

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.021

复合材料结构机械连接设计分析与试验研究

张震¹ 温永海¹ 徐忠岩¹ 李黎明¹ 李永远²

(1. 中航工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司, 哈尔滨, 150066;

2. 中国人民解放军驻一二二厂军事代表室, 哈尔滨, 150066)

摘要:以某型机复合材料机身与主减后接头局部连接结构为研究对象, 针对结构承面外载荷较大的特殊受载形式进行复合材料-金属接头机械连接技术研究。通过有限元仿真分析, 确定了复合材料-金属接头的连接形式, 并对复合材料机身结构连接区的局部铺层进行了优化, 随后开展复合材料-金属接头连接结构的力学试验。结果表明, 在给定载荷下, 复合材料-金属接头机械连接结构具有足够的强度和刚度, 满足设计要求。

关键词:复合材料; 机械连接; 有限元分析; 力学试验

中图分类号: TB333

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2015)02-0314-05

Test Investigation on Mechanically Fastened Joint of Composite Structure

Zhang Zhen¹, Wen Yonghai¹, Xu Zhongyan¹, Li liming¹, Li Yongyuan²

(1 AVIC Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin, 150066, China;

2 The Military Representative Office of PLA in the 122 Factory, Harbin, 150066, China)

Abstract: The mechanically fastened joint of composite structure that resists with special force can induce a high load out of plane. A typical composite structure is selected from a certain type of helicopter fuselage. An appropriate joint style is established by finite element analysis, the local lay-up of carbon fiber reinforced plastic(CFRP) fuselage is optimized, and then mechanical tests are carried out for the composite-metal joint structure. The results show that analysis data agrees well with test results, and the mechanically fastened joint of composite structure has enough strength and satisfies design requests at given loads.

Key words: composite; mechanically fastened joint; finite element analysis; mechanical tests

在复合材料结构设计中, 连接设计和分析是极为关键的内容。复合材料结构的连接可以分为胶接连接、机械连接和混合连接。其中胶接一般适用于传递载荷较小的部位, 机械连接适用于传递较高载荷或强调可靠性的部位。复合材料结构机械连接部位的设计和强度分析具有与金属材料结构连接部位不完全相同的内容和特点^[1]。在复合材料的连接设计中, 要尽量避免结构承受面外载荷^[2]。目前, 已经有许多专家学者对复合材料结构机械连接进行过理论分析、数值模拟和试验研究, 取得了一定的研究成果。如蒋持平^[3]、徐耀玲^[4]等人采用

解析方法进行了多钉连接件钉传载荷的计算, 高宗战^[5]等人采用有限元方法分析了螺栓孔的形状、位置对复合材料板件的三维应力分布的影响, 顾亦磊^[6]研究了螺栓预紧力、搭接方式、紧固件材料对多钉连接件载荷分配的影响, 闫国良^[7]对孔边应力分布、法向接触力进行了研究, 李跃宇^[8]研究了分层尺寸和湿热环境对复合材料连接件挤压强度的影响, 宋恩鹏^[9]等人研究了刚度比对连接强度的影响, 徐忠岩^[10]对多钉连接结构进行了非线性分析和试验研究。这些研究工作多集中在连接结构的面内受载, 结构和受载形式均相对简单。对于面

收稿日期: 2015-01-15; 修订日期: 2015-02-15

通信作者: 张震, 男, 高级工程师, E-mail: tianshui6641@sina.com。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

内、面外载荷共存的直升机复合材料机身与主减接头连接结构的相关研究则鲜见报道。

随着复合材料设计与制造技术的不断提升,复合材料在直升机上的应用范围不断扩大,研制全复合材料机身结构成为可能。对直升机而言,其旋翼载荷和主减速器载荷通过布置在主减平台上的连接接头向机身结构传递,连接部位空间有限,承载大,可靠性要求高,而且受连接方式的限制,面外载荷难以避免。为克服复合材料层间薄弱的缺点,通过局部缠绕成型、补加成型、纺织技术、特种加强件、在加厚端头嵌入高强度薄片等方法提高复合材料接头的强度^[11]。本文以某型直升机主减后接头与复合材料机身连接结构为对象,开展复合材料结构机械连接的专项研究,拟解决直升机旋翼、主减速器载荷向复合材料机身结构的传递问题。

