

混杂复合材料层压板的机械连接性能分析

Mechanical Connection Performance Analysis of Hybrid Composite Laminate

刘佳/上海飞机设计研究院

摘要: 建立三维实体混杂复合材料层压板与钛合金板单搭接的连接分析模型, 使用ABAQUS有限元软件中的连续壳单元(Continuum Shell)和通用接触(General Contact)算法对层压板和紧固件连接进行模拟。理论计算的失效模式和破坏载荷与试验结果吻合较好, 在此基础上调整织物铺层顺序和方向, 对比分析其性能差异。

Abstract: A three-dimensional single lap joint analytical model was developed. The composite laminate connected with titanium alloy plate by bolted joints. The Continuum shell and General contact were used to simulating composite laminates and mechanically fastened joints. The numerical results show that the present model can predict the failure mode and failure load very well. Fabric ply stacking sequence and direction were adjusted for comparing performance difference by using such model.

关键词: 混杂复合材料; 层压板; 机械连接; 破坏载荷; 铺层顺序

Keywords: hybrid composite; laminate; mechanical connection; failure load; ply stacking sequence

0 引言

由于具有较高的结构整体性和较显著的减重效果, 先进复合材料在现代飞机上的应用越来越广^[1]。民用飞机在平、垂尾安定面、后机身和球面框等主承力结构上也采用复合材料。但由于设计、工艺和使用维护方面的需要, 这些结构还必须安排一定的设计和工艺分离面及各种开孔, 这些部位的载荷传递通常采用机械连接。相对金属结构而言, 复合材料结构连接部位的孔边应力集中更严酷, 多排紧固件传力时载荷分配不均匀, 连接失效模式多样, 连接强度受铺叠方式、载荷方向和环境等因素影响。因此, 复合材料连接强度的预测和连接许用值的确定已成为国内外学者和工程技术人员的研究重点。Chen和Hung等^[2-3]早期研究人员采用渐进损伤方法对复合材料连接的破坏机理进行了探讨。Dano^[4]等使用ABAQUS中USFLD模块实现材料的刚度折减, 并对比分析了不同退化模型与失效准则的

组合, 发现失效准则和刚度退化模型的选择对计算结果影响较大。王丹勇^[5]等通过建立面内静拉伸三维逐渐损伤模型成功预测复合材料螺栓双盖板接头的拉伸强度及其损伤与扩展过程。姜云鹏等^[6]基于二维有限元模型利用刚度降低的方法, 通过损伤子程序对螺栓连接强度和失效模式进行数值分析, 得出非线性计算更适角铺层的结论, 同时对比分析了不同螺栓配合间隙对损伤的影响。杨胜春等^[7]对航空结构常用复合材料单搭接和双搭接试样展开了试验研究, 提出了用于确定复材结构机械连接设计许用值的方法。

本文使用ABAQUS有限元软件建立了三维实体混杂复合材料层压板的连接分析模型, 使用成熟的连续壳单元(Continuum Shell)和通用接触(General Contact)算法^[8]。数值模拟和试验结果误差较小, 在表明本分析模型正确性的基础上, 研究了铺层顺序和铺层角度对复合材料层压板机械连接性能的影响。

1 模型建立

以某型干线客机为例, 复合材料球面框的连接形式设计为机械连接, 紧固件选取不会和复合材料发生电化学腐蚀的钛合金环槽钉, 连接部位铺层采用了碳纤维单向带和织物的混杂铺层, 典型连接结构如图1所示。连接部位的铺层设计需要考虑保证结构能最有效、最直接地传递给定方向外载荷, 提高承载能力、结构稳定性和抗冲击损伤能力。球面框主要承受气密载荷, 对于该均匀受载情况宜选用单向带预浸料铺贴覆

