

文章编号:1674-8190(2014)03-307-05

复合材料舷窗大开口结构强度研究

黄河源, 万小鹏, 姚辽军

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 复合材料舷窗结构作为飞行器的重要组成部件, 对其强度进行研究具有重要意义。采用试验与数值模拟相结合的方法对舷窗结构的力学行为进行研究, 首先得到结构件的极限剪切载荷, 然后建立基于连续介质损伤力学(CDM)的数值模型进行仿真模拟。结果表明: 所建立的数值模型可以准确预测结构件的强度值及损伤破坏部位。

关键词: 复合材料舷窗; 试验研究; 连续介质损伤力学; 层合板; 强度与损伤规律

中图分类号: TB33

文献标识码: A

Strength Study of Composite Window Frame Structure

Huang Heyuan, Wan Xiaopeng, Yao Liaojun

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

Abstract: Composite window frame structure is an important component of the aircraft. It is of significant importance to study the strength. The experimental research method combine with the numerical simulation are used to study the mechanical behavior of this structure. The ultimate shear load of the structure is got at first. Then, a numerical simulation model based on the continuum damage mechanics(CDM) is built. The numerical simulation results show that this model can accurately predict the intensity values and the destruction of damaged structure.

Key words: composite window frame; experimental study; continuum damage mechanics; laminated plates; strength and damage rule

0 引言

复合材料开口会导致切断纤维, 从而引起结构整体的强度和刚度下降, 同时开口结构的局部应力集中也会对结构件的安全性能产生影响。因此, 对复合材料层合板开口结构的力学行为进行研究十分重要。

在复合材料开口结构的研究中, 连续介质损伤力学(CDM)是目前最为有效的方法之一。国外, Th. Kermanidis 等^[1]采用三维渐进损伤模型对面向内拉伸的复合材料单搭接接头进行了数值模拟; P. P. Camanho 等^[2]对不同开口尺寸的层合板受拉

伸载荷的强度及损伤进行了试验研究和数值模拟; Hai Qing 等^[3]发展了一套复合材料开口结构损伤破坏预测方法。国内, 温卫东等^[4-5]对拉伸、压缩载荷作用下复合材料含孔板的损伤破坏情况进行研究, 建立了参数化建模方法; 鲁国富等^[6]对含孔复合材料层合板在拉伸载荷作用下的损伤破坏研究中, 讨论了层合板材料参数 ν_{23} 对其最终失效情况的影响。上述研究工作主要针对单一的复合材料层合板, 而对含加强框等补强构件的大开口层合板的力学行为鲜有涉及。

本文首先采用试验方法对舷窗结构的剪切强度进行研究, 然后以连续介质损伤力学模型为基础, 建立复合材料舷窗结构的三维渐进损伤模型, 对该结构的强度进行预测, 并对其损伤演化进行模拟分析。

1 飞机舷窗结构剪切强度研究

舷窗结构作为飞机常见的开口结构,主要承受由于机身扭转产生的剪切载荷。以该结构为例,对其极限强度及损伤破坏规律进行试验及数值模拟研究。

1.1 试验设计

参照现有舷窗结构,设计试验件为矩形板,试验件上有一个长圆形开口,开口处连接舷窗口框,结构四边均设有边界。蒙皮材料为 T800,其铺层顺序为 $[45/0/-45/90]_{2s}$;口框材料为 T300,其铺层顺序为 $[45/90/-45/0]_{2s}$ 。舷窗尺寸如图 1 所示。

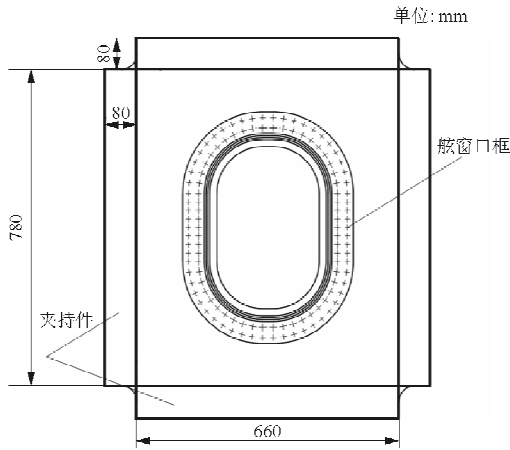


图 1 试验件尺寸

Fig. 1 Size of the test piece

应变片粘贴位置均贴花片,共 20 组 60 个测点。其中 1~51 为蒙皮外表面 17 组花片粘贴位置,52~60 为舷窗口框外表面 3 组花片粘贴位置。使用位移传感器检测壁板因突起而产生的位移。

