

复合材料非平面连接接头强度预测

周小红 张东华

(北京机电工程研究所,北京 100074)

文 摘 基于渐进损伤分析方法,对一种复合材料非平面连接接头承受轴向拉伸载荷作用下的失效强度进行了研究,建立了三维渐进损伤有限元模型预测连接结构的失效行为,预测的失效载荷和载荷-位移曲线与试验结果的对比一致,验证了分析的有效性。

关键词 复合材料,非平面连接接头,强度

中图分类号:V19

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2015.04.007

Tensile Strength Prediction of Out-of-Plane Composite Joints

ZHOU Xiaohong ZHANG Donghua

(Beijing Electro-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074)

Abstract Based on the progressive damage analysis method, the failure of an out-of-plane composite joint under axial tensile loading is investigated. A progressive damage model consisting of a three dimensional FEM model is established to predict the failure behavior of the joint. The predicted failure load and load-displacement curve are validated by the experimental results.

Key words Composite, Out-of-plane joints, Strength

0 引言

先进复合材料因其高比强度、高比模量、优良的抗疲劳性、材料铺层的可设计性等优异特性,在航空航天飞行器的结构中得到日益广泛的应用。在结构设计中,复合材料结构部件的发展方向是力求实现结构的整体性。不用或者少用连接,就可以明显减轻结构的质量和结构的效率,但是,由于当前技术水平的限制(例如热压罐尺寸、模具尺寸、材料和加工设备的限制等)以及结构设计、工艺、检验、运输和维修方面的需要,必需安排一定数量的设计和工艺分离面、维护口盖和多种外挂接口等。因此,在复合材料结构设计中,接头设计是必不可少的一环。

非平面复合材料接头是飞行器设计中一种重要的连接形式,然而,复杂的连接部位往往也是初始损伤发生的起点和整体结构中的薄弱环节,对复合材料非平面接头承载能力的研究是复合材料分析中的一个热点^[1-4]。本文对一种整体化非平面 L 型复合材料连接接头结构进行了抗拉强度预测分析,应用最大应力准则和渐进损伤模型摸索了损伤历程和极限承载能力。并设计完成了两件接头试验件的拉伸强度

试验,通过与试验结果对比,验证了损伤分析模型的有效性。

1 结构几何与分析模型

1.1 结构几何模型

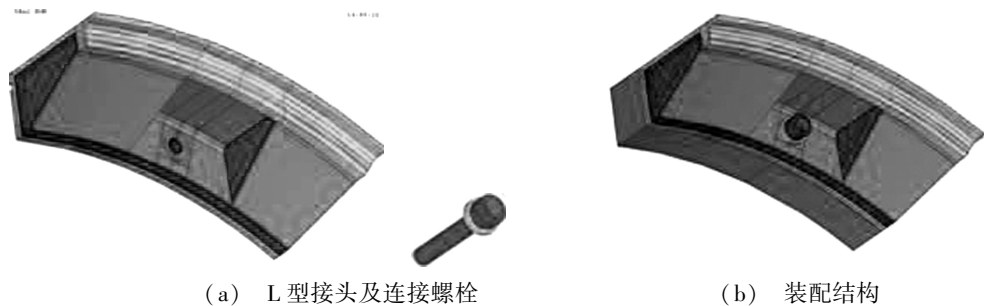
非平面 L 型接头是一种典型的复合材料整体化结构,其功能之一是实现两个结构之间的端面连接固定,将复合材料平面弯折成 L 型用于螺钉连接,同时为降低拐角部位的应力,在螺钉孔两侧一般会增加斜支撑来帮助承载,接头结构几何模型及装配关系如图 1 所示^[5-7]。

L 型接头螺栓连接部分厚 15 mm 长边部分厚 8 mm。螺栓连接部分铺层顺序为:前端 2.5 mm 为准对称均衡铺层,3 mm L 型外蒙皮为 $[\pm 45/45/0/0/-45/90/45/0/0]_s$,4.5 mm 填充为准对称均衡铺层,5 mm 内蒙皮为准对称均衡铺层;L 型长边部分铺层顺序为:3 mm 外蒙皮为 $[\pm 45/45/0/0/-45/90/45/0/0]_s$,5 mm 内蒙皮为准对称均衡铺层。复合材料接头全部采用 T700 碳纤维/环氧树脂,材料性能 $E_{11}=135$ GPa, $E_{22}=9$ GPa, $G_{12}=4$ GPa, $\nu_{12}=0.34$, $X_T=2\ 000$ MPa, $X_C=1\ 120$ MPa, $Y_T=43$ MPa, $Y_C=180$ MPa,

