

含分层复合材料层合板拉伸剩余强度研究

籍永青¹,徐颖¹,游彦宇²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016;

2. 中国航空制造技术研究院,北京 100024)

摘 要:以 T300/BMP316 复合材料层合板为研究对象,开展了含预制分层层合板的静拉伸试验及静强度预测方法研究。通过试验获得含预制分层层合板的拉伸剩余强度。基于三维逐渐损伤分析方法,采用双层节点法模拟初始分层,建立了含分层复合材料层合板的静载逐渐损伤分析模型,静强度预测误差在 5% 以内。采用所建立的方法对分层处于不同层间位置的含分层层合板的拉伸剩余强度进行预测,分析了此种层合板的分层危险层间位置。

关键词:分层;复合材料;层合板;拉伸剩余强度

中图分类号:TB302.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2021)02-0051-04

Research on Residual Tensile Strength of Composite Laminates with Initial Delamination

JI Yongqing¹, XU Ying¹, YOU Yanyu²

(1.College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2.AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

Abstract: Taken T300/BMP316 composite laminates as study object, the static tensile tests and the predicting method of static strength of laminates with initial delamination was carried out. The residual tensile strength of composite laminates with initial delamination was obtained by experiments. Based on the three-dimensional progressive damage analysis method and simulating the initial delamination by two-layer node method, the static load progressive damage analysis model of composite laminates with initial delamination was established. Compared with the test results, the predicting error of static strength was less than 5%. By the established method, the residual tensile strength of composite laminates with initial delamination at different interlayer positions was predicted and the dangerous interlayer position of laminates was analyzed.

Keywords: delamination; composite; laminates; residual tensile strength

0 引言

碳纤维树脂基复合材料以其轻质、高比强度、高比模量等优势,已广泛应用在航空航天、空间技术、能源工程等领域^[1]。国产某型涡扇发动机外涵机匣材料为复合材料层合板。分层损伤是由于加工或使用过程中层间应力引起的不同铺层之间的脱胶破坏现象^[2]。层合板在生产和使用过程中,由于工艺缺陷、外物冲击等因素,且层间无纤维加强,极易发生分层损伤。分层损伤可能导致层合板的承载能力下降,从而造成结构提前破坏,带来安全隐患^[3]。因此,有必要开展含分层层合板的基本力学性能研究,以提高发动机的安全性和可靠性。

沙风焕^[4]采用高阶有限元模型进行了含分层层合板的应力分析,结果表明,分层会造成结构局部应力场变化,导致应力集中。卢志先等^[5]采用聚四氟乙烯薄膜预制圆形分层,对含初始分层层合板的剩余压缩强度进行了试验研究,结果表明:分层缺陷的尺寸对结构的剩余压缩强度影响显著。肖梦丽等^[6]以国产碳纤维复合材料 CCF300/

QY8911 含孔层合板为研究对象,进行了孔边含预制分层的静拉伸试验,并采用内聚力模型进行了数值模拟。结果表明:在结构破坏时,分层大面积扩展,证实了分层是结构破坏的主要原因,并发现分层会在孔边和自由边界双向扩展,孔边分层对结构的剩余拉伸强度影响较小。

基于以上相关研究进展和存在的问题,本文以国产某涡扇发动机外涵机匣复合材料 T300/BMP316 层合板为研究对象,首先开展了含预制分层层合板的静拉伸试验,明确了其强度及破坏模式。其次,以 ANSYS 软件为平台,并基于三维逐渐损伤分析方法,结合双层节点法模拟初始分层,建立了含分层复合材料层合板的静载逐渐损伤分析模型。最后,将仿真结果与试验结果进行对比,并分析了分层危险层间位置。

1 静拉伸试验

取条状层合板试样,长 250 mm,宽 36 mm,厚 2.5 mm,单层板厚 0.125 mm,共 20 层,铺层角度为 $[-45/45/90/0/45/0/-45/0/90/0]$ 。采用聚四氟乙烯薄膜预制分层,分

基金项目:航空动力基金项目(6141B090304)

第一作者简介:籍永青(1994—),男,辽宁铁岭人,硕士研究生,研究方向为先进复合材料结构设计技术。

层为椭圆形,定义椭圆在板长方向上的半轴长为 a ,板宽方向上的半轴长为 b ,其尺寸示意图 1。

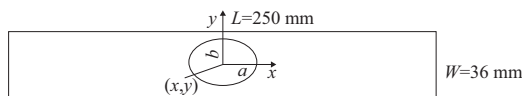


图 1 含分层层合板尺寸示意图

共分为 A、B 两类试样,两种试样的分层尺寸均为 $a = 34 \text{ mm}$, $b = 17 \text{ mm}$ 。椭圆中心与层合板中心重合,仅层间位置不同,A 类试样的分层处于第 8、第 9 层间,B 类试样的分层处于第 4、第 5 层间。由于 A 类和 B 类试样的外观相同,这里仅以 A 类试样为例给出试样真实图像,如图 2 所示。