1 结构构型

复合材料局部连接结构由 3 部分组成,分别为平台、壁板和隔框。金属接头为某型机主减后接头,位于平台面,通过螺栓或螺钉与复合材料局部

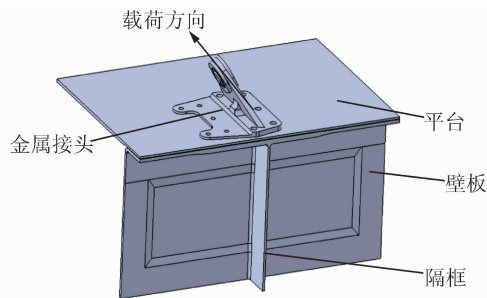


图 1 复合材料-金属接头连接结构图

Fig. 1 Joint structure between composite and metal

结构相连。连接结构构型及载荷方向如图 1 所示。

旋翼和主减速器产生图 1 所示方向的载荷,通过金属接头施加到复合材料机身结构,导致平台面既有面内载荷也有面外载荷,且面外载荷较大,这对复合材料结构承载非常不利,需对结构承载能力进行分析,确定复合材料结构的铺层和螺栓布置。其中,接头所用材料为合金钢,复合材料壁板、隔框和平台选用国产碳纤维环氧编织物和单向带,它们都属于碳纤维增强复合材料(Carbon fiber reinforced plastic, CFRP),其力学性能见表 1。

表 1 复合材料力学性能

Tab. 1 Mechanical properties of CFRP

材料	E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	G_{12}/GPa	ν	X_t/MPa	X_c/MPa	Y_t/MPa	Y_c/MPa	S/MPa	t/mm
编织物	55	50	4	0.05	500	400	500	400	60	0.29
单向带	110	7	4	0.3	1000	700	40	200	80	0.17

2 结构分析与设计

2.1 结构分析

针对复合材料-金属接头特殊连接形式,应用 MSC. Patran 建立如图 2(a) 所示的连接结构有限元模型。其中,复合材料结构均划分为 Quad4 单元,金属接头加载端划分为 Tet4 单元,金属接头与复合材料结构连接端划分为 Quad4 和 Tria3 单元;连接金属接头与复合材料结构的螺栓用 MSC. Patran 新增的 fastener 单元模拟,fastener 单元的刚度系数与螺栓的材料、直径和被连接板件的厚度有关。将螺栓视为短梁,按 MSC 公司对 fastener 单元定义的说明,其平动刚度系数按公式(1~3)计算,转动刚度系数按公式(4~6)计算^[12]。

$$KT_1 = \frac{EA}{L} \quad (1)$$

$$KT_2 = \frac{G_2 A_s}{L} \quad (2)$$

$$KT_3 = \frac{G_3 A_s}{L} \quad (3)$$

$$KR_1 = \frac{GJ}{L} \quad (4)$$

$$KR_2 = \frac{EI}{L} + \frac{G_2 A_s L}{3} \quad (5)$$

$$KR_3 = \frac{EI}{L} + \frac{G_3 A_s L}{3} \quad (6)$$

式中: A 为螺栓横截面积; I 为螺栓截面惯性矩; J 为螺栓截面极惯性矩; L 为被两被连接板件中面距离; A_s 为加权后的螺栓横截面积,为 3/4 螺栓面积^[12]。

载荷通过 MPC 施加到金属接头,施加载荷约为 52 000 N,在平台面所形成的面外载荷约为 41 000 N,具体表现为连接螺栓的拉脱力。

使用分析软件 MSC. Nastran 对复合材料-金属接头机械连接结构进行有限元分析发现,由于面外载荷过大,无论是调整连接螺栓的直径,还是调整复合材料结构的铺层,复合材料平台都难以满足强度要求。故而,还需对连接方案进行修正,使结构满足强度要求。

