

新型金属/复合材料混合连接结构 试验研究*

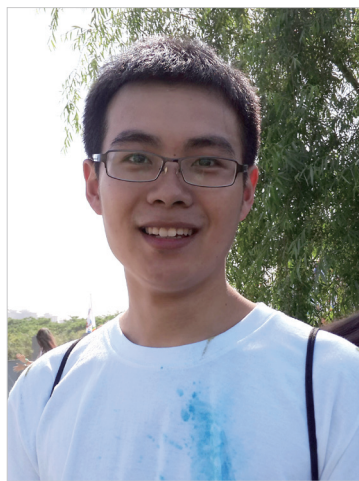
唐华清, 刘龙权

(上海交通大学航空航天学院, 上海 200240)

[摘要] 为提高金属与复合材料混合连接结构的力学性能, 提出一种金属与复合材料之间的新型连接方法。通过在金属与复合材料搭接区铺设胶膜, 同时嵌入若干贯穿被连接件的金属细针, 从而使得胶膜与细针共同传递被连接件之间的载荷。为探明和揭示该新型连接方法的优越性, 制作了相应的试验件并开展了力学性能测试。通过分析试验过程中的载荷-位移关系以及试验件破坏模式, 发现新型连接方法显著提高了金属与复合材料连接结构的破坏载荷、破坏应变及能量吸收能力。若将该新型连接方法应用于航空航天工程, 将提高复合材料连接结构的承载效率, 降低结构重量。此外, 该连接方法还降低了接头破坏的突发性, 从而有利于结构缺陷的检测。

关键词: 胶-多细针接头; 复合材料与金属连接; 制作工艺; 拉伸试验; 力学性能

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.22.045



唐华清

硕士研究生, 主要研究方向为复合材料连接以及有限元仿真。

相比传统的金属材料, 纤维增强复合材料具有高比强、高比模、各向异性、耐疲劳、耐腐蚀、性能可设计、多功能性和可发展性等优势, 其广泛应用对促进航空航天装备的轻量化和高性能化起着至关重要的作用。复合材料的应用不可避免地会遇到与金属这种异质材料的连接问题, 如在飞机结构上大量存在翼梁缘条、桁条等金属件与复合材料蒙皮之间的连接。

传统的复合材料与金属的连接工艺主要包括机械连接、胶接以及二者共同应用的混合连接^[1], 如某固体火箭的复合材料壳体与金属裙之间通过胶铆结合连接在一起^[2], 而另外一些火箭复合材料壳体则通过胶黏剂与金属裙粘接为一体^[3]。其中, 胶接技术可有效解决异质材料之间的连接, 且具有重量轻、应力分布均匀、抗疲劳等优良性能。但胶接结构

也具有力学性能分散性大、湿热环境适应性差、可靠性差等缺点。相比胶接, 机械连接结构环境适应性强, 比较可靠, 但也具有孔边应力严重集中、重量大等缺点。混合连接结构克服机械连接和胶接的缺点并综合发挥它们的优点, 但是紧固件的使用提高了成本和结构重量, 在一定程度上削弱了使用复合材料所带来的减重优势。

英国焊接研究院的 Smith^[4] 和 Kellar 等^[5] 对应用 Surfi-Sculpt™ 工艺的金属复合材料连接结构的静强度和损伤控制行为进行了试验测试, 相比传统的胶接结构, Comeld™ 接头可大大提高金属-复合材料连接结构的失效载荷和失效应变, 并且渐变失效模式更为明显, 即失效更容易提前判别。但此工艺制成的凸起均较短(由于其工艺特点, 凸起变长可能会大大降低其强度), 因此没有充分

* 基金项目: CALT 基金项目(CALT201604); 航空科学基金项目(2016ZE57009)。

发挥凸起的机械作用力。

美国海军学院的 Mouring 等^[6]分别应用试验和有限元方法对复合材料与金属连接结构的承载能力进行了研究,发现应用 Surfi-Sculpt™ 技术在金属连接件表面形成的凸起缓解了接头端部的应力集中,进而提高了接头的承载能力。英国伦敦大学的 Tu 等^[7]用数值方法对在金属连接件表面形成的凸起的高度、角度进行了优化。

以上研究的均为提高金属与复合材料连接结构的强度和耐久性。

国内,南京航空航天大学 Zhang 等^[8]应用三维有限元方法对 Comeld™ 复合材料-金属连接结构强度进行了模拟评估。

国内外学者对 Z-pin 的工艺方法^[9]、桥联法则^[10-13]、增强机制^[14-16]及其在加筋板和连接结构上的应用做了大量研究,这些研究成果有一定的借鉴意义。

针对以上连接方式存在的问题,将复合材料连接 Z-pin 增强技术应用于复合材料与金属连接,本文提出一种新型复合材料与金属连接方法——胶-多细针连接方法。该方法可以提高金属复合材料接头的可靠性和结构效率。对用传统的胶接方法和新型接头方法制造的金属复合接头进行了拉伸试验,比较了两种接头的力学性能。分析了接头的载荷位移关系和破坏模式。结果表明,本文所提出的混合连接方法显著提高了极限破坏载荷、破坏应变和能量吸收能力。而且,此混合连接方法能够降低接头失效的突发性,从而有利于结构缺陷的检测。

胶-多细针连接方法

1 接头与材料

本文的胶-多细针连接方法的设计思路如图 1 所示,即利用复合材料连接件和金属连接件贴合面的胶

黏剂以及贯穿被连接件的若干金属细针将两者连接。细针直径很小,为 1mm 左右,并且与被连接件粘接在一起。此外,金属细针的排列可以根据不同要求设计。用这种方法,将机械连接与胶接共同应用到金属与复合材料混合接头中。

按照该设计思路,参照 ASTM D 1002-10^[17] 标准,设计了金属与复合材料单搭接试验件(图 2)。其中 s 和 p 分别为金属细针的列距和行距。复合材料单层厚度 0.188mm,铺层顺序 [0/45/90/-45]_{2S}。金属板与细针的材料为 45 号钢。复合材料单向带的材料参数为: $E_{11}=121\text{GPa}$, $E_{22}=9.93\text{GPa}$, $\nu_{12}=0.32$, $G_{12}=3.6\text{GPa}$, 其中 E_{ij} ($i=1,2,3$) 为 3 个主方向的弹性模量, G_{ij} ($i=1,2,3$) 为 3 个主平面的剪切模量, ν_{ij} ($i=1,2,3$) 为泊松比。金属板的材料属性为: $E=210\text{GPa}$, $\nu=0.3$, $S=355\text{MPa}$, 该板的尺寸为 $100\text{mm} \times 25\text{mm} \times 12\text{mm}$ 。两个被粘物之间的固体胶膜型号为

