

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.04.009

含缺口的复合材料层合板疲劳寿命预测

蒋寒斌¹, 郭俊华¹, 童宗鹏², 温华兵¹

(1. 江苏科技大学 能源与动力学院, 江苏 镇江 212100; 2. 中国船舶集团有限公司第七一一研究所, 上海 201108)

摘 要: 缺口结构的疲劳寿命预测, 需要考虑缺口附近存在的应力梯度影响。如直接使用金属材料上广泛应用的应力场强法预测含缺口的复合材料层合板的疲劳寿命, 误差会很大。提出二维平面矢量场强法(ETEVm)和改进的三维空间矢量场强法(CTSVM), 预估疲劳强度和疲劳寿命, 经仿真验证预估精度均比经典一维应力场强法(COSFI)高。其中CTSVM预测误差在两倍误差带之间, 由此证明改进的方法可以用于疲劳寿命预测。

关键词: 复合材料层合板; 应力梯度; 应力场强法; 两倍误差带; 疲劳寿命预测

中图分类号: TB334 **文献标志码:** B **文章编号:** 1671-5276(2026)04-0044-05

Fatigue Life Prediction of Composite Laminates with Notches

Jiang Hanbin¹, Guo Junhua¹, Tong Zongpeng², Wen Huabing¹

(1. College of Energy and Power, Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang 212100, China;

2. China Shipbuilding Industry Corporation 711 Research Institute, Shanghai 201108, China)

Abstract: Fatigue life prediction of notched structures often requires consideration of the effect of stress gradients present in the vicinity of the notch. Direct application of the stress field intensity method, which is widely used for metallic materials, to predict the fatigue life of notched composite laminates results in significant errors. Therefore, this paper proposes a two-dimensional planar vector stress field intensity method (ETEVm) and an improved three-dimensional spatial vector stress field intensity method (CTSVM) to predict fatigue strength and fatigue life, and Simulation verification shows that the prediction accuracy of both methods is higher than that of the classical one-dimensional stress field intensity method (COSFI). The 'CTSVM' prediction error falls within twice the error band, demonstrating that the improved method can be effectively used for fatigue life prediction.

Keywords: composite laminates; stress gradient; stress field intensity method; twice the error band; fatigue life prediction

0 引言

目前, 工程中比较常用的预测缺口件疲劳寿命的方法有名义应力法^[1]、临界距离法^[2]和应力场强法^[3]等。名义应力法因计算条件简单, 在实际工程中被广泛应用。但是该方法中的应力集中系数 K_t 仅考虑了缺口几何对疲劳强度的影响, 用以概括应力集中对疲劳强度的影响远远不够。事实上即便应力集中系数和载荷比相同的构件疲劳寿命也并不相同, 因此采用该方法预测的结果并不精准。临界距离法没有考虑到缺口附近不同位置处的应力对疲劳损伤参量贡献不同的情况, 因此该方法的稳定性仍需进一步研究。应力场强法定义了一个损伤参量—应力场强度来反映缺口件受载严重情况, 结合 S-N 曲线计算疲劳寿命。该方法考虑因素全面, 适用于高低周疲劳寿命预测, 但计算过程略显复杂。

针对缺口件的疲劳预测, 在国内外学者的不断研究下逐渐深入。Wang 等^[4]使用改进的临界距离理论对车削机构的不规则形状旋转臂进行疲劳寿命预测, 预测结果与试验差距较小。Gao 等^[5]针对弹塑性疲劳损伤的缺口试件提出损伤耦合本构模型来模拟材料的力学行为, 并采用临界平面法来数值模拟计算损伤演化过程和疲劳寿命预测。刘刚等^[6]基于场强法理论及有限元方法, 分析了焊接接头板厚、过渡圆弧半径和焊趾倾角等主要参量对疲劳寿命的影响。夏天翔等^[7]应用三维应力场强法估算某型航空发动机轮盘疲劳寿命。试验结果表明三维应力场强法能很好地预测轮盘疲劳寿命且较名义应力法效果更好。

