

文章编号: 1000-6893(2007)02-0348-04

复合材料编织接头承载能力的试验研究

郑锡涛¹, 孙 秦¹, 柴亚南², 陈 利³, 卢智先¹

(1. 西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

(2. 中国飞机强度研究所, 陕西 西安 710065)

(3. 天津工业大学 复合材料研究所, 天津 300160)

Failure Load of Load-bearing Joints in Three-dimensional Braided Composites

ZHENG Xi-tao¹, SUN Qin¹, CHAI Ya-nan², CHEN Li³, LU Zhi-xian¹

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi an 710072, China)

(2. Aircraft Strength Research Institute, Xi an 710065, China)

(3. Composite Institute, Tianjing Technical University, Tianjing 300160, China)

摘 要: 试验研究了用于航空结构的三维整体编织复合材料单耳承力接头在静载条件下的承载能力与破坏模式。单耳接头试样采用 RTM(Resin Transfer Molding 树脂传递模塑)工艺制成,重点研究了由 3 种编织工艺(三维四向、三维五向和三维六向)、2 种连接孔加工方式(机械钻孔和编织孔)、2 种几何外形所组成的 10 组三维编织复合材料单耳承力接头的破坏机理与破坏载荷。对其在航空结构中的可应用性做出了评估。

关键词: 复合材料; 三维编织; 单耳接头; 破坏载荷; RTM

中图分类号: TB332; V214.8 **文献标识码:** A

Abstract: Load response and failure modes of 3-d braided composite lugs were studied experimentally. The objective of the study was to get information on the stiffness, strength and failure mode of the lug, as well as on the applicability of the analysis method used to predict lug load response and failure. The test lugs were manufactured with the Resin Transfer Molding (RTM) technique. The test specimens were loaded parallel to the lug centerline. Ten types of specimens, with three kinds of braiding technology (three-dimensional four-directional braiding, three-dimensional five-directional braiding and three-dimensional six-directional braiding), both drilled hole and braided hole, and various dimension, were tested. There are three basic failure modes in braided composite joints: net-tension, shear-out, and bearing. Net-tension failure is associated with matrix and fiber tension failure due to stress concentrations. Shear-out and bearing failures result primarily from the shear and compression failures of fiber and matrix.

Key words: composites; 3-D braided; lug; failure load; RTM

复合材料承力接头的设计与分析是现代飞行器实现先进技术性能以及有效降低结构重量的一项重要技术,在各类飞行器中有着重要的应用价值。围绕复合材料主承力接头研制而开展其设计、试验和工艺技术及方法研究具有重要的理论和实际意义,现已成为复合材料及应用研究的一个重要方向和前沿课题,它对三维编织复合材料承力接头应用于航空结构的设计与分析具有重要的应用价值。

以往的复合材料主承力接头都是层压式结构,它存在一个主要的缺点:由于复合材料的脆性和层压板的各向异性,层压板在钻孔后会致孔周的局部应力集中,降低了连接效率^[1,2]。

近年来,纺织复合材料的出现,使得层压结构复合材料层间脆弱的弱点在三维编织复合材料中得到

克服。国内外对三维编织工艺、刚度预计、强度预计和实验等开展了研究^[3-10]。本文针对三维编织复合材料主承力接头的承载能力进行了试验研究。

1 研究目的与参照标准

本项目的研究目的为:根据航空次承力结构连接接头实际尺寸,采用三维编织技术制造 2 种几何规格的复合材料集中承载单耳接头,通过力学性能试验,考核接头的承载能力,对其在航空结构中的可应用性做出评估;研究 3 种不同的编织工艺方法(三维四向、三维五向和三维六向编织)对接头承载能力的影响;研究 2 种不同的连接孔加工方法(机械钻孔和编织预留孔)对三维编织复合材料接头承载能力的影响。

2 三维编织复合材料接头的制造过程

(1) 试样几何尺寸

收稿日期:2005-12-19; 修订日期:2006-03-22

基金项目:国家自然科学基金(10477018)

