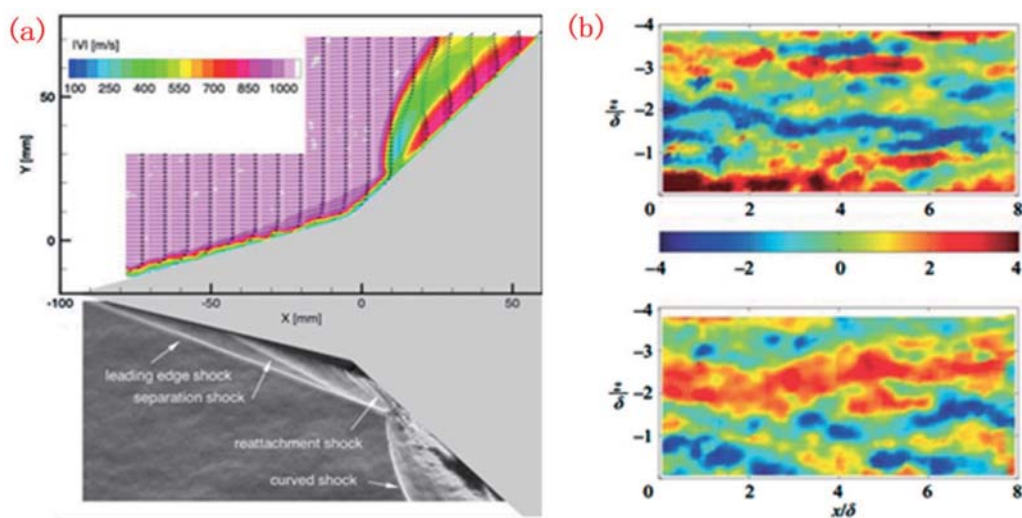


图 6 高马赫数流场结构

(a) $Ma=7$ 流场中双尖劈模型的 PIV 与纹影结果; (b) $Ma=2$ 流场中湍流边界层内的流动结构

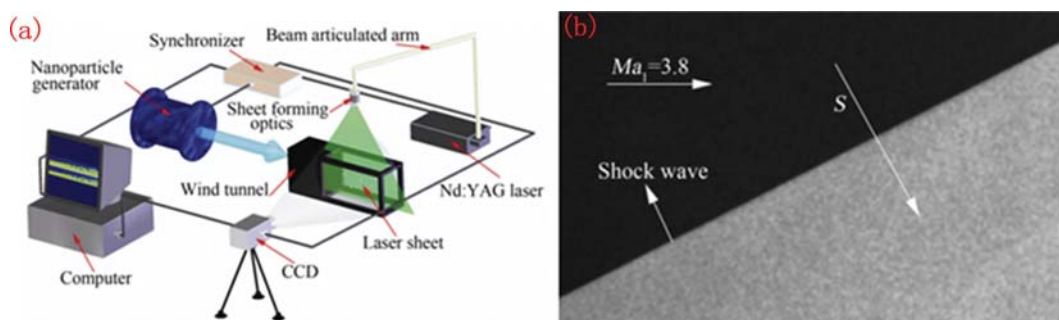


图 7 NPLS 技术

(a) NPLS 系统测量原理; (b) NPLS 系统测量的斜激波图片

温度梯度进行感知,而无法满足对局部位置的测量。后者是将热电偶和铂电阻布置在模型表面,进行近距离探测,目前热电偶量程为 $-200\sim+300^{\circ}\text{C}$,而薄膜型铂电阻的量程为 $-80\sim+80^{\circ}\text{C}$ ^[30]。