Hysol EA9696, 金属细针周围的液态胶型号为 HY-914。

2 试件制作工艺

胶-多细针接头的制作分为以下几个步骤。首先,在金属板和复合材料板的搭接区域进行表面处理。表面处理工序与 ASTM D 2093^[18] 标准一致,包括丙酮擦拭,打磨,用洁净的干布擦拭。先用丙酮连续擦拭粘接件表面,随后将粘接件放置在整洁干燥的区域 20min,待粘接件表面的丙酮蒸发完全。接着用细砂布打磨粘接表面,最后用整洁干燥的布料擦拭粘接件表面。

表面处理完毕后,将被处理过的金属与复合材料贴合面用胶膜尽快粘接。这样就实现了金属板与复合材料板的预定位。之后用固定夹具将预定位的金属与复合材料搭接件固定,并在搭接区域钻直径 1mm 的细孔,细孔阵列同时贯穿于金属板与复材板。细孔的分布由列距 ($s=5\text{mm}$) 和行距 ($p=3\text{mm}$) 控制,如图 2 所示。

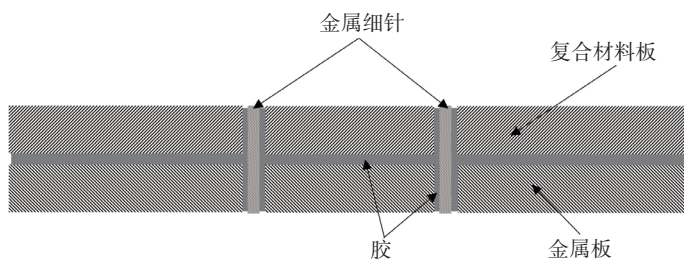


图1 胶-多细针接头设计思路
Fig.1 Concept of adhesive-multi pin joint

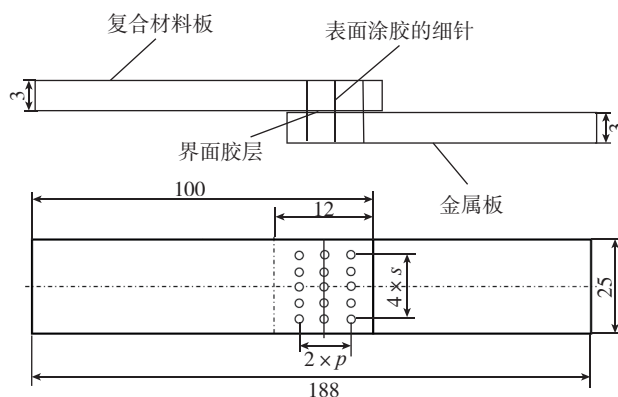


图2 试验件几何尺寸 (mm)
Fig.2 Specimen geometry configuration (mm)

用 15 根直径为 1mm 的细针与界面胶膜共同把金属和复合材料连接起来。金属细针的表面经过处理,并均匀涂抹液体胶。最后将未固化的接头放入 120℃ 的温度箱中加压固化 1h,之后接头保持压力冷却到室温。作为对比试验,选择与新型连接试件几何形状相同的胶接试件作为参考。传统胶接试件只通过搭接区域的胶层将金属板与复合材料板连接。将传统胶接试件与新型连接件一同加压固化并冷却。加工好后的胶接试件和胶-多细针试件如图 3 所示。

试验测试

拉伸试验参照 ASTM D 1002-10 标准在 MTS E45.105 型万能试验机上进行。试验机量程为 50kN,在负载范围内接触力测量相对误差为 $\pm 1\%$ 。试件垂直放置,两端被试验件夹头夹紧:复合材料被活动端夹持,金属板被固定端夹持,见图 4。试件两端均贴有 25mm \times 25mm 的垫片,金属板端垫片厚度与金属板厚度相同,复合材料端垫片厚度与复合材料板厚度相同,从而保证试验件中两被连接件的贴合面与载荷的施加轴线重合。由拉伸试验机上夹头施加位移载荷,加载速率为 0.2mm/min,采样频率为 5Hz。

结果与讨论

1 接头载荷-位移曲线

对两种不同类型的单搭接头进行拉伸试验。每种接头的 3 件试样载荷-位移关系具有良好的一致性。其中一组典型的试验结果如图 5 所示。载荷-位移曲线表明,胶-多细针接头比胶接接头具有更大的承载能力。载荷-位移曲线与横轴围成的封闭区域面积表示试样破坏过程中吸收的能量。对于这两种类型的接头,胶-多细针连接结构所吸收的能量是胶接接头吸收的数倍以上。

此外,从图 5 中还可以看出胶接接头的失效是突然发生的,这种突发性的破坏对结构的影响是灾难性的。

值得注意的是,胶-多细针接头的破坏过程比传统的胶接接头更具有工程意义。金属细针一方面可以

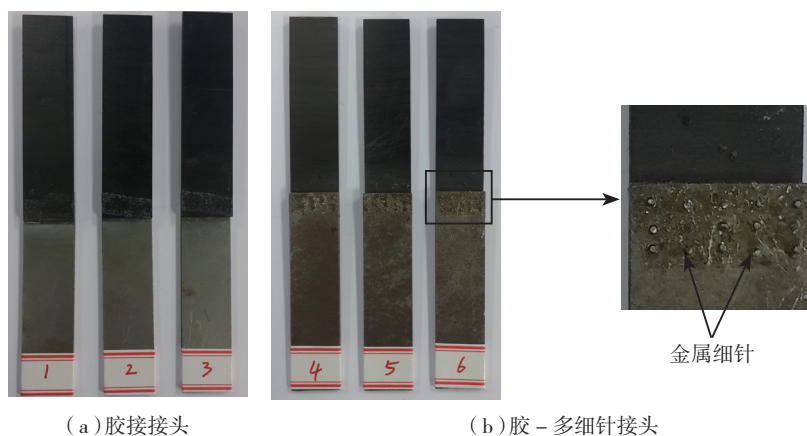


图3 常规与新型金属-复合材料连接试验件
Fig.3 Conventional and novel metal-composite joint specimens

