

电动飞机蒙皮结构的冲击损伤试验与优化设计

张云鹏¹, 王吉^{2,3}, 王雪飞¹, 刘冠一¹, 韦迎¹, 杨康^{2,3}

(1. 沈阳飞机工业(集团)有限公司 数据中心, 沈阳 110000; 2. 辽宁通用航空研究院 设计部, 沈阳 110136;
3. 沈阳航空航天大学 辽宁省通用航空重点实验室, 沈阳 110136)

摘要:飞机蒙皮结构常受到冰雹、维修碰撞等低能冲击,机身结构易出现损伤,引发飞机性能减退。为了提高蒙皮结构的抗冲击性能,结合 Hashin 失效准则建立了一种复合材料泡沫夹层结构低速冲击有限元等效模型,并利用超声 C 扫描对冲击后的复合材料泡沫夹层进行无损检测,试验结果表明,与无损检测结果相比较,模拟结果的误差低于 10%,证明了该冲击等效模型的合理性。最后利用该有限元等效模型对某型电动飞机机身复合材料泡沫夹层蒙皮结构进行优化设计,以提高抗冲击能力、减小吸收的破坏能量、降低结构损伤程度为目标,在相同铺层数量下,得到了最优的复合材料泡沫夹层结构铺层设计方案。

关键词:泡沫夹层结构; Hashin 失效准则; 低速冲击; 电动飞机; 机身蒙皮

中图分类号: V214.8; TG115.28 文献标志码: A 文章编号: 1000-6656(2024)02-0001-05

Impact damage test and optimization design of electric aircraft skin structure

ZHANG Yunpeng¹, WANG Ji^{2,3}, WANG Xuefei¹, LIU Guanyi¹, WEI Ying¹, YANG Kang^{2,3}

(1. Data Center, Shenyang Aircraft Industry (Group) Co., Ltd., Shenyang 110000, China;

2. Design Department, Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China;

3. Liaoning Key Laboratory of General Aviation, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: The aircraft skin structure is often subjected to low energy impacts such as hail and maintenance tools, resulting in damage to the fuselage structure and reduced aircraft performance. In order to improve the impact resistance of the skin structure, this paper established a low-speed impact finite element equivalent model of composite foam sandwich structure based on the Hashin failure criterion, and used ultrasonic C-scan to conduct nondestructive testing on the impact composite foam sandwich testing. The error between the simulation results and the nondestructive testing results was less than 10%, which proved the rationality of the impact equivalent model. Finally, the finite element equivalent model was used to optimize the design of composite foam sandwich skin structure of an electric aircraft fuselage. With the goal of improving the impact resistance, reducing the absorbed damage energy, and reducing the structural damage degree, the optimal composite foam sandwich structure ply design scheme was obtained under the same number of plies.

Key words: foam sandwich structure; Hashin failure criterion; low-velocity impact; electric aircraft; fuselage skin

电动飞机具有环境友好、便于维修、运行成本低等不可替代的优点,代表了先进飞机技术的发展方

向与趋势^[1]。与油动飞机相比,电动飞机在最大航程和最大航时方面还有很多不足,对先进材料及结构设计的需求更为迫切^[2]。泡沫夹层复合材料具有比强度高、质量轻、隔声隔热性能及抗碰撞吸能性能优良,成为飞机轻量化的一种有效途径,在航空领域中得到了广泛的应用^[3-5]。在服役和维修过程中,飞机蒙皮常常会受到冰雹、维修工具等外物的低能量