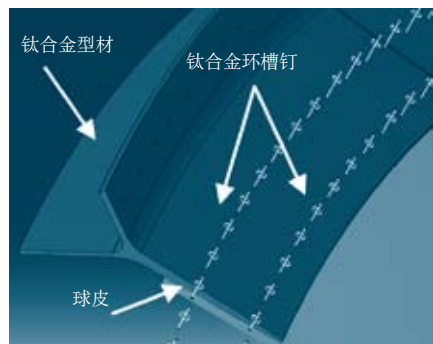


图1 球面框典型连接结构示意图

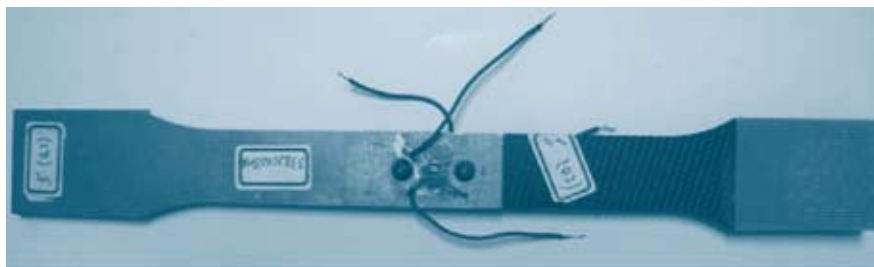


图2 试验件示意图

盖结构的各个方向;同时,球面框作为重要的疲劳/损伤容限部件,需考虑复合材料可能受到低能冲击的情况。在此基础上,层压板外表面推荐使用织物铺层。为了避免固化过程中由于弯曲、拉伸和扭转等耦合效应引起的翘曲变形和树脂裂纹,中间铺层同样增加了织物铺层。

为了研究类似结构的传力特性和承载能力,将其连接细节简化为双钉单剪的典型连接形式,试验件设计如图2所示:试验件尺寸全长365mm,搭接一侧为钛合金型材,厚度2mm,另一侧为碳纤维混杂复合材料层压板,厚度3.8mm;连接形式为双钉单剪,连接紧固件为钛合金环槽钉。

选用ABAQUS提供的连续壳单元,即8节点一阶减缩积分单元(SC8R)来建立复合材料连接部位结构模型。连续壳单元可在表征不同铺层材料性能的同时,体现受弯结构的弯曲特性,消除了单元弯曲时的剪力自锁现象,增强的沙漏控制在网格较粗的情况下也能提供精确解。

在ABAQUS中,对试件层压板部分使用SC8R进行离散,钛合金连接型材和环槽钉采用减缩积分的8节点实体单元C3D8R(六面体单元)模拟。连接中的接触采用通用接触中的硬接触,考虑摩擦力。ABAQUS为用户提供了一系列定义接触的方法,它们的基本思想都是将结构可能相互接触的两个表面定义为



图3 有限元模型

主、从表面;在每一个时间步先检查各从表面的从节点是否穿透主表面,如果穿透则在该从节点与主表面之间引入接触力;接触力的大小与穿透深度、材料刚度成正比。通用接触算法在解析过程中,由程序自动识别接触面和自动定义两个接触面的主、从关系及罚函数刚度,建立接触力与穿透距离之间的关系。

整个模型共计9420个单元、75360个节点。有限元分析模型如图3所示。模型约束一侧加强片部位的节点X、Y、Z三个方向自由度以模拟试验机的夹持状态,另一侧约束Y、Z方向自由度并通过运动耦合装置(Kinematic Coupling)对试验件施加集中力,螺栓预紧力未考虑。

2 数值分析与试验验证

为了验证本模型的正确性,在MTS Landmark 100kN试验机进行拉伸试验。试验件的安装和测量如图4所示。安装完成后,对其施加20%的预加载荷检查对中情况。反复测量应变并调整设备以保证试验件的弯曲应力对拉伸应力的



图4 试验夹持和位移-应变测量

比率不大于10%。

连接细节非线性接触分析模型的计算应力云图见图5。高应力区集中在第2排紧固件的孔边区域,其中孔边最大应力1075MPa,超过了钛合金材料的拉伸许用应力923MPa,试件从孔边撕裂,如图6所示。理论计算破坏载荷为21kN,4次试验得到破坏载荷分别为20.1kN、20.4kN、20.3kN和18.5kN,与理论数据相差10%左右,见图7。该结果在工程上可接受。表明该模型对机械连接细节破坏模式和破坏载荷的预测较准确,可用于解决飞机结构中双钉单剪形式金属与复合材料的机械连接问题。

