

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.05.012

智能材料与结构及其在智能飞行器中的应用

裘进浩, 季宏丽, 徐志伟, 张超, 陶翀骢

(南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 智能材料与结构研究所, 南京 210016)

摘要: 为了满足民用和军事领域对智能飞行器日益增长的需求, 在承载、连接等功能的基础上, 具有自诊断、自适应、自控制、自修复等“智能功能”的智能结构应运而生。这一技术的出现显著地推动了航空领域的发展, 如利用形状记忆合金作为驱动器驱动指定结构变形可以改变飞行器气动性能, 而利用压电材料作为传感器和驱动器对结构进行健康监测和振动噪声控制是当前智能结构研究的重要方向。以此为背景, 介绍了南京航空航天大学智能结构研究团队近十年来在智能结构方面的研究进展, 以期智能结构技术的发展与创新提供可以借鉴的思路。

关键词: 智能结构; 形状记忆合金; 压电材料; 结构健康监测; 振动与噪声控制; 无损检测与寿命预测

中图分类号: TB381 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2022)05-0867-22

Smart Materials and Structures and Their Applications on Smart Aircraft

QIU Jinhao, JI Hongli, XU Zhiwei, ZHANG Chao, TAO Chongcong

(Laboratory of Smart Materials, Structures & Applications, State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to meet the growing demands of smart aircraft in both civil and military industries, smart structures that are capable of self-diagnostic, self-adaptive, self-control, self-healing in addition to load bearings are developed. Those new types of structures also propel new developments in aerospace industries, e.g., shape memory alloys are used to drive morphing structures to improve the flight performance of advanced air vehicles, and piezoelectric materials act as both sensors and actuators for structural health monitoring and vibration/noise control. In the context of those novel technologies, this article introduces the newest research development of the Laboratory of Smart Materials, Structures & Applications of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics to potentially offer insights for the future development of smart materials and structures.

Key words: smart structures; shape memory alloy (SMA); piezoelectric material; structural health monitoring; vibration and noise control; non-destructive testing and fatigue life prediction

自 1903 年莱特兄弟发明飞机至今, 人类对飞行器更高、更快、更远的努力从未止步。近年来, 随着智能材料与结构、人工智能的迅猛发展, 智能飞行器技术已经成为航空航天发展的又一项重要趋

收稿日期: 2022-08-05; 修订日期: 2022-09-20

作者简介: 裘进浩, 男, 教授, 博士生导师, 海外高层次引进人才, “长江学者奖励计划”特聘教授、973 首席科学家、ASME Fellow, 全国优秀科技工作者。日本东北大学工学博士, 2004 年任日本东北大学教授, 是该校第一位华人正教授。长期从事智能材料与结构的研究。带领团队先后获得国防科工委创新团队称号和教育部“长江学者创新团队”称号。先后承担 973、863、国家自然科学基金重点和面上项目、总装预研等项目。发表期刊论文 400 余篇, SCI 收录 350 余篇, SCI 他引 2500 余次; 出版专著 1 部, 参编著作 5 部; 先后获日本机械学会杰出成就奖、国防科技发明奖、教育部科技进步奖、江苏省科学技术奖等各类研究奖项 20 余项。申请国家发明专利 70 余项, 已获授权 50 项(日本发明专利 6 项)。

通信作者: 裘进浩, E-mail: qiu@nuaa.edu.cn.

引用格式: 裘进浩, 季宏丽, 徐志伟, 等. 智能材料与结构及其在智能飞行器中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 867-888. QIU Jinhao, JI Hongli, XU Zhiwei, et al. Smart materials and structures and their applications on smart aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 867-888.

势。美、英、法、俄等世界强国纷纷开始制定智能飞行器战略规划、明确发展目标、加强技术开发,根据本国战略需求发展相关技术、培育新兴产业,抢占未来军事、经济、科技力量竞争的制高点。自20世纪80年代末以来,中美科技、贸易摩擦日益频繁,美国联合西方国家出台了《瓦森纳协定》,在智能飞行器技术领域对华实施了严厉的技术封锁^[1]。因此,我国智能飞行器技术发展必须依靠自主创新。

有别于传统飞行器,智能飞行器正向着结构轻质、高可靠性、高维护性、高生存能力等方向发展,而智能材料结构所具有的自感知、自修复、自变形、自控制等能力很好地适应了这些要求^[2]。国内外对飞行器结构智能化开展了许多研究,如针对智能材料与器件性能和功能方面的研究和飞行器变形方面的研究,如“智能翼”计划、SAMPSON计划、NASA Aircraft Morphing计划^[3]等;针对飞行器减振降噪技术的研究;针对智能结构自诊断、自修复、自预测等研究;针对飞行器加工和装配过程的智能化研究等。美国DARPA的Smart Wing项目研究^[4-5]探索了将基于智能材料的驱动器用于无缝、无铰链机翼控制面中的可行性,用以改善军用飞机的空气动力学性能和气动弹性性能,分别验证了采用形状记忆合金(Shape memory alloy, SMA)分布式驱动的前缘、后缘无人机风洞模型和基于超声电机的后缘高频驱动系统。欧盟的智能飞机结构(Smart intelligent aircraft structures, SARISTU)计划^[6-7]设计集成了含SMA和压电作动器的变弯度机翼系统,利用SMA驱动器驱动机翼后缘连续变弯度,利用压电作动器驱动尾缘高频振动抑制湍流。目前针对上述研究进展,总结了很多综述性论文^[8-12]。

南京航空航天大学(简称南航)智能材料与结构研究所一直围绕航空航天智能飞行器结构开展研究,在智能材料与器件、智能结构减振降噪、变体结构、结构监测、检测与寿命预测等方面积累了一定的研究经验,形成了具有自主知识产权的系列研究成果。本文结合前期基础,分别介绍南航智能结构研究团队在智能材料与结构及其在智能飞行器中应用的研究进展。

1 压电智能材料与结构

压电材料是一种特殊的弹性体,除了具有一般弹性材料的弹性特征外,还具有压电效应(Piezoelectric effect),且压电效应是可逆的。利用正、逆压电效应,压电材料既可作为传感元件,又可作为驱动元件^[13]。以压电陶瓷材料(目前工程界使用最广泛的是PZT)为主要代表的压电智能材料或结构在应用中体现出了突出的优越性,得到了广泛

的应用,但压电陶瓷PZT本身仍存在一些问题,如应变小、材质脆性强、易碎、抗冲击能力差、与基体材料集成时容易影响基体材料的强度等。随着科技的不断进步,压电材料的制作与应用也日趋完善和成熟。如柔性压电复合材料(Flexible piezoelectric fiber composite devices, FPD)、含金属芯压电陶瓷纤维(Metal-core piezoelectric fibers, MPF)等压电复合材料的出现,增加了压电材料的柔韧性,改善了压电材料的力学性能,扩展了压电材料的应用范围,成为当今压电材料研究的重要方向之一。

1.1 含金属芯压电陶瓷纤维

利用自主研发的成形装置,通过挤压成形工艺,在世界上首次成功制备了直径为150~250 μm的含金属芯(直径50 μm)压电陶瓷纤维(MPF)^[14-15]。在MPF中,金属芯处于纤维的正中位置,周围是圆管状压电陶瓷,金属芯可以用作一个电极,而喷镀在纤维表面的金属层可以用作另一个电极,其结构如图1所示。当纤维的整个表面都喷镀上金属层并外加电场后,纤维将沿着长度方向产生伸缩变形,称为全电极含金属芯压电纤维(MPF);当纤维的半个表面喷镀上金属层并外加电场后,纤维将沿着长度方向产生弯曲变形,称为半电极含金属芯压电纤维(HMPF);当在MPF上施加力载荷,纤维将在两个电极上产生电势差,这样单根的MPF就可以作为传感器或驱动器使用。MPF的体积较小,其外径一般为220~500 μm,长度根据需要一般为20~60 mm,MPF可以轻松集成到复合材料内部,而不会对基体材料造成很大的影响。同时MPF具有重量轻、传感性能好(具有方向性)、需要的外部设备少的优点,这使得MPF具有在MEMS中作为微型功能器件使用的潜力^[16-17],尤其在航空航天飞行器的结构健康监测中拥有广阔的应用前景。团队针对不同的应用,开发了各种形式的MFP器件,如图2所示。

为了优化设计,面向工程应用,笔者课题组对MPF和HMPF的驱动、传感特性进行了较系统的研究^[18-20]。采用能量方法,建立了MPF和HMPF的静态本构方程;基于振动理论,采用平均电荷方法,建立了MPF和HMPF的动态本构方程。并基于静动态方程,得到了悬臂杆结构MPF和悬臂梁结构HMPF受到外加激励后的响应,分别如图3和图4所示。建立了悬臂杆结构MPF驱动器和悬臂梁结构HMPF驱动器的理论模型,研究了金属芯半径和弹性模量对驱动性能的影响关系。设计了MPF静态电荷型应变传感器、HMPF电荷型(电压型)动态微力传感器等。

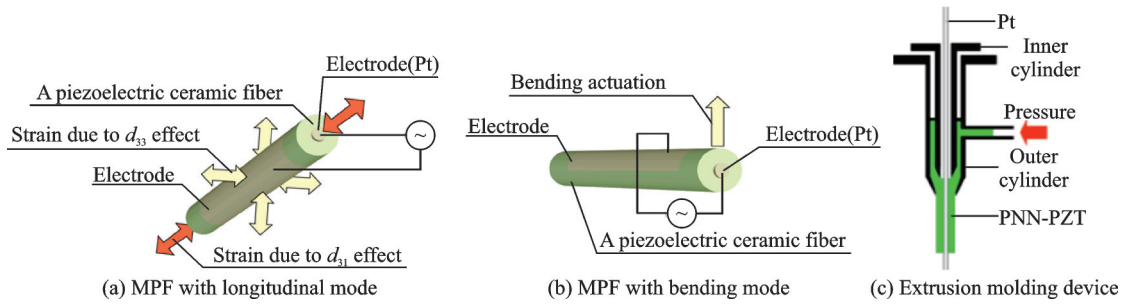


图 1 MPF 结构

Fig.1 Structure of MPF

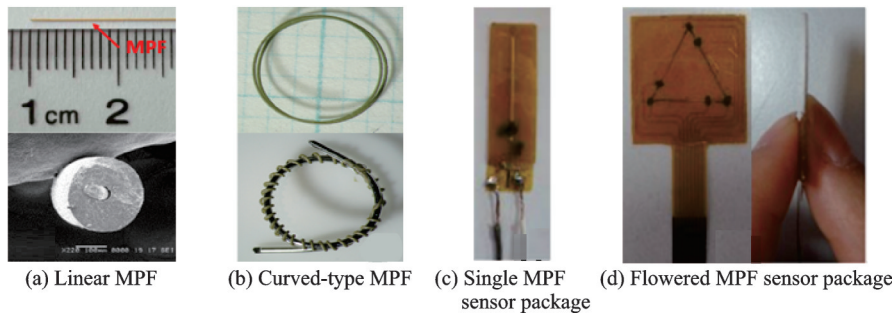


图 2 MPF 器件

Fig.2 Various types of MPF devices

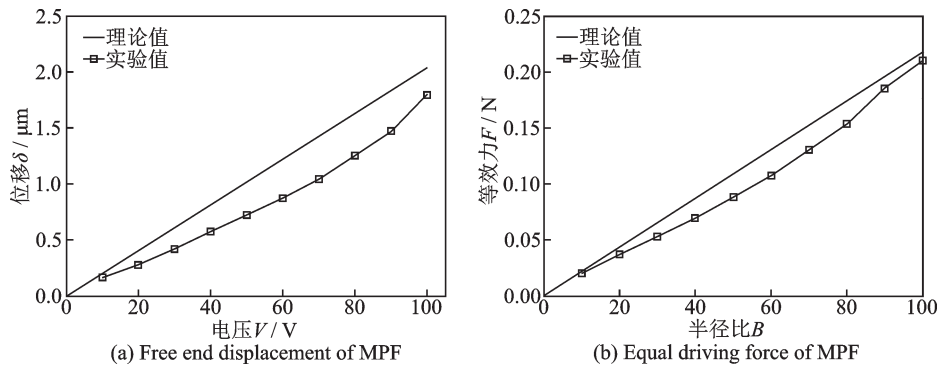


图 3 MPF 的自由端位移测量值和等效力测量值

Fig.3 Free end displacement and equal driving force of MPF

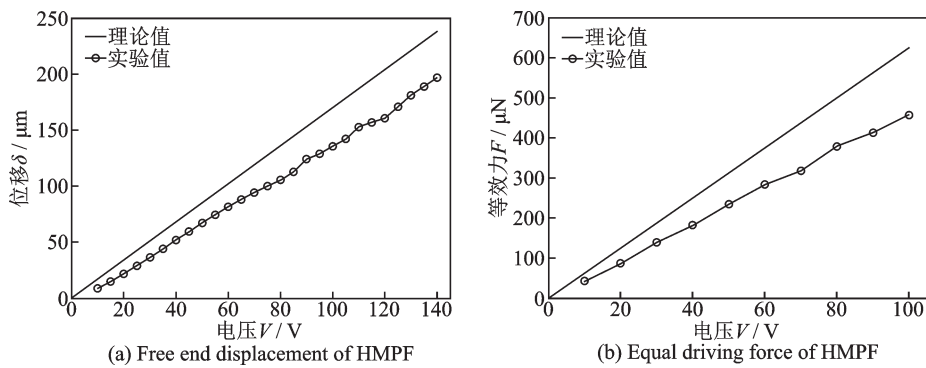


图 4 HMPF 的自由端位移测量值和等效力测量值

Fig.4 Free end displacement and equal driving force of HMPF

1.2 柔性压电复合材料

柔性压电复合材料(FPD)是一种由聚酰亚胺/铜叉指电极、聚合物基体以及单向平行排布于基体

中的矩形截面压电纤维组成的三明治式复合材料器件,于2000年由美国国家航空航天局兰利研究中心(NASA LRC)提出^[21],并于2004年由德国智

能材料公司(Smart Material Corp.)购买专利开发形成商业产品 Macro Fiber Composite™(MFC)。相比于压电陶瓷和其他结构型式的压电器件,FPD具有厚度薄、重量轻、易粘贴、应变能密度高、正交各向异性驱动/传感、可大幅度弯曲和扭转、可通过优化设计灵活调整电学与力学特性和可贴附于曲面复杂结构等优点^[22-23],在结构变形控制^[24-27]和减振降噪^[28-29]等领域具有巨大的优势和市场前景。然而,该产品在制备及销售方面长期由西方发达国家把控,不仅在制备和应用技术上对中国采取高度保密和技术封锁措施,还仅仅只对国内少数科研机构销售特定尺寸的产品。为打破这一局面,研究团队就FPD的制备封装及性能测试进行了深入研究。