收稿日期:2023-07-19

作者简介:张云鹏(1979—),男,硕士,高级工程师,主要从事飞机数字化制造技术的研究工作

通信作者:杨康,ykangok@163.com

冲击而出现损伤,造成性能的大幅度减退,因此对碳纤维泡沫夹层结构低速冲击后的损伤情况进行研究是非常有必要的。国内外学者针对复合材料泡沫夹层结构进行了诸多研究,张东健等^[6]提出一种计算面板与芯体之间、筋条与板之间的横向剪切应力模型,来分析加筋的复合材料屈曲性能,通过数值算例验证了该模型具有较高的准确性。杨康等^[7]就泡沫夹层厚度对复合材料泡沫夹层板冲击性能的影响进行研究,结果表明泡沫夹层厚度越大,对冲击能量的展向引导越强,损伤深度越小。王安文等^[8]开展了复合材料蜂窝夹层结构的低速冲击试验,结果表明,低速冲击将严重降低蜂窝泡沫夹层板的抗拉、抗压能力,造成面芯层间的分层扩展。于志强等^[9-12]分别从不同铺层方式、不同冲击方式及不同纤维层面对于复合材料夹层结构的冲击损伤进行研究,试图寻找具有较高抗冲击载荷能力的结构。杨文栋等^[13]归纳了不同复合材料夹层结构低速冲击下的力学性能,并总结了相应泡沫夹层板的失效形式,展望了未来复合材料泡沫夹层板的重点研究方向。

基于 Hashin 失效准则建立碳纤维泡沫夹层板低速冲击有限元等效模型,将试验结果与数值模拟结果作对比,结果表明该等效模型可以准确地预测复合材料夹芯结构受冲击后的损伤情况;然后,利用该等效模型对某型电动飞机的机身蒙皮进行结构优化,使得相同铺层数量下的机身蒙皮具有更高的抗冲击损伤力学性能,旨在为飞机结构设计人员提供一定的参考依据和数据支持。

1 试样制备与冲击试验

1.1 试样制备

试验材料为碳纤维面板和泡沫夹层组成的复合材料夹层结构。其中上下面板使用牌号为 W-3021FF 的碳纤维预浸料,单层厚度为 0.125 mm;芯材使用牌号为 H60 的泡沫材料,泡沫夹层厚度为 4 mm;采用手糊真空压缩袋工艺对泡沫夹层板进行成型,经水切割机切割成尺寸为 150 mm×100 mm(长×宽)的标准试样,试样尺寸和冲击位置如图 1 所示。

1.2 试验方法

试验按照标准 ASTM D7136—2015《用于测量纤维增强聚合物基质复合材料对跌落冲击事件的抗损伤性的标准测试方法》执行,引入钢制落锤来对复合材料泡沫夹层板进行低能量冲击,泡沫夹层板

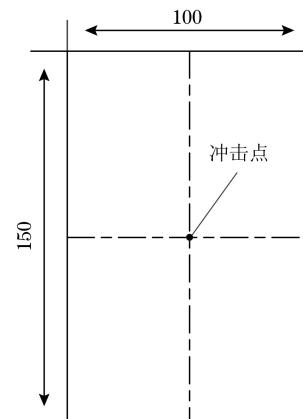


图 1 试样尺寸和冲击位置示意

支撑平台的尺寸为 125 mm×75 mm(长×宽),中间镂空方便冲头与面板向下移动,选择钢质半球柱型冲头作为试验所用冲击物,冲头的直径为 20 mm,整个冲头的质量为 5.5 kg。通过调整冲头的初始冲击位置可以等效代替不同的冲击能量。试验中冲击能量设置为 10.58, 21.17, 31.75, 42.34 J, 分别对不同铺层方式的试样进行冲击试验。试样基本信息与标号如表 1 所示。为降低试验误差,每组试验检测 4 个试样,试验结果取其平均值。

冲击试验结束后,选用 SAM300 Basic 型超声检测仪进行超声 C 扫描,用扫描后的图像表征复合材料泡沫夹层板的冲击损伤情况。超声反射法效果突出,可以检测到材料深处的损伤情况,不仅可以检测到复合材料内部损伤的形状和大小,同时还能检测出损伤具体所在的位置。