而针对复合材料的疲劳寿命预测也在不断推进, Muc 等^[8]研究了含圆形孔和椭圆孔的复合材料层合板在拉伸载荷作用下的疲劳破坏, 确定了复合材料的失效机制引起的应力集中, 这对本文

第一作者简介: 蒋寒斌(1998—)男, 江苏泰州人, 硕士, 研究方向为复合材料力学, 1240058020@qq.com。

通信作者简介: 郭俊华(1992—), 男, 江苏南通人, 讲师, 博士, 研究方向为复合材料力学, 18451990798@163.com。

层合板的疲劳寿命预测也有很大的帮助。Zhou等^[9]通过实验理解了拉压载荷下开孔层合板的整个寿命过程和不同铺层界面失效顺序。Zeng等^[10]采用主曲线来预测单向纤维增强复合材料和编织纤维增强复合材料层合板的疲劳寿命。根据以上分析,对于复合材料缺口层合板,本文采用疲劳寿命主曲线与应力场强法结合的方式预测疲劳寿命,并与试验寿命作对比。

1 应力场强法在复合材料层合板上的改进

在工程上应用的较多的是一维应力场强法(COSFI)。其中应用较多的一维应力场强等效应力表达式如下^[11]

$$\sigma_{FI} = \frac{1}{l_{eff}} \int_0^{l_{eff}} [f(\sigma_{ij}, l)(1 - \chi l)] dl \quad (1)$$

式中: l_{eff} 为有效距离,沿着裂纹开裂方向; $f(\sigma_{ij}, l)$ 为在距离 l 处的应力(一般为 von Mises 应力或第一主应力); χ 为相对应力梯度; l 为计算点与危险点之间的距离。

相对应力梯度 χ

$$\chi = \frac{1}{f(\sigma_{ij}, l)} \frac{df(\sigma_{ij}, l)}{dl} \quad (2)$$

疲劳损伤区由有效距离 l_{eff} 确定,为相对应力梯度曲线第一个局部最小点与危险点距离。针对一维应力场强法在实际三维结构中确定主计算方向比较困难,三维应力场强法不仅能方便地确定主计算方向,而且考虑了空间其它计算方向对疲劳损伤的影响。

三维应力场强等效应力为^[12]

$$\sigma_{FI} = \frac{1}{V} \int_{\Omega} [f(\sigma_{ij}) \phi(\vec{r})] dv \quad (3)$$

三维应力场强法计算量过大,且疲劳损伤区计算半径每一方向有效距离都相等,实际每一计算方向并不一致,且对于层合复合材料,计算球体会跨越多个铺层,不同铺层应力变化巨大无法直接使用。

一般来说,层合板的厚度相对于其长和宽的尺寸维度很小,可以使用经典一维应力场强法;但是,一维应力场强法只考虑危险点单个方向应力水平,且无法确定是否为疲劳裂纹扩展方向。因此改进的应力场强法如下:

1)以危险点为圆心,作出半径为 r 的计算球体如图1所示,ETEVM即为计算球体在当前铺层表面的区域;

2)以球体表面的节点为计算终点,连接危险

点到球体表面节点为一个计算方向,用Apdl提取各个方向的应力数据及坐标;

3)通过MATLAB程序拟合出球体内部节点应力值作为已知节点数据;

4)每个方向按照一维经典应力场强法计算,并采用下式计算 σ_{FI}

$$\sigma_{FI} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N \sigma'_{FI(k)} \cos \theta \quad (4)$$

式中: $\sigma'_{FI(k)}$ 为第 k 计算方向的应力场强等效应力; N 为计算方向个数; θ 为计算方向 $\vec{r}$ 与 $\vec{r}_{max}$ 的夹角; $\vec{r}_{max}$ 为具有最大平均应力梯度的计算方向。定义当 $\sigma'_{FI(k)}$ 采用经典一维应力场强法。