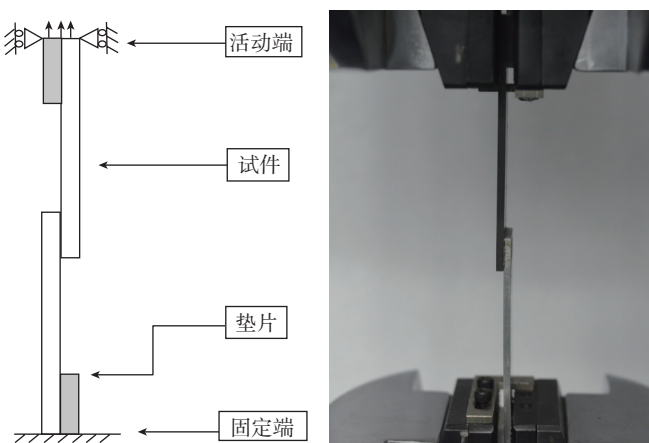


图4 试验件夹持方式
Fig.4 Clamping method of specimens

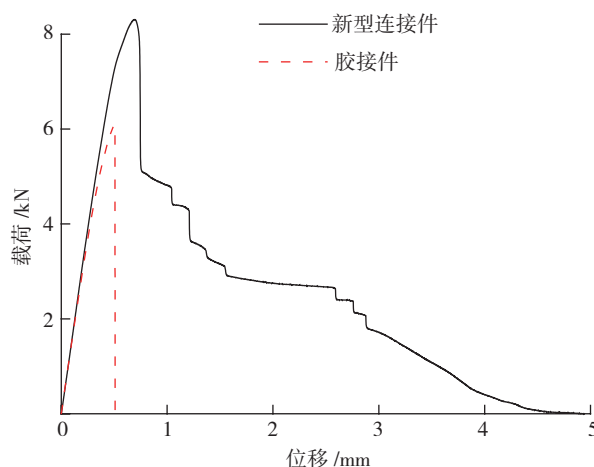


图5 两种接头载荷-位移曲线对比
Fig.5 Comparison of load-displacement curves between adhesive joint and adhesive-multi pin joint

抑制界面胶层的开裂,另一方面与界面胶层共同承受载荷。这样,当界面胶层开始破坏后,连接结构的承载能力不会迅速下降至零,而是随着位移的增加缓慢下降。这有助于在连接结构突然发生故障之前检测到结构中的缺陷。

此外,金属细针直径很小,并且通过胶层与板连接,对板的强度影响不大,克服了传统机械连接引起的应力集中问题。总之,胶-多细针接头大大提高了接头的承载能力,保证了连接结构的稳定性,提高了结构的强度。

2 接头破坏分析

图6和图7表明这两种类型的接头有着不同的断口模式。在剪切

力作用下胶接接头首先在接头端部产生裂纹,裂纹在搭接区域迅速扩展,随后接头突然发生破坏。此外,胶接接头金属板和复合材料板之间的胶膜发生了严重的内聚破坏,而内聚破坏对金属和复合材料造成的损伤较小(图6),与复合材料相比,胶膜对金属的粘附性更强。对于胶-多细针连接结构,在低载荷条件下,由于细针的抑制作用,界面胶层不会发生迅速破坏;当载荷达到破坏强度时,连接结构载荷发生局部下降,接下来的阶段细针从复合材料中拔出,在细针与胶层共同作用下,连接结构的位移逐渐增大,随着细针从复合材料中完全拔出,连接结构载荷下降为零。在整个拉伸

过程中,细针一方面抑制胶层的开裂,提高连接强度;另一方面与胶层共同承载,增大了连接结构的破坏位移和能量吸收量。图7所示为复合材料在45°铺设方向发生破坏。此外,在连接结构发生破坏前后,金属细针发生了塑性变形,出现了明显的弯曲,个别细针甚至发生了断裂破坏。金属细针的拔出失效以及复合材料自身的分层破坏,最终导致了胶-多细针接头的失效,进而产生了与胶接接头不同的力学性能。

结论

为了提高金属复合材料连接结构的力学性能,本文提出了一种胶-多细针的连接方法。在拉伸载荷测试下,对传统胶接接头和胶-多细针接头进行比较,得出以下结论:

(1)与胶接接头相比,胶-多细针接头在极限破坏载荷、破坏应变和能量吸收量等方面均有提高。这些优异的性能使胶-多针连接结构有广阔的应用前景。

(2)贯穿连接件的细针与被连接件之间具有桥联作用力,从而使得细针不但抑制胶层开裂和层压板面外分层,而且与贴合面上的胶层一同传递被连接件之间的载荷,提高复合材料与金属连接结构的承载能力和可靠性,并降低连接结构破坏的突发性,有利于结构缺陷的检测。

参考文献

[1] 谢鸣九. 复合材料连接[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011.

XIE Mingjiu. Joints for composites materials [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011.

[2] 高伟, 陈小平, 韩建平, 等. 固体火箭发动机复合材料及其连接裙成型技术进展[J]. 玻璃钢/复合材料, 2016(7): 92-95.

GAO Wei, CHEN Xiaoping, HAN Jianping, et al. Progress in the fabrication process of

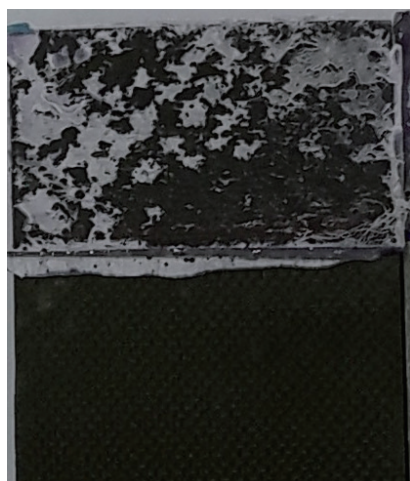


图6 胶接接头断口模式
Fig.6 Fracture mode of adhesive joints

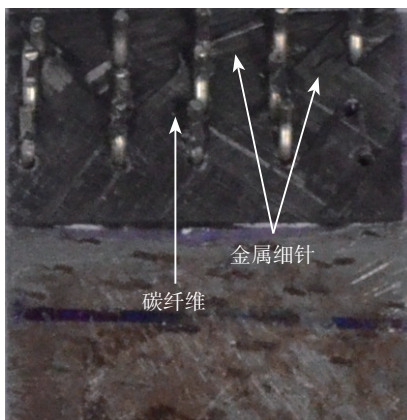
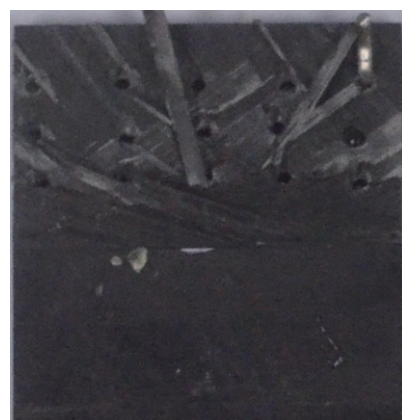


图7 胶-多细针接头断口模式
Fig.7 Fracture mode of adhesive-multi pin joints

composite joint skirt for SRM[J]. *Fiber Reinforced Plastics/Composites*, 2016(7): 92–95.

[3] 徐红玉, 王燕霜, 陈殿云, 等. 固体火箭发动机复合材料壳体破坏分析及优化[J]. *河南科技大学学报(自然科学版)*, 2005, 26(4): 8–12.

XU Hongyu, WANG Yanshuang, CHEN Dianyun, et al. Analysis of failure and optimization for composite case of solid rocket engine[J]. *Journal of He'nan University of Science and Technology (Natural Science)*, 2005, 26(4): 8–12.

[4] SMITH F. COMELD™—an innovation in composite to metal joining[J]. *Materials Technology*, 2004, 49(2): 26–27.

[5] KELLAR E J C, SMITH F. Comeld—a new approach to damage control for composite to metal joints[C]// *Proceedings of Design & Performance of Composite Materials Conference*. Sheffield, 2005.