3 铺层顺序和角度对连接性能的影响

在有限元分析模型的基础上,对复合材料层压板的织物铺层顺序和铺层角度进行了变更,铺层调整见表1,各铺层对应的Hashin失效指数和破坏模式见表2。

对于织物铺层角度相同,铺层序列不同的情况(ply1和ply2),由于其拉伸

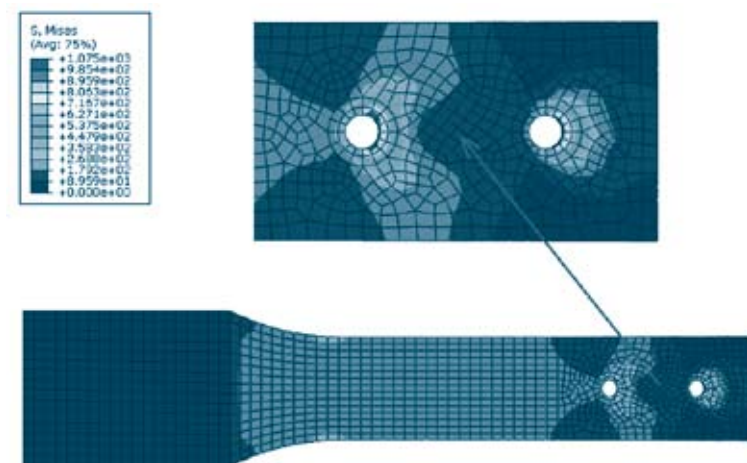


图5 钛合金连接板应力云图



图6 试验件破坏示意图

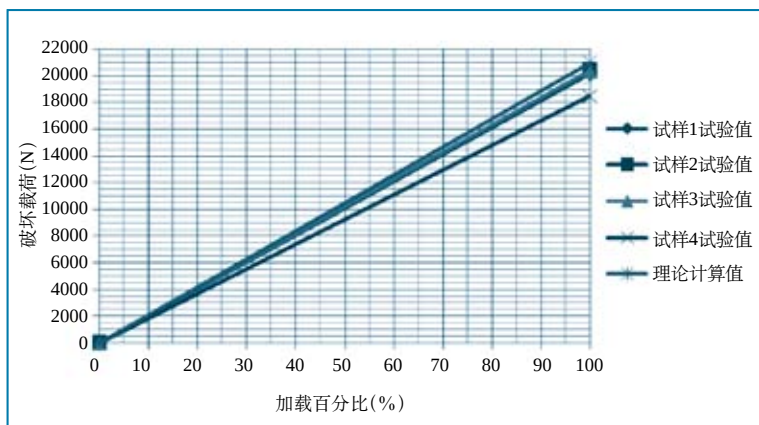


图7 试验数据与计算结果对比

刚度矩阵 $\mathbf{A}$ 相同,Hashin纤维拉伸和压缩的失效指数接近。对比扭转与弯曲的耦合刚度系数 $\mathbf{D}_{16}$ 和 $\mathbf{D}_{26}$,两种铺层相差40%和26%,如表3所示。Hashin准则基体拉伸和压缩的失效指数有一定出入。

对于铺层序列相同,织物铺层角度不同的情况(ply1和ply3),

因为其耦合刚度矩阵 $\mathbf{B}$ 相同,并且拉伸刚度矩阵 $\mathbf{A}$ 中拉、压力与中面拉伸、压缩应变的刚度系数 $\mathbf{A}_{11}$ 和 $\mathbf{A}_{22}$ 相差7%(见表3),Hashin纤维拉伸和压缩的失效指数有所不同。弯曲刚度矩阵 $\mathbf{D}$ 中弯曲与弯曲耦合的刚度系数 $\mathbf{D}_{11}$ 、 $\mathbf{D}_{22}$ 和扭转与弯曲耦合的刚度系数 $\mathbf{D}_{16}$ 、 $\mathbf{D}_{26}$ 大小相