在制备封装方面,摸索出适合于产业化及工程应用的、集压电纤维复合层制备与叉指电极层和压电纤维复合层集成封装于一体的复合材料驱动器成套制备技术^[30-31],采用两步切割工艺制得压电纤维阵列,再采用手工铺层法将两片叉指电极包裹在压电纤维阵列两侧,并通过热压工艺实现叉指电极层和压电纤维复合层的一体化封装。该技术解决了制备过程中纤维断裂/排列不整齐、电极错位扭曲、各相界面结合不牢固及整体器件一致性差等问题,而且制备工艺简单、生产效率高,有助于实现产品的批量生产。图5为该制备技术的工艺核心:两步切割工艺流程图。图6为采用该技术制备所得具有良好柔韧性的FPD实物图及显微结构图。如图6所示,制备的FPD厚度均匀一致、表面平整性好、各相界面结合牢固、压电陶瓷纤维排列整齐,叉指电极对正。

在性能表征方面,为了避免FPD使用时驱动电压过大导致退极化和电击穿问题,提出了基于FPD铁电参数预测其工作电场范围的方法,即以次矫顽电场作为负向工作电场下限,以极化电场作为正向工作电场上限,并对所提方法的可靠性进行了实验验证。基于压电方程推导了FPD驱动力计算方法,以FPD的拉伸应变性能(弹性模量)和不

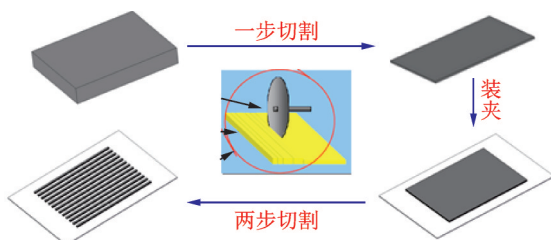


图5 两步切割工艺流程图

Fig.5 Flow chart of two-step cutting process

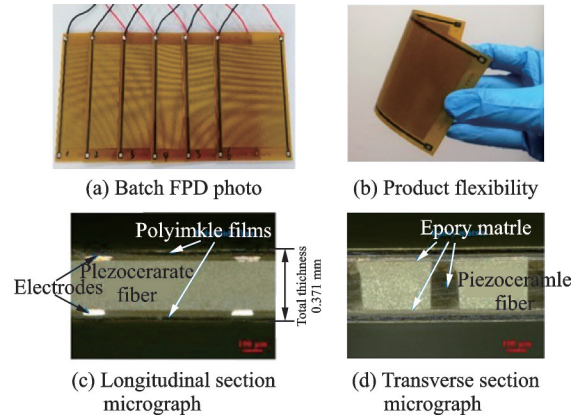


图6 南航制备的MFC

Fig.6 MFC manufactured by NUAU

同电压下的自由应变,即可计算出其对应电压下的驱动力,可实现对驱动器自身属性的评定,进而指导驱动器的定制生产和选片使用。经测试,团队自主研发的FPD在不同驱动条件下的自由应变性能、力学拉伸性能、驱动力大小以及驱动悬臂梁偏转效果如图7所示。由图可知,FPD纵向自由应变最大可达 $1\ 883.5\ \mu\epsilon$,驱动力最大可达 $794.5\ \text{N}$,与NASA同类型产品性能参数对照表如表1所示。从表1中可以看出,自制FPD产品性能可媲美NASA同类型产品。自主知识产权FPD的研制打破了中国在智能材料及其器件制备方面的技术瓶颈,突破西方国家对我国的技术封锁,有望满足中国军事、民用领域对高性能智能材料与结构的迫切需求。

2 智能结构在飞行器中的应用

航空领域最早开展了智能结构的研究。目前,航空领域仍是智能结构技术最主要的应用领域之一,智能蒙皮、自适应机翼、振动噪声控制和结构健康监测等是智能材料结构在飞行器上的典型应用。其中,利用压电材料作为传感器和驱动器对结构进行健康监测和减振降噪控制,利用形状记忆合金作为驱动器驱动指定结构变形从而改变飞行器气动性能是智能结构研究的重要方向。

2.1 智能结构减振降噪

2.1.1 压电智能结构减振降噪^[35]

近年来,随着开关并联技术的发展,提出了通过非线性开关控制改变压电元件电压特性的方法。在Richard等^[36]提出的同步开关阻尼(Synchronized switch damping, SSD)技术方法中,压电元件上的电压在振动的应变或位移极值处切换,通过开关的切换,在改变压电元件电压相位的同时,提高压电元件上的电压幅值,使得压电元件产生的

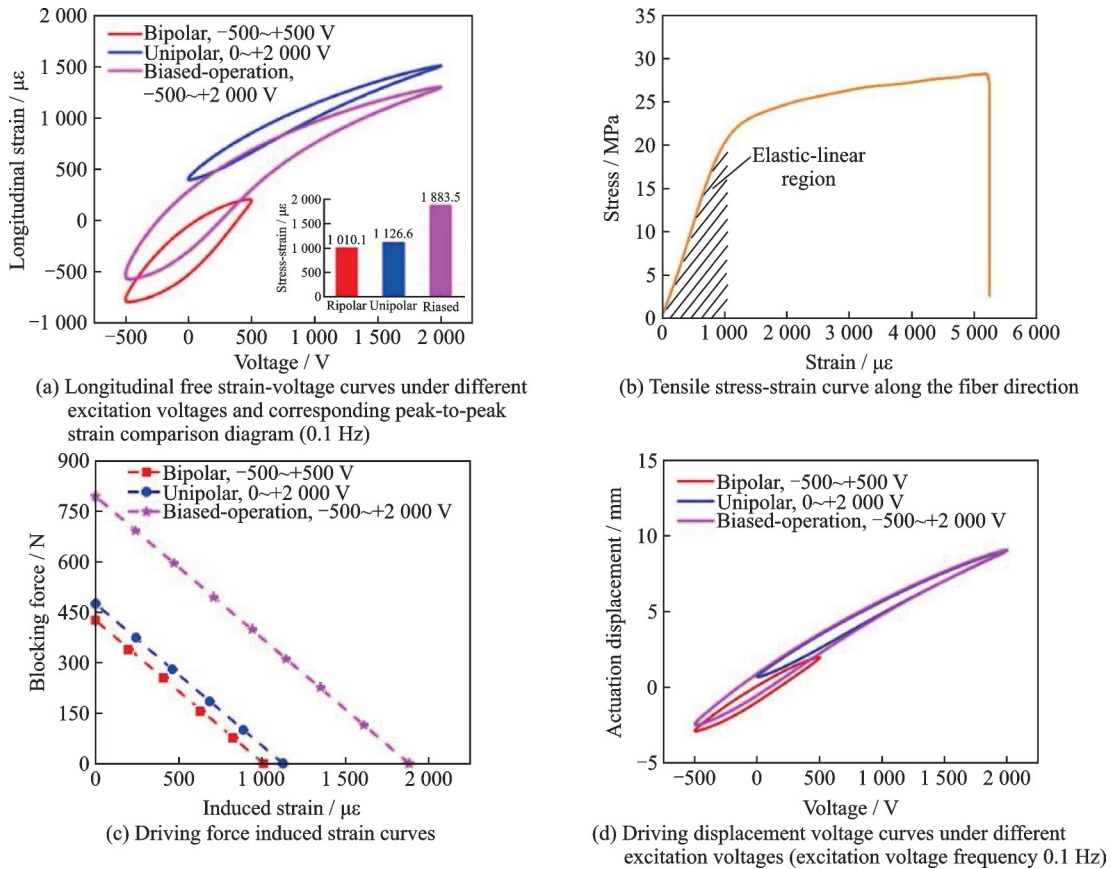


图 7 有效宽度为 57 mm 的 FPD

Fig.7 FPD with an effective width of 57 mm

表 1 NASA 同类型产品与自制 FPD 性能参数对照表

Table 1 Performance comparison between homemade FPD and NASA products of the same type

性能参数	NASA 同类型产品 ^[32]	自制 FPD ^[32-34]
驱动电压范围/V	-500~1 500	-500~2 000
d_{33} (pC/N) @小电压	400	474.3@0~250 V
d_{31} (pC/N) @小电压	-170	-224.1@0~250 V
d_{33} (pC/N) @大电压	460	425.7@0~2 000 V
d_{31} (pC/N) @大电压	-210	-195.5@0~2 000 V
纵向应变/ $\mu\epsilon$	1 350	1 883.5
驱动力/N	693	794.5
循环寿命	10^9 @1kV _{pp} 10^7 @2kV _{pp} , 500V _{DC}	10^6 @0~1 000 V

控制力与振动速度始终反向,从而实现振动控制效果,如图 8 所示。SSD 半主动控制方法结合了主被动控制方法的优点,通过巧妙的电路设计,使得压电元件与被控结构有效耦合,实现振动能量的再利用,具有效率高、功耗低、重量轻等优点。实现优异控制性能的关键在于提高控制电路与结构的耦合效率以及电路中开关控制效率。环境、载荷与结构的耦合对高性能开关控制方法的提出和控制电路的设计带来了挑战。团队围绕上述难题,针对 SSD 方法的建模、参数影响规律、电路设计、系统小型化及应用等方面开展了大量研究。

在理论建模方面^[37-39],建立了一般条件下包含结构、压电器件和电路的全参数机电能量转换耦合模型,如图 9 所示,提出了傅里叶级数展开、概率统计和 Z 变换融合的直接求解方法,获得了任意参数条件下的转换能量解析表达式。掌握了开关切换引起的机电能量转换机理,明晰了非理想切换和随机切换条件下频率、相位等开关切换参数对控制性能的影响规律;发现了 SSD 半主动控制中因切换电压产生的模态耦合现象,揭示了发生模态耦合的条件,解释了多模态控制效果在某些情况下比最优单模态控制效果好的现象。

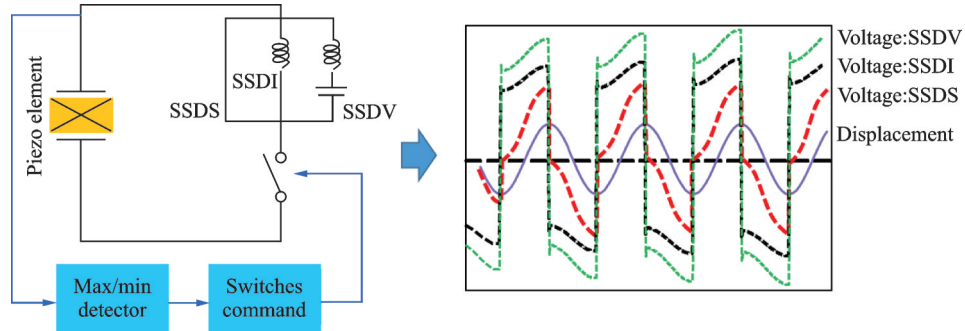


图8 SSD控制原理

Fig.8 SSD control principle

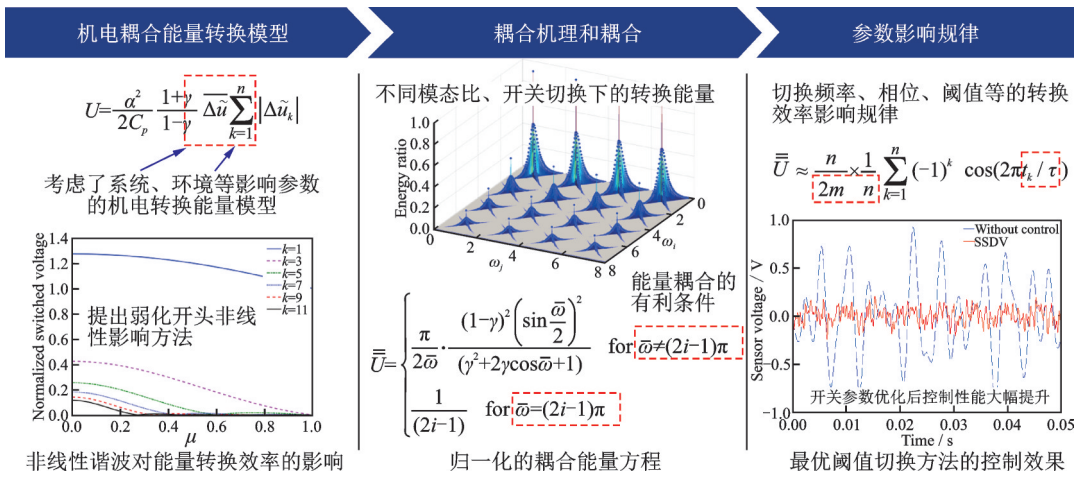


图9 SSD机电耦合模型及参数对能量转换效率的影响关系

Fig.9 SSD electromechanical coupling model and influence of parameters on energy conversion efficiency