通讯作者:郑锡涛 E-mail:zhengxt@nwpu.edu.cn

试样的几何形状分为 2 种形式, 即小单耳接头和大单耳接头, 如图 1 和图 2 所示。2 种试样的几何尺寸见表 1。2 种试样的厚度均为 7 mm, 连接孔为 $\phi 22$ mm。同时在试样的连接孔中镶嵌壁厚为 3 mm 的 45# 钢衬套, 衬套内径为 $\phi 16$ mm。

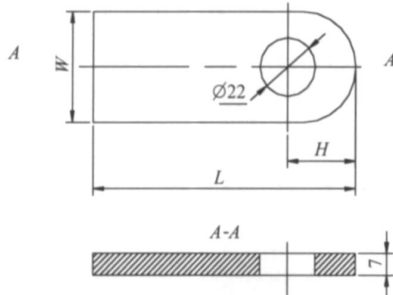


图 1 单耳接头几何形状
Fig. 1 Geometries of lug specimen

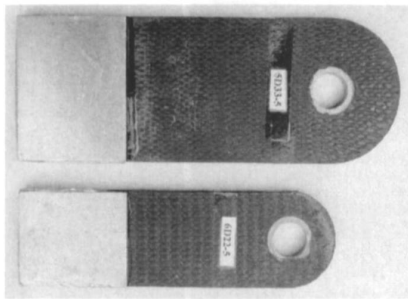


图 2 两种单耳接头几何外形
Fig. 2 Photos of lug specimens

表 1 单耳接头几何尺寸

试样	长度 L /mm	宽度 W /mm	端距 H /mm
小单耳接头	150	44	22
大单耳接头	180	66	33

(2) 试样制备

采用四步法 1×1 三维编织技术制成单耳连接接头的预成形件。编织结构分别设计为 3 种编织方式: 三维四向编织, 三维五向编织和三维六向编织。所谓三维四向编织是指利用四步法 1×1 编织工艺形成预成形件, 编织纱线在预成形件中

沿 4 个方向排列。三维五向和三维六向编织工艺是在基本的三维四向编织工艺的基础上, 加入了沿制件长度方向和宽度方向不动纱, 以提高这 2 个方向的力学性能。所有的试样均选用同一种材料体系, 即碳纤维材料为 T700-12 K, 基体材料选用 TDE-86 环氧树脂。三维编织试样在天津工业大学复合材料研究所加工完成。

单耳连接试验件连接孔的加工可分为 2 种情况: 在三维编织预成形件时, 预埋金属衬套, 编织预留连接孔, 采用 RTM (Resin Transfer Molding 树脂传递模塑) 工艺固化后, 不抽掉金属衬套, 形成单耳连接接头; 按试样名义厚度编织成平板, 按试样外形尺寸加工预成形件, 机械加工钻出连接孔, 镶嵌金属衬套, 再采用 RTM 工艺固化后, 形成单耳连接接头。

3 试验过程

本项试验在 CSS-WEW300 电液式万能试验机上进行。试验机的最大试验力为 300 kN。在试验过程中, 实验室的环境温度为: $10 \sim 15$, 相对湿度为 $(55 \pm 5) \%RH$ 左右。

在试样的夹持端粘贴与试样等宽的铝合金加强片 (参见图 2), 加强片的长度为 50 mm。试样的连接孔一端, 通过 M16 螺栓与专用双耳夹具连接, 双耳夹具固定在试验机的上液压夹头上, 另一端直接固定在试验机的下端液压夹头上。

本次试验中, 沿试样轴线方向对试样施加单向静力拉伸载荷, 持续加载, 直至试样破坏。每组试样中取一件, 对其在破坏过程中的损伤状态进行跟踪监测。

4 结果分析与讨论

10 种类型单耳接头试样的破坏载荷与破坏模式在表 2 中示出。

表 2 试样破坏载荷对比表

Table 2 Failure loads for ten types of braided composite lugs

序号	试样编号	编织方式	连接孔成型方式	破坏载荷/kN	破坏模式
1	4D22 Y	三维四向	编织预留孔	79.4	挤压 - 拉伸
2	4D33 Y		编织预留孔	87.9	挤压 - 拉伸
3	5D22	三维五向	机械钻孔	15.2	劈裂
4	5D33		机械钻孔	37.4	挤压 - 剪切 (或拉脱)
5	5D22 Y		编织预留孔	77.7	拉伸
6	5D33 Y		编织预留孔	95.8	挤压 - 拉伸
7	6D22	三维六向	机械钻孔	29.1	剪切 (或劈裂)
8	6D33		机械钻孔	47.1	拉伸 - 剪切
9	6D22 Y		编织预留孔	69.2	挤压 - 拉伸
10	6D33 Y		编织预留孔	89.0	挤压 - 拉伸 - 剪切