收稿日期:2015-07-03

作者简介:周小红,1976 年出生,高级工程师,主要从事复合材料结构设计与分析研究工作。E-mail:shanxiaohong@163.com

$S_{12} = 80 \text{ MPa}$ 。连接螺钉的材料为 30CrMnSiA。



(a) L型接头及连接螺栓 (b) 装配结构

图1 L型接头连接及其装配结构

Fig.1 Composite joints and assembly structure

1.2 结构有限元模型

为考察整体化复合材料连接接头结构中复合材料和螺栓的受力情况,在 ABAQUS 软件中建立接头连接结构的有限元模型^[8]。在有限元模型中,每一层复合材料铺层均建立一个实体单元,螺栓周围采用更加精细的网格,在连接螺栓和复合材料接头模型、结构与被连接件模型之间定义接触以模拟螺栓连接的实际情况,这样的分析结果更符合工程实际。有限元模型如图 2 所示。



图2 L型接头连接及其装配件有限元模型

Fig.2 FEM of joints

1.3 载荷及边界条件

L型连接接头功能为连接两部分结构并传递轴向载荷,为模拟连接接头和螺栓的受力情况,约束螺栓底部的位移,并在连接结构的另一端面施加轴向的拉伸载荷。结构载荷约束情况如图 3 所示。

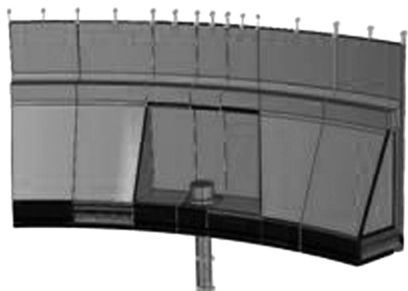


图3 L型接头连接结构的载荷及边界条件

Fig.3 Loads and boundary condition

1.4 失效准则和材料退化模型

渐进损伤分析过程包含有限元分析、失效准则判断和材料退化模型三个部分。本文采用最大应力失效准则,材料退化模型采用材料属性/模量简单退化模型,即当某一方向达到最大应力后模量退化为一个小量。

当前,文献[5]中存在着大量的复合材料失效准则,包括最大应力理论、最大应变理论、蔡-希尔理论、霍夫曼破坏理论和蔡-胡张量理论。考虑有些如最大应力准则、最大应变准则既可以判断材料是否发生失效,又能解释材料的失效机理,在哪个方向发生损伤,当材料发生失效时,只需要在失效位置将损伤方向的材料模量进行退化就可以实现损伤模拟,这样的材料退化方法更加接近于真实损伤情况。

最大应力失效准则和材料退化模型如表 1 所示。

表1 最大应力失效准则和材料退化模型

Tab.1 Max stress failure criterion and material degradation model

失效准则(最大应力)	材料退化模型
$\frac{ \sigma_{11} }{X_T} > 1, \sigma_{11} > 0$ 或 $\frac{ \sigma_{11} }{X_C} > 1, \sigma_{11} < 0$	$E_{11} = E_{22} = E_{33} = G_{12} = G_{13} = G_{23} = 0$
$\frac{ \sigma_{22} }{Y_T} > 1, \sigma_{22} > 0$ 或 $\frac{ \sigma_{22} }{Y_C} > 1, \sigma_{22} < 0$	$E_{22} = G_{12} = G_{23} = 0$
$\frac{ \sigma_{33} }{Z_T} > 1, \sigma_{33} > 0$ 或 $\frac{ \sigma_{33} }{Z_C} > 1, \sigma_{33} < 0$	$E_{33} = G_{13} = G_{23} = 0$
$\frac{ \tau_{12} }{S_{12}} > 1$	$G_{12} = 0$
$\frac{ \tau_{13} }{S_{13}} > 1$	$G_{13} = 0$
$\frac{ \tau_{23} }{S_{23}} > 1$	$G_{23} = 0$

2 结果与讨论

2.1 分析结果

整体化复合材料非平面连接结构渐进损伤模型预测结果如表 2 所示。可以看出,当载荷达到 28.9 kN 时,L 型接头的短支边即螺栓孔所在一端的中间发生分层破坏,接头达到极限强度。