根据结构力学理论,对于矩形薄壁结构,当板的厚度相对于长、宽等其他尺寸很小时,可以近似认为板很薄且板剖面上的剪应力沿厚度不变。对于矩形受剪板而言,四边剪流均相等。据此,设计的试验夹持及加载装置如图 2 所示,将剪切载荷转化为对角拉伸载荷施加于试验件。假设对角拉伸载荷为 F ,则传递到试验件上的剪切载荷 $F = 0.9787 N_{xy}$ 。根据施加载荷的需要,加工试验件时,预留 80 mm 的边框以便于安装夹持件。夹持件由销钉与试验机相连以保证拉伸载荷始终通过试验件的对角线。加载装置为 INSTRON-8803 型

电子疲劳试验机,加载分两个阶段:第一阶段,加载至设计载荷的 40% 后卸载,消除试验加载过程产生的间隙;第二阶段,重新加载至试验件破坏,载荷小于 150 kN 时,采用阶梯加载,载荷大于 150 kN 后改为位移加载,加载速率为 2 mm/min。

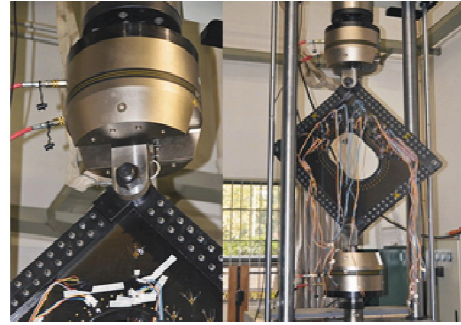


图 2 试验件夹持及加载装置

Fig. 2 Holding and loading device for the test piece

1.2 试验结果及分析

对试验件进行加载的过程中,当加载至 115 kN 时,出现由于层间分离等原因产生的清脆断裂声,表明此时试验件发生了初始损伤。随着载荷的继续增大,当加载至 338 250 N 时,结构件彻底破坏,即该结构可以承受的极限剪切载荷为 331 kN。

应变片所采集的数据庞杂,故仅选取在结构破坏时应变水平最高的四个点:19#、40#、55#、56# 进行分析。上述四个点的粘贴位置如图 3 所示,该四个点发生初始损伤时和最终破坏时的应变值如表 1 所示,其载荷—应变曲线如图 4 所示。

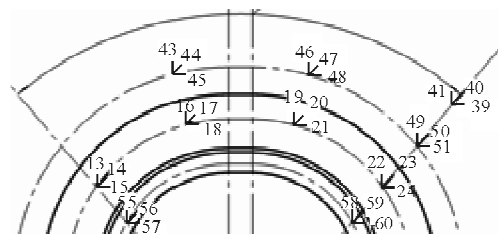


图 3 部分应变片粘贴位置

Fig. 3 Paste positions of part of strain gauges

表 1 四个点的应变测量值

Table 1 Four-point measured values of strain

载荷/kN	应变/ 10^{-6}			
	19#, 0°铺层	40#, 0°铺层	55#, 0°铺层	56#, -45°铺层
115.00	-411.30	-271.60	612.2	1 152.7
338.25	-2 664.7	-2 110.1	2 262.2	3 998.7

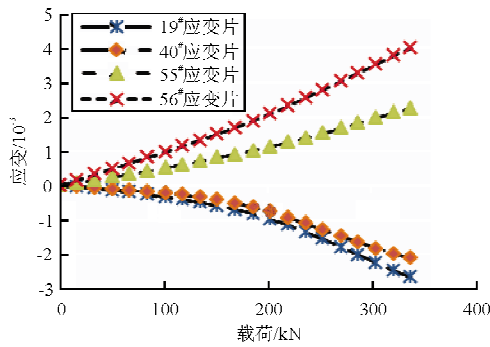


图 4 四个点的载荷—应变曲线

Fig. 4 Load-strain curves of the four-point

从表 1 和图 4 可以看出,四个测点中 56# 测点应变值最大。当载荷达到极限值时,目视检测该处发生了纤维断裂与基体开裂破坏。按照力的传递路线分析,56# 测点与加载路径方向一致,在承受较大的径向拉伸载荷的同时还承受沿对角线方向几乎全部的压缩载荷。按照几何外形分析,该测点位于加强框与蒙皮的交界面,刚度发生突降,容易产生大的形变。综上所述,试验件最终在 56# 测点附近发生破坏与理论相符。