在开关控制方法和控制电路设计方面^[40-42], 提出了若干种方法, 提高控制性能和稳定性, 如图10所示。针对飞行器复杂服役环境, 提出了自适应同步及增强型同步的开关切换方法, 消除了环境噪声、扰动等对系统稳定性和控制性能的影响; 针对复杂载荷和复杂结构, 提出了位移和能量阈值的开关切换方法, 降低了开关切换损耗, 充分利用模态耦合有助于提高能量转换效率

的机理, 大幅提升了振动控制效果。发明了负电容SSD半主动控制方法, 克服了传统SSD控制系统中电压翻转效率和控制效果受电路品质因子影响的顽疾, 机电能量转换效率提升3倍以上; 针对压电器件工作电压非对称的本征特性, 发明了非对称SSD半主动控制理论, 提出了非对称控制电路设计方法, 压电器件的驱动能力提升1倍。

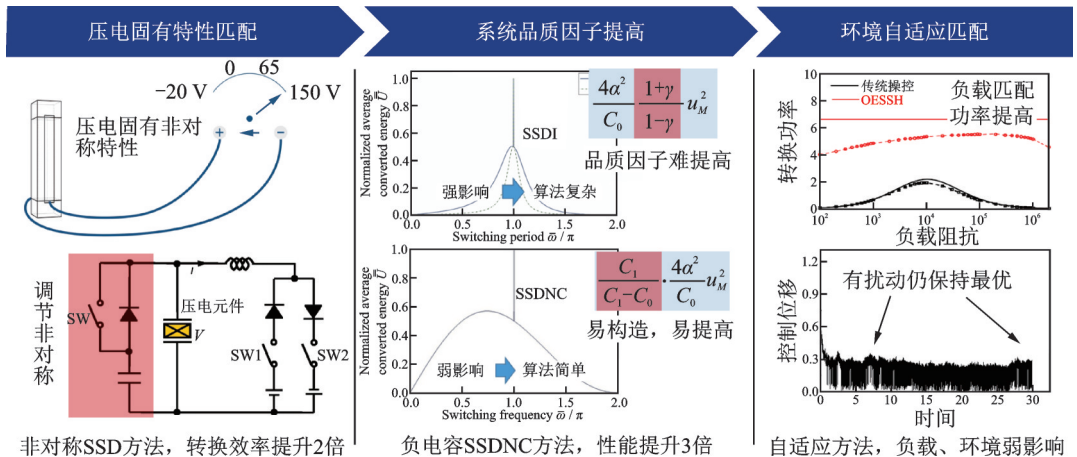


图10 多种SSD控制方法

Fig.10 Multiple SSD control methods

在系统小型化和应用方面^[43],研制了多种质量小 (<0.5 kg)、功耗低 (<2 W)、控制电压高 (正向电压≥1 300 V,负电压≥400 V)的半主动振动控制系统样机,如图 11 所示,并应用于中国空间技术研究院 GEO-SAR 型号卫星天线展开臂、ARJ21 飞机壁板等的振动抑制地面验证中。

以展开臂为例,采用气浮、悬挂等手段模拟太空失重状态,针对长 15 m、负载质量 300 kg 的展开臂开展了自由衰减振动抑制试验和稳态激励下的振动抑制试验,试验结果如图 12 所示。控制后阻尼比从原来的 0.15% 提高到 6.8%,获得了良好的振动抑制效果。

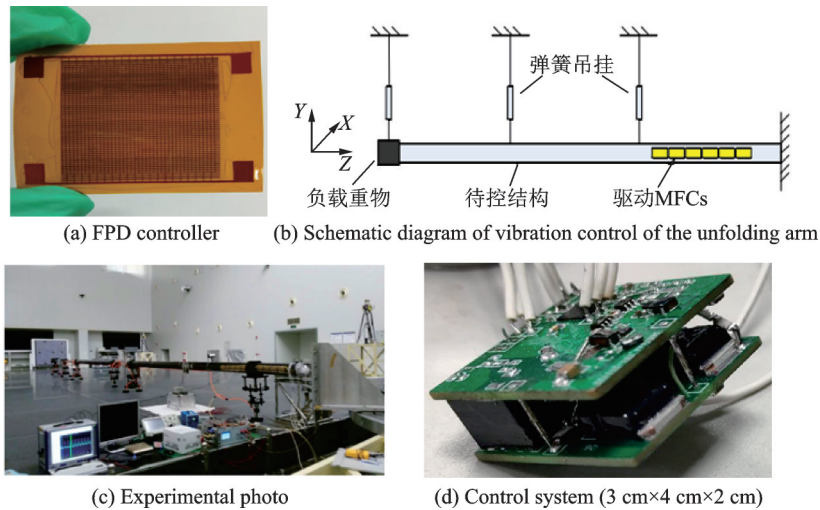


图 11 展开臂试验系统

Fig.11 Experimental setup of the unfolding arm

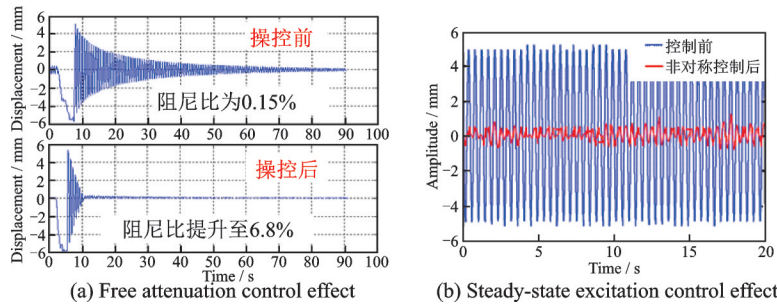


图 12 自由衰减控制效果和稳态激励控制效果

Fig.12 Free attenuation control effect and steady-state excitation control effect

2.1.2 基于声学黑洞原理的结构减振降噪

结构振动及引起的噪声其本质是波动现象,对结构中的波进行高效操控是实现结构减振降噪性能提升的突破口^[44]。声学黑洞 (Acoustic black hole, ABH) 效应是通过对结构厚度的梯度设计,使得介质中传播的波速发生变化,在黑洞区域实现能量高度聚集,同时布置少量阻尼或能量转换元件,就可实现能量的高效耗散,如图 13 所示。ABH 具有有效作用频率范围宽、实现灵活等优点^[45]。设计高性能 ABH 结构,提高波操

控效率,且满足工程强度需要是其关键核心。然而,ABH 的有效作用频率与结构尺寸相关,频率越低,黑洞尺寸越大,结构强度越弱,ABH 结构的有效作用频率与结构强度难以协调^[46];其次黑洞中心处布置的能量转换元件或阻尼材料的几何/材料参数等对 ABH 效应和能量转换有很大影响^[47],需要折中考虑。围绕上述难题,研发团队围绕 ABH 的建模、机理揭示、参数影响规律分析、结构设计、工程应用等方面开展了很多研究。

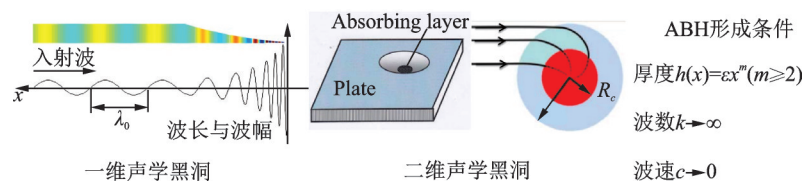


图 13 声学黑洞效应

Fig.13 Acoustic black hole effect

在模型和分析方法建立方面^[48-51],针对ABH结构与阻尼等能量转换元件强耦合的特征,以及波长随空间位置急剧变化的特点,建立了小波基-拉格朗日ABH能量耦合模型,设计了基于激光超声非接触式的波场能量时频域实验方法,提出了基于程函方程的波轨迹数值分析方法,获得了能量可视化的传播特性,直观揭示了二维ABH效应的形成机制,解决了几何声学 and 阻抗模型难以高效分析非均匀阻尼层、边界条件等全耦合影响的难题,快速实现了复杂二维ABH结构中波

传播路径的追踪和能量聚集位置的预测,如图14所示。基于建立的模型和分析方法,明晰了非理想ABH结构全耦合情况下几何参数、材料参数对弯曲波聚集、转换和耗散效率的影响规律,获得了最优结构设计方案和附加元件的布置方式,提高了能量聚集和耗散效率;建立了分别基于模态空间和波数域两种ABH封闭声腔的声振耦合模型,阐明了局部模态降低有效作用频率的现象,发现了ABH声振解耦的特殊优异功能,解释了ABH实现降噪的内在机理。

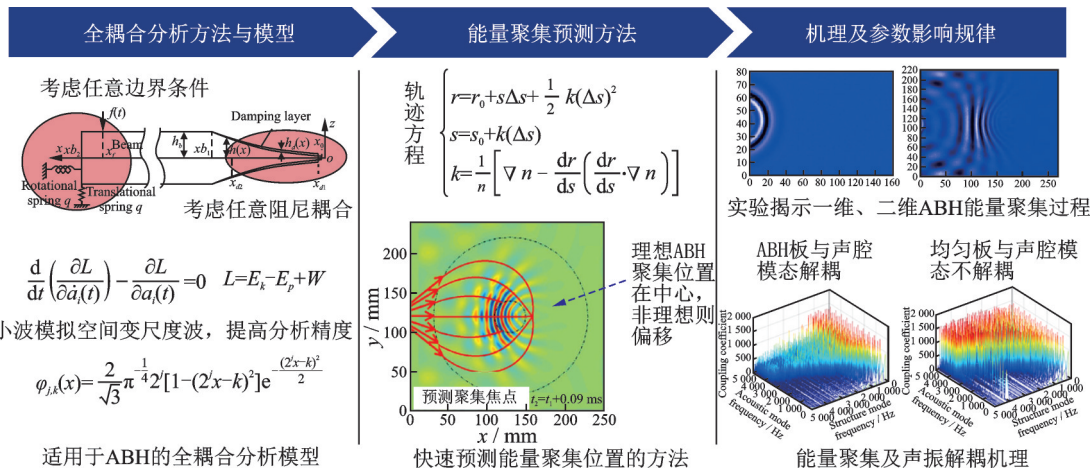


图14 ABH结构的模型、能量聚集预测方法以及ABH声振解耦机理

Fig.14 Model of ABH structure, energy aggregation prediction method, and ABH acoustic vibration decoupling mechanism

在评价体系建立和结构设计方面^[52-55],建立了在ABH结构任意位置处含有阻尼情况下二维ABH结构波操控性能的反射系数评价指标,如图15所示,获得了结构和阻尼材料等参数对ABH反射系数的影响规律;建立了基于功率流法的能量光斑二维评价方法,实现了能量聚集效果的定量评估。针对ABH结构局部强度弱的问题,提出了复合式、非理想、多维动力吸振ABH等多种ABH新构型(图15),不仅提升了结构的强度,提高了能量聚集效应,而且丰富了ABH结构优化设计的可调节参数;针对ABH有效频率与结构强度难以协调的矛盾,发明了分布式ABH、多个非准周期ABH等结构形式,揭示了低频衰减带形成的作用机理,阐明了结构尺寸、位置、数量等参数对控制效果的影响规律,不仅有效解决了强度与频率之间的矛盾,而且克服了传统ABH可调频率范围窄的不足。

在ABH应用方面^[56-58],针对飞机客舱、直升机驾驶舱、飞机机翼、整流罩、空气舵等结构开展了减振降噪研究,均获得了理想的宽频带(甚至全频带)的控制效果。以无人机靶机试验为例(图16),基

于ABH对设备舱进行了减振降噪设计,并进行了飞行试验验证。在不改变外部机舱结构和不影响适航特性的前提下,仅对内饰结构进行改造。为了进行控制效果的前后对比,同时避免不确定因素,测试过程中将无人机用配重压于地面,控制总距50%(模拟悬停状态),使发动机处于正常工作转速(5 500 r/min)。实验结果如图17所示,直升机的旋翼频率、倍频,以及主减频率和倍频处振动均有大量降低,绝大多数频率下振动水平降低10 dB以上,对于舱内的噪声,除了少数频带的结果不理想,声压的1/3倍频程平均降低1~3 dB,整体上呈现出良好的降噪效果。