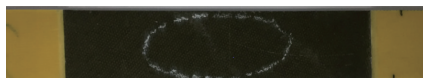


图 2 含分层层合板真实试样

图 3 和图 4 给出 A、B 两类试样的破坏模式,两种试样的破坏方式均为拉伸破坏,断口位置均处于试样工作段的预制分层轮廓内,每层子板断裂均朝着该层子板的纤维方向进行。断口附近的部分纤维从基体中拔出,在初始分层板宽两侧,出现大面积的分层损伤。

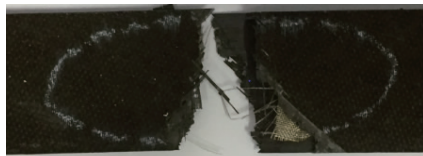


图 3 含分层层合板 A 类试样静拉伸破坏形式



图 4 含分层层合板 B 类试样静拉伸破坏形式

表 1 给出含分层层合板的静拉伸剩余强度与同种材料无损层合板静强度 782.87 MPa 对比,可以看出:分层会导致层合板的静拉伸强度下降,两种试样的强度下降均不超过 10%;A 类试样的剩余强度小于 B 类试样,即处于层合板中间层相较于处于表层分层层合板的剩余强度低。

表 1 含分层层合板剩余拉伸强度试验结果

编号	破坏载荷/MPa	均值/MPa	离散系数/%	强度下降百分比/%
A-1	687.44			
A-2	725.61	707.38	2.75	9.64
A-3	709.08			
B-1	716.83			
B-2	680.38	720.25	3.17	8.00
B-3	763.54			

2 含分层层合板力学失效模型

2.1 有限元模型

双层节点法的原理是将分层区域的层间建立两层节点,即分层区域的同一位置上有两个节点,节点之间无载荷传递。在 ANSYS 平台采用 SOLID185 单元建立三维有限元模型,厚度方向按层数划分为 20 层单元,长度和宽度方向均以厚度的 20 倍划分网格,总单元数 30 000 个,采用双层节点法设置初始分层节点,图 5 给出其有限元模型图。位移约束条件设置为在板左侧端面上施加位移全约束,拉伸载荷加载在右侧端面上。

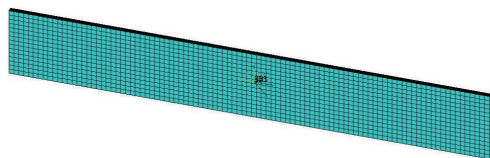


图 5 含分层层合板有限元模型

2.2 损伤判断

复合材料的损伤是一个渐进的过程,局部损伤会导致载荷重新分配,损伤造成结构的刚度系数不断衰减,直至最终结构失效。本文选用三维 Hashin 准则作为面内损伤和分层损伤判据,损伤模式分为:纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸、基体压缩、基纤剪切、分层。下面给出在静载条件下的三维 Hashin 准则^[7]的具体形式:

纤维拉伸: $\sigma_1 \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right) + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right) \geq 1 \quad (1)$$

纤维压缩: $\sigma_1 \leq 0$

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

基体拉伸: $\sigma_2 > 0$

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

基体压缩: $\sigma_2 \leq 0$

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

基纤剪切:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

分层: $\sigma_3 > 0$

$$\left(\frac{\sigma_3}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

分层: $\sigma_3 \leq 0$

$$\left(\frac{\sigma_3}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

式中: σ_i 和 τ_{ij} 分别为子层单元在材料主轴上的正应力和剪应力。 X_T 、 X_C 、 Y_T 、 Y_C 、 Z_T 、 Z_C 分别为单向板的纵向、横向、法向的拉伸、压缩强度,下标 T 为拉伸、C 为压缩; S_{ij}

为单向板主方向的剪切强度。

2.3 性能退化

在逐渐损伤分析过程中,需要对发生损伤的单元进行刚度折减,本文采用改进后的 Camanho 退化准则^[8],具体见表 2。

表 2 材料性能突降准则

损伤模式	E_{xx}	E_{yy}	E_{zz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}	ν_{xy}	ν_{yz}	ν_{xz}
纤维拉伸	0.07	0.07		0.07	0.07	0.07	0.07	0.07	0.07
纤维压缩	0.14	0.14		0.14	0.14	0.14	0.14	0.14	0.14
基体拉伸	—	0.2		0.2	0.2	—	—	—	—
基体压缩	—	0.4		0.4	0.4	—	—	—	—
基纤剪切	—	—		0	—	—	0	—	—
分层	—	—	0	—	0	0	—	0	0