表 1 试样基本信息与标号

试样 编号	试验 编号	泡沫夹层板 铺层顺序	板材厚度 / mm	冲击 能量 /J
San-A	San-A01			10.58
	San-A02	[±45°/(core)/±45°]	4.5	21.17
	San-A03			31.75
	San-A04			42.34
San-B	San-B01			10.58
	San-B02	[±45°/(0°,90°)/ (core)/±45°]	4.75	21.17
	San-B03			31.75
	San-B04			42.34
San-C	San-C01			10.58
	San-C02	[±45°/(0°,90°)(core)/ (0°,90°)/±45°]	5	21.17
	San-C03			31.75
	San-C04			42.34
San-D	San-D01			10.58
	San-D02	[±45°/±45°/(core)/ ±45°/±45°]	5	21.17
	San-D03			31.75
	San-D04			42.34

1.3 试验结果

采用超声 C 扫描对试样表面深度损伤和表面

直径损伤进行检测。San-A02, San-B02, San-C02, San-D02 等 4 种不同铺层的试样在 21.17 J 能量下的冲击损伤深度和损伤面直径超声 C 扫结果如图 2,3 所示,可见,各组试样在相同冲击能量下冲击损伤区域深度与面积的变化与铺设预浸料的层数及铺层角度有显著联系。随着铺设预浸料层数增加,损伤区域深度和面积明显减小;预浸料层数相同时,铺层角度为 $\pm 45^\circ$ 的层合板损伤区域深度和面积明显最小,即抗低速冲击能力更强。

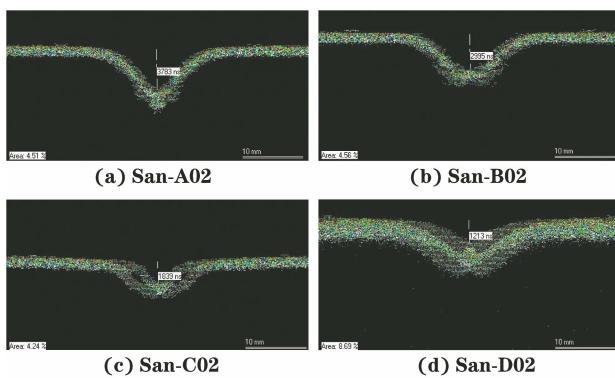


图 2 4 种不同铺层试样的冲击损伤深度超声 C 扫结果

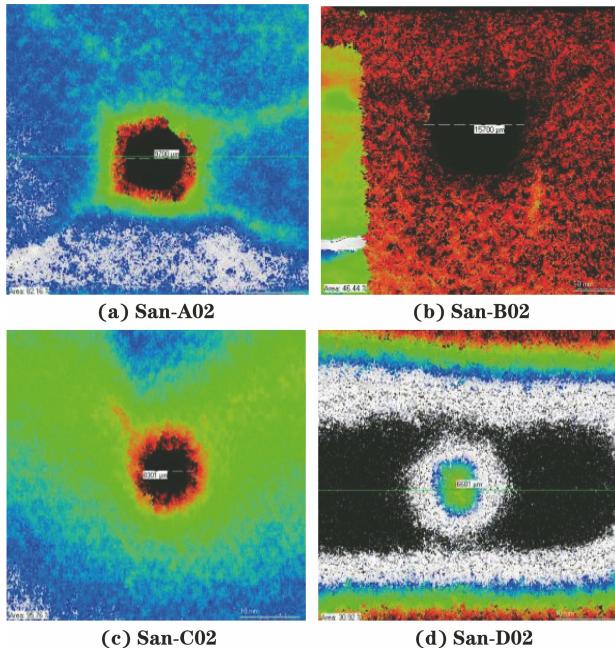


图 3 4 种不同铺层试样的冲击损伤面直径超声 C 扫结果

2 有限元模拟及对比分析

利用 ABAQUS 有限元模拟软件建立复合材料泡沫夹层板的等效模型,模型尺寸与试样尺寸一致,均为 100 mm \times 150 mm,冲击位置为模型正中心,中间芯材泡沫的厚度为 4 mm。复合材料面板主要性能参数为:模型全局坐标系中 1 方向弹性模量 E_{01} 为