(1) 破坏模式

对于编织结构复合材料机械连接接头的破坏模式,与层压结构复合材料机械连接件有着相似的破坏模式,有单一型和组合型两类。单一型的破坏模式有拉伸破坏、劈裂破坏、剪切破坏、拉脱破坏和挤压破坏等型式;组合型破坏为2种以上单一型破坏模式同时发生的情况,例如挤压-拉伸、拉伸-剪切或劈裂、挤压-剪切和挤压-拉伸-剪切等。

(2) 连接孔成型方式对承载能力的影响

图3和图4显示了2种不同的连接孔加工方法(机械钻孔和编织预留孔)对三维编织复合材料接头承载能力的影响。对于三维五向编织复合材料小单耳接头,编织孔接头的承载能力是机械钻孔接头承载能力的5.11倍;对于三维五向编织复合材料大单耳接头,编织孔接头的承载能力是机械钻孔接头承载能力的2.56倍。对于三维六向编织复合材料小单耳接头,编织孔接头的承载能力是机械钻孔接头承载能力的2.38倍;对于三维六向编织复合材料大单耳接头,编织孔接头的承载能力是机械钻孔接头承载能力的1.89倍。

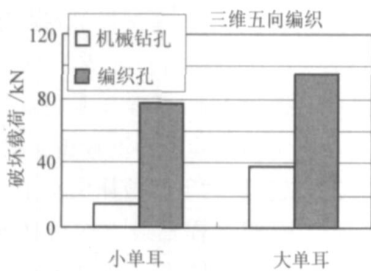


图3 三维五向编织接头的破坏载荷对比

Fig. 3 Comparison of failure loads for 5-d braided lugs

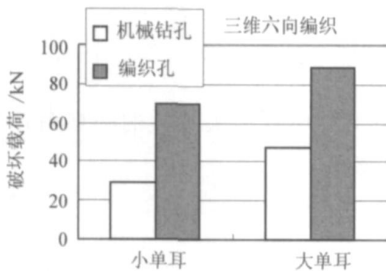


图4 三维六向编织接头的破坏载荷对比

Fig. 4 Comparison of failure loads for 6-d braided lugs

机械钻孔成型的编织复合材料集中承载单耳接头,其破坏模态表现为低载荷破坏方式,而编织预留孔方式成型的单耳接头,其破坏模态表现为高载荷破坏方式。通过机械钻孔成型的编织复合材料集中承载单耳接头,其承载能力大大降低,而采用编织预留孔方式成型的单耳接头,能够充分

发挥复合材料的优势,显著提高单耳接头的承载能力。

(3) 编织工艺对承载能力的影响

图5和图6显示了3种不同的编织工艺方法(三维四向、三维五向和三维六向编织)对接头承载能力的影响。对于机械钻孔的2种单耳接头,三维六向编织明显提高了接头的承载能力(见图5);而对于编织孔的2种单耳接头,与三维四向编织相比,三维五向和三维六向编织对接头承载能力的提高没有促进作用。

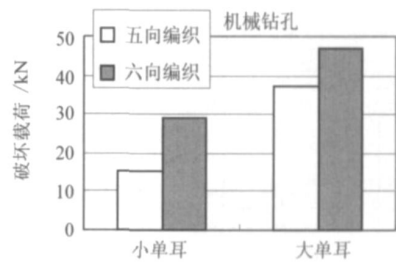


图5 机械钻孔的单耳接头的破坏载荷对比

Fig. 5 Comparison of failure loads for drilling hole lugs

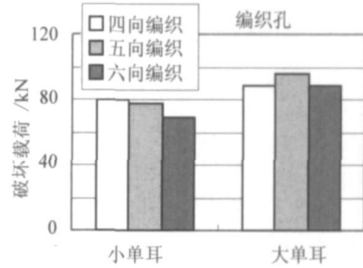


图6 编织孔的单耳接头的破坏载荷对比

Fig. 6 Comparison of failure loads for braided hole lugs

本项试验研究表明(参见表2),不同编织方法对接头承载能力具有一定的影响,沿制件宽度方向加入增强纱(三维五向编织),不能有效地提高编织预留孔接头的承载能力。对于大单耳接头,三维五向和三维六向编织的接头,其承载能力稍优于三维四向编织的接头,而对于小单耳接头,三维四向编织接头的承载能力优于三维五向和三维六向编织的接头。三维六向编织方式较大幅度地提高了机械钻孔接头的承载能力。