2.2 变体结构

SMA是一种集传感和驱动于一身的功能材料^[59],其重要宏观力学性能包括形状记忆效应(Shape memory effect, SME)和超弹性效应(Pseudoelastic effect, PE)。超弹性效应与形状记忆效应是形状记忆合金在不同温度下表现出的不同宏观力学性能,两者均与温度有着密切的关系。其中形状记忆效应在航空飞行器变体结构中的应用最为广泛。SMA在航空领域主要用作驱动器,能够

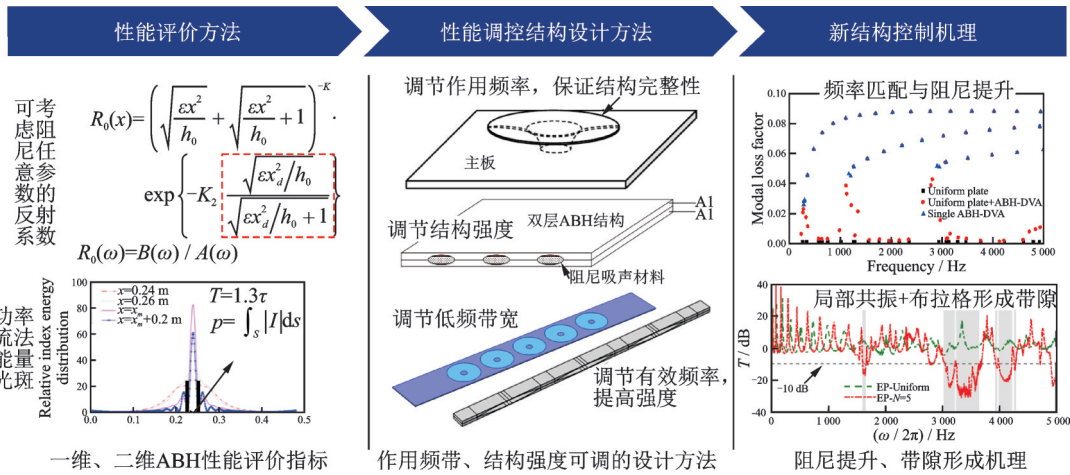


图 15 ABH 能量聚集效果评价方法及 ABH 结构优化设计方法

Fig.15 Evaluation method of ABH energy aggregation effect and optimization design method of ABH structure



图 16 无人机设备舱声振测试

Fig.16 Acoustic vibration test of UAV equipment cabin

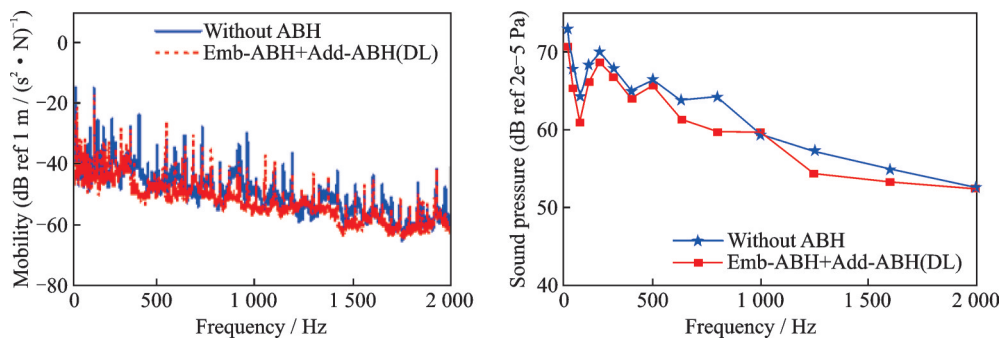


图 17 结构振动和舱内噪声的测试结果

Fig.17 Test results of structural vibration and cabin noise

自感知温度, 对外输出力或位移, 驱动特定的结构运动从而改变结构特性或触发预设动作。主要的应用有飞机发动机进/排气调节、机翼翼型变形调节、发动机减振降噪等^[60-62]。

2.2.1 激波小变形流场控制

SMA 的运用方式目前主要是利用形状记忆合金丝的收缩变形产生驱动力, 而后通过各种机构或辅助装置将其转化为所需的变形, 其优点在于形状记忆合金丝的制备技术较为成熟, 并且变形量大、加热控制相对简单, 而缺点则在于需要增设较为复杂的辅助机构, 结构一体性较差。团队提出了二维

形状记忆合金条带和三维形状记忆合金鼓包(图 18)的结构, 用于小变形的激波控制, 改善流场特性, 从而提高气动性能等, 具有一体性好、结构简单、承载能力强等优点。

在基于 SMA 自适应 DSI 进气道方面, 提出了一种适用于约束边界条件下的三维 SMA 鼓包结构的训练方法, 并完成形状记忆合金圆板的双向形状记忆效应训练^[63], 其结构如图 19 所示。经训练后的形状记忆合金板具有升温变平、降温鼓起的双向形状记忆变形特性, 在经过大约 80 次训练后, 残余变形高度以及最大变形挠度均趋于稳定,

在相变过程中可产生约 1.2 mm 的可回复竖向挠度变形(图 20),变形量约为变形区半径的 3%。通过控制温度的加载实时改变鼓包的形状,使 DSI 具备了自由调节鼓包形状的功能,可以保证在不同的飞行状态下的流量要求、高总压恢复、低总压畸变。

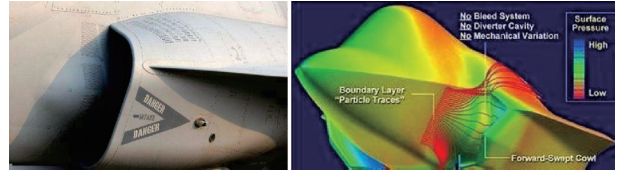


图 18 鼓包进气道

Fig.18 Inlet with bump

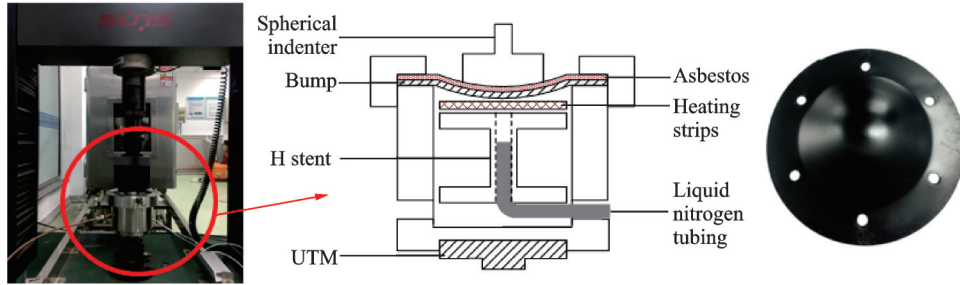


图 19 三维 SMA 鼓包训练方案及训练好的 SMA 鼓包

Fig.19 3-D SMA bump training scheme and a trained SMA bump

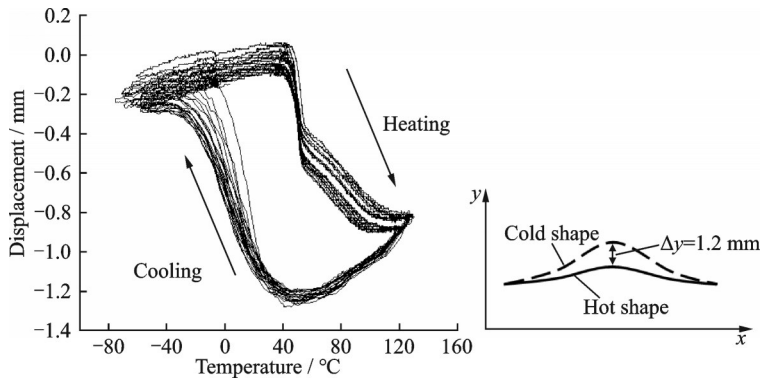


图 20 三维 SMA 鼓包测试结果

Fig.20 Experimental test results of 3-D SMA bump

在基于 SMA 自适应激波控制鼓包方面^[64],针对飞行器马赫数的提高,机翼表面会出现激波,导致变弯度后缘效率降低的问题。团队根据等熵压缩方法,提出了一种基于 SMA 双程记忆效应的自适应激波控制鼓包(Adaptive shock control bump, ASCB)的调控思路,提高了变弯度后缘在激波出现后的气动效率,改善了翼型高亚声速气动特性。提出的二维和三维鼓包,如图 21 所示,其主动变形

的实现主要依靠 3 个方面:形状记忆合金蒙皮构成的鼓包、形状记忆合金加热装置(电磁涡流加热等)、形状记忆合金冷却(空气冷却)。控制原理如图 22 所示,通过加热装置改变 SMA 鼓包温度,控制鼓包形状,改变机翼局部构型,进而减小波阻。在迎角 $AOA=2.31^\circ$ 时,ASCB 能够减阻 6.15%;在迎角 $AOA=2.8^\circ$ 时,减阻效果达到 10.28%,如图 23 所示。

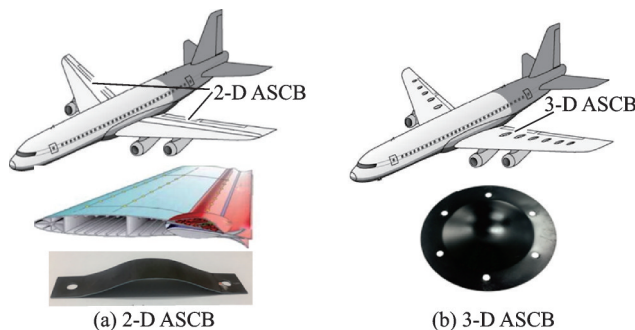


图 21 自适应 SMA 激波控制鼓包

Fig.21 Self-adaptive SMA adaptive shock control bump

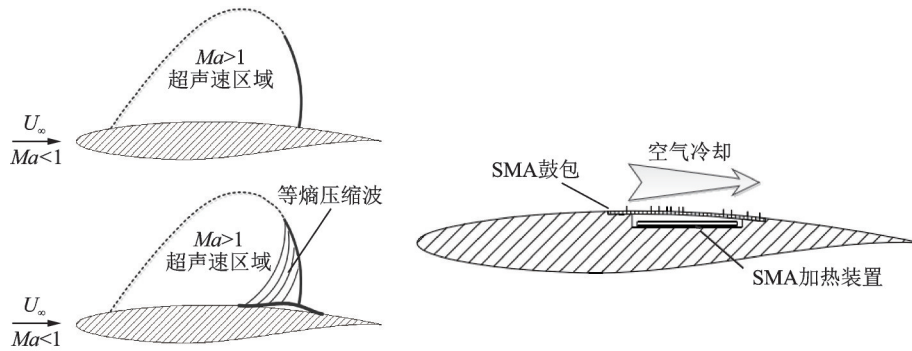


图 22 自适应 SMA 激波控制鼓包的工作原理图

Fig.22 Principle of self-adaptive SMA shock control bump

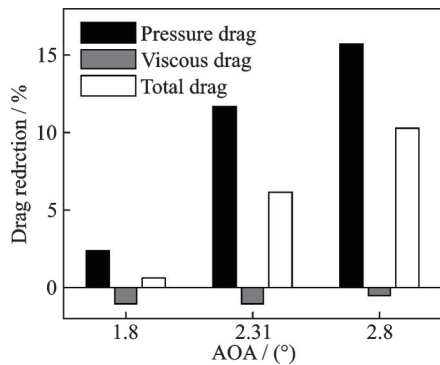


图 23 自适应 SMA 激波控制鼓包的减阻效果

Fig.23 Drag reduction effect of self-adaptive SMA shock control bump

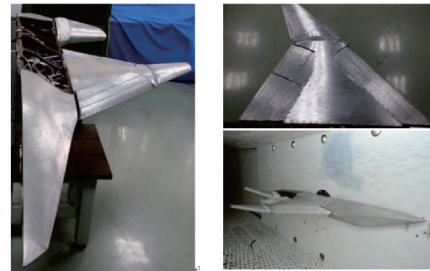


图 24 形状记忆合金和电机复合驱动变体机翼模型及风洞实验

Fig.24 Shape memory alloy and motor co-actuated variant wing model and their wind tunnel experiments

2.2.2 中大尺度变形控制

团队从“十一五”至今一直开展智能结构的变体研究,主要包括机翼变厚度、机翼后缘连续偏转、折叠翼、伸缩翼、变后掠与大变形蒙皮结构,以及智能驱动器等的研究,完成了从方案设计、理论分析、系统的集成和制造到地面及风洞实验等完整的研究工作^[65-67]。例如采用 SMA 驱动器和电机驱动器复合驱动系统,实现了机翼前缘、后缘襟副翼、翼尖小翼以及全动平尾的自适应结构变体,完成了半机翼模型的设计、制作以及风洞试验,如图 24 所示,模型机身长度 3.1 m,半展长 1.3 m,试验中最高风速达到 0.6Ma,机身迎角变化范围 0~8°。实验获得了圆满成功,验证了复合驱动器的驱动能力,飞行器机翼自适应变体结构以及多点分布式驱动控制方法的可行性。此外还进行了飞行试验,实现了在高空飞行过程中机翼后缘和翼尖小翼的自适应变体,最高飞行速度达到了 60 m/s,如图 25 所示,成功实现了在空中飞行过程中的自适应变体功能。