147.22 GPa;2 方向弹性模量 E_{02} 为 8.05 GPa;12 方向的剪切模量 G_{12} 为 4.05 GPa;23 方向的剪切模量 G_{23} 为 3.67 GPa;泊松比 ν_{12} 为 0.32;泡沫芯材主要性能参数为:密度为 $0.06 \text{ g} \cdot \text{cm}^{-3}$;剪切强度为 0.76 MPa;剪切模量为 21 MPa;拉伸强度,1.8 MPa;拉伸模量,75 MPa;泊松比,0.37。使用 EXPLICIT 模拟类型进行显示分析,通过落锤抵达面板的速度等效落锤的冲击能量,冲头的初速度为 1.961, 2.775, 3.398, 3.923 $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$, 对应冲击能量为 10.58, 21.17, 31.75, 42.34 J。将试样 San-D02 有限元数值模拟的模型损伤深度和表面直径与超声 C 扫描测得结果进行对比,其结果如图 4 所示,试样损伤位置为冲头直接接触位置,有限元模型中碳纤维复合材料上面板直接受到冲击,面板损伤也仅处于冲击位置附近的局部区域。低速冲击深度损伤试验与模拟结果对比如表 2 所示,可见冲击深度模拟值与试验值之间的误差在 10% 以内,所提复合材料泡沫夹层板模型以及可压缩泡沫模型理论可有效模拟碳纤维复合材料泡沫板在低速冲击下的损伤过程。

表 2 低速冲击深度损伤试验与模拟结果对比

试样 编号	厚度/ mm	冲击能量/ J	试验值/ mm	模拟值/ mm	误差/ %
San-A01	4.5	10.58	1.18	1.25	5.93
San-A02	4.5	21.17	1.51	1.58	4.64
San-A03	4.5	31.75	1.71	1.73	1.17
San-A04	4.5	42.34	2.21	2.43	9.95
San-B01	4.75	10.58	1.75	1.78	1.71
San-B02	4.75	21.17	3.04	2.79	8.22
San-B03	4.75	31.75	3.36	3.54	5.36
San-B04	4.75	42.34	—	—	—
San-C01	5	10.58	2.38	2.47	3.78
San-C02	5	21.17	3.72	3.88	4.31
San-C03	5	31.75	—	—	—
San-C04	5	42.34	—	—	—
San-D01	5	10.58	1.3	1.39	6.92
San-D02	5	21.17	1.57	1.61	2.55
San-D03	5	31.75	1.62	1.66	2.47
San-D04	5	42.34	2.14	2.15	0.47

3 复合材料泡沫夹层机身蒙皮的有限元分析

3.1 有限元简化模型

选择某型电动飞机的外机身作为优化对象,选取大小为 300 mm \times 200 mm(长 \times 宽)的机身曲面在 ABAQUS 软件中进行等效的低速冲击模拟。蒙皮为复合材料泡沫夹层结构,周边设置固支边界,冲击位置为曲面板的中心,分析类型为 EXPLICIT 显示分析。上下面板为 W-3021FF 复合材料层合板,参

