

用于航天器贮箱的复合材料层合板低速冲击 损伤及其渗漏规律研究

顾佳辉^{1,3}, 杨子涵², 刘德博², 崔浩^{3,4}, 赵振强^{1,3}

1. 西北工业大学航空学院, 西安 710072;
2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076;
3. 陕西省冲击动力学及工程应用重点实验室, 西安 710072;
4. 西北工业大学民航学院, 西安 710072)

摘要: 得益于优异的力学性能和减质优势, 贮箱复合材料化已成为新一代航天器的重要特征之一, 而复合材料贮箱的冲击后渗漏问题须要重点关注。针对一种用于航天器贮箱的含表层机织布复合材料层合板, 通过依次开展低速冲击试验、C扫描损伤检测和氦质谱渗漏检测, 获取不同能量冲击后层合板的内部分层损伤和渗漏率, 并对比分析了机织布分别置于冲击侧和背侧时层合板的渗漏规律。结果表明, 将机织布层置于冲击背侧时, 层合板的冲击渗漏阈值显著提高, 且发生渗漏时出现目视可见损伤。

关键词: 复合材料层合板; 航天器贮箱; 冲击方向; 渗漏阈值

中图分类号: V41

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 03-0035-09

Study on Low-Velocity Impact Damage and Leakage Law of Composite Laminates for Spacecraft Tanks

GU Jiahui^{1,3}, YANG Zihan², LIU Debo², CUI Hao^{3,4}, ZHAO Zhenqiang^{1,3}

1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;
3. Shaanxi Key Laboratory of Impact Dynamics and its Engineering Applications, Xi'an 710072, China;
4. School of Civil Aviation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The composite tanks have been used in the new generation of spacecraft because of their excellent mechanical performance and weight reduction advantages. However, the post-impact leakage of composite tanks is of particular concern. In this paper, the post-impact leakage performance of a composite laminate with a surface woven layer is investigated through carrying out successively the low-velocity impact test, C-scanning technology and helium mass spectrometry leakage detection. The delamination range and leakage rates of the composite laminates after different energy impact were obtained, and the leakage performance was compared and analyzed when the woven fabric was placed on the impact side and the back side, respectively. The results show that when the woven layer is placed on the back side, the impact leakage threshold of the laminate

收稿日期: 2022-12-25; 修订日期: 2023-04-03

基金项目: 国家自然科学基金航天联合基金 (U1837204)

作者简介: 顾佳辉 (1996-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为复合材料的动力学行为。E-mail: jiahui@mail.nwpu.edu.cn

通信作者简介: 赵振强 (1987-), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为动态及冲击载荷下纺织复合材料的力学行为与失效机理。E-mail: zhaozhenqiang@nwpu.edu.cn

is significantly increased, and the visual damage can be found when the leakage occurs.

Key words: Composite laminates; Aerospace composite tanks; Impact direction; Leakage threshold

0 引言

得益于比传统金属材料更高的比强度和比刚度等力学性能优势,复合材料能够显著减小航天器的结构质量,并有效提高航天器的性能指标等,已成为新一代航天器的重点应用材料。燃料贮箱作为火箭等航天运载设备动力系统和结构的重要部件,其往往占箭体结构质量的50%以上,其轻量化设计水平对设备主要性能指标有着极大的影响^[1-2]。目前,燃料贮箱的复合材料化已经成为航天工业的主要发展趋势之一^[1]。已有研究表明,碳纤维复合材料贮箱相比于金属材料可实现20%~40%的减质^[3]。因此,大型航天运载器的复合材料贮箱设计被公认为下一代航天器的重要特征和竞争焦点。

在实际服役过程中,复合材料贮箱可能因低温环境、外载作用等原因产生燃料渗漏现象,对设备结构安全和人员安全造成隐患,很大程度上限制了复合材料贮箱的发展和应用。20世纪90年代,美国X-33火箭发射计划曾尝试使用复合材料低温贮箱,但压力载荷作用导致贮箱内部液氢发生渗漏,最终发生破坏^[4]。因此,特定载荷下复合材料贮箱的渗漏问题吸引了国内外相关学者关注。