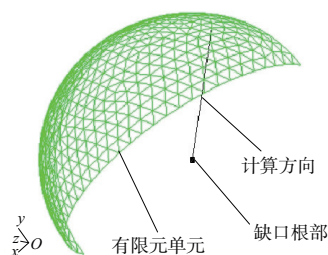


图1 应力场强法计算方向示意图

2 基于应力场强法的仿真方案

层合板结构如图2所示,有限元模型如图3所示。

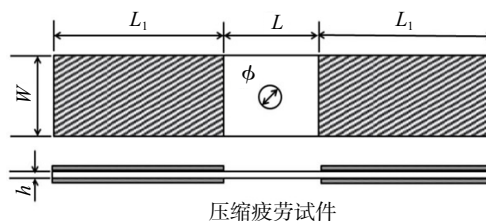


图2 层合板结构尺寸示意图

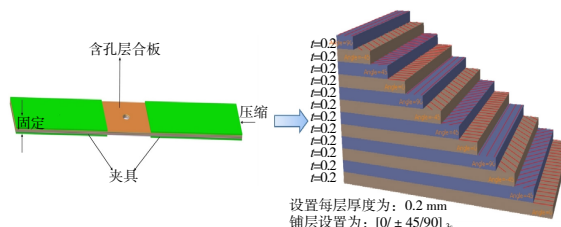


图3 层合板铺层示意图

3 复合材料层合板疲劳预测

选取碳纤维增强复合材料层合板的疲劳试验

数据,对层合板进行有限元仿真和疲劳寿命预估。通过 Apdl 仿真,在图 2 模型中一端施加等效力 F ,一端夹具固定,有限元模型缺口根部应力分布如图 4 所示,图中显示缺口处存在应力集中,应力集中符合弹塑性力学的应力集中理论。(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者。)

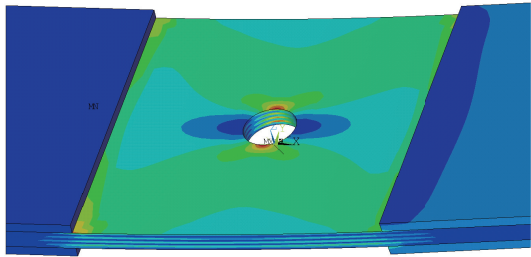


图 4 层合板根部应力图

最大应力点数据提取,最大应力点在夹层板上表面,坐标(0,-3.175,2.336),即处于 90°铺层,而根据层合板末层失效理论,一般即在最后一层单向板发生失效后,才认为层合板整体失效。一般来说,最后失效的为 0°铺层的单向板,下面分别在这两层使用应力场强法进行比较,验证假设。

0°铺层选择最大应力点(0,-3.175,0.584),该点在 4 个 0°铺层中应力值最大,在该铺层上应用经典一维应力场强法。0°和 90°应力场强法估算疲劳强度对比如图 5 所示,图中 MSM 是最大应力法估算的等效应力,90° σ_{COSFI} 表示在 90°铺层由经典一维应力场强法(COSFI)估算的等效应力,0° σ_{COSFI} 表示在 0°铺层由经典一维应力场强法(COSFI)估算的等效应力。图 5 显示基于 MSM、和 0°COSFI 估算的等效应力点基本落在试件拟合出的 S-N 曲线上,而 0°COSFI 估算的等效应力点误差较大,表面对于该层合板,应力场强法不适合在 90°铺层使用,这证明了前文的 0°铺层最后失效的假设。