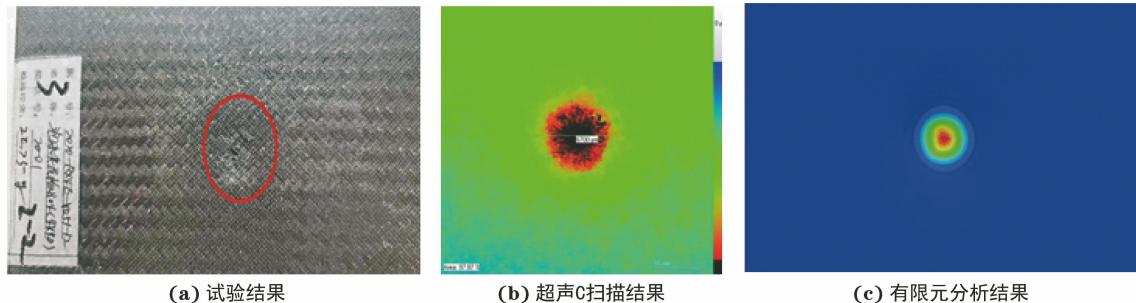


图 4 试样 San-D02 损伤区的有限元模拟与超声 C 扫描结果对比

数模型选择 Hashin 失效准则, 单元类型选择连续的壳单元 SC8R 建模; 中间泡沫夹层为 H60 硬质聚氯乙烯材料泡沫, 各向同性, 单元类型选择 C3D8R 实体建模。冲头模型采用底端半径为 10 mm 的半球柱体模型来等效代替机身蒙皮所受冲击的冲击物, 冲头及冲击试验几何模型示意如图 5 所示, 冲头质量为 5.5 kg, 冲击速度设置为 $2.7 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, 通过动力学公式转化, 得到接触面板时的冲击能量为 20 J, 由于不考虑冲击物的变形, 笔者选择钢性材料并设置为刚体, 模型采用线弹性本构。

冲头的形变不做考虑, 冲头开始垂直于受冲击面的中心, 设垂直向下的初速度为 $2.7 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, 等效模拟 20 J 的冲击能量。冲击结构之间接触定义为面面接触, 摩擦系数设为 0.2。从碳纤维的铺层结构上对机身蒙皮抗冲击性能进行优化, 基于上文的试验与模拟结果, 通过改变上下面板的铺层角度以及比例来降低夹层件所受的冲击损伤, 对优化前后的冲击结果进行比较分析, 证明优化的合理性, 优化前后的机身蒙皮铺层方案如表 3 所示。

表 3 优化前后的机身蒙皮铺层方案

项目	编号	铺层方案	厚度/mm
优化前	YHR	$[(0^\circ, 90^\circ)/(0^\circ, 90^\circ)/(0^\circ, 90^\circ)/(\text{core})/(0^\circ, 90^\circ)/(0^\circ, 90^\circ)/(0^\circ, 90^\circ)]$	5.5
	YH1	$[\pm 45^\circ/(0^\circ, 90^\circ)/(0^\circ, 90^\circ)/(\text{core})/(0^\circ, 90^\circ)/(0^\circ, 90^\circ)/\pm 45^\circ]$	5.5
优化后	YH2	$[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/(0^\circ, 90^\circ)/(\text{core})/(0^\circ, 90^\circ)/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ]$	5.5
	YH3	$[\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/(\text{core})/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ]$	5.5

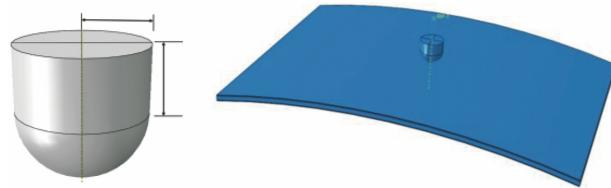


图 5 冲头及冲击试验几何模型示意

3.2 冲击损伤分析结果

从有限元数值计算的结果来看, 泡沫夹层板出现损伤的位置主要是在接触冲头的周边区域, 因此重点研究冲击点附近区域的损伤状况。4 种损伤情况分别为纤维拉伸破坏(DAMAGEFT)、纤维压缩破坏(DAMAGEFC)、基体拉伸破坏(DAMAGEMT)和基体压缩破坏(DAMAGEMC)。

优化前后 4 种铺层结构上面板各铺层的损伤状况如表 4~7 所示, 表中不同颜色代表损伤的分布区域及损伤状况, 其中代表的蓝色表示未发生损伤, 未满足损伤法则, 损伤因子为 0; 红色表示满足损伤法则, 发生了损伤, 损伤因子为 1; 其余颜色则表示不完全的损伤情况, 损伤因子为 $0 \sim 1$ 。由表 4~7 可以明显看出冲击过程中上面板复合材料的损伤形式主要是纤维拉断与基体拉断。纤维压缩破坏主要发生在与泡沫最接近的两层即第五层与第六层上, 损伤面积较小, 损伤形状呈长条状沿着铺层方向对称分布在冲击区域两侧。基体压缩破坏主要发生在与