2 舷窗结构剪切强度数值仿真

2.1 连续介质损伤力学模型

本文采用的连续介质损伤力学模型以 Gibbs 自由能密度为基础,理论推导出复合材料单层板含损伤状态变量的本构关系^[7-8]。根据三维 Hashin 失效准则,当材料发生失效时,引入指数型损伤状态变量对复合材料不同类型的损伤进行描述。建立复合材料各单层含损伤本构有限元模型,并将该模型应用于复合材料整体结构的损伤分析中。

Gibbs 自由能密度的表达式为

$$G = \frac{\sigma_{11}^2}{2(1-d_1)E_{11}} + \frac{\sigma_{22}^2}{2(1-d_2)E_{22}} + \frac{\sigma_{33}^2}{2(1-d_3)E_{33}} + \frac{\tau_{12}^2}{2(1-d_4)G_{12}} + \frac{\tau_{13}^2}{2(1-d_5)G_{13}} + \frac{\tau_{23}^2}{2(1-d_6)G_{23}} - \frac{\nu_{12}\sigma_{11}\sigma_{22}}{E_{11}} - \frac{\nu_{13}\sigma_{11}\sigma_{33}}{E_{11}} - \frac{\nu_{23}\sigma_{22}\sigma_{33}}{E_{22}} \quad (1)$$

式中: E_{11} 、 E_{22} 、 E_{33} 、 G_{12} 、 G_{13} 、 G_{23} 、 ν_{12} 、 ν_{13} 、 ν_{23} 为复合材料单层板材料性能参数; d_i ($i=1, 2, \dots, 6$) 为材料内部损伤状态变量。

单层板应力—应变关系为

$$\begin{cases} \epsilon = \frac{\partial G}{\partial \sigma} = S_d : \sigma \\ C_d = S_d^{-1} \end{cases} \quad (2)$$

式中: S_d 和 C_d 分别为复合材料单层板的柔度矩阵和刚度矩阵。

载荷作用下,层合板在损伤区域的应力变化十分剧烈,而宏观变形在相邻两层之间相互协调,因此层合板内部应变变化比较平滑,更适合作为复合材料损伤演化的准则。本文分析中,采用基于应变分布的三维 Hashin 失效准则。

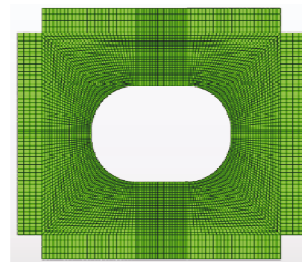
当材料发生损伤时,损伤状态变量 d_i ($i=1, 2, 3$) 按照指数型材料损伤演化准则对材料性能进行退化^[9];对于损伤状态变量 d_i ($i=4, 5, 6$) 按照文献 [10] 中的方法计算得到。

$$\begin{cases} d_1 = 1 - \frac{\exp\left(-\frac{X_{T,c}\epsilon_f^{t,c}L^C(d_f-1)}{G_{c,1}}\right)}{d_f} \\ d_2 = 1 - \frac{\exp\left(-\frac{Y_{T,c}\epsilon_m^{t,c}L^C(d_m-1)}{G_{c,2}}\right)}{d_m} \\ d_3 = 1 - \frac{\exp\left(-\frac{Z_{T,c}\epsilon_z^{t,c}L^C(d_z-1)}{G_{c,3}}\right)}{d_z} \\ d_4 = \frac{1}{2}(d_1 + d_2) \\ d_5 = \frac{1}{2}(d_1 + d_3) \\ d_6 = \frac{1}{2}(d_2 + d_3) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $X_{T,c}$ 、 $Y_{T,c}$ 、 $Z_{T,c}$ 分别为材料三个主方向的拉伸/压缩强度; $G_{c,i}$ ($i=1, 2, 3$) 分别为材料三个主方向的临界断裂应变能释放率; d_f 、 d_m 、 d_z 为材料失效参数。