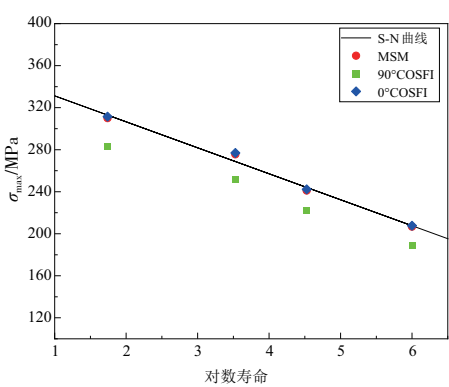


图 5 0°和 90°应力场强法估算疲劳强度对比

3.1 三维应力场强法设置讨论

层合板不能像单向板一样简单视为二维模型,三维空间矢量场强法(CTSVM)需要构建计算球体,这是为了得到每一计算方向的起点和终点。通过提取层合板模型已知节点的应力,运用 MATLAB 克里金优化程序拟合出三维计算球体内节点应力,从而获知每一方向上的节点应力。计算球体半径通常取 1~2 mm。但如果在 0°铺层最大应力点(0,-3.175,0.584)画出计算球体,球体会超出模型边界。因此对计算球体如何选择需要讨论。下面对该层合板分别应用 4 种计算球体模型,模型如图 6 所示。4 种场强法等效力及相对误差如表 1 所示。

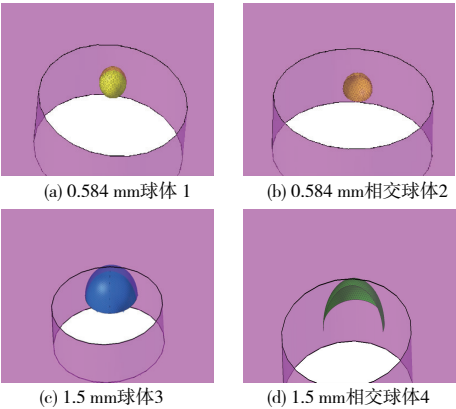


图 6 计算球体模型

表 1 4 种场强法等效应力及相对误差

疲劳 寿命/次	名义应力 水平/MPa	球体 1		球体 2		球体 3		球体 4	
		$\sigma_{\text{CTSVM}}/\text{MPa}$	相对误差/%	$\sigma_{\text{CTSVM}}/\text{MPa}$	相对误差/%	$\sigma_{\text{CTSVM}}/\text{MPa}$	相对误差/%	$\sigma_{\text{CTSVM}}/\text{MPa}$	相对误差/%
55	310.00	259.39	-16.33	267.15	-13.82	341.06	10.02	339.51	9.52
3 376	275.56	208.52	-24.33	227.29	-17.52	304.00	10.32	301.72	9.49
33 636	241.11	171.24	-28.98	185.38	-23.11	270.17	12.05	268.66	11.43
1×10 ⁶	206.67	146.79	-28.97	141.25	-31.65	228.00	10.02	226.34	9.52

通过表1可计算得到,球体1、球体2、球体3、球体4的相对误差绝对值平均值分别为24.65%、21.53%、10.60%、9.99%,可发现选用计算球体1、球体2平均相对误差均在20%以上,且最大相对误差甚至超过30%,明显可以推断出半径为0.584 mm的球体不满足要求,这是因为三维空间矢量应力场强法(CTSVM)是基于经典一维应力场强法(COSFI)的,而COSFI有效距离为0.6 mm,因此计算球体半径尽量选择1~2 mm范围内的。

选用计算球体4较选用计算球体3的相对误差小,由于计算球体3的一部分与层合板模型不

相交,因此克里金程序拟合出的一部分点实际上并没有,这也是可能误差较大的原因。但是即使是计算球体4的相对误差也远远比一维应力场强法的相对误差大,这与金属模型三维空间矢量场强法误差较小的例子不符。因此直接使用三维空间矢量应力场强法可能不适用于铺层厚度较小的复合材料层合板。