表 2 强度预测结果

Tab.2 Results of prediction

预测结果	失效载荷/kN	失效位置	主要损伤类型
极限失效	28.9	L 型短支边	分层破坏

连接结构的载荷-位移曲线如图 4 所示,可以看出,曲线在初始阶段为线性上升阶段;当达到一定载荷以后,曲线斜率变小,在结构载荷为 28.9 kN 时,结构承受载荷达到最大;随着位移的继续增大,载荷缓慢下降。

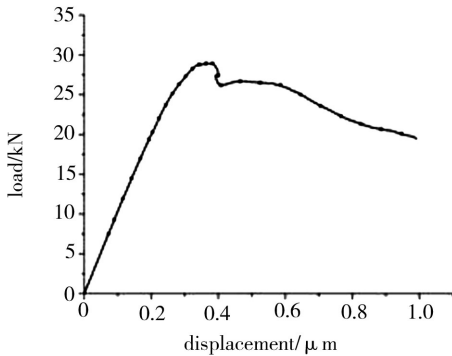


图 4 载荷—位移曲线

Fig.4 Load-displacement curves of prediction

连接结构在最大应力准则下的最终破坏强度系数云图见图 5,图中灰色区域为已超出强度极限的失效区域,从强度计算云图中可以看到,结构在螺栓周围及拐角部位破坏严重,靠近斜支撑的部位出现较大的分层破坏^[9]。

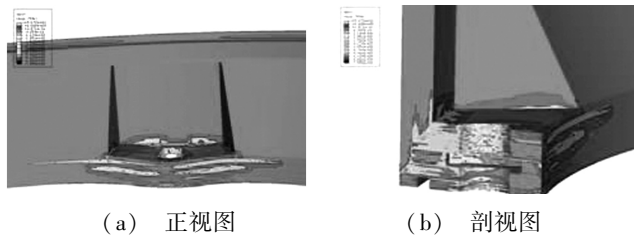


图 5 破坏强度系数云图

Fig.5 Ultimate failure area

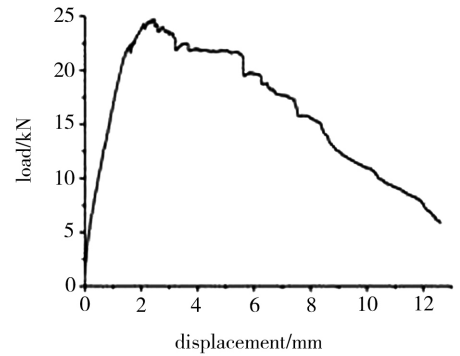
2.2 试验验证

采用电液伺服材料试验机完成了两件整体化复合材料舱段连接结构试验件的拉伸强度试验,记录最初失效及极限载荷,两件试验件最终失效载荷分别为 25.62 和 24.78 kN,最终失效载荷平均值 25.20 kN,标准差 0.59。试验中按照 1 mm/min 的加载速率进行加载,获得载荷-位移曲线,见图 6,结构的最终破坏

坏形式见图 7。



(a) 试件 1



(b) 试件 2

图 6 试验载荷—位移曲线图

Fig.6 Load-displacement curves of experiments



图 7 试验件破坏情况

Fig.7 Ultimate failure photo

2.3 分析与讨论

表 3 给出极限失效情况下整体化复合材料连接件的失效载荷、位置、模式理论预测与试验数据的对比。可以看出,预测的失效载荷值略高于试验数据,这是由于本身结构复杂,制造困难,在连接结构试验件的制造加工过程中难免出现缺陷和损伤,而计算分析则基于理想结构情况,未考虑初始缺陷等因素,因此预测结果高于试验数据。强度预测的损伤类型和扩展趋势与试验吻合较好,最终破坏都是复合材料的分层破坏形式。

表 3 强度预测与试验对比结果

Tab. 3 Failure load of prediction and experiments

数据来源	失效载荷 /kN	失效 位置	主要损伤 类型	误差 /%
试验结果	25.2	L型短支边	分层破坏	-
预测结果	28.9	L型短支边	分层破坏	+14.7