2.2 有限元模型的建立

按照试验件建立舷窗结构有限元模型,如图 5 所示。



(a) 蒙皮结构

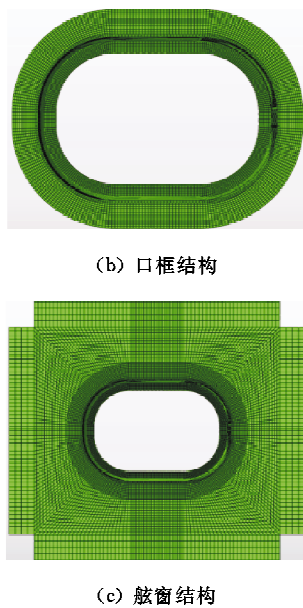


图 5 飞机舷窗结构有限元模型
Fig. 5 Finite element models of aircraft porthole

2.3 舷窗结构剪切强度分析

对舷窗结构模型和单一蒙皮开口结构模型进行数值模拟。舷窗结构其强度的数值模拟预测值为 323 515 N, 单一蒙皮开口结构其强度的数值模拟预测值为 189 562 N。发现加强框使蒙皮结构的极限强度提高了 70%, 该结构的设计极限载荷为 295 200 N, 预测值与试验值的误差为 4.36%, 满足工程要求。

数值模拟中最终损伤出现的部位如图 6 所示, 与试验结果对比可知, 发生目测破坏的区域与模拟结果吻合良好。

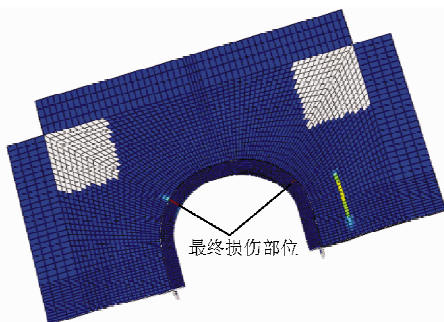


图 6 数值模拟损伤示意图
Fig. 6 Numerical simulation schematic diagram of damage

2.4 舷窗结构损伤分析

计算得到的单一蒙皮开口结构及舷窗结构在

剪切载荷作用下的载荷一位移曲线如图 7 所示。

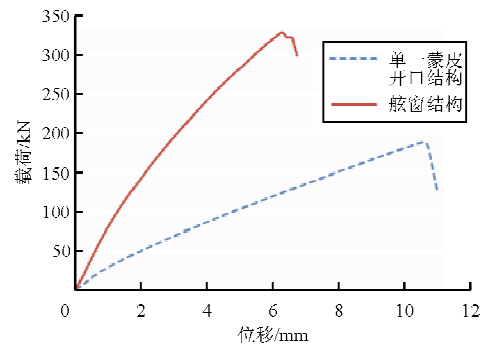


图 7 蒙皮结构及舷窗结构载荷一位移曲线
Fig. 7 Load-displacement curve of skin and porthole structure

从图 7 可以看出: 在层合板未发生损伤时, 曲线均呈近似线性上升趋势; 舷窗结构中的加强框导致蒙皮在后续承载过程中发生严重的非规则变形, 所以曲线表现出了非线性状态; 随着位移载荷的逐渐增大, 当开口周围出现各种层间剥离和纤维脱层等初始损伤时, 结构件仍然具有较强的承载能力; 随着载荷的进一步增大, 层合板迅速发生脆性断裂破坏, 而结构发生破坏后, 舷窗结构的承载能力并没有突然下降, 而是呈现抖震下降。产生这种现象的原因是: 从宏观来看, 在蒙皮发生失效之后, 加强框仍然具有一定的承载能力; 从微观来看, 在剪切载荷作用下, 材料沿载荷的垂直方向发生基纤维剪切, 基体虽然出现了破坏, 但破坏后的基体微粒大量堆积, 仍然可以承受该方向的压缩载荷。

