

飞机复合材料结构过渡区减层设计

任飞翔*, 陈普会

南京航空航天大学, 江苏 南京 210016

摘要: 随着航空科学技术的发展, 复合材料在飞机结构中的应用越来越广泛。为了减轻结构重量, 匹配不同的面内载荷和弯曲载荷, 改变层合板的厚度势在必行, 而这种厚度的改变可以通过减层来实现。但是, 层合板铺层递减会造成结构几何不连续, 加上剪切滞后效应的影响, 会导致复合材料结构内部和局部应力集中。本文采用有限元分析软件 ABAQUS, 应用三维HASHIN准则, 对复合材料结构铺层递减的斜率和递减方式两种因素对结构性能的影响进行了分析, 最后给出了设计建议。

关键词: 复合材料; 铺层递减; 应力集中; ABAQUS; 三维HASHIN失效准则

中图分类号: V214.8 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 05-0019-04

由于复合材料具有重量轻、可设计性、抗疲劳断裂特性好等优点, 再加上近年来复合材料成本问题的解决, 使得复合材料在航空结构中的应用越来越广泛, 在新研制的民用客机 Boeing 787 和 A350XWB 中, 复合材料的应用比例甚至超过了 50%, 其中很大一部分是应用在机身和机翼等主承力结构中。对于复合材料航空结构而言, 变厚度层合板铺层递减结构是相当普遍的。一方面是出于减重的考虑, 另一方面是因为复合材料结构的可设计性特点, 针对不同的面内载荷以及弯矩载荷, 可以设计不同厚度的复合材料结构。为了研究铺层递减区域的应力以及过渡区不同过渡型式对结构性能的影响, 目前广泛采用平面应力或者平面应变单元进行有限元模拟。但是, 二维单元不能精确地模拟过渡区应力, 且边界效应不能考虑在内。

1 试验件

复合材料制件过渡区由铺层减层自然形成, 但是过渡区减层截面形状有多种样式。试验件样式如图 1 示, 试验件尺寸见图 2。试验件过渡类型以及模型参数见表 1。过渡类型 A、B、C 的过渡区减层示意图见图 3。复合材料蒙皮减层前铺层顺序为: [45/-45/0/90/0/45/-45/90/-45/45/-45/0/45/-

45/45/0/90/0/45/0/-45/0/90]s, 复合材料体系 T800/BA9918 纤维树脂体系。

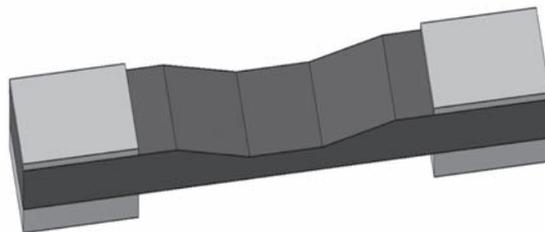


图1 试验件
Fig.1 Test article

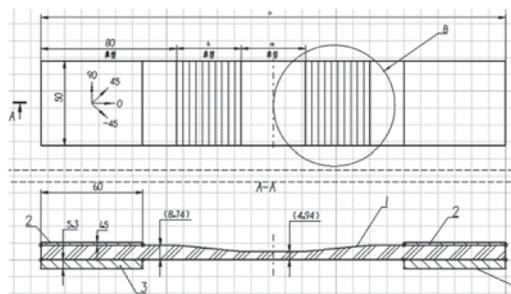


图2 试验件尺寸
Fig.2 The size of test article

收稿日期: 2014-02-24; 录用日期: 2014-03-24

*通讯作者. Tel.: 15850661361 E-mail: rentianyu1989@163.com

引用格式: REN Feixiang, CHEN Puhui. Design for ply drop-off in laminated aircraft composite structures[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(05): 19-22. 任飞翔, 陈普会. 飞机复合材料结构过渡区减层设计[J]. 航空科学技术, 2014, 25(05): 19-22.

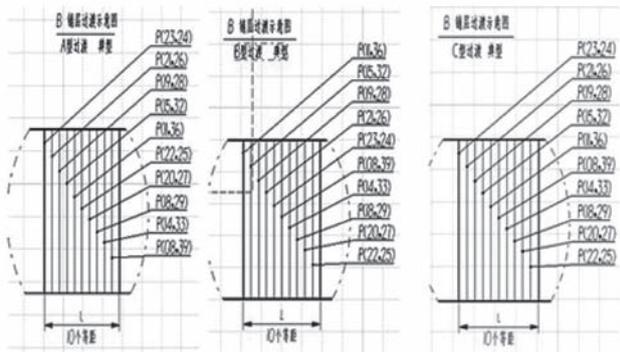


图3 过渡区减层

Fig.3 Layer reduction of transition region

表1 过渡类型及模型参数

Table 1 transition type and model parameters

试验件编号	过渡类型	h	m	n
SL10-A	A型“<<型”	38(斜率1:10)	38	274
SL10-B	B型“>>型”	38(斜率1:10)	38	274
SL10-C	C型“<>型”	38(斜率1:10)	38	274
SL20-A	A型“<<型”	76(斜率1:20)	76	388
SL20-B	B型“>>型”	76(斜率1:20)	76	388
SL20-C	C型“<>型”	76(斜率1:20)	76	388