当,扭转与扭曲率的刚度系数 $\mathbf{D}_{66}$ 相差6%,Hashin基体拉伸和压缩的失效指数有较大差异。

对比各铺层试样在破坏时刻载荷方向和垂直载荷方向的最大应变,见图8。可知,ply3铺层较ply1铺层在载荷方向上的承载能力相当,在垂直载荷方向,ply1铺层的应变略大;ply4铺层在两个方向上的承载能力均大于ply2铺层;ply3铺层与ply4铺层相比,ply3铺层在两个载荷方向的应变更

表1 铺层信息表

编号	铺层序列
ply1	$[(\pm 45)/0/18/-18/36/-36/+54/(0,90)/-54/72/-72/90]_s$
ply2	$[0/18/-18/36/(\pm 45)/-36/+54/-54/72/(0,90)/-72/90]_s$
ply3	$[(\pm 45)/0/18/-18/36/-36/+54/(\pm 45)/-54/72/-72/90]_s$
ply4	$[0/18/-18/36/(\pm 45)/-36/+54/-54/72/(\pm 45)/-72/90]_s$

表2 各铺层失效指数和破坏模式

铺层序列	失效模式	失效指数	危险部位
ply1	HSNFTCRT ¹⁾	0.1954	第一颗钉孔边(垂直载荷方向)
	HSNFCCRT ²⁾	0.3676	第一颗钉孔边(载荷方向一侧)
	HSNMTCRT ³⁾	0.3423	第一颗钉孔边(垂直载荷方向)
	HSNMCCRT ⁴⁾	0.1251	第一颗钉孔边(载荷45°方向)
ply2	HSNFTCRT	0.1929	第一颗钉孔边(垂直载荷方向)
	HSNFCCRT	0.3594	第一颗钉孔边(载荷方向一侧)
	HSNMTCRT	0.2037	第一颗钉孔边(垂直载荷方向)
	HSNMCCRT	0.1393	第一颗钉孔边(载荷45°方向)
ply3	HSNFTCRT	0.2282	第一颗钉孔边(垂直载荷方向)
	HSNFCCRT	0.4391	第一颗钉孔边(载荷方向一侧)
	HSNMTCRT	0.4027	第一颗钉孔边(垂直载荷方向)
	HSNMCCRT	0.1117	第一颗钉孔边(载荷45°方向)
ply4	HSNFTCRT	0.2196	第一颗钉孔边(垂直载荷方向)
	HSNFCCRT	0.4077	第一颗钉孔边(载荷方向一侧)
	HSNMTCRT	0.2842	第一颗钉孔边(垂直载荷方向)
	HSNMCCRT	0.1273	第一颗钉孔边(载荷45°方向)

1) 纤维拉伸率; 2) 纤维压缩; 3) 基体拉伸; 4) 基体压缩

为均衡,比较适合类似球面框的各个方向均匀受载结构。

4 结论

材料性能和铺层顺序、孔径尺寸和连接形式、紧固件与孔的配合精度、载荷种类和方向及环境等是影响复合材料机械连接失效模式和强度性能的主要因素。本文针对结构设计中的典型连接形式,建立了三维实体混杂复合材料层压板的连接分析模型,数值分析和试验结果吻合较好。在此基础上,对混杂复合材料层压板的铺层顺序和铺层角度进行了调整,分析得到:

1) 钛合金板与复合材料层压板单搭接形式在拉伸载荷情况下,高应力区集中在钛合金板的孔边紧固件钉头一侧;紧固件高应力区集中在与复合材料板连接的钉帽一侧(沿载荷方向)。

2) 对于给定的铺层,纤维拉伸的失效模式为第一颗钉孔边垂直于载荷方向失效,纤维压缩失效模式为第一颗钉孔边沿载荷方向失效,基体拉伸失效模式为第一颗钉孔边垂直于载荷方向失效,基体压缩失效模式为第一颗钉孔边沿载荷 45° 方向失效。