表面摩阻测量可分为直接测量和间接测量两类。前者利用摩阻天平、摩阻传感器,得到表面摩擦阻力。在气流作用下,浮动元件或柔带表面的剪切力会使其产生位移或转动,然后通过测出此位移或转动计算出剪切力^[31]。摩阻天平需要安装在飞机表面下,破坏了机身的整体性,容易产生应力集中,降低飞机的结构强度。并且,浮动元件和飞机表面的平齐度和移动间隙都会影响测量的准确性。间接测量是通过测量被测表面的边界层速度分布、压力或热传导等,换算出表面摩阻,主要方法有边界层速度法、普雷斯顿管、边界层隔流片、热膜/热线、动量技术、磁阻传感器及激光干涉仪法等多种方法^[31]。间接测量影响环节较多,不易标定与计量,精度不高,应用范围有限^[32]。

为提高离散传感器的安装效率,美国斯坦福大学的 Chang Fukuo 教授课题组利用柔性电子技术在聚合物基底上制备出以微米线互联的节点网络,再集成微纳传感器、驱动器和其他电子元件,组成测量网络,如图 9 所示。该节点网络能够达到一维拉伸比大于 1 600%,二维拉伸比大于 25 600%,实现小面积的传感器网络完成大面积的模型覆盖^[33]。但该工艺仍无法实现智能蒙皮的大面积全覆盖需求。

2.2 智能涂层测量技术

智能涂层方法作为新型的光学测量手段被用于风洞内模型参数的测试^[34]。图 10 为光学涂层(如压敏漆、荧光油)喷涂在模型外表面,可测量模型表面压力变化测量和流速分布。

有的涂层是对飞行器上的高性能防腐涂层进行物理改性而成,由与结构基体紧密结合的驱动层、探测信息的传感层及保护层构成,主要用于结构健康监测^[37,38]。智能涂层技术,例如压敏漆测压技术(PSP),无需破坏模型的表面结构,对飞行器结构几乎无影响,能够覆盖整个模型,在进行测力的同时进行压力分布测量。但此方法主要用于跨、超声速,在低速试验时测量精度不高,受环境影响比较大,不能够实时反映模型表面的压力状态,而且对环境(灰尘、振动)要求较为苛刻,长时间工作稳定性较差,并存在温度修改等一系列问题。

2.3 大面积柔性电子传感器

美国 NASA 兰利研究中心在 $4\text{ m}\times 7\text{ m}$ 的风洞中进行 100 m/s 风速实验时,其消耗的电力约为 8.8 MW/S ,而一般飞行器从设计到定型需要几万小时的风洞试验。风洞试验各个参量的测量都是相互独立的,如模型表面的压力和温度分布无法同时测量,这要耗费大量时间和高昂成本。大面积柔性智能蒙皮集成有大量的传感器、驱动器和微处理器,将多功能传感器阵列共形贴装到模型表面,如图 11 所示^[39],可以一次测量多个物理场。Qing 等提出多功能传感网络(图 12),将不同类型的传感集成在复合材料中,贴附在飞行器表面,能感受结构应变、温度、湿度、压力、冲击等,并反馈给飞行控制系统,实现飞行器的智能感知、环境自适应和多功能化^[40]。

对于高速风洞测试,电阻应变片和光纤应变传感器在模型表面的安装困难,单个传感器将很难附着在模型表面。如果将薄膜应变传感器与飞机蒙皮结合起来,则能很好解决这一问题,同时又能提高测量精度。美国加州大学洛杉矶分校研制了基于柔性衬底的微型多晶硅热膜传感器阵列,对微型三角翼飞行器前缘边界层分离点进行在线测量^[41]。台湾