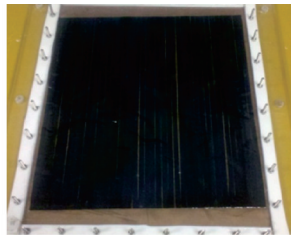
变体飞行器蒙皮不仅要满足承载,还要满足连续光滑变形的需求,同时还要考虑蒙皮变形驱动力、可靠性等技术要求。这些设计指标相互矛盾,给大变形柔性蒙皮设计带来了很大的挑战。团队



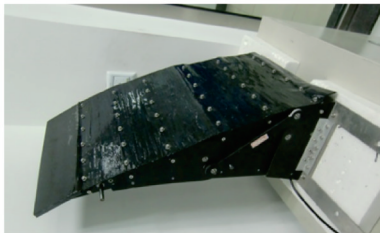
图 25 SMA 驱动可偏转翼梢小翼和后缘机翼飞行实验

Fig.25 Flight experiments of deflected tip winglets and trailing edge wings driven by SMA

以变弯度后缘、柔性剪切变形机翼蒙皮设计为背景,分别设计了对应的纤维增强弹性体蒙皮^[68-69]。根据非线性变形体动力学,确定了变体机翼柔性蒙皮的适用条件,即蒙皮内部张力不能为压力。针对用于变弯度后缘结构的单向变形碳纤维增强硅橡胶柔性蒙皮,如图 26 所示,分析了蒙皮的非线性力学特性,通过实验测试,验证了力学模型的适用范围。提出了用于柔性剪切变形机翼的二维栅格结构剪切变形蒙皮,如图 27 所示,实验结果表明,利用粗纤维增强后,剪切变形蒙皮承载能力大幅提



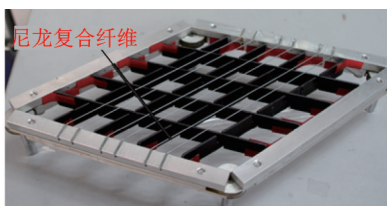
(a) Unidirectional fiber-reinforced elastomer skin



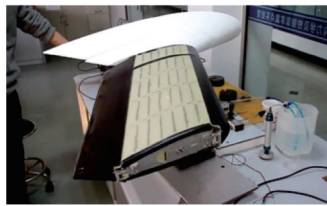
(b) Variable trailing edge structure with skin

图26 单向纤维增强弹性体蒙皮和含有蒙皮的变后缘结构

Fig.26 Unidirectional fiber-reinforced elastomer skin and variable trailing edge structure with skin



(a) Flexible shear-deformed skin with reinforcing fibers



(b) Variable sweep structure with skin

图27 含有增强纤维的柔性剪切变形蒙皮和含有蒙皮的变后掠结构

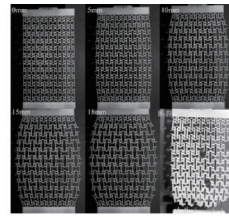
Fig.27 Flexible shear-deformed skin with reinforcing fibers and variable sweep structure with skin

升,与无纤维增强蒙皮相比,承载能力提高了60%,且对变形驱动力影响较小。力学超材料兼具大变形和承载的特有性能。团队提出并设计了一种由反手性四韧带和内凹蜂窝结构混合的力学超材料单元^[70],展现出较大的负泊松比特性,在横向拉伸时,纵向将会“膨胀”。将其作为机翼的芯材,能够有效地增大机翼的面积,从而增大升力;同时由于结构为蜂窝形,机翼结构重量显著减低,并具有较好的承载能力,如图28所示。

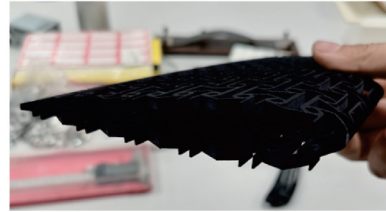
2.3 飞行器结构监测、检测与寿命预测

2.3.1 结构健康监测技术

基于压电传感器的结构健康监测技术利用压电材料的正逆压电效应传感和激发超声波,可实现



(a) Large deformation skin with mechanical metamaterial



(b) Variable area airfoil

图28 力学超材料大变形蒙皮和变面积翼型

Fig.28 Large deformation skin with mechanical metamaterial and variable area airfoil

结构异常载荷和损伤的原位在线识别。然而,压电材料具有脆性且功能单一,复杂的服役环境也会降低监测结果的精度和可靠性。因此,为推动基于压电元件的结构健康监测技术在航空航天结构中的应用,研究团队从传感器设计、载荷监测以及损伤识别方法等方面开展了多项研究。

在新型传感器的设计与应用方面,MPF不仅能够测量结构中的超声导波,而且可以通过感知轴向应变判断导波的传播方向,据此提出了一种基于导波方向概率推断的冲击定位方法^[71-73]。如图29所示,与传统的电阻应变片相似,MPF通常采用花形结构形式进行导波传感,每根纤维的相互夹角为 120° 。利用归一化幅值与导波传播方向的关系,每个纤维花传感器能够根据响应幅值的情况判断冲击位置与传感器位置连线的角度。为了提高噪声环境中冲击定位算法的鲁棒性,建立了一种基于花形传感器幅值响应的冲击方向概率成像方法,根据两个不同位置的花形传感器就能够实现冲击载荷的定位。如图30(a)所示,基于导波方向概率推断的冲击定位方法成功应用于ARJ21壁板结构的冲击监测中。壁板大小为 $86\text{ cm} \times 55\text{ cm}$,厚度为 1 mm 。对花形传感器进行不同角度冲击的拟合实验,验证了传感器响应与冲击引起超声导波传播方向的关系,如图30(b)所示。根据拟合数据进行了壁板冲击定位实验,测试范围取 $30\text{ cm} \times 30\text{ cm}$,如图30(c)所示,测试所得数据的平均相对误差为2.7%。

在复杂服役环境下的高超声速飞行器热防护结构健康监测方面,对含热防护材料的承载结构进

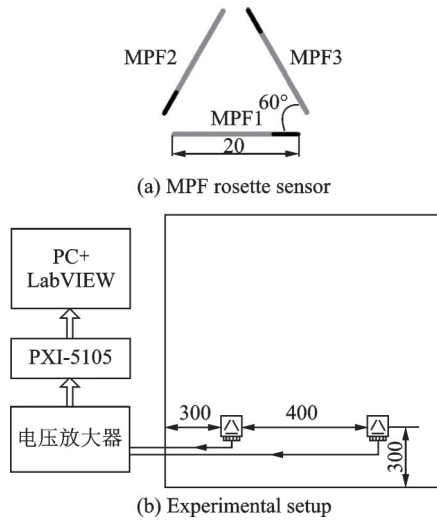
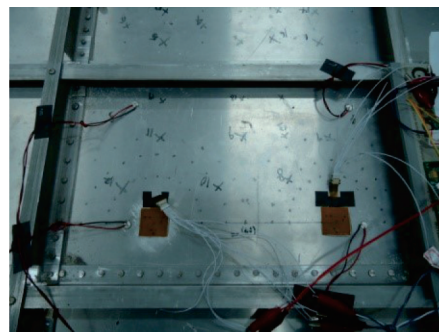
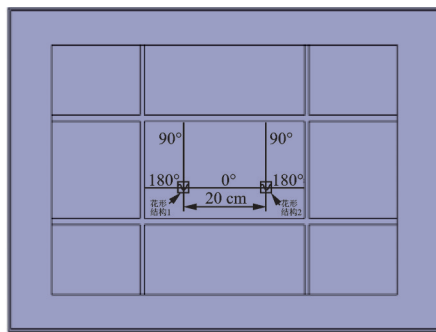


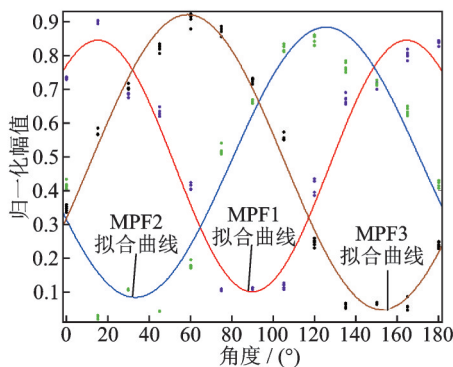
图 29 基于 MPF 方向性的冲击定位实验原理图(单位: mm)
 Fig.29 Experimental schematic diagram of impact localization based on directivity of MPF (unit: mm)

行了不同环境温度下不同能量的冲击定位研究。

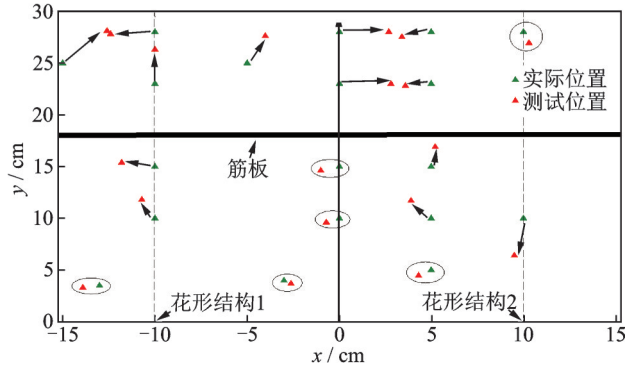
采用 16 个压电传感器组成的柔性压电阵列感知冲击引起的超声导波信号,通过提取导波的到达时刻,并根据距离、时间和波速三者之间的关系就可以计算出冲击源的位置。为了降低冲击定位中环境噪声对定位结果的影响,定位方法利用短期/长期平均 (Short term average /Long term average, STA/LTA)低信噪比信号处理方法对压电传感器监测信号进行预处理,实现了复杂环境下的压电信号噪声滤波。同时,通过赤池信息量准则 (Akaike information criterion, AIC)算法获得导波波达时间,提升了计算效率。如图 31 所示,用不同高度落球模拟不同冲击能量,并对热防护结构不同冲击位置进行了试验,同时为了验证冲击定位方法在高温环境下的定位效果,在热耦合试验台中模拟了高温加热和 5.4g 的随机振动。定位结果如图 32 所示,其中最大定位误差为 30 mm。



(a) Impact localization experiment using MPF rosette in ARJ21 structure



(b) Relation between sensor response and impact location



(c) Impact localization results

图 30 基于 MPF 的冲击定位方法在飞行器结构中的应用验证
 Fig.30 Application validation MPF based impact localization method in aircraft structure

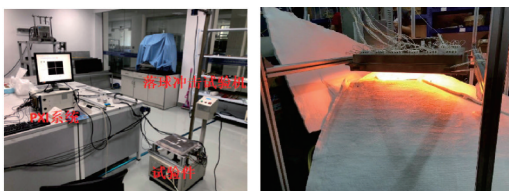


图 31 落球冲击实验及热耦合环境下的试验
 Fig.31 Ball-dropping testing under laboratory conditions and thermo-vibration conditions

在含热防护材料的承载结构的脱粘损伤监测方面,模拟了两传感器间的路径中的热防护材料与承载结构的脱粘。采用层析成像算法对损伤进行定位,选用时域特征 RMS、Skewness、Kurtosis、Shape factor、Impulse factor、Margin factor 组合作为损伤因子,利用核主成分分析 (Kernel principal component analysis, KPCA)算法进行

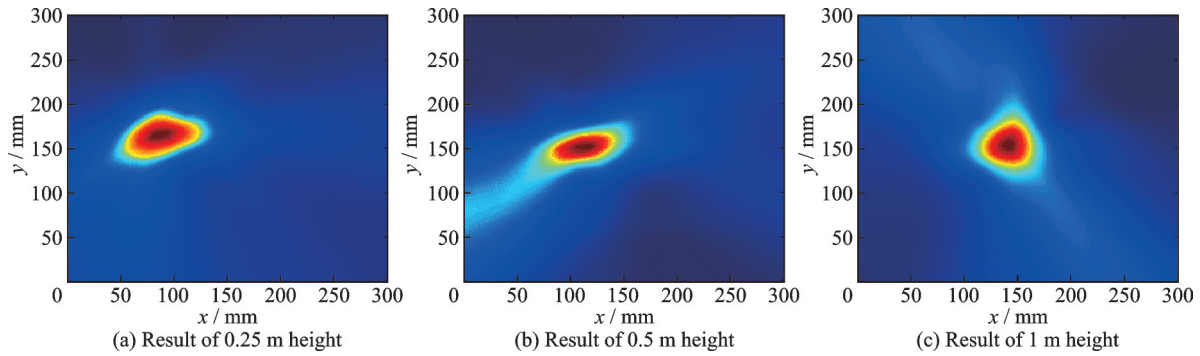


图32 不同高度下落球冲击定位图

Fig.32 Impact localization results of ball-dropping test at different heights

特征处理。该算法首先引入非线性映射函数,将原始空间中的数据映射到高维空间,在特征空间中进行数据处理。KPCA的关键在于引入核函数,把特征空间的运算转化为原始空间的核函数计算,具体过程如图33所示^[74]。以20℃下采集的健康信号作为基准信号,计算不同温度下的健

康信号和损伤信号损伤因子值,利用KPCA损伤因子和层析成像算法对损伤进行成像,对比20℃与50℃下的损伤定位结果,如图34所示。可以看出,即便在变化温度的情况下,采用时域特征组合的KPCA算法,定位的精度不会发生改变。