2003年,美国Stokes等^[5]率先针对碳纤维增强双马来酰亚胺基复合材料层合板进行了加载渗漏检测研究,结果表明在均匀面内应力作用下材料的损伤从表面向内部扩展,最终产生贯穿性裂纹从而造成渗漏。此后,俄罗斯赫鲁尼切夫国家航天科研生产中心^[6]和美国NASA兰利研究中心^[7]开展了相关研究,发现循环载荷和高低温循环均会促使层合板内部裂纹萌生并扩展,增大材料的渗漏速率。为进一步揭示铺层方式对于复合材料损伤渗漏机理的影响,Yokozeki等^[8]提出利用三点弯曲加载对不同角度交叉铺层的复合材料预制 0° 层预制基体裂纹,而后对试样进行单轴拉伸结合原位氦质谱渗漏检测,结果表明 θ 层和 0° 损伤层交叉角度越小,会导致基体裂纹路径越简单,渗漏速率越快。刘佳音等^[9]对于缩比复合材料燃料贮箱的液氮低温高压抗渗漏测试,结合声发射和氦质谱检测发现,内压和液氮低温共同作用时,箱体的收缩膨胀会产生局部的纤维-基体界面损伤。

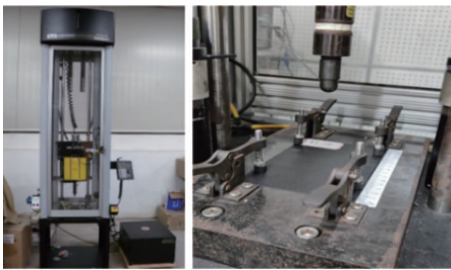
上述研究表明,外部载荷所引发的复合材料内部损伤起始与扩展,对复合材料的渗漏行为有着显著的影响。

上述准静态载荷作用下的复合材料渗漏性能研究,极大地推动了对复合材料渗漏机理的认识。然而复合材料贮箱属于典型的大型薄壁结构,其在加工、转运、组装和服役过程中,往往不可避免地遭受地面设备碰撞、维修工具跌落等意外冲击情况。此时,复合材料层合结构内部很可能已产生不易发现的分层、基体裂纹、纤维断裂等宏观损伤,可能会使得复合材料贮箱的密封性减弱。为保证人员和设备安全兼顾资源的充分利用,受冲击后的复合材料贮箱对于结构承载力评估和渗漏情况判定有着迫切需求。针对该问题,Nettles等^[10]率先提出了一种评估量化渗透率-撞击后结果的方法,发现受冲击后的正交层合板存在目视不可见损伤,但依然表现出明显的渗漏现象。陈琪等^[11]对复合材料贮箱结构进行了低速冲击试验,发现基体损伤和分层损伤构成的贯穿通路使得贮箱发生明显渗漏,且冲击能量的渗漏门槛值在23~25 J之间。此外,Zhang等^[12]发现其渗漏门槛冲击能量值一般为层合板厚度值的6.75倍。相较于准静态载荷工况,目前针对低速冲击损伤造成的复合材料渗漏问题的研究依然匮乏,对于层合板渗漏机理和规律有待深入研究。

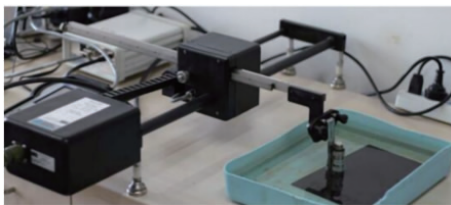
在外部载荷无法避免的情况下,如何提升复合材料贮箱的抗渗漏性能,显得尤为重要。复合材料的渗漏是多种因素耦合的结果,因此国内外学者从不同角度进行了相关的创新性研究,目前主流方法可分为抗渗漏材料体系研发^[13-15]、成型工艺优化^[16-17]和复合材料铺层方式改进等。抗渗漏材料体系主要通过对于复合材料尤其是树脂基体的增韧改性,提高其低温下的断裂韧性,降低基体与纤维的热膨胀系数差异,从而抑制材料内部微裂纹的萌生扩展以实现抗渗漏目的。而成型工艺优化方法则重点关注降低材料内部成型时的孔隙率,以减小孔隙对于复合材料内部微裂纹扩展的诱导作用。改进复合材料铺层方式是通过改变层合板铺层的方式或引入密封性材料如金属、聚合物层等,从而实现抗渗漏效果。其在工艺和

低速冲击试验参考 ASTM D7136《测量纤维增强聚合基复合材料对落锤冲击事件的损伤阻抗的标准试验方法》在配有防止二次冲击装置的 Instron 9250HV 落锤试验机上完成,其加载精度为 $\pm 1\%$ 。试样表面支持夹具的夹持宽度为 25 mm,冲击区域尺寸 $(75\pm 1)\text{ mm}\times(125\pm 1)\text{ mm}$,试验时使用 4 个夹头在冲击时对试样进行约束,如图 3 (a) 所示。冲头选用直径 16 mm 的半球状冲头,其自身质量及相应配质共计 5.607 kg。试样冲击面的 4 个角上由对称分布的橡胶头夹持,防止产生较大的面外位移。