[6] MOURING S E, JANOWSKI M E, LOUCA L A, et al. Structural performance of comeld hybrid metal-to-composite joints[C]// *Proceedings of the Twenty-second International Offshore and Polar Engineering Conference*. Rhodes, 2012.

[7] TU W, WEN P H, HOGG P J, et al. Optimisation of the protrusion geometry in Comeld™ joints[J]. *Composites Science and*

Technology, 2011, 71(6): 868–876.

[8] ZHANG H J, WEN W D, CUI H T. Study on the strength prediction model of comeld composites joints[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2012, 43(8): 3310–3317.

[9] BYRD L W, BIRMAN V. Effectiveness of Z-pins in preventing delamination of co-cured composite joints on the example of a double cantilever test[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2006, 37(4/5): 365–378.

[10] YASAE E M, LANDER J K, ALLEGRI G, et al. Experimental characterisation of mixed mode traction-displacement relationships for a single carbon composite Z-pin[J]. *Composites Science and Technology*, 2014, 94: 123–131.

[11] CUI H, LI Y L, KOUSSIOS S, et al. Mixed mode cohesive law for Z-pinned composite analyses[J]. *Computational Materials Science*, 2013, 75: 60–68.

[12] MOURITZ A P, KOH T M. Re-evaluation of mode I bridging traction modelling for Z-pinned laminates based on experimental analysis[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2014, 56: 797–807.

[13] SONG M C, SANKAR B V, SUBHASH G, et al. Analysis of mode I delamination of Z-pinned composites using a non-dimensional analytical model[J]. *Composites Part B: Engineering*, 2012, 43: 1776–1784.

[14] DANTULURI V, MAITI S, GEUBELLE P H, et al. Cohesive modeling of delamination in Z-pin reinforced composite laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2007, 67: 616–631.

[15] LIU H Y, YAN W Y, YU X Y, et al. Experimental study on effect of loading rate on mode I delamination of Z-pin reinforced laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2007, 67(7/8): 1294–1301.

[16] MOURITZ A P. Delamination properties of Z-pinned composites in hot-wet environment[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2013, 52: 134–142.

[17] American Society for Testing and Materials. Standard test method for apparent shear strength of single-lap-joint adhesively bonded metal specimens by tension loading: ASTM-D1002–10[S]. West Conshohocken: ASTM, 2010.

[18] American Society for Testing and Materials. Standard practice for preparation of surfaces of plastics prior to adhesive bonding: ASTM-D2093–03[S]. West Conshohocken: ASTM, 2010.

通讯作者: 刘龙权, 博士、助理研究员, 研究方向为复合材料连接, E-mail: liulongquan76@sjtu.edu.cn.

Experimental Investigation on Hybrid Structure of Novel Metal to Composite

TANG Huaqing, LIU Longquan

(School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

[ABSTRACT] A novel joint method is developed to improve the mechanical properties of the metal-composite hybrid joints, which is called adhesive-multi pin joint method. Both the adhesive between the metallic and composite substrates and some very thin metallic pins running through the substrates in the overlap area transfer the load in this new joint. Tensile test of metal-composite joints made by traditional adhesive bonded method and new joint method were carried out for comparison. The results demonstrated that the failure load, failure strain, and energy absorption capacity can be improved significantly by the proposed joint method, in addition to that, it can decrease the suddenness of the failure of the joint. All these indications of damage occurring to a joint could promote detection of a problem in a structure before the catastrophic failure. The application of the new joint method in aerospace engineering will increase the bearing efficiency and reduce the weight of composite joint structures. The applicability of the adhesive-multi pin joint is wider than adhesive joint because of these excellent properties.

Keywords: Adhesive-multi pin joint; Composite-to-metal connection; Manufacturing process; Tensile testing; Mechanical behavior

(责编 逸飞)

单面螺纹抽钉干涉配合复合材料连接结构的疲劳性能研究

魏景超¹, 柴亚南¹, 刘风雷², 迟 坚¹

(1. 中国飞机强度研究所, 西安 710065;

2. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024)

[摘要] 通过疲劳试验研究了单面螺纹抽钉干涉配合复合材料连接结构的疲劳性能, 分别考虑了紧固件类型、干涉配合量、搭接板材料及铺层次序等影响因素。采用了拉压疲劳试验, 拉压比 $R=-1$, 循环应力水平则根据静载极限挤压强度值选定。根据疲劳试验循环应力和疲劳寿命曲线($S-N$ 曲线), 得到了不同影响因素对疲劳寿命的影响规律。结果表明, 选择适当的干涉配合量、紧固件类型及搭接板均能提高结构的疲劳寿命, 4种不同主板铺层次序均对结构疲劳寿命影响不大。

关键词: 螺纹抽钉; 干涉配合; 疲劳寿命; 循环挤压载荷; 复合材料层合板

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2017.22.050



魏景超

博士、工程师, 主要从事复合材料结构强度及试验验证技术的研究。

先进复合材料由于其优异的力学性能已经在航空航天领域得到了广泛的应用, 尤其在现代飞行器上的使用比例已成为衡量飞机先进性的重要指标之一。先进飞机结构中不仅仅包含高性能的复合材料, 还需要

优异的连接技术将这些材料高效地连接起来。连接设计的目的之一是传递结构载荷, 而关键技术在于保证接头处的连接强度和可靠性。由于共固化技术在复合材料结构中的成熟应用, 整架飞机零部件数量大幅度减少, 从而也减少了连接装配量, 但复合材料部件之间仍然需要设计优异的连接接头, 以构成高效的飞机结构。研究表明, 飞机结构中复合材料结构的 60%~80% 破坏出现在连接部位, 并且连接接头重量占结构总重的 20%~30%, 因此需要对复合材料连接技术开展持续深入的研究。

目前, 复合材料结构连接通常采用胶接和机械连接。机械连接是指采用紧固件(螺栓和铆钉), 把两个或两个以上零部件连接成一个整体结构的方法, 也称为紧固件连接^[1]。螺栓连接由于比铆钉连接可承受更高的载荷, 多用于飞机的主承力结构及次承力结构。对于复合材料紧固件连接结构, 其影响因素有很多, 如纤

维和基体材料的选择、纤维铺层角度、连接件几何尺寸(宽径比 w/d 和端径比 e/d)、间隙量/干涉量、搭接面积、夹持力矩、单搭接/双搭接/对接、紧固件类型(铆钉/螺栓)、配合面积、制孔工艺及连接部件之间刚度匹配等。

干涉配合作为抗疲劳连接方式最初应用于飞机金属结构中, 延缓了钉孔边疲劳裂纹的出现及扩展, 从而提高结构疲劳性能。此后, 研究人员沿用压入、铆接等金属结构干涉配合方法, 也开始尝试在复合材料连接结构设计中使用。由于复合材料存在层间强度低、抗冲击能力差等缺点, 在复合材料应用初期阶段, 飞机结构设计人员仅使用间隙配合, 而不主张采用干涉配合, 同时国内外复合材料结构设计手册也指出: 由于存在钉孔层间分层的可能, 复合材料连接设计时不推荐使用干涉配合^[1-2]。随着先进航空制造技术的发展, 单面螺纹抽钉干涉配合连接紧固件的出现, 极大程度