鉴于面外载荷形成的螺栓拉脱力过大,复合材

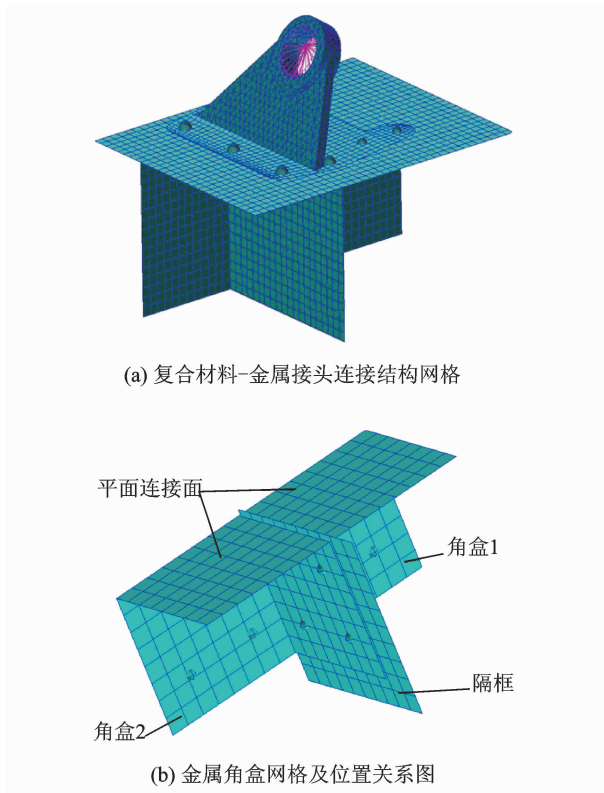


图 2 复合材料-金属接头连接结构有限元模型
Fig. 2 FEM of composite-metal joint structure

料结构平台难以承受,因此,在复合材料结构中增加两金属角盒,以增大承载面积。两角盒位置关系如图 2(b)所示,角盒 1 位于隔框之前,角盒 2 位于隔框之后。每个角盒有 3 个连接面,通过螺栓与复合材料平台、隔框和壁板连接。在图 2(b)所示的平台连接面上,金属角盒与复合材料结构、金属接头共用连接螺栓。隔框与角盒 1 和角盒 2 共用连接螺栓。

对修正的复合材料-金属连接结构设计进行有限元仿真分析,通过对复合材料结构铺层方向、铺层厚度及金属角盒厚度的调整,最终使结构在给定载荷下满足强度和刚度要求。分析所得结构位移云图如图 3(a)所示,最大位移为 1.42 mm,以蔡-胡失效准则为判据,复合材料平台结构临界失效指数云图如图 3(b)所示,铺层最大失效指数为 0.874,小于 1。

2.2 结构设计

根据有限元分析所得螺栓单元力选择合适的螺栓型号,复合材料-金属接头连接的设计方案为:金属接头通过 M6, M8 的螺栓或螺钉与复合材料结构连接,紧固件布置如图 4 所示,其中, A~E, J

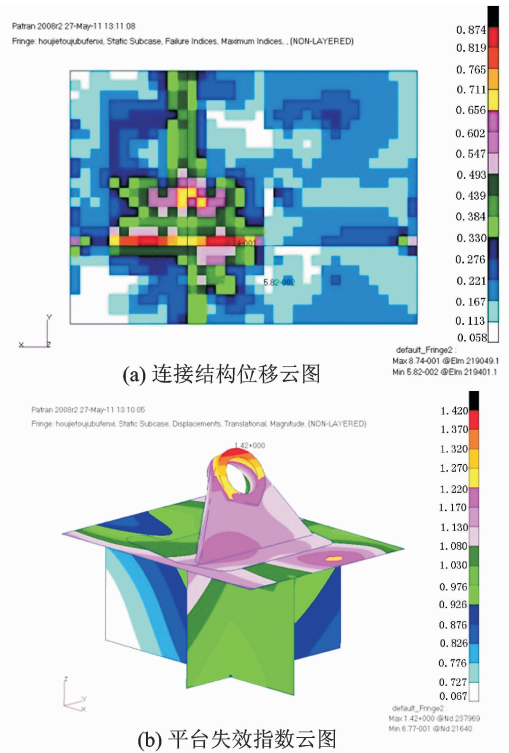


图 3 改进方案计算结果

Fig. 3 Analysis results of improved structure (displacement and failure indices)