3 结论

采用渐进损伤方法,建立复合材料非平面连接结构的渐进损伤分析模型,给出 L 型连接结构在拉伸载荷作用下的损伤、扩展和极限失效过程,揭示复合材料非平面连接结构的失效机理,确定了极限强度。强度预测的损伤类型和损伤扩展趋势与试验结构符合,计算误差小于 15%,预测结果是工程上可以接受的。而预测的失效位置,主要损伤类型都是与试验结果符合,所以采用渐进损伤方法预测该结构,结果合理有效。

参考文献

[1] Zhao L B, Qin T L, Shenoi R A, et al. Strength prediction of composite π joint under bending load[J]. J Compos. Ma-

ter., 2010, 44(23): 2759-2788

[2] Heimbs S, Schmeer S, Blaurock J, et al. Static and dynamic failure behaviour of bolted joints in carbon fiber composites [J]. Compos. Part A, 2013, 47: 91-101

[3] Zhang J, Liu F, Zhao L, et al. A progressive damage analysis based characteristic length method for multi-bolt composite joints[J]. Compos. Struct., 2014, 108: 915-23

[4] Shenoi R A, Hawkins G L. Influence of material and geometry variation on the behaviour of bonded tee connections in FRP ship[J]. Compos., 1992, 23(5): 335-345

[5] Hashin Z. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(1): 58-80

[6] 杨乃宾, 章怡宁. 复合材料飞机结构设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002

[7] 张志民. 复合材料结构力学[M]. 北京航空航天大学出版社, 1993

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

[9] ABAQUS User's Guide

(编辑 李洪泉)

(上接第 22 页)

4 结论

(1) 在材料总厚度不变的情况下, 多层阻抗渐变设计使吸波层板的有效吸波频带向低频扩展, 显著提高吸波层板的有效吸波带宽和吸波泡沫的吸收强度。具有三个有效的阻抗渐变吸收层的 4 mm 厚吸波层板在 5 ~ 18 GHz 频段反射率小于 -10 dB; 具有六个有效的阻抗渐变吸收层的 22 mm 厚吸波泡沫在 2 ~ 18 GHz 频段反射率小于 -10 dB, 其中在 6 ~ 18 GHz 频段反射率小于 -20 dB, 8 ~ 12 GHz 频段反射率小于 -30 dB。

(2) 建立在精细化阻抗渐变设计基础上的吸收层数的增加能够减小吸收层之间的阻抗突变, 从而减小电磁波的界面反射, 使电磁波能量得以更多地传输到材料内部并被损耗掉。

参考文献

[1] Perini Jose, Lawrence S. Cohen. Design radar absorbing materials (RAMs) for wide range of angle of incidence[M]. IEEE, International Symposium of EM Compatibility, 1991: 418-424

[2] 李承祖, 田成林. 多层吸波和多层透波材料阻抗匹配问题研究[J]. 国防科技大学学报, 1991, 13(4): 66-73

[3] 何燕飞, 龚荣洲, 何华辉. 双层吸波材料吸波特性研究[J]. 功能材料, 2004, 35(6): 782-784

[4] 何燕飞, 龚荣洲, 李享成, 等. 多层复合吸波材料的制备及其吸波性能[J]. 无机材料学报, 2006, 21(6): 1449-1453

[5] 胡传炳. 隐身材料技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2004

[6] 黄远, 李家俊, 马铁军, 等. 一种新型结构吸波材料的设计与制备[J]. 兵器材料科学与工程, 1999, 22(4): 7-12

[7] 黄远, 李家俊, 马铁军, 等. 利用碳纤维毡制备结构吸波材料的研究[J]. 复合材料学报, 2000, 17(1): 28-31

[8] 谢炜, 程海峰, 楚增勇, 等. 以中空多孔碳纤维为主体的轻质吸波材料吸波性能研究[J]. 无机材料学报, 2009, 24(2): 320-324

[9] 邹春田, 赵乃勤, 师春生, 等. 活性碳纤维/树脂复合吸波材料的设计[J]. 功能材料与器件学报, 2007, 13(1): 54-58

[10] 车孟刚, 杨建生, 聂嘉阳, 等. 多层蜂窝夹芯结构吸波材料电匹配设计研究[J]. 宇航材料工艺, 1989(4/5): 74-78

[11] 何山, 熊克敏. 雷达罩内用泡沫型吸波材料研究[J]. 航空材料学报, 2001, 21(3): 19-23

[12] 张立中. 宽频结构型微波吸收材料的设计研究[J]. 导弹与航天运载技术, 1995(4): 48-54

(编辑 李洪泉)