2 有限元模型

试验件受轴向拉伸载荷,可以近似认为结构沿载荷方向对称。为简化分析,采用商用有限元软件ABAQUS建立1/2有限元模型进行模拟。复合材料均采用C3D8R实体单元进行离散,铺层递减产生的三角区用树脂进行填充,并且采用C3D20R实体单元进行离散。

边界条件:试验件有限元模型可参考图4,SL10和SL20模型只是在尺寸上有所不同,边界条件相同,均为右端施加对称约束,左端施加X方向上的均匀拉伸位移载荷,同时约束夹具Y方向上的位移。

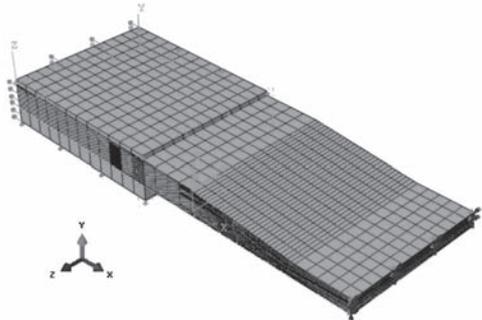


图4 SL10有限元模型

Fig.4 Finite element model of SL10

复合材料的定义采用ABAQUS用户材料子程序USDFLD定义,三角区树脂性能取复合材料基体参数。文章采用三维HASHIN失效判据来预测层合板的失效起始以及扩展。三维HASHIN失效判据由7个独立的判别式组成:

基体拉伸断裂($\sigma_{22} > 0$):

$$e_m = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

基体压缩破裂($\sigma_{22} < 0$):

$$e_m = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

纤维拉伸失效($\sigma_{11} > 0$):

$$e_f = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

纤维压缩失效($\sigma_{11} < 0$):

$$e_f = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

纤维-基体剪切($\sigma_{11} < 0$):

$$e_s = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

拉伸分层($\sigma_{33} > 0$):

$$e_d = \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

压缩分层($\sigma_{33} < 0$):

$$e_d = \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

其中, e_m 表示基体损伤, e_f 表示纤维损伤, e_s 表示纤维-基体剪切损伤, e_d 表示复合材料的分层损伤。

3 有限元结果

试验件SL10和SL20的载荷位移曲线如图5所示。由图5可以看出,无论是对于SL10试验件还是SL20,递减类型A试验件刚度都略大于B和C,而递减类型B和C试验件刚度则相差无几。结构的载荷位移曲线存在很长时间的线性段,然后突然发生掉载。无论是SL10试验件还是SL20试验件,若以最大承载能力为比较基准,过渡类型B都具有微弱的优势,具体的数值可参见表2。

由表2可以看出,对于SL10型试验件,过渡类型B对应的基体破坏时的位移比过渡类型A高出了59.9%,纤维破坏时的位移高出了25.7%;对于SL20型试验件,过渡类型B对应的基体破坏时的位移,相对于过渡类型A高出35.1%,纤维破坏

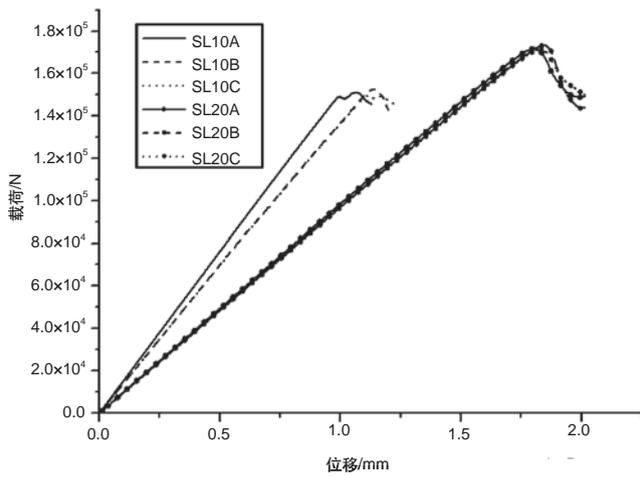


图5 试验件SL10和SL20载荷位移曲线
Fig.5 Load displacement curves of test article SL10 and SL20

时的位移高出4.4%。而基体破坏时,SL10B和SL20B的应变分别为和。

复合材料的损伤以基体拉伸和纤维拉伸破坏为主,其他破坏型式不存在或者是损伤面积很小。复合材料纤维拉伸破坏的面积达到一定的水平之后,结构出现了掉载。掉载时,结构的纤维损伤参见图6。可以看出,各个试验件的损伤位置几乎是相同的。

4 结论

针对复合材料过渡区A、B、C三种过渡形式,对过渡区斜率1:10和1:20两种过渡区斜率的试验件进行了有限元模拟,得到结论如下:

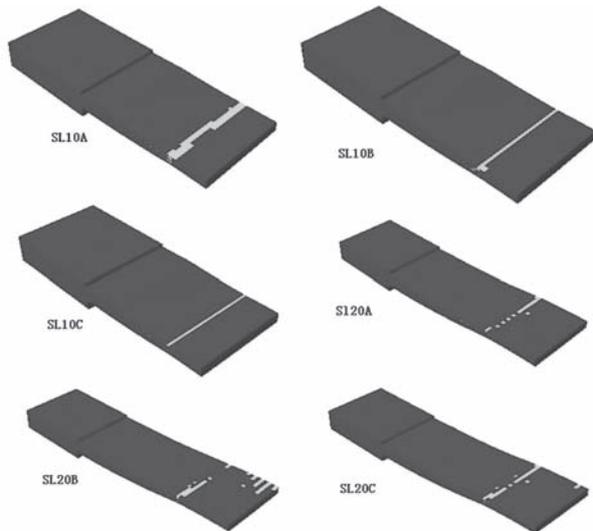


图6 结构掉载时复合材料纤维拉伸破坏情况
Fig.6 Composite fiber tensile failure case when structure out of load

表2 基体破坏和纤维破坏对应的载荷

Table 2 Corresponding load when matrix and fiber damage

过渡类型	刚度 (kN/mm)	基体破坏时的位移 (mm)	基体破坏时的载荷 (kN)	纤维破坏时的位移 (mm)	纤维破坏时的载荷 (kN)	破坏载荷 (kN)
SL10						
A	152.7	0.3	48.4	0.9	129.9	151.0
B	144.0	0.5	71.0	1.1	146.9	152.6
C	139.7	0.3	47.1	1.0	141.0	149.5
SL20						
A	98.8	0.5	50.8	1.4	142.3	171.7
B	97.0	0.7	67.4	1.5	145.8	173.3
C	96.9	0.6	53.7	1.6	151.0	171.8

(1) B过渡类型,1:20的过渡区斜率相较于其他试验件类型具有一定的优势,但是优势并不明显;如果再考虑比重等因素,可能这个优势也会消失殆尽;

(2) 过渡区斜率为1:10试验件的刚度和过渡区斜率为1:20试验件的刚度相差约30%;

(3) 试验件主要的破坏模式为复合材料基体和纤维的拉伸破坏,纤维的拉伸损伤导致结构的最终掉载;

(4) 由于没有哪一种铺层递减方式和过渡区斜率的试验件性能相较于其他试验件存在明显优势,所以在实际的结构设计中,需要综合考虑结构尺寸、工艺难易程度、结构重量、以及成本等因素,选择合适的过渡类型和过渡区斜率。

AST

参考文献

[1] A. Mukherjee, B. Varughese. Design Guidelines for Ply Drop-off in Laminated Composite Structures[R]. Department of Civil Engineering, Indian Institute of Technology, 1999.

[2] D.S. Cairns, J.F. Mandell, M.E.Scott, J.Z.Maccagnano. Design and Manufacturing Considerations for Ply Drops in Composite Structures[R]. Composites: Part B, 30 (1999) 523-534.

[3] Flemming Morensen, Ole Thybo Thomsen. A Simple Approach for the Analysis of Embedded Ply Drops in Composite and Sandwich Laminates[R]. Composites Science and Technology, 59 (1999) 1213-1226.

[4] B.R. Vidyashankar, A.V. Krishna Murty. Analysis of Laminates

- with Ply Drops[R]. Composites Science and Technology, 61 (2001) 749-758.
- [5] ABAQUS/Standard version 6.10, User's Manual. Hibbit, Karlsson and Sorensen Inc, Rhode Island,USA , 2010.
- [6] 王振世,陈普会. 变厚度复合材料层合板铺层递减设计[D]. 南京:南京航空航天大学,2009.
- WANG Zhenshi, CHEN Puhui. Ply drop design for variation thickness laminated composite[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009. (in Chinese)

作者简介

任飞翔(1990—) 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器复合材料结构设计。

Tel:15850661361

E-mail:rentianyu1989@163.com

陈普会(1966—) 男,博士,教授。主要研究方向:飞行器复合材料结构设计与分析。

Design for Ply Drop-off in Laminated Aircraft Composite Structures

REN Feixiang*, CHEN Puhui

Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Jiangsu Nanjing 210016, China

Abstract: As the developing of astronautics technology, composite is more and more popular in aircraft structure. For the saving weight consideration, thickness variations accomplished by dropping plies along the length are necessary to match varying in-plane and bending load. Unfortunately, these ply drops produce internal and local stress concentrations as a consequence of geometric discontinuities and shear lag. In this study, with the help of Commercial finite element software ABAQUS and applying three-dimensional HASHIN Failure criteria, the influence to structure performance of slope and mode of ply drops is explored. Finally, some recommendations about structure design are given.

Key Words: composite; ply drop; stress concentration; ABAQUS; 3-D HASHIN failure criteria

Received: 2014-02-24; Accepted: 2014-03-24

*Corresponding author. Tel.: 15850661361 E-mail: rentianyu1989@163.com