为了能够准确地预测结构的静强度,除判断每个单元的损伤模式外,需要有标准衡量总体结构是否发生破坏,称为结构总体失效判据。为了定量地判断结构总体失效,本文采用陈津博^[9]的判断方法,即结构中的纤维损伤单元占结构总单元数目的 30% 以上时,认为结构失效。

2.4 分析流程

综合以上,采用双层节点法模拟初始分层,基于逐渐损伤分析方法,并结合相应的损伤判据和性能退化准则及总体失效判据,在 ANSYS 软件中建立了含分层复合材料层合板的静载逐渐损伤分析模型和方法,即先根据分层、尺寸参数建立有限元模型,并对其施加合理的初始位移与载荷边界条件;然后进行应力分析,根据得到的应力分量值结合损伤判据确定结构的损伤情况,并根据性能突降准则进行刚度折减,直至此载荷步下无新的损伤出现。增加一个载荷步长,重复上述过程,直至满足总体失效判据,完成计算。具体分析流程见图 6。

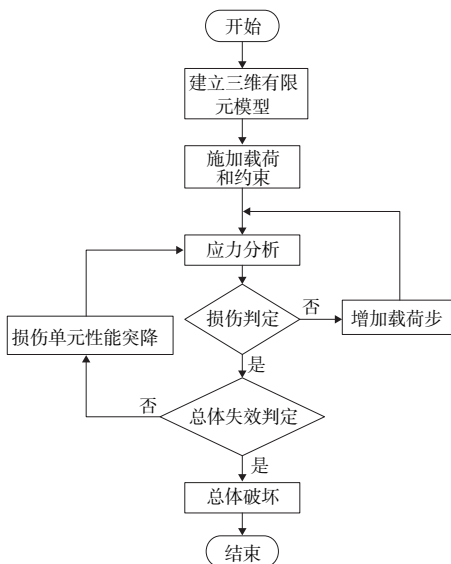


图 6 含分层层合板静载逐渐损伤分析模型

3 仿真分析

3.1 拉伸剩余强度对比

采用建立的模型对 1 节中的 A 类、B 类层合板分别进行静拉伸强度仿真预测,仿真与试验结果对比见表 3。可以看出:两种试样的仿真静拉伸强度值与试验结果的误差均在 3% 以内,说明本文建立的静载损伤模型预测精度较高;A 类试样的预测强度低于 B 类试样,与试验结果吻合。

表 3 拉伸剩余强度仿真与试验对比

试样	试验/MPa	仿真/MPa	误差/%
A	707.38	720	1.78
B	720.25	735	2.05

3.2 损伤扩展分析

下面以 A 类试样的不同铺层角度的子板说明损伤的扩展过程。

0°子板的损伤形式基本一致,加载至 500 MPa 时,子板在中部开始出现基纤剪切损伤。随着载荷增大,基纤剪切损伤会逐渐向两侧扩展,但在初始分层区域损伤出现较为缓慢,最终达到总体失效判据时,整个子板出现大面积的纤维拉伸损伤,损伤图像如图 7 所示(本刊黑白印刷,如有疑问可咨询作者)。

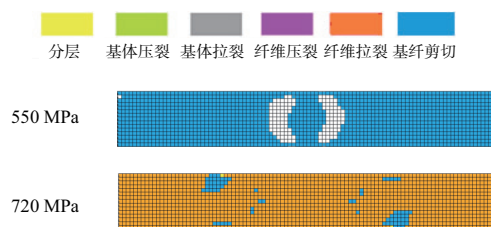


图 7 0°铺层损伤扩展

90°铺层子板的损伤变化情况基本一致,当载荷加载至 400 MPa 时,开始在板中部出现基体拉伸损伤。随载荷增加,基体拉伸损伤逐步向板端部扩展直至覆盖整子板,但在初始分层区域内的损伤出现较晚,图 8 给出损伤扩展图像。

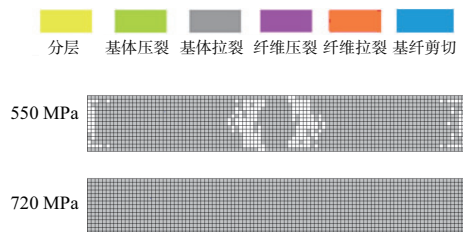


图 8 90°铺层损伤扩展

±45°铺层子板的损伤形式基本相同,当载荷加载至 400 MPa 时,开始在板中部两侧出现基体拉伸损伤。随着载荷增大,基体拉伸损伤沿着板宽边缘向板两侧逐渐扩展,在加载至总体失效破坏时,基体拉伸损伤基本覆盖板面,并在板中部和两端出现大面积的纤维拉伸损伤和少量