地减轻了干涉装配过程对层压板孔边产生的冲击损伤,避免了层压板分层损伤。此种连接方式采用了径向外膨胀法施加干涉量,在孔边径向上保持均匀的干涉量。目前,干涉配合的复合材料连接结构只有一些静力数值分析,尚缺乏大量试验研究^[3]。

影响复合材料机械连接结构疲劳性能的因素很多,如紧固件类型、夹持力矩、钉孔间隙量、加载频率、应力比及湿热环境等。Counts等^[4]通过疲劳试验研究了加载频率、热环境等影响因素,结果表明:加载频率(0.1~10Hz)及 10^4 h热老化,均没有对结构疲劳寿命造成影响。在循环载荷条件下复合材料结构连接处的刚度会发生改变,进而影响其疲劳性能^[5]。Chen^[6]在湿热环境下进行了试验研究,结果表明:在疲劳循环应力下,适当的夹持力矩能提高连接结构的静强度和疲劳寿命。Starikov等^[7]对金属紧固件和复合材料紧固件连接结构进行了疲劳试验研究,得出的结论与文献[8]一致。

目前,针对复合材料单面螺纹抽钉干涉配合连接结构已有少量研究,比如干涉配合安装过程分析^[9]、干涉配合后应力分布问题^[10]及静挤压强度研究^[11-12]等,然而对连接疲劳性能及其影响因素的研究还少有涉及。因此,本文通过疲劳试验,研究了微间隙量配合及多种干涉量配合对连接疲劳寿命的影响规律,并探索了复合材料铺层、紧固件及搭接板类型等的影响规律。

疲劳试验

1 干涉配合紧固件

本文干涉配合紧固件采用了单面螺纹抽钉紧固件,该紧固件系统由驱动螺母、螺母、膨胀衬套、螺纹杆及衬套等部件构成。图1为单面螺纹抽钉装配示意图。首先在驱动螺母侧施加驱动力,然后螺母向内拧紧,螺纹杆向外抽,在螺纹杆端头处衬套受压形

成墩头,当达到拧紧力矩时,驱动螺母带动部分螺纹杆断裂脱落,而墩头的形成保证了装配过程中持续的拧紧力矩,在装配后确保了结构的完整性。

单面抽钉的干涉配合量主要是通过螺母和膨胀衬套提供的,也是通过它们的外径尺寸来精确控制干涉量的大小。相较于传统铆钉结构,单面抽钉紧固件不仅能产生均匀的干涉量,而且还可以在一定程度上减小复合材料孔边层间损伤。

2 疲劳试验件及试验装置

疲劳试验件如图2所示,为单钉双搭接板连接结构。复合材料为碳纤维增强树脂基层压板 T700/9916。复合材料连接结构通常有拉伸破坏、剪切破坏和挤压破坏3种失效模式。拉伸破坏和剪切破坏是结构设计时宽径比和端径比设计失误引起的,通

常连接强度较低,一般结构设计时避免发生此类失效模式;而挤压破坏则为复合材料层压板孔边局部失效,具有较高的连接强度。为了避免发生拉伸破坏和剪切破坏,本文根据复合材料结构设计手册^[1]设计了宽径比(w/d)为5和端径比(e/d)为3的单钉双剪连接试验件。

本文中分别对4种干涉量(0%、0.5%、1.8%、3%)连接试验件进行多个循环应力下的疲劳试验,表1给出了各试验件组的加载状态及装配情况,同时采用高锁螺栓紧固试验件作为对比试验。表2给出了复合材料主板的4种铺层次序和复合材料搭接板的铺层次序。P8和P9试验组均采用金属搭接板,其中P8结构中采用了LY12铝合金材料的搭接板,P9结构中采用了45#钢材料的搭接

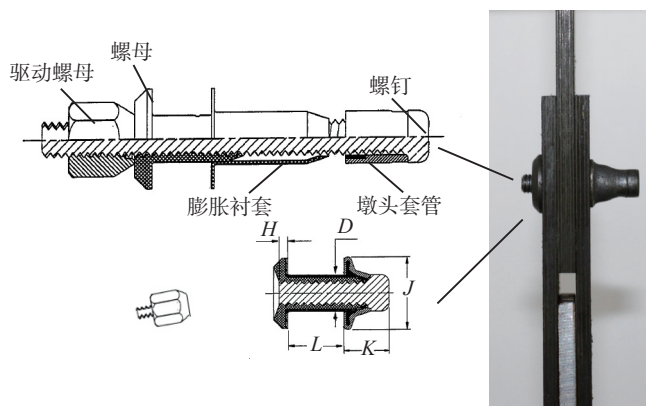


图1 单面螺纹抽钉装配示意图

Fig.1 Assemble diagram of blind threaded bolt

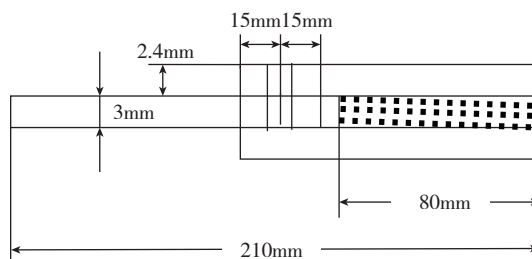
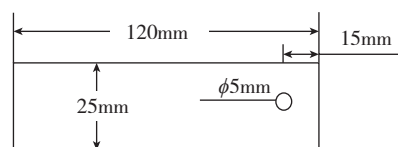


图2 单钉双剪连接试件

Fig.2 Specimen of single-bolted double-lap joint

板。

图3所示为疲劳试验中的各个设备。本试验采用Instron 8801疲劳试验机施加循环载荷,试验机试验加载频率为0.1~10Hz,不会对试验结果造成影响,因此试验过程中尽可能地采用较高的载荷频率。但拉压载荷作用下,复合材料搭接板之间持续摩擦,造成温度升高,引起加载孔边复合材料力学性能发生改变,容易给试验带来不利影响,所以在钉孔挤压处安装风扇冷却,同时控制加载频率,监控连接孔处的温度,使之处于小于60℃的范围内。为了防止疲劳试验过程中试件失稳,在远离加载孔处夹持了抗失稳夹板以增加刚度,同时在抗失稳夹板上安装引伸计来监测钉孔挤压变形量。