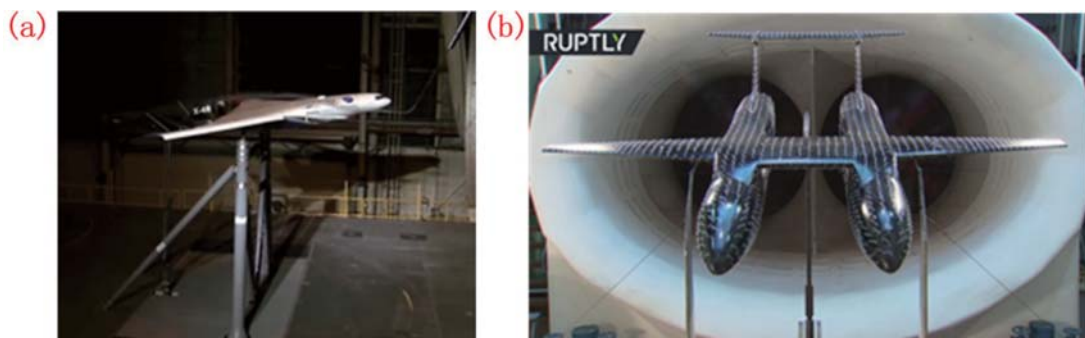


图 8 离散测量方法

(a) 烟流法^[27]; (b) 丝线法^[28]

成功大学研制了基于柔性微型铂热膜传感器阵列,用于圆柱前缘及平板表面非定常分离流研究,并判定分离点位置^[42],还设计了柔性剪应力传感器阵列用于对气流分离点的检测^[43]。西北工业大学设计了柔性热敏剪应力传感器和恒流驱动电路,并采用均值变化量判断分离点,通过实验验证其精确性^[44],同时提出柔性衬底的微型压力传感器阵列的设计加工方法和分离点检测的判定方法^[45]。基于柔性电子技术的热流传感器可以用于测量气流分离点^[46]。

西北工业大学吕海峰等采用了电容式剪应力传感器,测量过程中动梳齿和静梳齿之间的距离改变会导致电容发生变化,由此计算出摩阻^[47]。赵建国等提出了柔性热敏剪应力传感器,利用热敏电阻与边界层的对流,反应边界层流动速度变化,换算出剪切力^[48]。图13(a)所示柔性热敏传感器具有薄片式的结构,贴于可展曲面,不会破坏机身的整体性。图13(b)所示薄膜式电容传感器可直接贴在模型表面或较浅的凹槽内同时进行摩阻和正压力测量^[49]。华中科技大学黄永安团队采用大面积柔性曲面智能蒙皮技术实现飞行器表面状态测量,并研制了柔性

电子曲面共形制造装备。

3 大规模采集与显示技术

传感阵列采集系统的传感器是在高度耦合气动流场、结构应力场以及结构温度场模型表面进行数据采集,包括位移、速度、压力、温度等,涉及到多物理场数据重构与耦合显示。分布式传感器阵列提供了大规模数据来源,数据采集和显示是另外一个关键。信号采集主要有行列逐点扫描选通,行列逐行(列)扫描选通以及非均匀阵列分层扫描选通^[50]。针对非均匀多级传感器阵列,为保证同步性,次级阵列的信号转换速度高于主阵列信号转换速度,对数据转换速率要求较高。行列扫描选通的电路设计考虑因素包括采样速率、采样通道数、采样范围和采样精度^[51],同时需要考虑阵列传感器的实时变化需求以及自适应范围采集的需求。

数据分析与重构是实现模型表面和环境多物理场显示的关键。模型多物理场耦合研究多集中在仿真模型、数值计算、网格映射方法研究,以及耦合界面数据传递的仿真研究,多针对具体应用场景提出

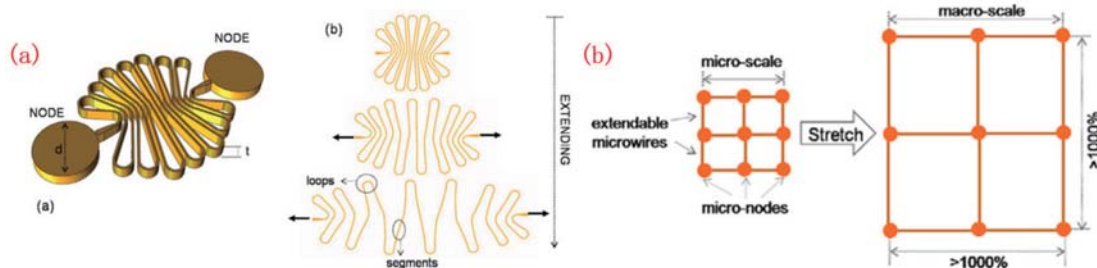


图9 具有大拉伸率的传感器节点网络^[33]