处连接选用了 M8 的螺栓; F~J 处连接选用 M6 的螺栓;选用的金属角盒材料为铝合金,厚度为 2 mm;以局部结构重量最轻为优化目标,以 0° , 90° , 45° 铺层厚度为变量,以复合材料结构的失效指数小于 1 为约束条件,使用 MSC. Nastran 对复合材料结构局部铺层进行优化,得到不同方向铺层的最小厚度,将所得最小厚度进行铺层圆整,最终得到的连接局部铺层为对称均衡铺层,其中,平台和隔框选用复合材料编织物,厚度分别为 4.8 和 2.4 mm,壁板选用了复合材料编织物和 0° 方向的单向带,结构厚度为 3.0 mm。

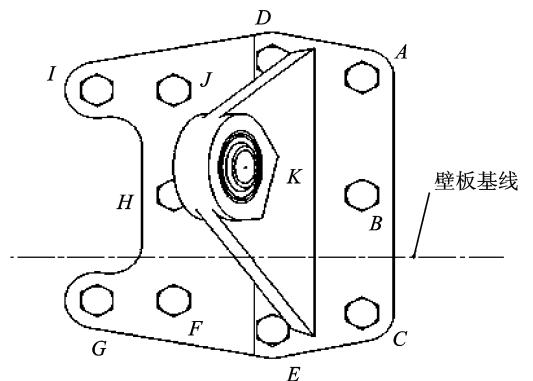


图 4 金属接头上螺栓螺钉布置图

Fig. 4 Fasteners arrangement on metal joint

3 试验研究

为确定连接结构的最终承载能力,并验证分析模型的准确性,开展了复合材料机械连接结构的力学试验验证。试验在 MTS 试验机上进行,试验中测量典型位置的应变变化情况和加载点的位移,试验安装如图 5(a)所示。按照预加载-限制载荷-极限载荷-破坏试验的顺序对试验件进行加载,最终试验件在 80 000 N 的拉力作用下失效,最终失效载荷超出设计载荷。结构破坏模式如图 5(b)所示。在设计载荷条件下,试验件加载端位移基本呈线性,其载荷-位移曲线见图 6。

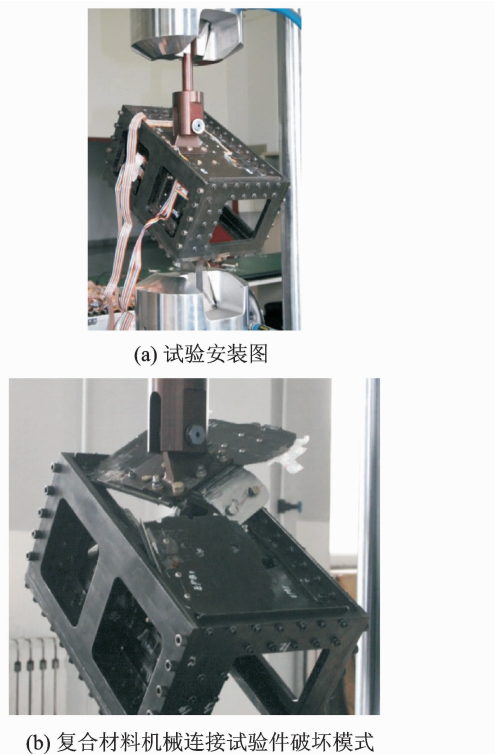


图 5 试验安装及破坏模式

Fig. 5 Test installation and failure mode of structure

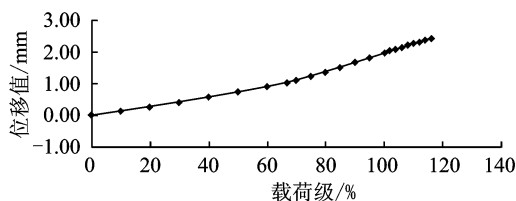


图 6 试验件加载端载荷级-位移曲线

Fig. 6 Curve of displacement VS load level

试验结果表明,在设计载荷条件下,复合材料连接结构具有足够的强度和刚度。

对连接试验与有限元分析结果进行比较可见,

试验所得加载端位移(约 1.8 mm)稍大于分析结果(1.4 mm)。导致这种差异的原因为:

(1)试验安装时,可能存在间隙,预加载过程中没有有效消除。

(2)夹持夹具的刚度对试验数据有影响,试验位移数据包含夹持夹具的位移,而有限元分析中不含夹持夹具。

试验件的破坏模式显示,该复合材料结构的失效主要由较大的面外载荷导致,层间强度是复合材料连接结构的最薄弱环节。

4 结 论

本文应用 MSC. Patran/Nastran 有限元系统对复合材料机械连接结构进行了仿真分析,根据分析结果调整设计方案,优化复合材料结构的铺层,得到满足设计要求的连接结构,并通力学试验对复合材料机械连接结构的强度进行了验证。通过项目的研究,得到以下结论:

(1)应用 MSC. Partan 中的 fastener 单元模拟连接螺栓,能体现被连接板件的位置关系和连接结构的刚度,可较为真实的反映金属接头向复合材料结构的传力路线,使建模过程和分析过程简化,是一种工程实用的方法。

(2)在复合材料-金属接头连接结构中设置两个金属角盒,一是增加复合材料结构承面外载荷的区域,二是通过金属角盒将复合材料平台结构所承面外载荷分流,转化为隔框和壁板的面内载荷,最终使结构满足强度要求。

(3)试验结果显示,分析与试验数据相一致,采用文中所用分析方法对复合材料机械连接结构进行分析是可行的。对于文中的连接结构,面外载荷仍是引起结构失效的主要原因。

由于本文未对复合材料连接结构的疲劳性能和可靠性进行验证,在接下来的工作中,需对复合材料机械连接结构的疲劳强度和可靠性进行研究。

参考文献:

- [1] 沈真. 复合材料结构设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [2] 谢鸣九. 复合材料连接手册[M]. 北京:航空工业出版社 1994.
- [3] 蒋持平,张行,任炳义,等. 有限尺寸多钉连接件钉传载荷计算的解析方法[J]. 力学学报,1995,27(2): 198-212.

- Jiang Chiping, Zhang Xing, Ren Bingyi, et al. An analytical method of pin load computations for joints of finite dimensions with multi-fasteners[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 1995, 27(2): 198-212.
- [4] 徐耀玲, 张振先. 多钉连接复合材料板钉传载荷的计算[J]. *燕山大学学报*, 2005, 29(2): 178-181.
Xu Yaoling, Zhang Zhenxian. Pin-load computations for composite laminate joints with multi-fasteners[J]. *Journal of Yanshan University*, 2005, 29(2): 178-181.
- [5] 高宗战, 岳珠峰. 带孔复合材料板和螺栓连接复合材料板的有限元计算分析[J]. *飞机设计*, 2003, 10(4): 24-28.
Gao Zongzhan, Yue Zhufeng. Finite-element analysis of drilled and bolt-jointed composite laminates[J]. *Aircraft Design*, 2003, 10(4): 24-28.
- [6] 顾亦磊. 复合材料机械连接强度分析及影响因素研究[M]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [7] 闫国良. 复合材料接头机械连接载荷分布工程化算法研究[M]. 西安: 西北工业大学, 2005.
- [8] 李跃宇. 含脱层复合材料连接件的挤压强度试验研究[J]. *机械工程材料*, 2000, 24(4): 4-7, 17.
- Li Yueyu. Experimental study on bearing strength of composite joints with delamination[J]. *Materials for Mechanical Engineering*, 2000, 24(4): 4-7, 17.
- [9] 宋恩鹏, 刘文珽, 谢鸣九, 等. 刚度比对复合材料多钉连接钉载分配影响研究[J]. *飞机设计*, 2005, 12(4): 29-32.
Song Enpeng, Liu Wenting, Xie Mingjiu, et al. Investigation of the influence of jointed member stiffness on fastener load distribution for composite multiple-bolted joint[J]. *Aircraft Design*, 2005, 12(4): 24-28.
- [10] 徐忠岩, 王立清, 任静, 等. 复合材料多钉连接设计、分析与试验技术研究[C]//第27届全国直升机年会. 南京: [s. n.], 2011.
- [11] 程家林. 层压复合材料连接接头设计及其在大飞机中的应用[J]. *航空学报*, 2008, 29(3): 640-644.
Cheng Jialin. Design of composite laminated joint and its application in large aircrafts[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(3): 640-644.
- [12] MSC. MSC Nastran 2007 r1 Quick Reference Guide[M]. USA: MSC, 2007.