3 钉孔挤压疲劳试验方法

本文根据ASTMD6873-03^[12]试验标准方法来测量钉孔的变形量 Δ_N 。该方法通过应力/孔变形量的滞回环曲线来计算(见图4)。当循环次数为 N 时,引伸计变形量差值 δ_N 可表示为:

$$\delta_N = \delta_{Nt} - \delta_{Nc} \quad (1)$$

式中, δ_{Nt} 为在拉伸过程中钉孔挤压应力为0时引伸计的变形量, δ_{Nc} 为压缩过程中钉孔挤压应力为0时引伸计的变形量。那么第 N 次循环后的钉孔挤压变形增量 Δ_N 就可表示为:

$$\Delta_N = \delta_N - \delta_1 \quad (2)$$

式中, δ_1 为疲劳试验前紧固件的第一次准静态循环载荷作用下引伸计的变形量差值。当 $\Delta_N = \delta_N - \delta_1 > 4\%d$,则循环次数 N 即为连接件孔变形失效的疲劳寿命。

结果与讨论

根据静强度试验结果^[11],复合材料单面抽钉多种干涉量配合连接结构和高锁螺栓连接结构的极限静强度均约为18kN,差值范围在10%以内,则可认为极限挤压强度均为 $\sigma_{bru}=1200\text{MPa}$ 。基于对比试验

表1 试验方案

编号	复合材料主板	搭接板	紧固件	循环挤压应力幅值 /MPa	配合方式
P1	A1	A2	高锁螺栓	$\pm (30\% \sim 50\%) \sigma_{bru}$	间隙 H9/h9
P2	A1	A2	单面抽钉	$\pm 60\% \sigma_{bru}$	干涉 0, 0.5%, 1.8%, 3%
P3	A1	A2	单面抽钉	$\pm 45\% \sigma_{bru}$	干涉 0, 0.5%, 1.8%, 3%
P4	A1	A2	单面抽钉	$\pm 55\% \sigma_{bru}$	干涉 0, 0.5%, 1.8%, 3%
P5	A3	A2	单面抽钉	$\pm 55\% \sigma_{bru}$	干涉 1.8%
P6	A4	A2	单面抽钉	$\pm 55\% \sigma_{bru}$	干涉 1.8%
P7	A5	A2	单面抽钉	$\pm 55\% \sigma_{bru}$	干涉 1.8%
P8	A1	A6 (铝)	单面抽钉	$\pm 55\% \sigma_{bru}$	干涉 0~3%
P9	A1	A7 (钢)	单面抽钉	$\pm 55\% \sigma_{bru}$	干涉 0~3%

表2 复合材料铺层

层压板	复合材料铺层角度	总层数	总厚度 /mm
主板 A1	[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0] _s	20	3
主板 A3	[45/0/-45/0/45/90/0/-45/0/45] _s	20	3
主板 A4	[45/0/-45/0/45/90/-45/0/45/-45] _s	20	3
主板 A5	[45/-45/90/45/-45/45/-45/0/45/-45] _s	20	3
搭接板 A2	[45/0/-45/90] _{2s}	16	2.4

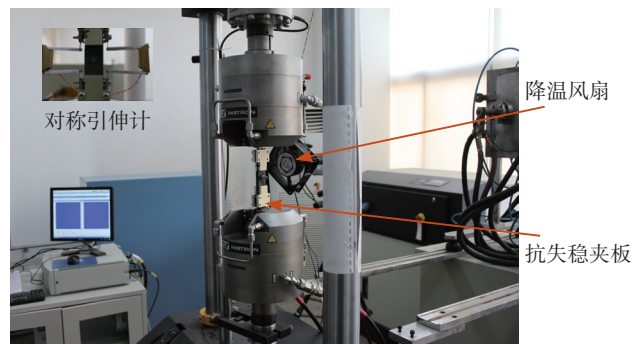


图3 疲劳试验装置

Fig.3 Devices of fatigue test

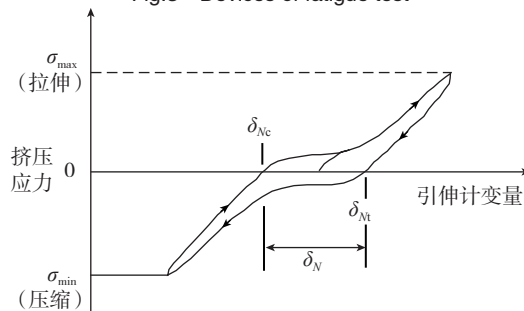


图4 典型循环载荷/孔变形量滞回环曲线

Fig.4 Typical cyclic-load/hole-deformation curve

研究需要,以 $\pm 45\% \sigma_{brn}$ 、 $\pm 55\% \sigma_{brn}$ 、 $\pm 60\% \sigma_{brn}$ 3种应力幅值为基准进行了疲劳试验,并以此得到的 $S-N$ 曲线来研究不同参考因素对复合材料连接结构疲劳寿命的影响规律。

1 不同紧固件类型

以高锁螺栓 H9/h9 连接配合试验件(P1)和单面抽钉 0% 干涉配合试验件(P2~P4)试验结果作对比,研究了两种紧固件类型对结构疲劳寿命的影响作用。在半对数坐标下,给出了两种紧固件类型连接件的 $S-N$ 曲线及线性拟合曲线,如图 5 所示。可以看出,在相同应力水平下,单面抽钉连接件的疲劳寿命明显高于高锁螺栓连接件的疲劳寿命,差值为 1~2 个数量级。在最大应力幅值为 $\pm 50\% \sigma_{brn}$ ($\pm 600\text{MPa}$) 时,单面抽钉连接件的疲劳寿命为 10^5 左右,高锁螺栓连接件的疲劳寿命不到 10^3 ,相差近 2 个数量级。由此可知,单面螺纹抽钉紧固件相比传统高锁螺栓紧固件,其连接结构的疲劳寿命提高一个数量级以上。

高锁螺栓按 H9/h9 标准连接装配后可近似认为是 0% 间隙配合,但实际上钉孔间仍存在有初始间隙量。从摩擦学角度考虑,初始间隙量的存在,引起紧固件在循环加载过程中不间断地对孔壁产生小能量冲击作用。多次小能量冲击在复合材料层压板连接孔壁产生累积损伤,加快了孔变形。然而对于单面抽钉 0% 干涉配合连接件,装配后的钉孔间隙量可能优于高锁螺栓,而且只有当经过一定疲劳循环后,复合材料孔才能产生相当 H9/h9 公差的变化量,从而在一定程度上延缓了循环载荷下的冲击损伤,增大了结构的疲劳寿命。此外,0% 干涉配合在复合材料连接孔壁沿径向压缩,而制孔时孔壁上的微毛刺受压形成弹性层,钉孔挤压时应力重新分配,在一定程度上缓解了复合材料孔的应力集中。综合以上两方面的原因,单面螺纹抽钉紧固连接件的疲劳寿命明显优于高锁螺栓