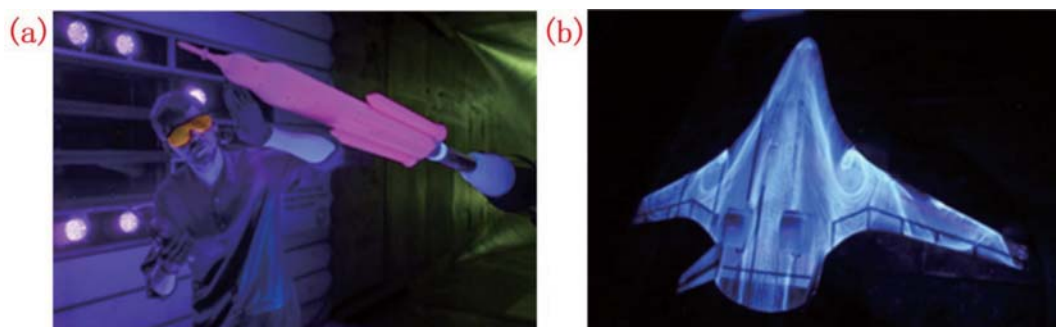


图10 风洞智能涂层测量技术

(a) 压敏漆涂层^[35], (b) 荧光油漆层^[36]

具体的建模方法和仿真计算方法^[52]。数值仿真模拟结果和实验数据可以相互验证,且能得到比实验更详实的数据,同时成本低、效率高^[53]。

针对模型表面和环境的丰富物理参数数据,需要以最直观、最丰富信息的形式将测量的多物理场数据展现出来,需要用到三维数据重构、四维数据重

构,以及基于虚拟现实技术的交互式数据重构。

4 全场智能测量挑战

风洞试验面临着复杂的流体动力学问题,随空间分布而不断变化,并具有非定常特性,这必将推动风洞测量技术从单点向分布式全场、从定性向定



图 11 飞行器智能蒙皮系统^[39]

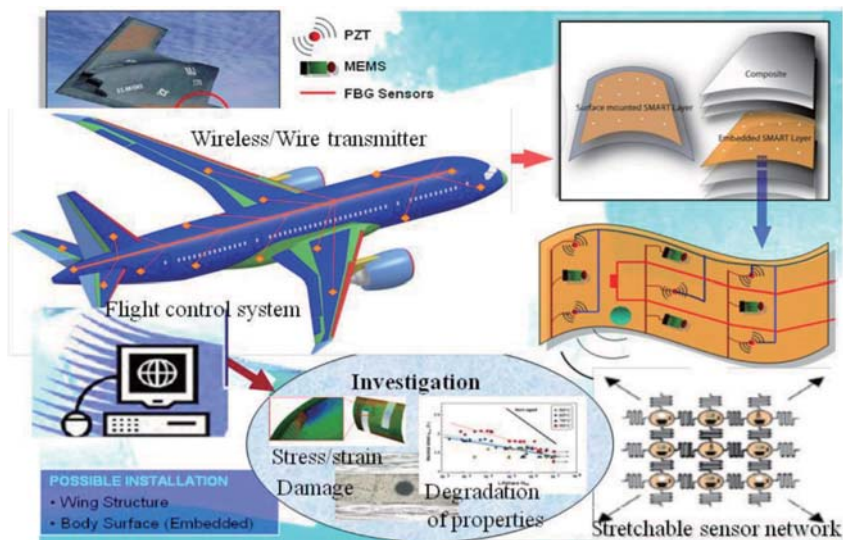


图 12 多功能传感器网络^[40]