5 结论

(1) 对于三维编织技术制造的复合材料集中承载单耳接头,若连接孔通过机械钻孔方式成型,会使其承载能力大大降低,而采用编织预留孔方式成型的单耳接头,能够充分发挥复合材料的优势,显著提高单耳接头的承载能力。

(2) 不同编织工艺方法对接头承载能力具有

一定的影响,本项试验研究表明,对于大单耳接头,三维五向和三维六向编织的接头,其承载能力稍优于三维四向编织的接头,而对于小单耳接头,三维四向编织接头的承载能力优于三维五向和三维六向编织的接头;同时,三维六向编织方式较大幅度地提高了机械钻孔接头的承载能力。

(3) 采用三维编织技术制造的复合材料集中承载单耳接头,可以满足其在航空次承载结构上作为悬挂接头对承载能力的要求。

参 考 文 献

- [1] 杨乃宾. 国外复合材料飞机结构应用现状分析[J]. 航空制造技术, 2002, (9): 21-23.
Yang N B. Present status analysis of application of composite aircraft structures abroad[J]. Aviation Manufacture Technology, 2002, (9): 21-23. (in Chinese)
- [2] 史坚忠, 黄维杨. 航空结构复合材料主承力接头研究及其进展[J]. 航空学报, 1998, 19(4): 493-496.
Shi J Z, Huang W Y. Investigation and development of main load-bearing joints in composites for aircraft structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1998, 19(4): 493-496. (in Chinese)
- [3] Brian N C, Gerry F. Handbook of analytical methods for textile composites[R]. NASA CR 4750, 1997.
- [4] 郑锡涛, 杨胜春, 叶天麒. 美国纺织复合材料在航空结构上的应用研究[J]. 航空制造与维修, 2001, (5): 13-14.
Zheng X T, Yang S C, Ye T Q. Textile composite applications to airframe structures in USA[J]. Aviation Engineering and Maintenance, 2001, (5): 13-14. (in Chinese)
- [5] Zheng X T, Ye T Q. Microstructure analysis of 4-step three-dimensional braided composite[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 16(3): 142-150.
- [6] Mouritz A P, Bannister M K, Falzon P J, et al. Review of applications for advanced three-dimensional fibre textile composites[J]. Composites, 1999, 30A: 1445-1461.
- [7] Charles S C L, Frank K K. A strength theory for failure of 3-D braided composites[C]// 41st International SAMPE Symposium. Seattle WA: SAMPE, 1996: 443-449.
- [8] Federico P. A study of failure criteria of fibrous composite materials[R]. NASA/CR-2001-210661, 2001.
- [9] 中国航空研究院. 复合材料连接手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
Chinese Aviation Academe. Handbook for composite joints[M]. Beijing: Aeronautic Industry Press, 1994. (in Chinese)
- [10] ASTM D 953-02. Standard method of test for bearing strength of plastics[S]. Annual Book of ASTM Standards, Vol. 8.01, American Society for Testing and Materials. 2002.

作者简介:



郑锡涛(1964 -) 男, 副教授, 博士后。主要研究方向: 复合材料层压板力学性能、损伤分析、湿热效应以及纺织复合材料力学性能分析。

E-mail: zhengxt@nwpu.edu.cn

孙 秦(1956 -) 男, 教授, 博士后。主要研究方向: 结构优化设计、数值计算与仿真。

E-mail: sunqin@nwpu.edu.cn

柴亚南(1965 -) 男, 中国飞机强度研究所研究员, 副总师兼研究室主任, 硕士。主要研究方向: 复合材料结构设计、分析与验证技术。

(责任编辑: 李铁柏)