连接件的疲劳寿命。

2 不同干涉配合量

对单面螺纹抽钉 4 种干涉量 (0%、0.5%、1.8% 和 3%) 配合的连接件进行疲劳试验,并得到 $S-N$ 曲线 (见图 6)。通常疲劳试验 $S-N$ 曲线采用指数函数形式表达,在半对数坐标系下给出了 4 种干涉量下的应力与寿命曲线的线性拟合。对于 4 种干涉配合量连接件, $S-N$ 曲线出现较大差异性。在不同循环应力条件下,连接件疲劳寿命随干涉配合变化的规律是不同的,即疲劳寿命最高的最佳干涉量不是固定的。

在低循环应力幅值 ($\pm 540\text{MPa}$) 时,连接件的疲劳寿命随着干涉量的增大 (0%~3%) 而增大,而且在干涉量为 3% 时达到最大;在较高循环应力幅值时 ($\pm 667\text{MPa}$ 和 $\pm 720\text{MPa}$),

连接件的疲劳寿命随着干涉量增大呈现先增大后减小的趋势,从图 6 中可明显地看出在干涉量为 1.8% 时复合材料连接结构的疲劳寿命最高。在同一循环应力时,不同干涉量能导致连接件疲劳寿命相差 5~10 倍,适当的干涉配合量能提高复合材料连接件的疲劳寿命。

3 不同搭接材料

对含有 3 种搭接板的复合材料干涉配合连接结构进行了疲劳试验,试验采用正弦波加载,加载频率为 5Hz,拉压应力比 $R=-1$,最大挤压应力幅值为 $\pm 667\text{MPa}$ ($\pm 55\% \sigma_{brn}$)。

从图 7 中可知,当干涉配合量为 0% 时,钢搭接板连接件和复材搭接板连接件的疲劳寿命相近,而铝搭接板连接件的疲劳寿命较高;当干涉量为 0.5% 和 1.8% 时,铝搭接板连

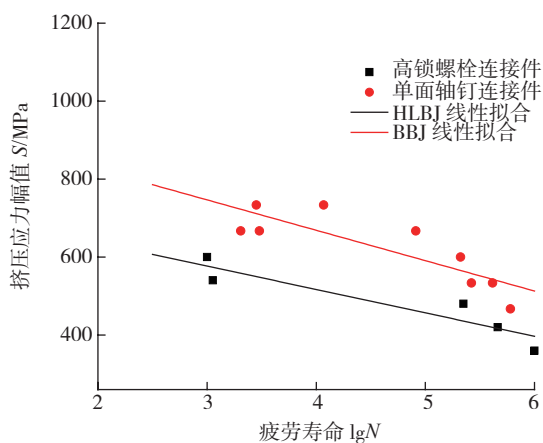


图5 高锁螺栓与单面抽钉连接件的 $S-N$ 对比曲线

Fig.5 Contrast $S-N$ curves of high-lock bolted joints and blind bolted joints

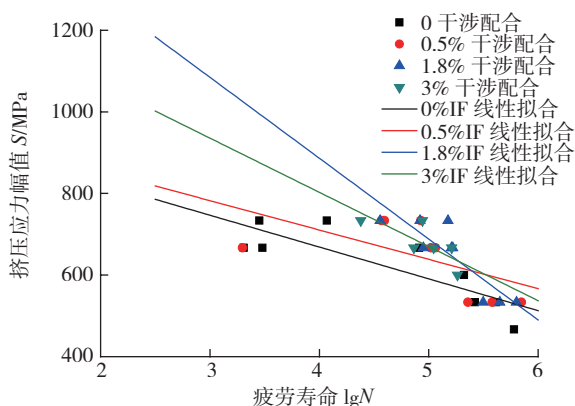


图6 不同干涉量下的 $S-N$ 曲线

Fig.6 $S-N$ curves at different sizes of interference fit

接件和钢搭接板连接件的疲劳寿命相近,而复材搭接板连接件的疲劳寿命较低;当干涉量为 3% 时,铝搭接板连接件和复材搭接板连接件的疲劳寿命相近,而钢搭接板连接件的疲劳寿命较高。

从变化趋势上看,当干涉量从 0% 增大到 1.8% 时,铝搭接板连接件、钢搭接板连接件和复合材料搭接板连接件的疲劳寿命呈逐渐增大趋势;当干涉量从 1.8%~3.0% 变化时,铝搭接板连接件和复合材料搭接板连接件的疲劳寿命呈逐渐下降趋势,而钢搭接板连接件的疲劳寿命则继续呈增大趋势。金属搭接板连接件的疲劳寿命普遍高于复合材料搭接板连接件的疲劳寿命。由于金属搭接板与复合材料层压板之间的摩擦系数通常小于复合材料层压板之间的摩擦系数,因而在相同的夹持力矩下,循环加载时复合材料层压板之间的磨损量远大于金属搭接板与复合材料层压板之间的磨损量,造成复合材料搭接板连接结构的夹持力下降,从而引起疲劳寿命下降,而金属搭接板连接结构的加持力下降相对较小,结构疲劳寿命则相对较高。

4 不同铺层次序

针对 4 种主板铺层次序的复合材料干涉配合连接件进行了疲劳试验(见表 3),其中试验采用正弦波加载,加载频率为 2Hz,拉压应力比 $R=-1$,最大挤压应力幅值为 $\pm 667\text{MPa}$ ($\pm 55\%\sigma_{\text{brn}}$)。

图 8 中对比了 P4, P5, P6, P7 4 组不同复合材料铺层连接件的疲劳试验结果。从 P4~P7 试验件,复合材料层压板中 0° 铺层的比例持续下降, $\pm 45^\circ$ 铺层比例逐渐上升, 90° 铺层比例维持不变。可以看出:复合材料主板 P4 的疲劳寿命最长,复合材料主板 P5 的疲劳寿命较短,而复合材料主板 P6 和 P7 的疲劳寿命基本相同。随着层压板 0° 铺层比例下降, $\pm 45^\circ$ 铺层比例上升,结

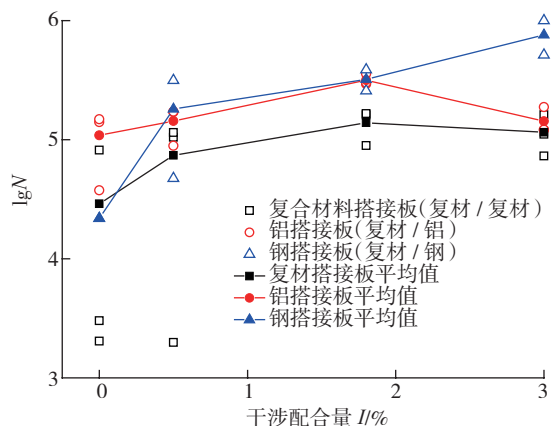


图7 3种搭接板结构的干涉量-疲劳寿命关系图
Fig.7 Interference-fatigue life diagrams of three kinds of structures