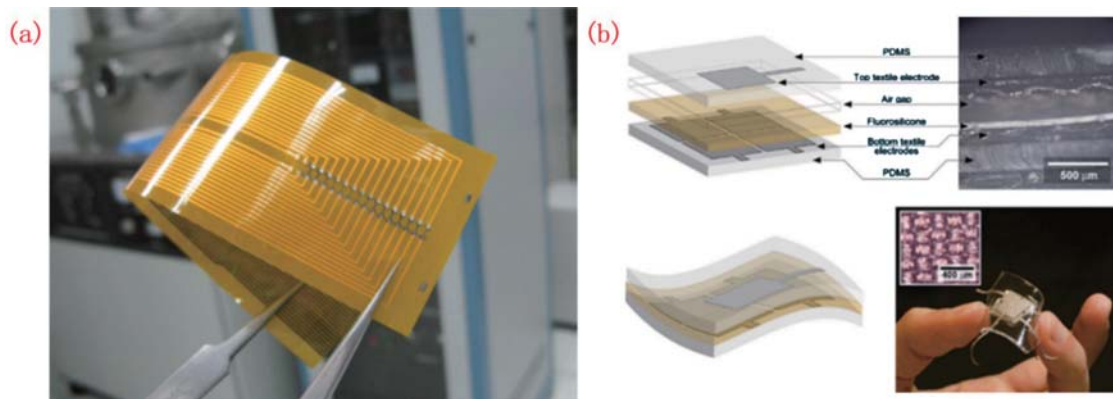


图 13 柔性传感器

(a) 柔性热敏剪应力传感器^[48]; (b) 柔性正、剪应力电容传感器^[49]

量、从二维到三维、从单一参数向多物理场、从单一技术向综合技术发展。通过大面积柔性曲面智能蒙皮,将以往离散点测量扩展为分布式面测量,结合 PIV 技术实现“曲面—立体”空间测量,可以得到风洞环境空间和复杂模型表面物理场的测量。

风洞试验既要捕捉流场时空结构形态(如拓扑结构、旋涡分布等),又要获取流场对模型带来的各种物理影响。除了通过测试技术得到风洞“曲面—立体”空间测量,用于优化飞行模型设计和验证 CFD 计算结果,还可结合 CFD 技术对测量数据进行验证,并对无法测量的死角进行数据重构。此外,如何适应风洞可观测性差、振动大、空间受限、宽温域等环境条件约束也是风洞试验面临的挑战。全场观测技术的发展,预示着以光学、光—机—电技术为基础,以图像、虚拟现实/增强现实和并行 CFD 计算为核心的风洞测量技术的到来。