分层损伤检测使用美国物理声学公司生产的超声波 C 扫描设备 (POCKET-UT) 结合双轴自动扫描器进行,探测频率为 5 MHz,步进长度为 0.33 mm,如图 3 (b) 所示。渗漏检测拟采用力热耦合环境下材料渗漏测试表征平台^[25]进行,如图 3 (c) 所示。检测时将层合板放置在渗漏平台



(a) Instron 9250HV 落锤试验机及其夹具



(b) 超声波 C 扫描设备



(c) 复合材料渗漏检测系统

图 3 试验装置

Fig. 3 Testing apparatus

的下腔体上表面,通过聚四氟乙烯密封环密封后将下腔体抽真空,进入上腔体的氦气通过层合板渗漏至下腔体后由氦质谱检漏仪检测。检测方向为由无碳纤维布一侧向有碳纤维布一侧渗漏(由 B 面向 A 面),检测压力为 0.4 MPa,保压 5 min 后检测渗漏情况,当漏率超出 $1\times 10^{-6}[(\text{Pa}\cdot\text{m}^3)/\text{s}]$ 时即视为发生泄漏,当渗漏速率超出设备量程时,漏率显示为 1。

2 结果与讨论

2.1 层合板低速冲击响应

针对复合材料层合板 A 面和 B 面分别进行了能量为 2~10 J 和 5~50 J 范围的低速冲击试验,在同一能量下进行了至少 2 次重复性测试。为便于对比分析,分别将上述各能量下低速冲击的载荷-时间曲线、能量-时间曲线和载荷-挠度曲线绘于图 4。

图 4 (a) 中,载荷时间曲线均表现为 3 个阶段:接触力线性上升段、载荷峰值段和冲头被反弹时的载荷下降段。A 面受冲击时复合材料层合板的整体冲击响应时间均为 6.5 ms 左右,当能量低于 5 J 时,曲线形状近似为顺滑对称的正弦曲线,表明冲击过程中层合板整体表现为弹性响应,几乎没有损伤发生。当冲击能量高于 5 J 时,能量越高,载荷曲线在峰值附近震荡越剧烈,原因是层合板内的损伤扩展以及层合板和冲头摩擦程度加剧。图 4 (b) 中,低能量下 B 面受冲击时响应趋势与 A 面情况相似,但冲击能量大于 45 J 时,载荷达到峰值后出现明显的骤降,且卸载段时间增大,其原因在于试样内大面积的分层、纤维断裂、基体开裂等造成层合板面外刚度急剧退化,减小了作用于冲头的加速度。

图 4 (c) (d) 中能量-时间曲线代表了冲击过程中的不同能量转化阶段。曲线上升段时,冲头从接触层合板直至位移最低点时,冲头的全部动能转变为层合板的应变能、内部损伤扩展导致的断裂能与摩擦耗散。在卸载阶段,冲头开始回弹伴随着试样的弹性卸载,但能量耗散,加之已损伤试样的弹性应变能减小,均使得冲头回弹动能小于总能量,从而在卸载末端形成拐点,该拐点处能量值代表了能量耗散值。可以看出,冲击能量越大,耗散能量也越大。A 面和 B 面受较低能量冲击时,随着冲击能量增大,能量耗散逐渐增大但都低于 5 J。当 B 面受大于 35 J 的冲击时,试样能量耗散明显增加至

11.3 J, 表明损伤模式发生了转变, 这将在后续损伤表征中进一步说明。

图 4 (e) (f) 中, 当 A 面受冲击能量小于 4 J 和 B 面受冲击能量小于 35 J 时, 曲线在达到最大载荷之后的卸载段路径几乎和加载时一致, 表明试样几乎完全处于弹性状态。当 A 面和 B 面的冲击能

量高于上述值后, 损伤引发的载荷震荡卸载和残余变形使得加载和卸载曲线围成一个不规则形状。可以发现, B 面的最大面外位移达到了 A 面的 2 倍, 但两者卸载后的残余变形均小于 1 mm, 这表明了试样依然具有一定的承载力和面外刚度。