表 4 YHR 上面板各铺层损伤状况

铺层	DAMAGEFT	DAMAGEFC	DAMAGEMT	DAMAGEMC
第一层(0°)	●	●	●	●
第二层(90°)	●	●	●	●
第三层(0°)	●	●	●	●
第四层(90°)	●	●	●	●
第五层(0°)	●	●	●	●
第六层(90°)	●	●	●	●

表 5 YH1 上面板各铺层损伤状况

铺层	DAMAGEFT	DAMAGEFC	DAMAGEMT	DAMAGEMC
第一层(45°)				
第二层(-45°)				
第三层(0°)				
第四层(90°)				
第五层(0°)				
第六层(90°)				

表 6 YH2 上面板各铺层损伤状况

铺层	DAMAGEFT	DAMAGEFC	DAMAGEMT	DAMAGEMC
第一层(45°)				
第二层(-45°)				
第三层(0°)				
第四层(90°)				
第五层(0°)				
第六层(90°)				

冲头直接接触的第一层以及与泡沫接触的第六层, 损伤面积亦较小, 分布规则也与纤维压缩破坏的一致。纤维拉伸破坏在0°或90°铺层的形状为长条状, 沿着铺层方向分布在冲击点两侧, 而±45°方向铺层的纤维拉伸破坏形状不规则。基体拉伸破坏是复合材料面板损伤的最主要形式, 损伤面积最大, 贯穿整个上面板的各个铺层, 损伤面积从上到下依次递减, 靠近冲击物的最上层所受到的基体拉伸破坏最严重。从表4~7中的损伤对比可以看出, 在相同能量冲击下, 优化前的YHR面板表面破坏较为严重, 而优化后的3种方案中增加了±45°铺层结构以

及铺层比例, 且随着±45°铺层比例的上升, 面板所受的损伤也逐渐减小, YH3方案中采用全±45°的对称铺层结构, 冲击后上面板的冲击损伤最小, 因此该铺层方案下的抗冲击性能效果最佳。

表 7 YH3 上面板各铺层损伤状况

铺层	DAMAGEFT	DAMAGEFC	DAMAGEMT	DAMAGEMC
第一层(45°)				
第二层(-45°)				
第三层(0°)				
第四层(90°)				
第五层(0°)				
第六层(90°)				

4 结论

(1) 对于铺层数量相同的泡沫夹层板, 在铺层中增加(0°, 90°)角度的铺层顺序会增大泡沫夹层板的深度损伤, 降低冲击性能, 而在铺层中增加±45°的铺层顺序能大大减小夹心板的深度损伤和表面损伤范围, 提高泡沫夹层板的冲击性能。

(2) 建立复合材料泡沫夹层板低速冲击有限元等效模型, 将试验结果与有限元数值计算结果进行对比, 结果表明, 两者之间的误差在合理范围内, 证明了冲击等效模型的有效性。

(3) 对某型号飞机机身蒙皮夹层结构进行低速冲击数值模拟, 冲击损伤主要集中在接触冲头的区域, 纤维拉断损失形状主要为长条状, 基体拉断损伤形状为椭球形, 均沿着冲击区域对称分布。

(4) 某型号飞机机身蒙皮夹层结构优化前的上面板损伤较重, 随着面板±45°铺层结构比例增大, 上面板的损伤情况减小, 结构的冲击性能整体提高, 全铺±45°对称铺层损伤最小, 冲击性能最好。

参考文献:

- [1] 杨凤田, 范振伟, 项松, 等. 中国电动飞机技术创新与实践[J]. 航空学报, 2021, 42(3):624619.