参 考 文 献

- [1] Deere KA, Asbury SC. Experimental and computational investigation of a translating-throat, Single-Expansion-Ramp Nozzle. 2011.
- [2] 郭隆德. 风洞非接触测量技术. 国防工业出版社, 2013.
- [3] 李平, 黄叙辉, 周润等. 2m×2m 超声速风洞 CTS 测控系统研制实验流体力学, 2015(4):95—100.
- [4] 李平, 芮伟, 秦建华, 等. 2m×2m 超声速风洞测量系统与运行管理系统研制. 实验流体力学 2012, 26(4):96—100.
- [5] 徐惊雷. PIV 技术在超及高超声速流场测量中的研究进展. 力学进展, 2012, 42(1):81—90.
- [6] Bell JH, Schairer ET, And LAH, et al. Surface pressure measurements using luminescent coatings. Annual Review of Fluid Mechanics 2001, 33(1):155—206.
- [7] Egami Y, Ueyama J, Furukawa S, et al. Development of fast response bi-luminophore pressure-sensitive paint by means of an inkjet printing technique. Measurement Science & Technology, 2015, 26(6).
- [8] Burgmann S, Brücker C, Schröder W. Scanning PIV measurements of a laminar separation bubble. Experiments in Fluids, 2006, 41(2):319—326.
- [9] Hori T, Sakakibara J. High Speed Scanning Stereoscopic PIV for 3D Vorticity Measurement in Liquids. Measurement Science & Technology, 2004, 15(6):1067.
- [10] Pan G, Meng H. Digital holographic PIV for 3D flow measurement. American Society of Mechanical Engineers, 2002: 43—49.
- [11] Talapatra, Siddharth, Katz, et al. Coherent structures in the inner part of a rough-wall channel flow resolved using holographic PIV. Journal of Fluid Mechanics, 2012, 711(711):161—170.
- [12] Elsinga GE, Westerweel J, Scarano F, et al. On the velocity of ghost particles and the bias errors in Tomographic-PIV. Experiments in Fluids, 2011, 50(4):825—838.
- [13] Klinner J, Voges M, Willert C. Application of Tomographic PIV on a Passage Vortex in a Transonic Compressor Cascade. in: Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik, 2013: 16—11.
- [14] Scarano F. Tomographic PIV: principles and practice. Measurement Science & Technology, 2012, 24(1):012001.
- [15] Anemometry H. Particle Image Velocimetry. Springer Berlin Heidelberg, 2007.
- [16] Raffel M, Willert CE, Wereley ST, et al. Particle Image Velocimetry: a practical guide. CeskNeuroNeurochir, 2007(3):160—162.
- [17] Schröder A, Willert C. Particle image velocimetry “new developments and recent applications”. Topics in Applied Physics, 2008, 894(2):301—306.
- [18] Haertig J, Havermann M, Rey C, et al. Particle image velocimetry in Mach 3.5 and 4.5 shock-tunnel flows. Aiaa Journal, 2002, 40(6):1056—1060.
- [19] Schrijer FFJ, Scarano F, Oudheusden BWV. Application of PIV in a Mach 7 double-ramp flow. Experiments in Fluids, 2006, 41(2):353—363.
- [20] Ganapathisubramani B. Statistical properties of streamwise velocity in a supersonic turbulent boundary layer. Physics of Fluids, 2007, 19(9):1865—1880.
- [21] Ganapathisubramani B, Clemens NT, Dolling DS. Large-scale motions in a supersonic turbulent boundary layer. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 556(556):271—282.
- [22] 易仕和, 陈植, 何霖, 等. NPLS 技术及其在高速飞行器气动研究中的应用(英文). 实验流体力学 2014, 28(1): 1—11.
- [23] 徐惊雷, 刘凯礼, 张堃元. 过膨胀超声速冲击射流中非定常现象的 PIV 实验与数值模拟研究. 中国力学学会学术大会 2009 论文摘要集, 2009.
- [24] 荣臻, 陈方, 刘洪. 粒子图像测速技术在马赫数 4.0 流场测试中的应用(英文). 实验流体力学, 2012, 26(6):53—58.
- [25] Tsuji Y, Morikawa Y, Shiomi H. LDV measurements of an air-solid two-phase flow in a vertical pipe. Journal of Fluid Mechanics, 2006, 139(120):417—434.
- [26] 唐志共, 许晓斌, 杨彦广, 等. 高超声速风洞气动试验技术进展. 航空学报, 2015, 36(01):86—97.
- [27] <https://www.nasa.gov/multimedia/hd/larc-aero-highlights.html>.
- [28] <https://www.youtube.com/watch?v=vZlgm1bFIU8>.
- [29] Ferris AT. Force instrumentation for cryogenic wind tunnels using one-piece strain-gage balances. 1980.
- [30] 单永正, 蒋甲利, 许相辉, 等. 飞机模型蒙皮气动热风洞试验温度测量方法初探. 科技创新导报, 2012(28):14—15.
- [31] 恽起麟. 风洞实验. 北京:国防工业出版社, 2000.
- [32] 史云龙. 高超声速风洞模型表面摩擦阻测量技术研究. 中国空气动力研究与发展中心, 2015.