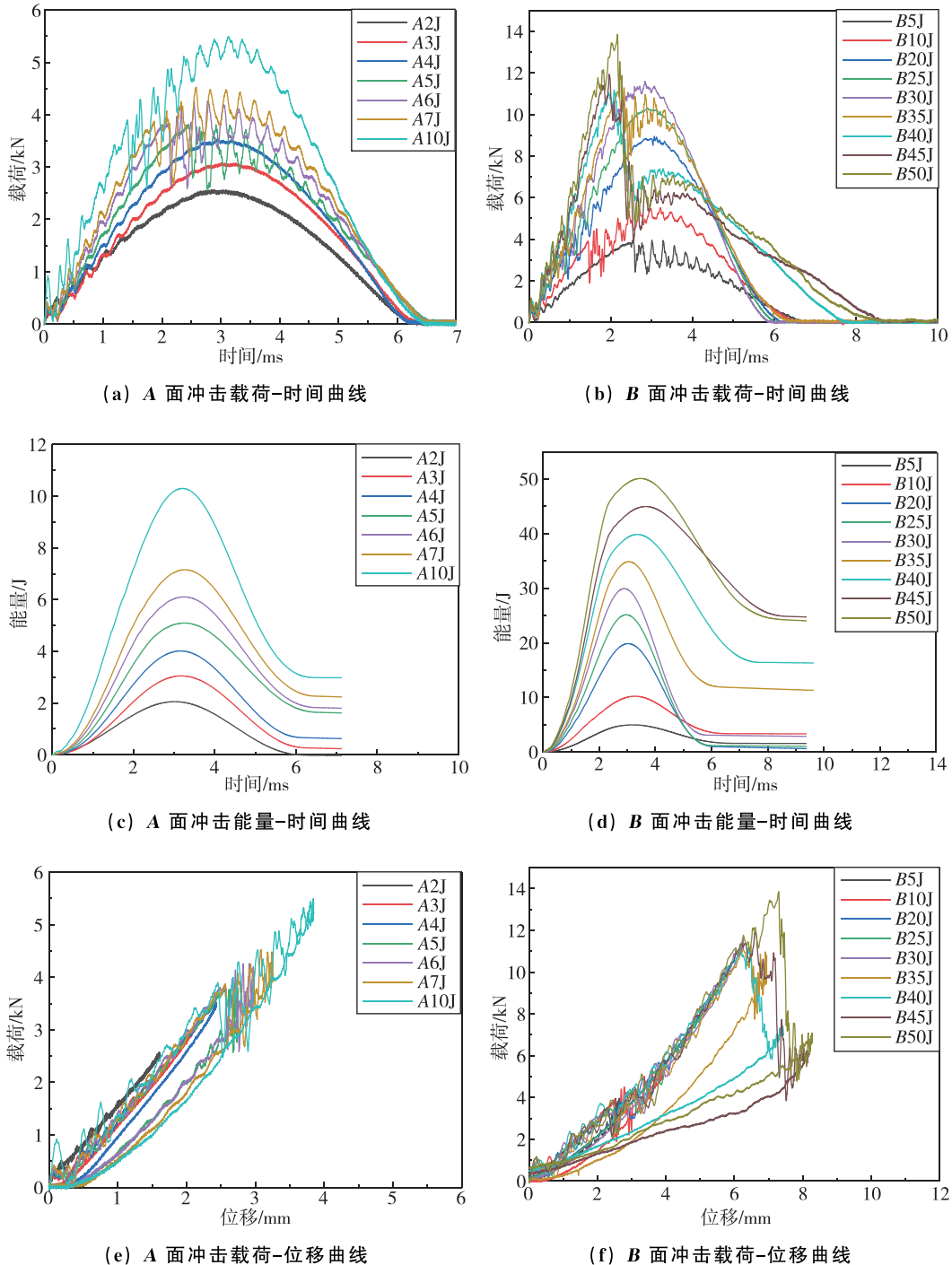


图 4 不同冲击能量下的试样响应结果

Fig. 4 Mechanical responses of specimens at different energy levels

2.2 冲击损伤表征

2.2.1 损伤分布规律

针对低速冲击后的试样,采用超声波C扫描探伤设备检测的分层损伤结果和损伤面积如图5所示。不难看出,当A面受冲击能量达到4J时,层合板开始出现明显可检测到的冲击区域局部损伤,且随着冲击能量由5J增加至10J时,损伤区域面积由 0.4 cm^2 增加至 5.2 cm^2 ,损伤区域均在冲击点呈圆形分布,与冲头形状近似,表明了损伤主要集中在冲击区域附近。B面受冲击则表现出更