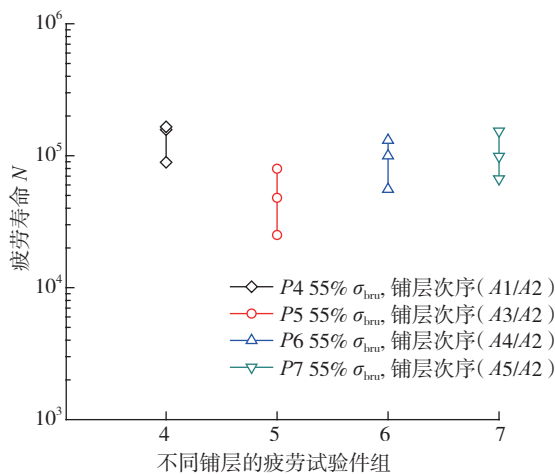


图8 不同主板铺层次序对连接疲劳寿命的作用
Fig.8 Relationship between stacking sequences and fatigue life

表3 4种连接件的主板铺层

试件组	铺层次序	铺层比例($0^\circ / \pm 45^\circ / 90^\circ$)
P4	[45/0/-45/90/0/0/45/0/-45/0] _s	5/4/1
P5	[45/0/-45/0/45/90/0/-45/0/45] _s	4/5/1
P6	[45/0/-45/0/45/90/-45/0/45/-45] _s	3/6/1
P7	[45/-45/90/45/-45/45/-45/0/45/-45] _s	1/8/1

构疲劳寿命呈现先减小后增大最后趋于平稳的变化趋势。整体上来看,4种复合材料铺层连接结构的疲劳寿命均在 10^5 左右,相差不大。复合材料机械连接结构的疲劳失效通常是由钉孔挤压变形引起的,而复合材料孔边基体压缩失效和分层是其主要因素,纤维铺放次序只起到间接影响作用。另一方面,结构疲劳寿命增大的主要原因为干涉配合后复合材料孔边的循环应力幅值下降,而4种复合材料铺层在连接结构干涉量均

为 1.8% 时,孔边循环应力幅值下降程度大致相当,造成了 4 种铺层结构的疲劳寿命也比较接近。因此,在 1.8% 干涉配合量时,4 种复合材料铺层对连接件疲劳寿命的影响不明显。

结论

本文通过多个应力水平下的疲劳试验研究了紧固件类型、干涉配合量、搭接板材质及复合材料铺层对复合材料连接件疲劳寿命的影响规律,总结如下:

(1) 单面螺纹抽钉紧固连接件的疲劳寿命远高于高锁螺栓紧固连接件的疲劳寿命,任一循环应力幅值下的疲劳寿命均高 10 倍以上。

(2) 干涉量对复合材料连接件的疲劳寿命影响较大,而且不同干涉量的影响与疲劳应力水平相关。当低疲劳应力时,随着干涉量从 0 增大到 3%,结构疲劳寿命逐渐增大;当高疲劳应力时,结构疲劳寿命呈现先增大后减小的趋势,并在干涉量为 1.8% 时疲劳寿命最大。

(3) 不同搭接板材料对连接结构疲劳寿命有较小的影响作用。当干涉量从 0%~3% 变化时,铝搭接板连接件的疲劳寿命呈现先增大后减小的趋势,而钢搭接板连接件的疲劳寿命呈现逐渐增大趋势。金属搭接板连接件的疲劳寿命均略高于复合材料搭接板连接件。

(4) 复合材料铺层的变化对单面螺纹抽钉干涉配合连接件的疲劳寿命影响不明显。

参考文献

[1] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001:

145-175.

Aviation Research Institute of China. Composite structure design manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 145-175.

[2] United States America Department of Defense. Composite materials handbook. Volume 3. Polymer matrix composite materials usage, design, and analysis[M]. Philadelphia: United States America Department of Defense, 2002: 271-280.

[3] THOPPUL S D, FINEGAN J, GIBSON R F. Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structure — a review[J]. Composites Science and Technology 2009, 69(3): 301-329.

[4] COUNTS W A, JOHNSON W S. Bolt bearing fatigue of polymer matrix composites at elevated temperature[J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(2-4): 197-204.

[5] SONG Y, HARTWIGSEN C J, MCFARLAND D M, et al. Simulation of dynamics of beam structures with bolted joints using adjusted Iwan beam elements[J]. Journal of Sound and Vibration, 2004, 273(1/2): 249-276.

[6] CHEN H S. The static and fatigue strength of bolted joints in composites with hygrothermal cycling[J]. Composite Structures, 2001, 52(3/4): 295-306.

[7] STARIKOV R, SCHON J. Fatigue resistance of composite joints with countersunk composite and metal fasteners[J]. International Journal of Fatigue, 2002, 24(1): 39-47.

[8] STARIKOV R, SCHON J. Quasi-static

behavior of composite joints with protruding-head bolts[J]. Composite Structures, 2001, 51(4): 411-425.

[9] SONG D L, LI Y, ZHANG K F. Micromechanical analysis for microscopic damage initiation in fiber/epoxy composite during interference-fit pin installation[J]. Materials and Design, 2016, 89: 36-49.

[10] IRISRRRI F X, LAURIN F, CARRERE N, et al. Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates — Part I: refined finite element modelling of single-fastener joints[J]. Composite Structures, 2012, 94: 2269-2277.

[11] 魏景超, 矫桂琼, 闫照明, 等. 单面螺纹抽钉干涉配合复合材料连接件挤压强度研究[J]. 航空学报, 2013, 34(7): 1627-1635.

WEI Jingchao, JIAO Guiqiong, YAN Zhaoming, et al. Bearing strength of composite joints interference-fitted with blind bolts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica 2013, 34(7): 1627-1635.

[12] 魏景超. 复合材料结构新型紧固件连接强度与失效机理[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.

WEI Jingchao. Strength and failure mechanisms of bolted composite joints with new fastener[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.

通讯作者: 魏景超, E-mail: weijingchao66@aliyun.com.

Effect of Several Influencing Factors on Fatigue Behaviour of Interference-Fit Bolted Composite Joints

WEI Jingchao¹, CHAI Ya'nan¹, LIU Fenglei², CHI Jian¹

(1. AVIC Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China;

2. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

[ABSTRACT] An experimental investigation was conducted to determine the effect of several influencing factors on the fatigue behavior of interference-fit bolted composite joints. The types of bolts, the sizes of interference fit, different materials of laps, and stacking sequences of main laminates were separately considered. Tension-compression reversed force/stress ratio, $R=-1$, was selected to evaluate the fatigue tests. The appropriate levels of fatigue stress were determined by the ultimate bearing strength of the fastener structure obtained from the static tensile tests. The bearing stress and the fatigue life ($S-N$) data of all specimens were presented and the relationship between influencing factors and fatigue life were obtained. The experimental results show that the appropriate size of interference fit, the right type of fasteners, and the matched laps could improve the fatigue life of composite joints; however four stacking sequences of main laminates are not sensitive to the fatigue life of composite joints.

Keywords: Bolted joint; Interference fit; Fatigue life; Cyclic bearing load; Composite laminate

(责编 逸飞)