- [33] Lanzara G, Feng J, Chang F. Design of micro-scale highly expandable networks of polymer-based substrates for macro-scale applications. *Smart Materials & Structures* 2010, 19(19):045013.
- [34] 陈雪原, 张然. 压力敏感涂料(PSP)光学测压技术在风洞中的应用. 上海:航空试验测试技术峰会, 2010.
- [35] Power of Pink Provides NASA with Pressure Pictures. <https://www.nasa.gov/aero/power-of-pink-provides-nasa-with-pressure-pictures>.
- [36] Glow with the Flow. https://www.nasa.gov/aero/flow_patterns_image.html.
- [37] Nakayama H, Kaetsu I, Uchida K, et al. Radiation curing of intelligent coating for controlled release and permeation. *Radiation Physics & Chemistry*, 2002, 63(3):521—523.
- [38] 武湛君, 渠晓溪, 高东岳, 等. 航空航天复合材料结构健康监测技术研究进展. *航空制造技术*, 2016, 510(15):92—102.
- [39] 裘进浩, 边义祥, 季宏丽, 等. 智能材料结构在航空领域中的应用. *航空制造技术*, 2009(3):26—29.
- [40] Qing XP. Distributed multifunctional sensor network for composite structural state sensing. *Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering*, 2012, 8345(2):103.
- [41] Xu Y, Jiang F, Newbern S, et al. Flexible shear-stress sensor skin and its application to unmanned aerial vehicles. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2003, 105(3):321—329.
- [42] 杜荣国. MEMS热膜感测器设计制造及应用于探讨非定常流动分离现象. 成功大学航空太空工程学系学位论文, 2003.
- [43] Jiang F, Lee GB, Tai YC, et al. A flexible micromachine-based shear-stress sensor array and its application to separation-point detection. *Sensors & Actuators A Physical*, 2000, 79(3):194—203.
- [44] 齐勇, 马炳和, 邓进军, 等. 边界层分离点实时检测方法. *仪表技术与传感器*, 2007(7):59—61.
- [45] 陈爽, 马炳和, 苑伟政, 等. 基于微型压力传感器阵列的边界层分离点检测方法. *航空学报*, 2006, 27(4):574—578.
- [46] Sturm H, Lang W. Membrane-based thermal flow sensors on flexible substrates. *Sensors & Actuators A Physical*, 2013, 195(6):113—122.
- [47] 吕海峰, 姜澄宇, 邓进军, 等. 用于壁面切应力测量的微传感器设计. *机械工程学报*, 2010, 46(24):54—60.
- [48] 赵建国, 马炳和, 邓进军. 用于壁面剪应力测量的柔性热敏传感器阵列. *微纳电子技术*, 2009, 46(7):414—418.
- [49] Viry L, Levi A, Totaro M, et al. Flexible three-axial force sensor for soft and highly sensitive artificial touch. *Advanced Materials*, 2014, 26(17):2659—2664.
- [50] 郭小辉, 黄英, 腾珂, 等. 全柔性电容式触觉传感阵列设计与实验. *电子测量与仪器学报*, 2015, 29(9):1278—1285.
- [51] Wang Y, Liang G, Mei D, et al., A flexible capacitive tactile sensor array with high scanning speed for distributed contact force measurements, in: *IEEE International Conference on MICRO Electro Mechanical Systems*, 2016: 854—857.
- [52] 朱秀娟, 王玲, 吴旭生, 等. 临近空间飞行器多通道全流程可视化演示系统. *计算机仿真*, 2015, 32(1):78—82.
- [53] 桂业伟, 刘磊, 代光月, 等. 高超飞行器流—热—固耦合研究现状与软件开发. *航空学报*, 2016.