弱的分层损伤阻抗,仅在5J能量冲击下就出现约 3.7 cm^2 的椭圆形损伤,随着冲击能量的增大,损伤区域面积迅速增加;在冲击能量超过30J时,分层损伤扩展至板的宽度方向边缘处,且面积由 22.5 cm^2 增加到 75.6 cm^2 ,即试样总面积的一半以上。对比两种冲击方向,在5J和10J相同能量冲击下,B面受冲击时产生的分层损伤面积均略大于A面受冲击,这是因为B面受冲击时背部的机织层与相邻的 12° 层的刚度不匹配,引起的层间剪应力大于A面受冲击时背部 12° 与 -12° 层的剪应力。

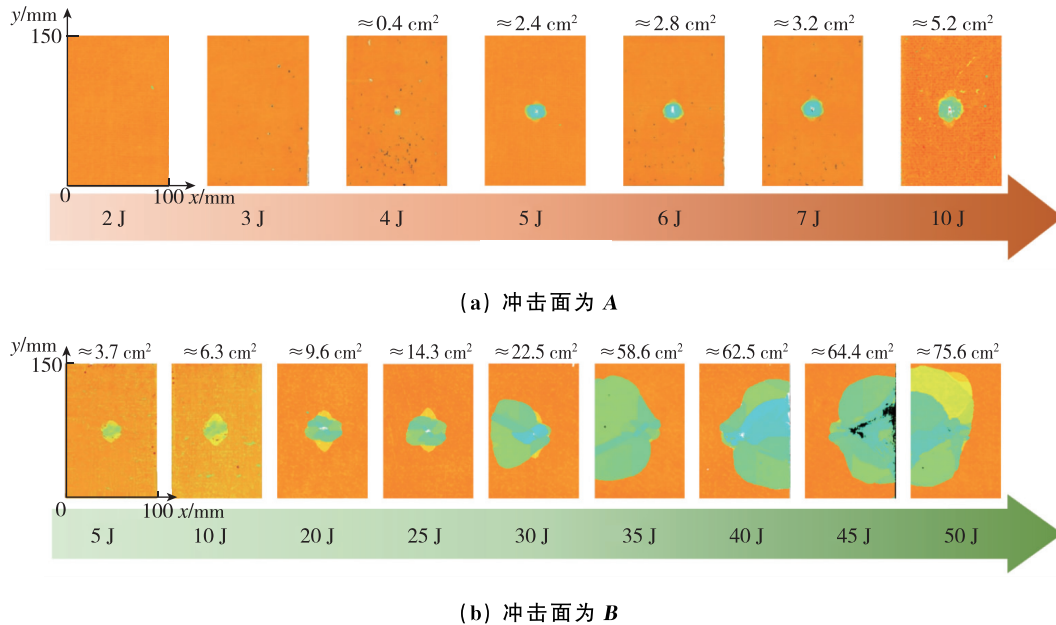


图5 复合材料层合板C扫描检测结果

Fig. 5 C-scanning results of post-impacted specimens

2.2.2 冲击后损伤形貌

采用VHX-950F超景深三维显微系统对冲击后层合板上下表面进行显微观察,如图6所示。对于A面受冲击,在最大能量10J冲击后,层合板上下表面并无明显的凹坑或其他可见损伤。B面受冲击从25J时开始出现可观察的明显损伤,背面表现为机织层的少量纤维束劈裂。其原因在于B面受冲击时,机织层所承受的面内张力主要由纤维束承担,试样的长宽比决定了宽度方向纤维束所承受的纤维方向拉伸载荷更大,进而形成沿长度方向的纤维束断裂。但此时冲击正面无可见裂纹,且图5(b)中C扫描结果表明分层损伤仍局限于材料面内的局部冲击区域。而在B面受冲击能量为50J时,冲击面受到冲头直接挤压出现明显的压缩损伤,且背面机织层出现纤维束的断裂

和大面积的基体开裂。此外,从侧视图可以看出,厚度方向上整个层合板出现大量分层损伤,且靠近上表面部分由于压缩屈曲而出现多层的压溃,继而形成包含基体开裂、纤维断裂和分层的贯穿性复杂断裂面。

2.3 渗漏规律分析

层合板损伤后的氦气泄漏速率与冲击能量的关系如图7所示。随着冲击能量的增大,层合板的渗漏速率快速增长。A面受冲击时发生渗漏的临界冲击能量为2J以上,B面的临界渗漏冲击能量为30J以上。可以看出,不同冲击方向对于层合板的渗漏性能影响很大。当A面受冲击时机织层受冲头直接冲击挤压,交织的纤维束复合材料内部很容易出现局部的基体开裂和纤维束与基体界面开裂等,而各单向层在弯曲载荷下很容易萌生沿