3.2 三维空间矢量场强法在层合板中的应用

3种应力场强法疲劳强度预估如表2所示,其相对误差绝对值平均值分别为2.68%、2.44%、0.85%。

表2 3种应力场强法疲劳强度预估

疲劳寿命/次	名义应力水平/MPa	第一种		第二种		第三种	
		$\sigma_{\text{COSFI}}/\text{MPa}$	相对误差/%	$\sigma_{\text{ETEVM}}/\text{MPa}$	相对误差/%	$\sigma_{\text{CTSVM}}/\text{MPa}$	相对误差/%
55	310.00	317.55	2.44	315.71	1.84	313.29	1.06
3 376	275.56	282.40	2.48	282.39	2.48	277.60	0.74
33 636	241.11	247.09	2.48	248.10	2.90	242.89	0.74
1×10^6	206.67	213.57	3.34	211.87	2.52	208.62	0.87

从表2中4组疲劳试验和仿真数据中可以看出,3种应力场强法预估疲劳强度误差均不大,3者相对误差最大的一组数据仅为3.34%,其中相对误差绝对值平均、绝对值最大、绝对值最小都是 $\sigma_{\text{COSFI}} > \sigma_{\text{ETEVM}} > \sigma_{\text{CTSVM}}$,证明了改进的2种应力场强法对预估疲劳强度精度均有提高,验证了方法的准确性。CTSVM'相对误差仅为1%左右,计算精度很高,说明对于层合板来说,CTSVM'不仅考虑了主计算方向和平面区域内的影响,而且考虑了其他空间矢量的影响,因此提高了计算精度。

直接使用三维应力空间矢量场强法(CTSVM)相对误差最小都在10%以上,而把计算球体表面节点限制在 0° 铺层中,这大大提高了计算精度,因此对于层合板运用三维应力场强法的要点如下:1)计算球体半径选择保证在1~2 mm,并且球体模型需要选择与层合板模型相交部分;2)选择在 0° 铺层作计算球体;3)计算球体表面节点限制在 0° 铺层范围之内。

本文预估疲劳寿命采用的是S-N曲线法,该方法需要试验点基本处于通过疲劳实验数据得到的S-N曲线上,这在之前已经验证过,该层合板使用的是拟合的一次曲线,二次曲线预测精度并没有提高,本文就不赘述了。 $[0/\pm 45/90]_{4s}$ 开孔层合板S-N曲线

$$\sigma = -24.727 \lg N + 355.981 \quad (5)$$

在相同的 σ 下通过不同应力场强法求得 σ_{FI} 代入式(5),对应的 N 即为预测疲劳寿命。

不同应力场强法寿命预测误差带图如图7所示。

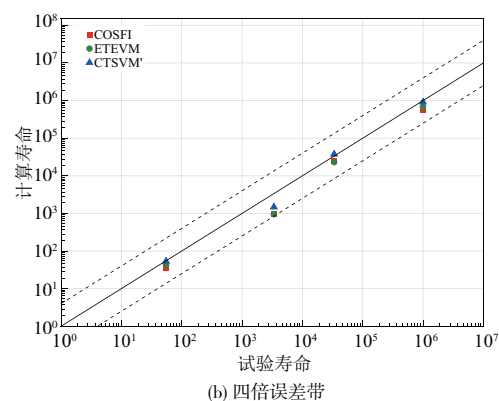
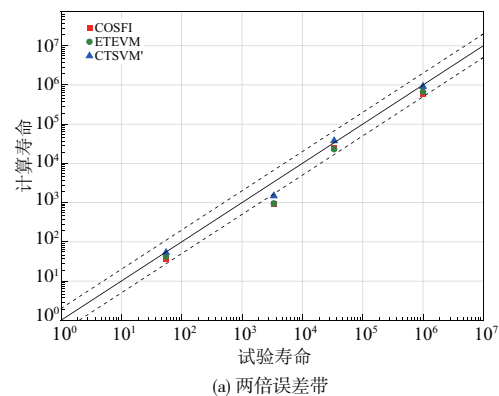