Advance in the full-field intelligent sensing for large-scale wind tunnels

Yang Hua Huang Yong'an

(State Key Laboratory of Digital Manufacturing Equipment and Technology,
Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074)

Abstract Large-scale wind tunnels are strategic facilities to solve the design and verification of high-speed flight vehicle, and the complexity of aerodynamic shape and non-standard structure of advanced aircraft has brought great challenge to its full-field distributed parameter measurement, including the stress field, strain field, temperature field and flow distribution on the model surface, and the structure and velocity information of aerodynamic flow field around the model. Additionally, the accuracy of measurement data validation needs to be solved. This article discusses the flexible sensor measurement technology and non-contact optical measurement technology. Large-area, flexible sensors are utilized to obtain physical field distribution on the aircraft surface, and PIV technique to obtain the flow field around the aircraft, to realize real-time, quantitative information display of full-field physical parameters. The measurement data are compared and integrated with computational simulation or flight database, to reach online sensing of aerody-

dynamic characteristics. Full-field measurement technology will improve the acquisition ability of test data of wind tunnels, and break through the limitations of traditional measurement system, and lay a foundation for intelligent operation of large-scale wind tunnels.

Key words wind tunnel test; smart skin; PIV; non-contact measurement; flexible electronics

· 资料信息 ·

东南大学在分子压电材料领域取得突破

在国家自然科学基金项目(项目编号:21290172,91422301,21427801,21290170)等资助下,东南大学有序物质科学研究中心游雨蒙课题组与合作者在压电材料领域取得重要研究进展,相关研究结果以“An organic-inorganic perovskite ferroelectric with large piezoelectric response”(一种具有巨大压电响应的有机-无机钙钛矿铁电体)为题于2017年7月21日在线发表在Science上。

自1880年居里兄弟首次发现压电效应以来,这种可以直接实现机械能与电能相互转换的材料已经广泛应用于水声系统、超声波换能器、声表面波器件、致动器、高压电源、微电子机械加工等领域,成为深入到现代社会各个层面的重要功能材料。现代压电材料以钛酸钡(BTO)和锆钛酸铅(PZT)等无机陶瓷铁电体为主,尽管它们具有优异的压电系数和较高的相变温度,但其成膜成本高、制备需高温烧结、柔韧性差、含有潜在毒性元素等缺点也不容忽视。虽然分子铁电材料凭借其全液相合成、结构灵活多变、成膜容易、绿色环保等一系列优点受到广泛的关注,而且其铁电性能也逐步赶上甚至部分超越陶瓷铁电体,压电性一直是分子铁电体的短板。130余年来,尽管研究人员作出了大量的努力,但从未发现任何一个分子基材料具有可以与常规单组分无机压电材料相媲美的压电特性。为了解决这一实际难题,依托于东南大学有序物质科学研究中心成立了江苏省“分子铁电科学与应用”重点实验室,从结构特性入手,构造出了具有类似BTO的钙钛矿结构和相变特性的三甲基氯甲基铵氯酸锰(II)盐(TMCM-MnCl₃)、三甲基氯甲基铵氯酸镉盐(TMCM-CdCl₃)这两种多轴铁电体,由于它们晶体的独特对称性,这两种分子铁电体属于全铁电-半铁弹材料,因此在外加应力下造成极化的旋转,最终导致其拥有高达185 pC/N(TMCM-MnCl₃)和220 pC/N(TMCM-CdCl₃)的压电系数(d₃₃)。这样巨大的d₃₃不但远远超过已知所有分子基材料,更是首次达到了无机陶瓷BTO的水平(d₃₃=190 pC/N)。此外,团队不但研究了体相块材的铁电/压电特性,还利用压电力显微镜,对微米尺度下材料的6个极轴和12个极化方向进行了标定。同时,通过对薄膜样品的制备,还成功的观测到了厚度仅有数微米的分子铁电薄膜中的铁电翻转和压电效应。

这一研究成果,不但解决了130年来制约分子材料发展的难题,打破了无机金属氧化物在压电材料领域的垄断地位,也为分子材料在机电转换、超声换能、声探测、声检测等方向打开了一条崭新的道路。这一创新工作的发表,也标志着我国研究人员已经开始在分子铁电这一重要的研究领域处于领跑地位。

(供稿:化学科学部 付雪峰 黄宝晟 陈拥军)