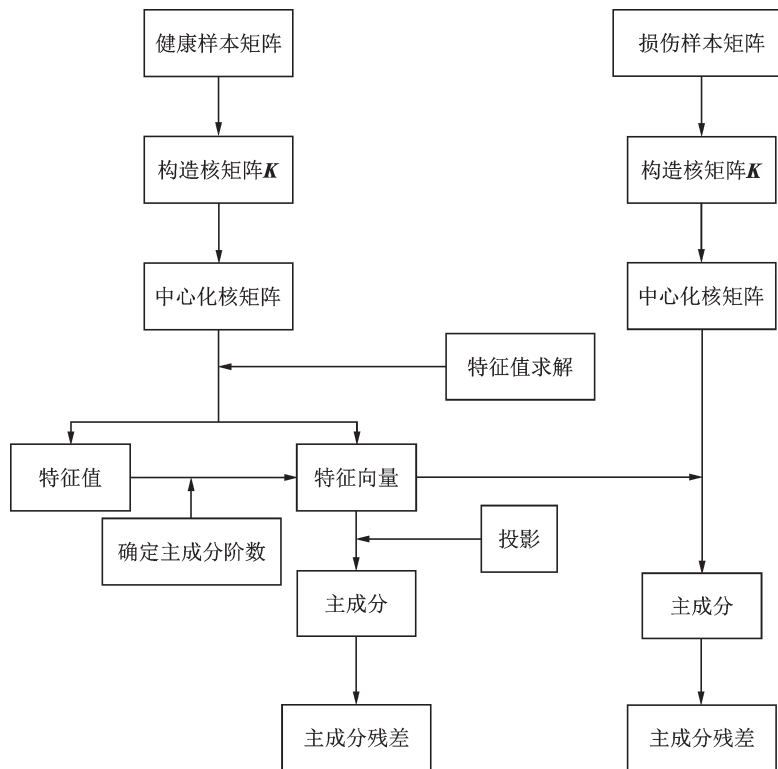


图33 KPCA 温度补偿流程图

Fig.33 Flowchart of temperature compensation with KPCA

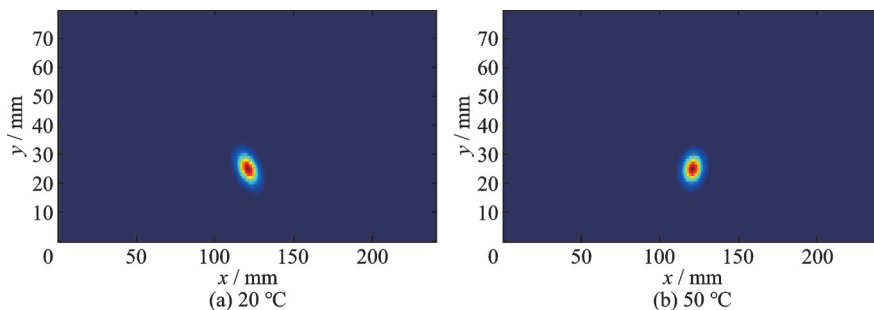


图34 不同温度下的脱粘损伤定位结果

Fig.34 Debonding damage localization results at different temperatures

2.3.2 激光超声无损检测

激光超声无损检测技术使用高能脉冲激光结合同步控制的二维振镜偏转,将激光头发射的激光脉冲反射至结构表面的不同位置,完成扫查式激光超声激励,并利用固定位置的传感单元进行导波响应的实时采集,扫查完成后获得三维波场数据,通过先进信号处理方法提取波场传播特征,实现结构损伤表征^[75]。激光超声波场可视化原理

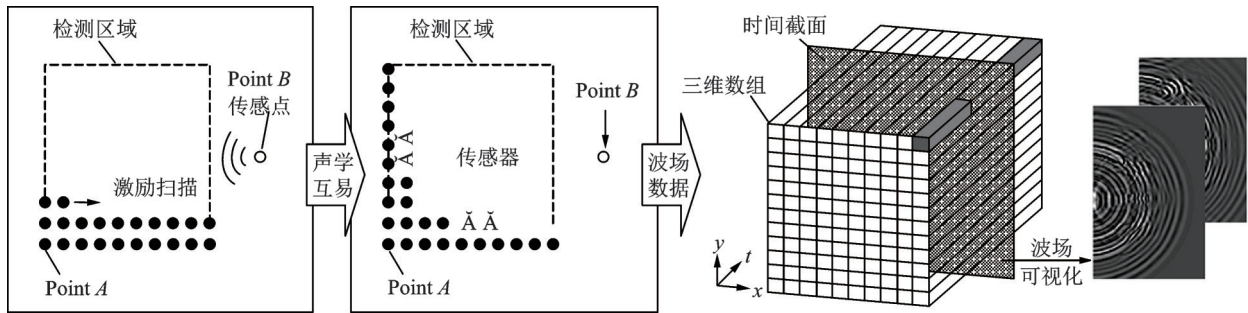


图 35 激光超声波场可视化原理

Fig.35 Principle of wave filed visualization with laser ultrasonic



(a) Low-rate scanning system



(b) High-rate scanning system

图 36 激光超声检测系统

Fig.36 Laser ultrasonic testing system

在碳纤维增强树脂基复合材料随炉件的分层损伤检测方面,利用高扫查速率的激光超声检测系统获得了超声导波波场,如图 37 所示。提出了基于局部波数估计的波场频散特征提取算法,通过识别的局部波数值表征复合材料结构及分层损伤的分布位置,准确地检测出随炉件中预置的分层损伤阵列^[76]。在典型金属-有机材料层合结构的脱粘损伤检测方面,通过对激光超声检

如图 35 所示^[76]。由于高能脉冲激光的入射角度对其在结构中激发超声波的影响较小,使得“扫描激励-固定传感”的激光超声检测方式十分适用于含曲面、大尺寸的航空结构。研究团队针对不同的材料结构检测需求分别搭建了低扫查速率(20 Hz^[77])和高扫查速率(1 kHz^[78])两套激光超声检测系统,如图 36 所示,并围绕多种航空结构开展了损伤检测研究。

测系统采集的导波响应信号进行时频域分析,得到了适用于损伤检测的导波响应频带及导波模态,如图 38 所示。在此条件下,通过计算波场能量分布实现了层间脱粘损伤的大小和位置识别^[79]。

2.3.3 寿命预测

疲劳损伤是复合材料构件在服役过程中最常见也是最重要的一种损伤形式,疲劳损伤的不断累积会导致其力学性能的下降,从而进一步发生疲劳破坏,导致结构失效。据统计,机械零件破坏的 50%~90% 为疲劳破坏,结构发生疲劳破坏时的载荷循环次数,或从开始受载到发生断裂所需要的时间称为疲劳寿命。随着飞行器结构向大型化、复杂化,高可靠性和智能化的方向发展,服役环境也越来越复杂,随机因素不断增加,对疲劳寿命预测的准确性和稳定性也提出了更高的要求。与此同时,快速崛起的人工智能算法也给寿命预测方法带来了新思路,人工神经网络、机器学习等算法不断地被运用到机械部件的寿命预测当中,与物理模型相结合,发展了基于数据驱动和物理机制与数据驱动相融合的寿命预测方法,其优势在于不需要了解构件内部具体的损伤机理,即可得到较准确的寿命预测结果。

在复合材料结构疲劳寿命预测方面,一方面可以通过激光超声系统测量获取在疲劳加载过程中

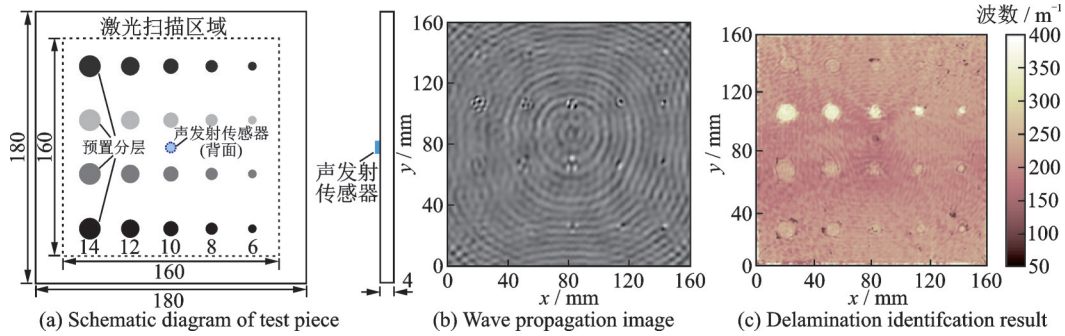


图 37 含分层的碳纤维复合材料板的激光超声检测

Fig.37 Laser ultrasonic testing of carbon fiber reinforced composites with delaminations

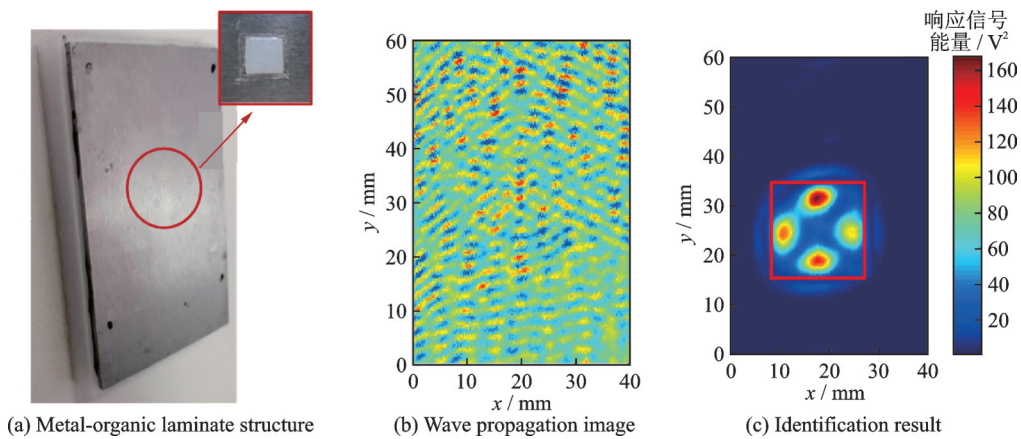


图 38 含脱粘的金属有机材料层合结构的激光超声检测

Fig.38 Laser ultrasonic testing of metal-organic laminate structure with internal debonding

测量复合材料结构中超声波传播的波场信号,如图 39 所示,建立了基于 Lamb 波波速的复合材料层合板轴向刚度退化模型,并在此基础上发展了疲劳寿命预测的物理模型、概率模型和数据驱动模型;另一方面,课题组还通过实验和有限元相结合的手段研究了复合材料疲劳损伤累积过程中的模态转换效应,如图 40 所示,结果表明裂纹密度的增加是导致发生模态转换的主要原因。这一研究成果有望为复合材料结果疲劳寿命预测提供一种新的研究思路^[80],如图 41 所示。

在基于物理机制的疲劳寿命预测方面,课题组结合复合材料力学和 Lamb 波的传播特性,推导了 Lamb 波 S0 模态波速与复合材料层合板轴向刚度之间的关系(如式(1)所示),建立了基于波速的复合材料刚度退化模型;进一步结合 Paris 公式,推导了复合材料疲劳裂纹形成和扩展阶段的损伤演化规律^[81],通过与实验数据的比较验证演化模型的正确性,如图 42 所示。基于提出的损伤演化模型,结合疲劳失效准则,即可实现对复合材料疲劳寿命的预测。