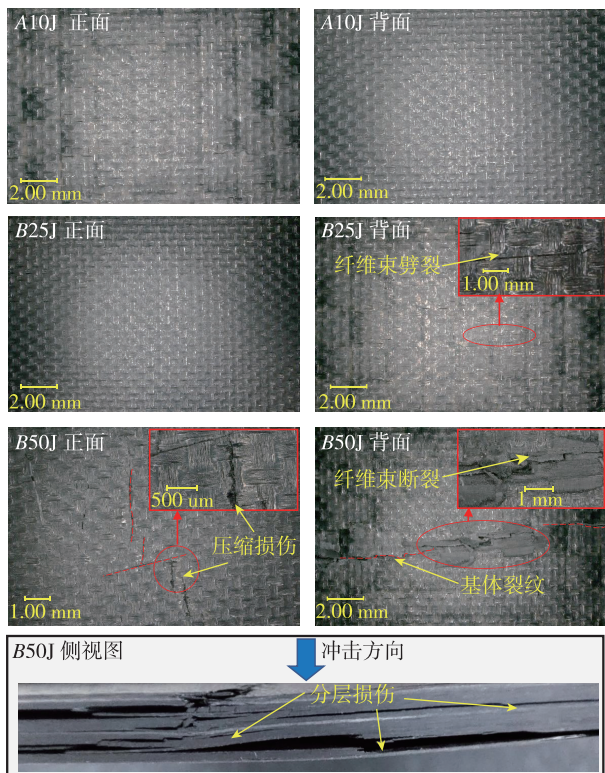


图 6 不同方向冲击后的试样典型损伤形貌

Fig. 6 Typical damage morphologies of specimens in different impact directions

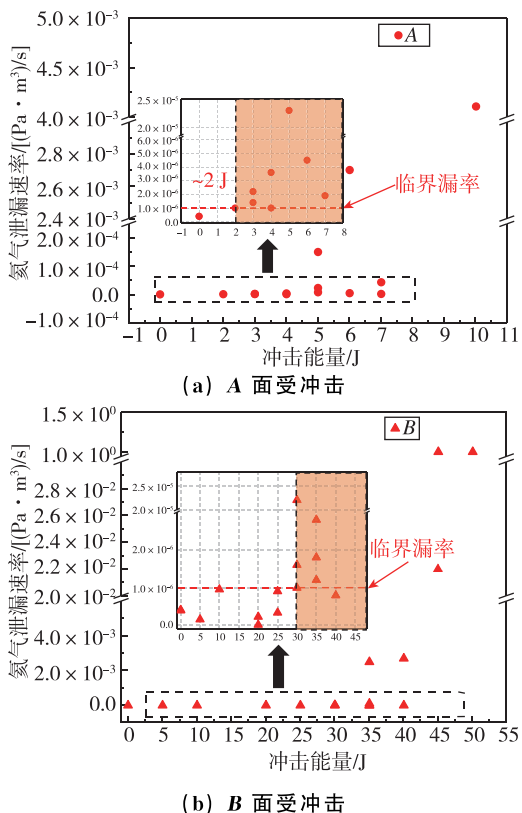


图 7 不同冲击能量下层合板的渗漏趋势

Fig. 7 The leakage trend of laminates at different impact energy levels

纤维方向的基体微小裂纹，并进一步扩展、联结为贯穿厚度方向的微裂纹带，从而形成厚度方向上的渗漏路径^[26]，进而导致层合板的气密性降低，而其微小尺寸往往难以被 C 扫描设备和光学显微镜表面观察得知。而 B 面受冲击时其背部机织层所具有的织物结构具有较好的损伤容限水平，基体微裂纹被限制在纤维束内^[24]，从而阻碍了单向带层的微裂纹带沿厚度方向的扩展，且层合板的剩余面外刚度进一步促进了冲击后试样的挠度恢复和内部裂纹闭合，这些都使得高压氮气难以形成有效的渗漏路径，从而提高了试样发生渗漏的临界冲击能量值。