的基纤剪切和分层损伤,图 9 给出 45°子板的损伤变化。

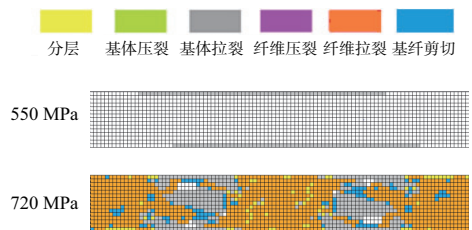


图 9 45°铺层损伤扩展

综合以上损伤分析结果,总结损伤模式及损伤位置见表 4,且含有初始分层的 0°铺层子板的纤维拉伸损伤相比其他 0°子板较少。

表 4 含分层层合板损伤扩展

铺层角度	损伤模式	损伤位置及扩展
0°	基纤剪切	中部扩展至整板
	纤维拉伸	中部扩展至整板
90°	基体拉伸	自由边扩展至整板
±45°	基体拉伸	自由边扩展至中部
	纤维拉伸	中部扩展至整板

3.3 危险层间位置

控制分层尺寸不变,仅改变层间位置,定义静拉伸剩余强度最小的层合板对应的层间位置为危险层间位置。设置层间位置参数 $d=n/N$,即分层处于第 n 和 $n+1$ 层间,总层数为 $N=20$ 。图 10 给出在 $a=17\text{ mm}$, $b=17\text{ mm}$,圆形分层条件下,含分层层合板静拉伸强度(归一化处理)随分层层间位置变化仿真预测曲线。

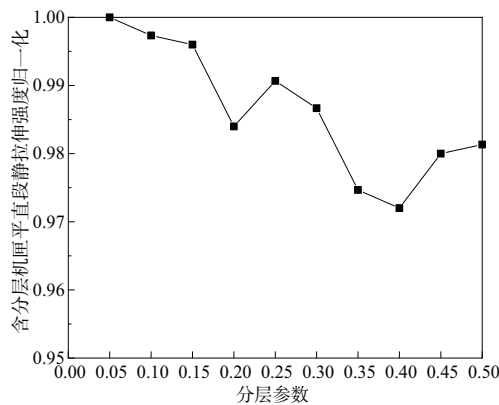


图 10 层间位置对剩余强度的影响

可以看出:含分层层合板静拉伸强度的危险层间位置为 $d=0.4$,即第 8、第 9 层间;分层深度由表层至深层,静拉伸强度大致呈下降趋势,在 $d=0.2$ 和 $d=0.4$ 时,均会有强度突然下降的现象。因此, $d=0.2$ 视作静拉伸强度的次危险层间位置。

4 结语

通过含分层复合材料层合板的静拉伸试验分析了其剩余强度、破坏模式,建立了含分层复合材料层合板的静载逐渐损伤分析模型和方法,与试验结果进行对比,并分析其损伤扩展行为及危险层间位置。

- 1) 含分层复合材料层合板的破坏模式为拉伸破坏,断口位置均处于试样工作段的预制分层轮廓内;
- 2) 仿真静拉伸强度值与试验结果的误差均在 3% 以内,说明本文建立的静载损伤模型预测精度较高;A 类试样的预测强度低于 B 类试样,与试验结果吻合。
- 3) 含分层层合板静拉伸强度的危险层间位置为 $d=0.4$,即第 8、第 9 层间;分层深度由表层至深层,静拉伸强度大致呈下降趋势。

参考文献:

[1] 陈华辉. 现代复合材料[M]. 北京:中国物资出版社,1998:123-129.

[2] 范宜鹏,林有希,任志英,等. 芳纶纤维增强复合材料钻削研究进展[J]. 机械制造与自动化,2018,47(5):1-6,10.

[3] 储建恒. 含分层损伤复合材料结构逐渐损伤分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.

[4] 沙风焕. 内部分层对复合材料层合板承载能力的影响[J]. 太原理工大学学报,1999,30(4):3-5.

[5] 卢智先,矫桂琼,王平安,等. 含分层损伤的复合材料层合板压缩力学行为的实验研究[C]//复合材料——基础,创新,高效:第十四届全国复合材料学术会议论文集(下),2006.

[6] 肖梦丽,张勇波,王治华,等. 分层损伤对含孔复合材料层合板剩余强度影响[J]. 航空动力学报,2016,31(5):1081-1086.

[7] HASHIN Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics,1980,47(2):329-334.

[8] CAMANHO P P, MATTHEWS F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composite laminates[J]. Journal of Composite Materials,1999,33(24):2248-2280.

[9] 陈津博. 缝合复合材料冲击损伤及冲击后强度全程性分析方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.

收稿日期:2020-02-10