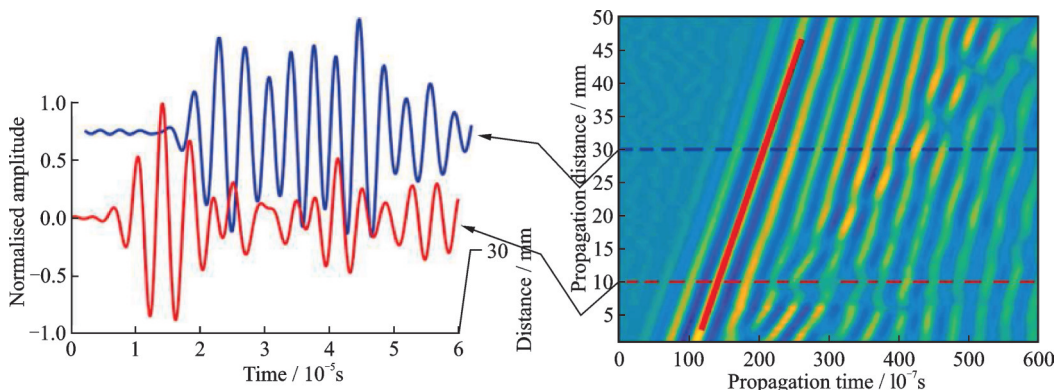


图 39 疲劳加载过程中测量的 Lamb 波波场信号

Fig.39 Measured lamb wave signal during fatigue test

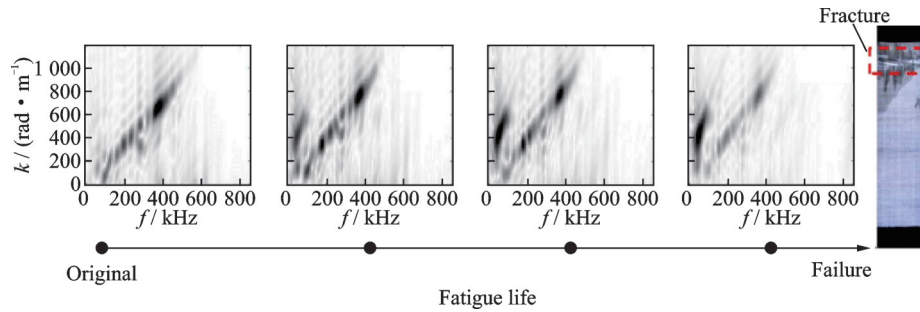


图 40 疲劳损伤累积过程中逐渐增强的模态转换效应

Fig.40 Increased mode conversion effect with fatigue damage accumulation

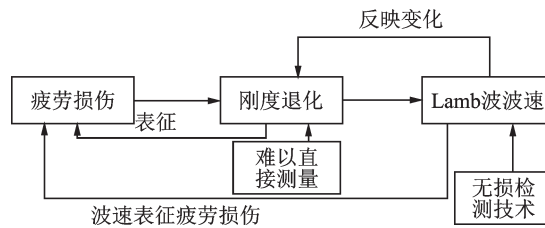


图 41 基于 Lamb 波波速测量的疲劳损伤表征

Fig.41 Fatigue damage characterization based on Lamb wave velocity

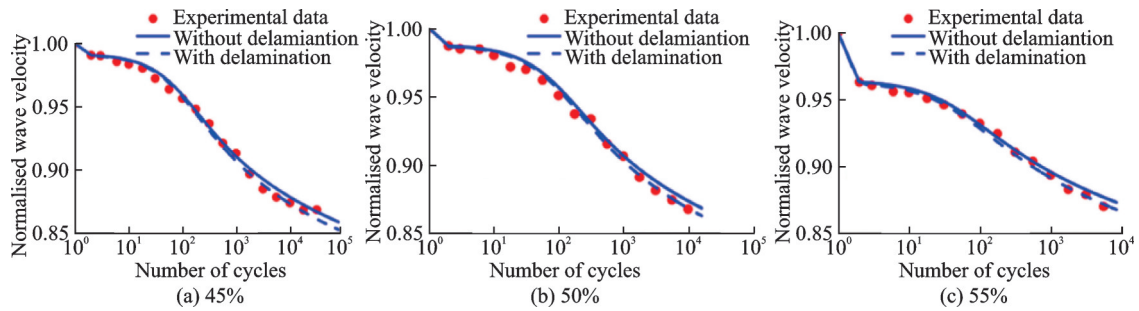


图 42 疲劳损伤演化规律与实验数据比较

Fig.42 Comparison between fatigue damage evolution law and experimental results

在基于不确定性的疲劳寿命预测方面, 疲劳加载过程中损伤机制复杂, 损伤形式多样化, 来自试件本身、服役环境和预测模型的不确定性都会增加疲劳寿命预测结果的误差。课题组一方面采用贝叶斯推断理论和连续蒙特卡罗采样方法, 建立了疲劳寿命预测的概率模型, 通过模型参数的概率分布来表征疲劳寿命预测过程中的不确定性, 考虑纤维断裂、基体裂纹和分层 3 种疲劳损伤形式, 建立了对应不同模型参数的 5 个子模型, 结合贝叶斯模型平均方法, 对寿命预测子模型进行评价和选择, 从而优化和提高疲劳寿命预测的结果^[82]。另一方面, 由于复合材料结构疲劳寿命具有分散性较大的特点, 传统的以静态数值作为失效阈值的方法得到的寿命预测结果往往误差很大, 课题组考虑了试件之间由于初始缺陷存在导致的随机性, 结合贝叶斯理论, 提出了一种动态的失效准则, 可以提高疲劳寿命预测结果的准确性和稳定性, 尤其是当测量数据较少时, 相比传统的静态失效准则, 具有更明显

的优势, 如图 43 所示^[83]。

在基于数据驱动的疲劳寿命预测方法方面, 研究了人工神经网络在复合材料疲劳损伤演化建模过程中的适用性, 使用 β 变分自编码器提取数据中潜在的特征, 利用常微分方程进行特征学习, 人工神经网络模型的预测结果通过与现象学和力学模型结果对比得到了有效的验证, 如图 44 所示^[84]。研究表明, 该深度学习模型可以通过学习潜在的波特征来表征疲劳损伤, 为未来深度学习方法在疲劳寿命预测领域进一步的发展应用奠定了基础。

3 总结与展望

先进飞行器向着多功能、高机动、高可靠等方向发展, 具有自诊断、自修复、自适应功能的智能化飞行器结构技术备受重视。随着智能材料与结构技术的发展与进步及其在飞行器结构中的应用, 智能化已成为飞行器结构发展的必然趋势。

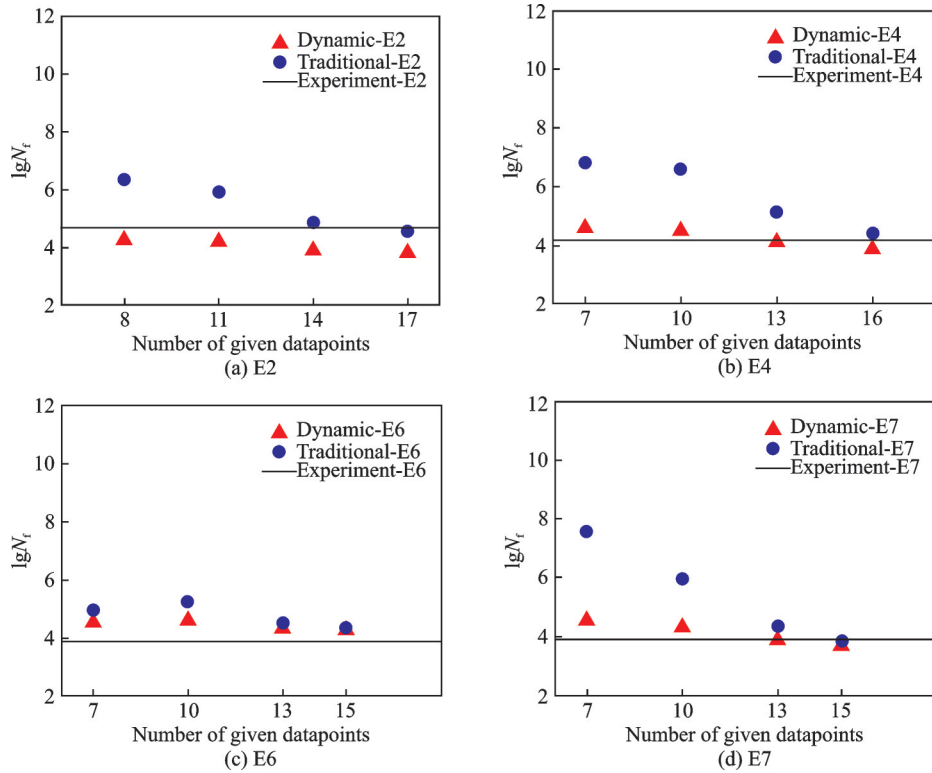


图43 动态失效准则和静态阈值下寿命预测结果与实验值对比结果

Fig.43 Comparisons of predicted fatigue life vs experimental results under dynamic failure criterion and static threshold

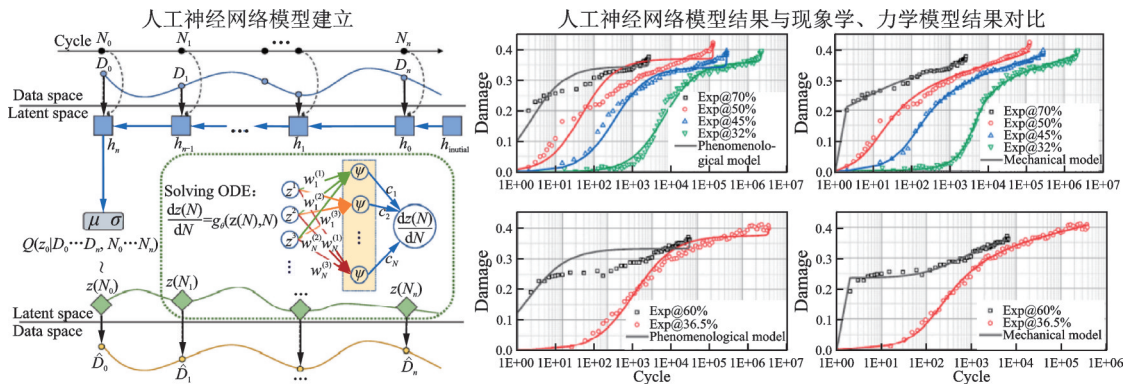


图44 基于人工神经网络的刚度退化模型

Fig.44 Stiffness degradation model based on artificial neural network

本团队围绕“实现与提高飞行器结构智能化功能”以及“飞行器结构全周期智能化管理”两大关键科学问题,聚焦结构的智能化设计和全周期的性能测试与评估两个重要研究方向,以力学、航空宇航科学与技术、机械、仪器科学与技术相结合的多学科交叉为研究思路,开展了变体智能结构设计、结构减振降噪设计、飞行器结构与性能评估,以及先进飞行器结构全寿命周期的安全评估技术的研究,努力创新,重视理论基础研究与应用相结合,取得了国防特色鲜明的应用成果和有国际影响力的学术成果。

当前,针对智能材料与结构在智能飞行器中的应用,国内外多数研究成果还处于实验室阶段,技

术成熟度普遍不高。但是针对各项可行技术的探索一直没有停止,部分成熟度较高的研究成果也以不同形式出现在航空航天产品型号中,例如用于波音787、空客A350上的变弯度襟翼技术,可以在巡航过程中控制襟翼对机翼载荷、升力中心等进行调整,以减小飞行阻力,该技术就是变弯度机翼设计理念与现有技术相结合的产物。

伴随智能材料与结构概念的不断扩展,智能材料结构已经成为集材料、机械、电子、控制于一体的多学科综合技术理念。对于智能材料与结构在未来飞行器中的应用,应该主要聚焦于两点:(1)加快现有成熟技术、设计理念在飞行器设计、制造、维修阶段的应用参与度,推进智能材料与结构的工程

化;(2)推动智能材料结构与超材料、柔顺机构、传统结构、复合材料、增材制造等技术的结合与创新,拓展智能材料/结构的可用范围。

参考文献:

- [1] 张仁开. 贸易战背景下美国对华技术封锁与我国的应对策略[J]. 科技中国, 2019(8): 1-4.
- [2] 陶宝祺. 智能材料结构[M]. 北京: 国防工业出版社, 1997.
- [3] KOTA S, FLICK P, COLLIER F S. Flight testing of flexfoilm adaptive compliant trailing edge[C]//Proceedings of the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. [S.l.]: AIAA, 2016.
- [4] KUDVA J N, SANDERS B P, PINKERTON-FLORANCE J L, et al. Overview of the DARPA/AFRL/NASA smart wing phase II program[C]//Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering. [S.l.]: SPIE, 2001, 4332: 383-389.
- [5] MARTIN C A, SCHERER L B, FLANAGAN J S, et al. Design, fabrication, and testing of scaled wind tunnel model for the smart wing phase II program [C]//Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering. [S.l.]: SPIE, 2001, 4332: 399-406.
- [6] SIMIRIOTIS N, JODIN G, MAROUF A, et al. Morphing of a supercritical wing by means of trailing edge deformation and vibration at high Reynolds numbers: Experimental and numerical investigation[J]. Journal of Fluids and Structures, 2019, 91: 102676.
- [7] TÔ J B, SIMIRIOTIS N, MAROUF A, et al. Effects of vibrating and deformed trailing edge of a morphing supercritical airfoil in transonic regime by numerical simulation at high Reynolds number[J]. Journal of Fluids and Structures, 2019, 91: 102595.
- [8] 杨正岩, 张佳奇, 高东岳, 等. 航空航天智能材料与智能结构研究进展[J]. 航空制造技术, 2017(17): 36-48.
YANG Zhengyan, ZHANG Jiaqi, GAO Dongyue, et al. Advance of aerospace smart material and structure [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017 (17): 36-48.
- [9] 冷劲松, 孙健, 刘彦菊. 智能材料和结构在变体飞行器上的应用现状与前景展望[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 29-45.
LENG Jinsong, SUN Jian, LIU Yanju. Application status and future prospect of smart materials and structures in morphing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 29-45.
- [10] 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[J]. 航空制造技术, 2009(3): 26-29.
QIU Jinhao, BIAN Yixiang, JI Hongli, et al. Application of smart materials and structures in aviation industry[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009 (3): 26-29.
- [11] CHOPRA I. Review of state of art of smart structures and integrated systems[J]. AIAA Journal, 2002, 40(11): 2145-2187.
- [12] FRISWELL M I, INMAN D J. Sensor validation for smart structures[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 1999, 10(12): 973-982.
- [13] TANI J, TAKAGI T, QIU J. Intelligent material systems: Application of functional materials[J]. Applied Mechanics Reviews, 1998, 51(8): 505-521.
- [14] QIU J, TANI J, YANADA N, et al. Fabrication of Pb (Nb, Ni) O₃-Pb (Zr, Ti) O₃ piezoelectric ceramic fibers by extrusion of a sol-powder mixture[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2004, 15(8): 643-653.
- [15] KOBAYASHI Y, UM T Y, QIU J, et al. Fabrication of piezoelectric ceramic fibers by extrusion of PZT powder and PZT sol mixture[C]//Proceedings of SPIE, Smart Structures and Materials 2001—Active Materials: Behavior and Mechanics. [S.l.]: SPIE, 2001, 4333: 314-321.
- [16] ZHANG C, CHENG L, QIU J, et al. Damage detection based on sparse virtual element boundary measurement using metal-core piezoelectric fiber[J]. Structural Health Monitoring, 2018, 17(1): 15-23.
- [17] QIU J, PARK M, HOSHI D. The research of the development of the air flow sensor using the piezoelectric fiber with Pt core[C]//Proceedings of the 13th Conference on Electromagnetic Phenomena and Dynamics. Sendai, Japan: AEM of Japan, 2004: 299-303.
- [18] BIAN Y X, QIU J H, WANG X W, et al. The constitutive equations of half coated metal core piezoelectric fiber[J]. Int J Appl Electrom, 2009, 29(1): 47-64.
- [19] BIAN Y X, QIU J H, WANG X W. Constitutive equations of metal-core piezoelectric fibers[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 25(3): 169-175.
- [20] SEBALD G, QIU J, GUYOMAR D, et al. Modeling and characterization of piezoelectric fibers with metal core[J]. Japanese Journal of Applied Physics, 2005, 44: 6156.
- [21] WILKIE W K, BRYANT R G, HIGH J W, et al. Low-cost piezocomposite actuator for structural control applications [C]//Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering. [S.l.]: SPIE, 2000, 3991: 323-334.
- [22] AKDOGAN E K, ALLAHVERDI M, SAFARI A.