根据 A 面 2 J 冲击和 B 面 30 J 冲击后的 C 扫描结果，分别提取其损伤区域内的扫描超声波形，如图 8 所示。其中，横轴为时间，纵轴为归一化处理后的相对振幅。针对 A 面受 2 J 能量冲击时，超声波 C 扫描均没有探测到明显的损伤区域，其超声波形表现为明显的两道波峰，从左往右分别代表试样的表面回波和底面回波，但此时试样已被视为渗漏。B 面受冲击在损伤区域外与 A 面受冲击波形类似，但在损伤区域内波形的表面回波和底面回波不再清晰分明，而是出现重叠交叉，这表明层合板内部出现分层损伤，从而导致多个底面回波相互干涉叠加，可视为损伤的特征波形。这表明试样 A 面受冲击时，只要出现损伤特征波形，即可视为渗漏；但试样 B 面受冲击后，即使检测到分层损伤特征波形也不能直接作为判断是否渗漏的依据，但可以通过显微观察或目视机织层是否存在可见损伤作为判定依据。

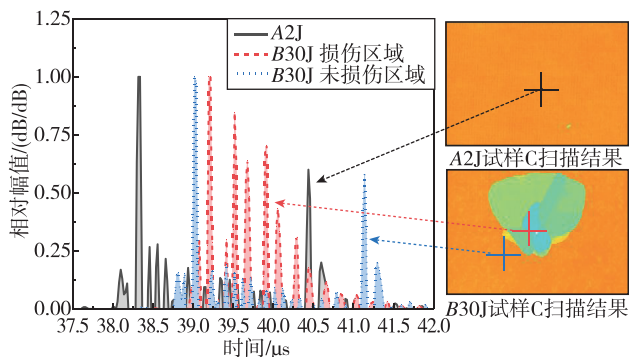


图 8 临界渗漏冲击能量的试样 C 扫描波形

Fig. 8 C-scanning waveform of specimens with critical-leakage impact energy

3 结论

本文以贮箱用碳纤维铺层复合材料为研究对

象,通过低速冲击试验、无损检测和渗漏检测,研究了不同冲击方向下表面机织层对试样的宏观响应、损伤特性和渗漏的影响规律,分别确定了其发生临界渗漏时的冲击能量阈值,获得的主要结论为:

1)在同一能量下不同方向冲击时,层合板的宏观响应没有明显区别,但A面受冲击时临界渗漏冲击能量为2J以上,而B面的临界渗漏冲击能量为30J以上。机织布层置于冲击背侧时,能够抑制裂纹扩展,从而提高临界渗漏能量阈值。

2)A面受冲击发生临界渗漏时,并没有检测到分层损伤和目视可见损伤,但B面发生临界渗漏时,已经产生了较大面积的分层损伤和背部目视可见裂纹。超声C扫描特征波形可适用于A面受冲击后渗漏的判定条件,而B面可通过对背部的机织层目视观察来判定。

3)本研究得到的试验结果表明了在复合材料层合板的背侧增加一层织物层可以有效提高其冲击渗漏阈值,同时通过对试验结果的分析揭示了该层合板结构在低速冲击载荷下的损伤机理和渗漏机制,相关结论可以用于指导复合材料贮箱结构的抗冲击设计。此外,还获取了层合板结构临界渗漏情况对应的无损检测波形,可以为复合材料贮箱结构的检测和维修提供参考依据。