图7 不同应力场强法寿命预测误差带图

图 7(a)、图 7(b) 分别展示了 3 种应力场强法的两倍和四倍寿命误差带图,可以看出基于不同场强法的 4 组数据均在四倍误差带内,基于 CTSVM' 的寿命预测误差基本在两倍误差带内,说明基于 CTSVM' 方法的疲劳寿命预测能满足绝大部分工程试件应用场合。根据表 3 3 种方法相对误差平均值分别是 43.53%、39.71%、17.80%,第 1

组、第 2 组、第 4 组疲劳寿命预测数据均在 50% 以下,说明精度要求不高的情况下, COSFI、ETEVM 方法也能预测疲劳寿命, N_{COSFI} 的预测精度小于 N_{ETEVM} , 且 CTSVM' 预测相对误差甚至在 10% 以下,证明了对于层合板来说,提出的基于 CTSVM' 的疲劳寿命预测非常可靠。

表 3 不同应力场强法寿命预测及相对误差

疲劳寿命/次	第一种		第二种		第三种	
	$N_{\text{COSFI}}/\text{MPa}$	相对误差/%	$N_{\text{ETEVM}}/\text{MPa}$	相对误差/%	$N_{\text{CTSVM'}/\text{MPa}}$	相对误差/%
55	35.82	34.86	42.52	22.69	53.27	3.15
3376	945.53	71.99	946.41	71.97	1 478.40	56.21
33 636	25 330.26	24.69	23 056.56	31.45	37 453.38	2.90
1×10^6	574 401.35	42.56	672 922.14	32.71	910 746.33	8.93

4 结语

1) 对于层合板需要在 0° 铺层运用应力场强法,且三维应力场强法 CTSVM' 计算球体模型需要选择与 0° 铺层相交区域。

2) 设计了二维平面矢量场强法 (ETEVM) 和改进的三维空间矢量场强法 (CTSVM') 对复合材料层合板进行数值仿真来预估疲劳强度和疲劳寿命,经分析表明预估精度均比经典一维应力场强法 (COSFI) 高。

3) CTSVM' 预估疲劳寿命在两倍误差带之间,说明改进的三维应力场强法可用于复合材料层合板寿命预测。

参考文献:

- [1] 李德勇,姚卫星. 缺口件振动疲劳寿命分析的名义应力法[J]. 航空学报,2011,32(11):2036-2041.
- [2] Taylor D. Geometrical effects in fatigue: a unifying theoretical model[J]. International Journal of Fatigue, 1999,21(5):413-420.
- [3] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
- [4] Wang T T, Zhang H, Duan Y C, et al. Research on fatigue life prediction method of key component of turning mechanism based on improved TCD[J]. Metals, 2022,12(3):506.
- [5] Gao T Z, Tong Y, Zhan Z X, et al. Development of a non-local approach for life prediction of notched specimen

considering stress/strain gradient and elastic-plastic fatigue damage [J]. International Journal of Damage Mechanics, 2022,31(7):1057-1081.

- [6] 刘刚,唐柳伦,黄一. 基于场强法的焊接接头疲劳寿命影响因素研究[J]. 船舶力学, 2014, 18(1): 158-164.
- [7] 夏天翔,姚卫星,李旭东,等. 工程构件疲劳寿命估算的三维临界域法[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3):395-402.
- [8] Muc A, Romanowicz P. Effect of Notch on static and fatigue performance of multilayered composite structures under tensile loads [J]. Composite Structures, 2017, 178:27-36.
- [9] Zhou S, Wu X D. Fatigue life prediction of composite laminates by fatigue master curves [J]. Journal of Materials Research and Technology, 2019, 8(6): 6094-6105.
- [10] Zeng Y, Li M Q, Zhou Y, et al. Development of a new method for estimating the fatigue life of notched specimens based on stress field intensity [J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2019, 104:102339.
- [11] 楼国康. 叶片振动疲劳概率寿命预测分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2018.
- [12] 鲁国富,刘勇,张呈林. 含孔复合材料层合板的疲劳寿命研究[J]. 机械科学与技术, 2010, 29(5): 684-689.

收稿日期:2024-03-21