- Piezoelectric composites for sensor and actuator applications[J]. *IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control*, 2005, 52(5): 746-775.
- [23] QIU J, JI H. The application of piezoelectric materials in smart structures in China[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2010, 11(4): 266-284.
- [24] PARK J S, KIM J H. Design and aeroelastic analysis of active twist rotor blades incorporating single crystal macro fiber composite actuators[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2008, 39(6): 1011-1025.
- [25] BILGEN O, KOCHERSBERGER K B, INMAN D J, et al. Novel, bidirectional, variable-camber airfoil via macro-fiber composite actuators[J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(1): 303-314.
- [26] DIKSHIT A K, PAL M, BISWAS P, et al. Efficient lasing wavelength tuning in distributed Bragg reflector fiber laser using PZT macrofiber composite actuator [J]. *Journal of Lightwave Technology*, 2010, 28(12): 1783-1788.
- [27] DONG J, LIU C, CHEN Q, et al. Design and experimental research of piezoelectric pump based on macro fiber composite [J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2020, 312: 112123.
- [28] WANG X, ZHOU W, XUN G, et al. Dynamic shape control of piezocomposite-actuated morphing wings with vibration suppression[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2018, 29(3): 358-370.
- [29] PADOIN E, SANTOS I F, PERONDI E A, et al. Topology optimization of piezoelectric macro-fiber composite patches on laminated plates for vibration suppression[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2019, 59(3): 941-957.
- [30] 裘进浩, 渠娇, 杨路, 等. 一种压电复合材料及驱动器的制备方法: CN201910010496.3[P]. 2019-01-07.
- [31] 裘进浩, 渠娇, 杨路, 等. 一种叉指电极型压电纤维复合材料的封装方法: CN201911093632.6[P]. 2019-11-11.
- [32] Smart Materials Corp. Smart materials[Z]. <http://www.smart-materials.com>.
- [33] QU J, JI H, QIU J. Prediction and optimization of poling condition for PZT based-macro fiber composites with interdigitated electrodes[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2022, 896: 163020.
- [34] QU J, JI H, QIU J. The synergism of peak to peak value, frequency and superimposed DC bias voltage on electric-field-induced strain of PZT based-macro fiber composites[J]. *Ceramics International*, 2019, 45(17): 22067-22077.
- [35] 季宏丽, 裘进浩, 赵金玲. 结构半主动振动控制——压电同步开关阻尼技术[M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- [36] RICHARD C, GUYOMAR D, AUDIGIER D, et al. Semi-passive damping using continuous switching of a piezoelectric device[C]//*Proceedings of SPIE, Smart Structures and Materials 1999: Passive Damping and Isolation*. [S.l.]: SPIE, 1999, 3672: 104-111.
- [37] JI H, QIU J, XIA P, et al. Coupling analysis of energy conversion in multi-mode vibration structural control using a synchronized switch damping method [J]. *Smart Materials and Structures*, 2011, 21(1): 015013.
- [38] JI H, QIU J, XIA P, et al. Analysis of energy conversion in switched-voltage control with arbitrary switching frequency[J]. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2012, 174: 162-172.
- [39] JI H, QIU J, XIA P, et al. The influence of switching phase and frequency of voltage on the vibration damping effect in a piezoelectric actuator[J]. *Smart Materials and Structures*, 2010, 20(1): 015008.
- [40] JI H, QIU J, BADEL A, et al. Semi-active vibration control of a composite beam by adaptive synchronized switching on voltage sources based on LMS algorithm [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2009, 20(8): 939-947.
- [41] JI H, QIU J, CHENG J, et al. Application of a negative capacitance circuit in synchronized switch damping techniques for vibration suppression[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2011, 133(4): 041015.
- [42] JI H, QIU J, CHENG L, et al. Semi-active vibration control based on unsymmetrical synchronized switch damping: Analysis and experimental validation of control performance[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2016, 370: 1-22.
- [43] JI H, QIU J, NIE H, et al. Semi-active vibration control of an aircraft panel using synchronized switch damping method [J]. *International Journal of Applied Electromagnetics*, 2014, 46(4): 879-893.
- [44] KRYLOV V, SHUVALOV A. Propagation of localised flexural vibrations along plate edges described by a power law[J]. *Proceedings of the Institute of Acoustics*, 2000, 22(2): 263-270.
- [45] 季宏丽, 黄薇, 裘进浩, 等. 声学黑洞结构应用中的力学问题[J]. *力学进展*, 2017, 47: 333-384. JI Hongli, HUANG Wei, QIU Jinhao, et al. Mechanics problems in application of acoustic black hole structures[J]. *Advances in Mechanics*, 2017, 47: 333-384.
- [46] BOWYER E, KRYLOV V V. Experimental study of sound radiation by plates containing circular indentations of power-law profile[J]. *Applied Acoustics*,

- 2015, 88: 30-37.
- [47] BAYOD J J. Experimental study of vibration damping in a modified elastic wedge of power-law profile[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2011, 133(6): 061003.
- [48] TANG L, CHENG L, JI H, et al. Characterization of acoustic black hole effect using a one-dimensional fully-coupled and wavelet-decomposed semi-analytical model[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2016, 374: 172-184.
- [49] HUANG W, JI H, QIU J, et al. Wave energy focalization in a plate with imperfect two-dimensional acoustic black hole indentation[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 2016, 138(6): 061004.
- [50] JI H, WANG X, QIU J, et al. Noise reduction inside a cavity coupled to a flexible plate with embedded 2-D acoustic black holes[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2019, 455: 324-338.
- [51] WANG X, JI H, QIU J, et al. Wavenumber domain analyses of vibro-acoustic decoupling and noise attenuation in a plate-cavity system enclosed by an acoustic black hole plate[J]. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 2019, 146(1): 72-84.
- [52] HUANG W, JI H, QIU J, et al. Analysis of ray trajectories of flexural waves propagating over generalized acoustic black hole indentations[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, 417: 216-226.
- [53] JI H, WANG N, ZHANG C, et al. A vibration absorber based on two-dimensional acoustic black holes[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2021, 500: 116024.
- [54] JI H, HAN B, CHENG L, et al. Frequency attenuation band with low vibration transmission in a finite-size plate strip embedded with 2D acoustic black holes[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 163: 108149.
- [55] 何璞, 王小东, 季宏丽, 等. 基于声学黑洞的盒式结构全频带振动控制[J]. *航空学报*, 2020, 41(4): 129-138.
HE Pu, WANG Xiaodong, JI Hongli, et al. Full-band vibration control of box-type structure with acoustic black hole[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(4): 129-138.
- [56] 王小东, 秦一凡, 季宏丽. 基于声学黑洞效应的直升机驾驶舱宽带降噪[J]. *航空学报*, 2020, 10(10): 228-238.
WANG Xiaodong, QIN Yifan, JI Hongli. Broadband noise reduction inside helicopter cockpit with acoustic black hole effect[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 10(10): 228-238.
- [57] 王小东, 季宏丽, 裘进浩. 声学黑洞原理的双层加筋板腔系统降噪研究[J]. *振动工程学报*, 2022, 35(2): 503-513.
WANG Xiaodong, JI Hongli, QIU Jinhao. Noise reduction of a double-layer stiffened plate-cavity system based on acoustic black hole principle[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2022, 35(2): 503-513.
- [58] 郑锋, 黄薇, 季宏丽, 等. 复合材料薄板结构中的声学黑洞效应探究[J]. *航空学报*, 2022. DOI: 10.7527/S1000-6893.2022.26453.
ZHENG Feng, HUANG Wei, JI Hongli, et al. Study of acoustic black hole effect in composite sheet structures[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022. DOI: 10.7527/S1000-6893.2022.26453.
- [59] 闫晓军, 张小勇. 形状记忆合金智能结构[M]. 北京: 科学出版社, 2015.
- [60] LAGOUDAS D C. Shape memory alloys: Modeling and engineering applications[M]. [S. l.]: Springer, 2008.
- [61] HARTL D J, LAGOUDAS D C. Aerospace applications of shape memory alloys[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2007, 221(4): 535-552.
- [62] DUERIG T W, MELTON K N, STÖCKEL D, et al. Engineering aspects of shape memory alloys[M]. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 1990.
- [63] QIU J, HAO L, JI H, et al. Use of shape memory alloy for active shock control bump application[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2022, 33(7): 873-882.
- [64] HAO L, QIU J, JI H, et al. Numerical analysis on shape memory alloy-based adaptive shock control bump[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2018, 29(15): 3055-3066.
- [65] MAO Z, XU Z, WANG Q. Shape memory alloy actuator with active cooling device and deflectable winglet application[J]. *Smart Materials and Structures*, 2020, 29(10): 105026.
- [66] 王奇, 徐志伟. SMA 驱动变体机翼后缘结构力学分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2015, 47(6): 904-910.
WANG Qi, XU Zhiwei. Mechanical analysis of morphing wing trailing edge actuated by SMA[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2015, 47(6): 904-910.
- [67] WANG Y, XU Z. Adaptive feedforward compensating self-sensing method for active flutter suppression[J]. *Sensors-Basel*, 2018, 18(10): 3447.
- [68] NIE R, QIU J, JI H, et al. Aerodynamic characteristic of the active compliant trailing edge concept[J]. *International Journal of Modern Physics: Conference Series*, World Scientific, 2016, 42: 1660173.

- [69] 聂瑞. 变体机翼结构关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [70] GONG M, TAO C, ZHANG C, et al. A method for regulating negative Poisson's ratio by a reentrant antitetrachiral structure[J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2021. DOI: 10.1080/15376494.2021.2000076.
- [71] ZHANG C, QIU J, JI H, et al. An imaging method for impact localization using metal-core piezoelectric fiber rosettes[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2015, 26(16): 2205-2215.
- [72] 刘建. 基于含金属芯压电纤维与Lamb波的结构健康监测技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [73] 常伟杰. 基于含金属芯压电纤维的结构损伤定位研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [74] 龚钱. 环境温度变化下基于超声导波的损伤识别方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- [75] 吴郁程. 基于激光超声技术的结构损伤检测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [76] 裘进浩, 张超, 季宏丽, 等. 面向航空复合材料结构的激光超声无损检测技术[J]. *航空制造技术*, 2020, 63(19): 14-23.
QIU Jinhao, ZHANG Chao, JI Hongli, et al. Non-destructive testing for aerospace composite structures using laser ultrasonic technique[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2020, 63(19): 14-23.
- [77] ZHANG C, QIU J, JI H. Laser ultrasonic imaging for impact damage visualization in composite structure [C]//Proceedings of EWSHM—7th European Workshop on Structural Health Monitoring. Nantes, France: HAL, 2014.
- [78] WANG H, ZHANG C, JI H, et al. Damage visualization using laser-generated residual guided waves with optimization of laser scanning path[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 166: 108463.
- [79] 朱丽晨. 基于导波波场的典型层合结构脱粘损伤识别[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
- [80] ZHANG C, ZHANG Z Y, JI H L, et al. Mode conversion behavior of guided wave in glass fiber reinforced polymer with fatigue damage accumulation[J]. *Composites Science and Technology*, 2020, 192: 108073.
- [81] TAO C, JI H, QIU J, et al. Characterization of fatigue damages in composite laminates using Lamb wave velocity and prediction of residual life[J]. *Composite Structures*, 2017, 166: 219-228.
- [82] TAO C, ZHANG C, JI H, et al. Fatigue life prediction of GFRP laminates using averaged Bayesian predictive distribution and Lamb wave velocity[J]. *Composites Science and Technology*, 2020, 196: 108213.
- [83] CEN L, TAO C, ZHANG C, et al. A dynamic criterion for failure probability prediction of GFRP laminates using Lamb wave velocity with improved accuracy and consistency[J]. *Composite Structures*, 2022, 291: 115578.
- [84] TAO C, ZHANG C, JI H, et al. Application of neural network to model stiffness degradation for composite laminates under cyclic loadings[J]. *Composites Science and Technology*, 2021, 203: 108573.

(编辑: 胥橙庭)