参考文献

- [1] 湛利华,关成龙,史汉桥,等.航天低温复合材料贮箱渗漏性能研究现状[J].中国有色金属学报,2021,31(6):1423-1435.
- [2] 王国辉,曾杜娟,刘观日,等.中国下一代运载火箭结构技术发展方向与关键技术分析[J].宇航总体技术,2021,5(5):1-11.
- [3] 徐宏宇,沈峰,聂国华.低温下含分层的复合材料层合板渗漏问题研究[J].华中科技大学学报(自然科学版),2023,51(1):34-41,81.
- [4] Mital S K, Gyekenyesi J Z, Arnold S M, et al. Review of current state of the art and key design issues with potential solutions for liquid hydrogen cryogenic storage tank structures for aircraft applications[R]. NASA/TM-2006-214346,2006.
- [5] Stokes E H. Hydrogen permeability of a polymer based composite tank material under tetra-axial strain [C]. 5th Conference on Aerospace Materials, Processes, and Environmental Technology, 2003.
- [6] Issouppov V, Startsev O V, Lacabanne C, et al. Combined effect of thermal and mechanical stresses on the viscoelastic properties of a composite material for space structures [C]. Protection of Materials and Structures from Space Environment: ICPMSE-6, Springer Netherlands, 2003: 271-281.
- [7] Grenoble R, Gates T. Hydrogen permeability of polymer matrix composites at cryogenic temperatures[C]. 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2005: 2086.
- [8] Yokozeki T, Ogasawara T, Ishikawa T. Evaluation of gas leakage through composite laminates with multilayer matrix cracks: cracking angle effects[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(15): 2815-2824.
- [9] 刘佳音,邓智鹏,张健,等.碳纤维复合材料贮箱内压和低温承载行为研究[J].宇航总体技术,2023,7(1): 46-52.
- [10] Nettles A T. Permeability testing of impacted composite laminates for use on reusable launch vehicles [R]. NASA/TM-2001-210799,2001.
- [11] 陈琪,关志东,何为,等.复合材料层合结构低速冲击后的渗漏性能[J].航空材料学报,2015,35(1): 59-65.
- [12] Zhang A, Zhang D, Qu M, et al. The impact damage and medium leakage of CFRP laminates with different thickness[C]. 2015 International Symposium on Material, Energy and Environment Engineering, Atlantis Press, 2015: 31-34.
- [13] Timmerman J F, Hayes B S, Seferis J C. Nanoclay reinforcement effects on the cryogenic microcracking of carbon fiber/epoxy composites[J]. Composites Science and Technology, 2002, 62(9): 1249-1258.
- [14] 尚呈元,王翔,王钧,等.柔性侧链改性环氧树脂的低温增韧研究[J].武汉理工大学学报,2009,31(19): 41-44.
- [15] Yang Z, Chen Z K, Liu Y, et al. Simultaneously enhanced cryogenic tensile strength and fracture toughness of epoxy resins by carboxylic nitrile-butadiene nano-rubber[J]. Composites Part A-Applied Science and Manufacturing, 2013, 55: 178-187.
- [16] Grimsley B W, Cano R J, Johnston N J, et al. Hybrid composites for LH2 fuel tank structure[C]. 33rd International SAMPE Technical Conference -Advancing Affordable Materials Technology,2001.
- [17] Murray B, Leen S, Brádaigh C Ó. Void distributions and permeability prediction for rotationally moulded polymers[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials; De-

- sign and Applications, 2015, 229(5): 403-418.
- [18] Higuchi K, Takeuchi S, Sato E, et al. Development and flight test of metal-lined CFRP cryogenic tank for reusable rocket[J]. Acta Astronautica, 2005, 57(2-8): 432-437.
- [19] Ogasawara T, Arai N, Fukumoto R, et al. Titanium alloy foil-inserted carbon fiber/epoxy composites for cryogenic propellant tank application [J]. Advanced Composite Materials, 2014, 23(2):129-149.
- [20] McVay A C, Johnson W S. Permeability of various hybrid composites subjected to extreme thermal cycling and low-velocity impacts[J]. Journal of Composite Materials, 2010, 44(12): 1517-1531.
- [21] Kumazawa H, Susuki I, Aoki T. Gas leakage evaluation of CFRP cross-ply laminates under biaxial loadings[J]. Journal of composite materials, 2006, 40(10): 853-871.
- [22] Kumazawa H, Aoki T, Susuki I. Influence of stacking sequence on leakage characteristics through CFRP composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(13): 2107-2115.
- [23] Hamori H, Kumazawa H, Higuchi R, et al. Gas permeability of CFRP cross-ply laminates with thin-ply barrier layers under cryogenic and biaxial loading conditions[J]. Composite Structures, 2020, 245: 112326.
- [24] Choi S, Sankar B V. Gas permeability of various graphite/epoxy composite laminates for cryogenic storage systems[J]. Composites Part B: Engineering, 2008, 39(5): 782-791.
- [25] Meng J, Zheng H, Wei Y, et al. Leakage performance of CFRP laminate under cryogenic temperature: experimental and simulation study[J]. Composites Science and Technology, 2022, 226: 109550.
- [26] Alemi-Ardakani M, Milani A S, Yannacopoulos S, et al. Microtomographic analysis of impact damage in FRP composite laminates: a comparative study[J]. Advances in Materials Science and Engineering, 2013, 2013: 1-10.

引用格式:顾佳辉,杨子涵,刘德博,等.用于航天器贮箱的复合材料层合板低速冲击损伤及其渗漏规律研究[J].宇航总体技术,2023,7(3):35-43.

Citation: Gu J H, Yang Z H, Liu D B, et al. Study on low-velocity impact damage and leakage law of composite laminates for spacecraft tanks [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023,7(3):35-43.