(下转第37页)

(5) 注浆后平均波速升高 10%以上, 趋肤深度平均增大 5 m。这一事实说明, 注浆后岩体中的自由水和吸附水被浆液吸收, 孔隙和裂隙被填充, 导电率下降, 渗透性降低, 注浆效果明显。

5 结语

采用双通道跨孔雷达成像系统对大坝灌浆修复工程进行实时检测, 并结合 CT 检测结果进行验证。试验结果表明, 浆料扩散会引发电磁波波速和衰减的异常, 以波速异常和衰减异常作为追踪浆液轨迹和评价注浆效果的参数是有物理依据的, 使用双通道跨孔雷达对注浆过程进行 CT 检测具有一定的工程意义。

参考文献:

- [1] HUBBARD S S, PETERSON J E, MAJER E L, et al. Estimation of permeable pathways and water content using tomographic radar data[J]. The Leading Edge, 1997, 16(11): 1623-1630.
- [2] LANE J W, JOESTEN P K, HAENI F P, et al. Use

of borehole-radar methods to monitor the movement of a saline tracer in carbonate rock at belvidere, Illinois [C]//Symposium on the Application of Geophysics to Engineering and Environmental Problems. Denver, USA: Environment and Engineering Geophysical Society, 1998.

- [3] JUNG Y, KIM J. Application of anisotropic georadar tomography to monitor rock physical property changes [J]. Journal of Environmental and Engineering Geophysics, 1999, 4(2): 87-92.
- [4] 崔双利, 潘绍财, 孔繁友, 等. 孔中雷达技术在水库渗漏隐患探测中的应用[J]. 东北水利水电, 2014, 32(11): 65-67, 72.
- [5] 李玉成. 钻孔电磁波技术在水泥浆灌注质量检测中的应用[J]. 物探与化探, 2018, 42(3): 640-644.
- [6] 贾尚华, 陶利. 跨孔雷达在地下连续墙完整性检测中的应用研究[J]. 隧道与轨道交通, 2020(4): 23-26.
- [7] 胡书凡, 赵永辉, 葛双成, 等. 地下连续墙缺陷的跨孔电磁波层析成像研究[J]. 地下空间与工程学报, 2018, 14(1): 222-228.

(上接第 5 页)

- [2] 李东辉, 杨风田, 马宏图, 等. 基于气动弹性载荷的电动飞机复合材料机翼结构优化及试验验证[J]. 科学技术与工程, 2020, 20(18): 7516-7523.
- [3] 王安文, 潘亮. 复合材料蜂窝夹芯结构的低速冲击试验设计[J]. 工程与试验, 2021, 61(3): 22-23, 66.
- [4] DAS T K, GHOSH P, DAS N C. Preparation, development, outcomes, and application versatility of carbon fiber-based polymer composites: a review[J]. Advanced Composites and Hybrid Materials, 2019, 2(2): 214-233.
- [5] CASTANIE B, BOUVET C, GINOT M. Review of composite sandwich structure in aeronautic applications[J]. Composites Part C: Open Access, 2020, 1: 100004.
- [6] 张东健, 郑锡涛, 闫雷雷, 等. 基于高阶理论的加筋复合材料夹层结构屈曲有限元模型[J]. 力学学报, 2023, 45(9): 1-14.
- [7] 杨康, 张子傲, 杨丽, 等. 泡沫夹芯厚度对碳纤维复合材料夹层板冲击性能的影响[J]. 材料导报, 2021, 35(2): 579-582.

- [8] 王安文, 潘亮. 复合材料蜂窝夹芯结构的低速冲击试验设计[J]. 工程与试验, 2021, 61(3): 22-23, 66.
- [9] 于志强, 郭章新, 卫世义, 等. 复合材料蜂窝夹芯结构的三点弯曲性能[J]. 机械强度, 2023, 45(3): 584-590.
- [10] 薛普, 秦绪国, 苏伟, 等. 局部冲击下复合材料蜂窝夹芯结构的失效行为与吸能机理[J]. 导弹与航天运载技术(中英文), 2022(5): 126-131.
- [11] SUN G Y, HUO X T, CHEN D D, et al. Experimental and numerical study on honeycomb sandwich panels under bending and in-panel compression[J]. Materials & Design, 2017, 133: 154-168.
- [12] HUO X T, LIU H, LUO Q T, et al. On low-velocity impact response of foam-core sandwich panels[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2020, 181: 105681.
- [13] 杨文栋, 徐世伟, 齐业雄. 复合材料夹芯板低速冲击研究进展[J]. 复合材料科学与工程, 2022(5): 120-128.