剪切载荷作用下, 层合板的损伤不仅仅发生在开口区域, 铺向角是决定各铺层损伤形式的最主要因素。对于纤维损伤, 45° 和 90° 铺层的损伤最严重, -45° 几乎没有发生损伤; 对于基体损伤, 0° 与 45° 铺层的损伤最严重。区别于单一蒙皮结构的损伤, 舷窗结构的口框与蒙皮的边界面在损伤过程中出现了较为严重的纤维与基体破坏, 这是由于在蒙皮与口框的边界面, 厚度出现较大变化, 该部位作为载荷在传递过程中的薄弱环节, 其局部载荷较大。

分层损伤的失效单元数目远小于纤维损伤和基体损伤。因此, 分层损伤并不是蒙皮结构损伤最重要的形式且铺层方向角不再是其决定因素。相邻铺层的损伤基本一致, 表明铺层位置是决定分层损伤的最重要因素。这主要是由于层合板通过改

变层间应力来使层间的变形相互统一,同时也是本文选取三维应变 Hashin 准则的重要原因。

3 结 论

(1) 参照舷窗结构设计了试验件,得到了该结构的剪切极限载荷。

(2) 采用连续介质损伤力学方法,建立的舷窗结构模型能准确模拟其力学行为,满足工程设计要求;同时,舷窗结构从初始损伤到完全破坏的全过程也得到了有效模拟。

(3) 在剪切载荷作用下,含加强框的大开口复合材料层合板的损伤部位包括沿加载方向的开口边缘和下壁板与加强框的交界面。复合材料层合板的分层损伤并不明显,基体损伤和纤维损伤的扩展是层合板发生破坏的主要原因。

参考文献

- [1] Kermanidis Th, Labeas G, Tserpes K I, et al. Finite element modeling of damage accumulation in bolted composite joints under incremental tensile loading[C]. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Barcelona, 2000.
- [2] Camanho P P, Maimi P, Davila C G. Prediction of size effects in notched laminates using continuum damage mechanics[J]. Composites Science and Technology, 2007, 67: 2715-2727.
- [3] Hai Qing, Leon Mishnaevsky Jr. 3D constitutive model of anisotropic damage for unidirectional ply based on physical failure mechanisms[J]. Computational Materials Science, 2010, 50(2): 479-486.
- [4] 王丹勇, 温卫东, 崔海涛. 含孔复合材料层合板静拉伸三维逐渐损伤分析[J]. 力学学报, 2005, 37(6): 788-794.
Wang Danyong, Wen Weidong, Cui Haitao. Three-dimensional progressive damage analysis of composite laminates containing a hole subjected to tensile loading[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2005, 37(6): 788-795. (in Chinese)
- [5] 崔海波, 温卫东, 崔海涛. 含孔复合材料层合板在压缩载荷下的三维逐渐损伤[J]. 机械工程学报, 2006, 42(8): 89-94.
Cui Haipo, Wen Weidong, Cui Haitao. Three-dimensional progressive damage of laminated composites with a hole under compressive loading[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(8): 89-94. (in Chinese)
- [6] 鲁国富, 刘勇, 张呈林. 含缺口复合材料层合板的三维有限元失效分析[J]. 力学季刊, 2008, 29(2): 259-265.
Lu Guofu, Liu Yong, Zhang Chenglin. Three-dimensional finite element failure analysis of notched composite laminates[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2008, 29(2): 259-265. (in Chinese)
- [7] Maimi P, Camanho P P, Mayugo J A, et al. A continuum damage model for composite laminates; Part I -constitutive model[J]. Mechanics of Materials, 2007, 39: 897-908.
- [8] Maimi P, Camanho P P, Mayugo J A, et al. A continuum damage model for composite laminates; Part II -computational implementation and validation[J]. Mechanics of Materials, 2007, 39: 909-919.
- [9] Peter Linde, Jurgen Pleitner, Henk de Boer, et al. Modeling and simulation of fibre metal laminates [C]. 2004 ABAQUS Users' Conference, Boston Massachusetts; ABAQUS Inc. 2004; 412-439.
- [10] Jean Lemaitre, Rodrigue Desmorat. Engineering damage mechanics; ductile, creep, fatigue and brittle failures[M]. Germany: Springer-Verlag Berlin and Heidelberg GmbH & Corporation. K, 2010.

作者简介:

黄河源(1988—),男,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构损伤分析。

万小鹏(1962—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器结构设计、航空器事故分析。

姚辽军(1986—),男,博士研究生。主要研究方向:复合材料结构损伤分析与设计。

(编辑:马文静)