3) 对称角铺设层压板的耦合刚度阵 B 为0,且 A_{16} 、 A_{26} 、 D_{16} 和 D_{26} 的刚度系数相对较小,其剪切刚度比正交各向异性对称层压板大,更适合工程应用。

4) 在单向带铺层确定的情况下,织物铺层分别在表面层和1/4层处,且满足均衡对称条件的铺层序列具有较高的连接强度。

AST

参考文献

- [1] 陈绍杰.复合材料与民用航空[J].高科技纤维与应用,2002,27(1):1-8.
- [2] Chen W H, Lee S S, Yeh J T. Three-dimensional contact stress analysis

表3 各铺层刚度系数值

铺层	A系数(N/mm)			D系数(N/mm)		
Ply1	195000	62000	-24	300000	85300	8630
	62000	195000	-24	85300	124000	7670
	-24	-24	66548	8630	7670	90200
Ply2	195000	62000	-24	350000	75900	14500
	62000	195000	-24	75900	107000	10300
	-24	-24	66548	14500	10300	81500
Ply3	182000	75000	-48	294000	91200	8610
	75000	182000	-48	91200	118000	7660
	-48	-48	66548	8610	7660	96100
Ply4	182000	75000	-48	348000	78100	14500
	75000	182000	-48	78100	105000	10300
	-48	-48	66548	14500	10300	83700

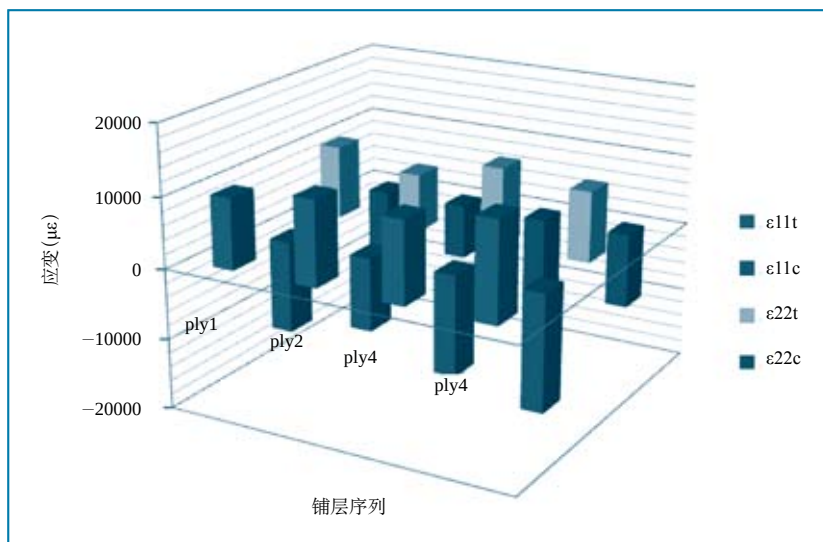


图8 各铺层试样最大应变

of a composite laminate with bolted joint [J]. Composite Structure, 1995, 30: 287-297.

[3] Hung C L, Chang F K. Bearing failure of bolted composite joints II: Model and verification [J]. Journal of Composite Materials, 1996, 30: 1359-1400.

[4] Dano M L, Gendron G, Picard A. Stress and failure analysis of mechanically fastened joints in composites laminates [J]. Composite Structure, 2000, 50(1): 287-296.

[5] 王丹勇,温卫东,崔海涛.复合材料单钉接头三维逐渐损伤破坏分析[J].复合材料学报,2005,22(3):168-174.

[6] 姜云鹏,岳珠峰.复合材料层合板螺栓连接失效的数值模拟[J].复合材料学报,2005,22(4):177-182.

[7] 杨胜春,沈真,周建锋等.复合材料连接许用值确定方法[J].复合材料学报,2008,25(5):125-133.

[8] Abaqus Inc. ABAQUS 6.11 Analysis User's Manual[Z]. USA: Abaqus Inc, 2011.

作者简介

刘佳,硕士,工程师,从事飞机强度设计研究。