

DOI:10.16356/j.2097-6771.2026.03.018

材料融合位置对层合智能结构疲劳性能的提升

刘润甫, 韩东, 王天健, 朱尹

(南京航空航天大学直升机动力学全国重点实验室/直升机研究院, 南京 210016)

摘要: 为研究智能材料融合位置对层合智能结构疲劳性能的影响, 本文针对宏纤维复合材料(Macro fiber composite, MFC)与玻纤增强复合材料(Glass fiber reinforced polymer, GFRP)基体组成的层合智能结构展开研究。对两种融合位置的智能结构试验件进行了疲劳测试, 结果表明, 中间层融合智能结构的疲劳寿命高于最外层融合智能结构。建立了智能结构有限元模型(Finite element model, FEM), 其载荷-应变预测结果与试验数据的误差小于7%, 验证了模型有效性。通过线性疲劳寿命曲线对智能结构的疲劳寿命进行预测, 预测寿命与试验结果吻合良好。进一步分析了不同载荷下融合位置对智能结构疲劳寿命的影响。单轴拉伸、扭转载荷下, 随融合位置由最外层向中间层移动, 界面应力水平降低, 疲劳寿命提高, 其中, 拉应力的显著降低占主导作用。单轴拉伸载荷下, 界面应力集中出现于矩形智能材料短边; 单轴扭转载荷下, 界面应力集中出现于智能材料四周。多轴载荷下, 相较最外层融合, 中间层融合几乎消除了层间拉应力并不同程度地降低了有效剪应力, 使疲劳寿命提高; 疲劳寿命提升效果受载荷比影响, 载荷比为0.2734时, 疲劳寿命提升效果最好。

关键词: 融合位置; 智能材料; 智能结构; 疲劳; 寿命提升

中图分类号: V214.8

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2026)03-0647-08

Fatigue Performance Improvement of Laminated Smart Structures by Different Material Conjunction Positions

LIU Runfu, HAN Dong, WANG Tianjian, ZHU Yin

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics/Helicopter Research Institute, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To investigate the effect of conjunction position on fatigue performance of laminated smart structures, a study of macro fiber composite (MFC) and glass fiber reinforced polymer (GFRP) laminated smart structure is presented. Experiments on two types of specimens with different conjunction positions are carried out, and the results indicate that the fatigue life of smart structure is higher when MFC is in the middle layer of structure than at the outermost layer. A finite element model (FEM) model is established and validated by the error within 7% comparing with the load-strain data during experiment. Fatigue life prediction using a linear S-N curve shows good agreement with experimental results. The effect of the MFC conjunction position on the fatigue life of the smart structure under different load is further analyzed. Under uniaxial load, the interfacial stress decreases and the fatigue life increases as the MFC conjunction position shifts from the outermost layer to the middle layer, and this improvement is dominated by a significant reduction in tensile stress. Besides, stress concentration occurs near the short edges of the rectangular MFC under uniaxial tensile load, and around the perimeter of the MFC under uniaxial torsional load. Under

基金项目: 国家自然科学基金(11972181)。

收稿日期: 2025-06-10; **修订日期:** 2025-12-12

通信作者: 韩东, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: donghan@nuaa.edu.cn。

引用格式: 刘润甫, 韩东, 王天健, 等. 材料融合位置对层合智能结构疲劳性能的提升[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2026, 58(3): 647-654. LIU Runfu, HAN Dong, WANG Tianjian, et al. Fatigue performance improvement of laminated smart structures by different material conjunction positions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2026, 58(3): 647-654.

multiaxial load, compared to the outermost-layer conjunction, the middle-layer conjunction almost eliminates interlaminar tensile stress and reduces the effective shear stress to varying degrees, leading to enhanced fatigue life. The degree of fatigue life improvement is significantly affected by the load ratio, and the optimal improvement occurs at a load ratio of 0.273 4.

Key words: conjunction position; smart material; smart structure; fatigue; life improvement

直升机具备灵活的垂直起降能力和低空、低速性能,在军事和民事领域都有广泛且难以替代的应用价值。随着智能材料和智能结构的快速发展,智能直升机已经成为直升机发展的一项重要趋势^[1]。压电材料作为智能材料中的一种,同时具备传感器和作动器功能^[2],在直升机旋翼主动控制^[3-5]、噪声控制^[6]和机身隔振减振^[7]等方面得到了广泛的研究。宏纤维复合材料(Macro fiber composite, MFC)^[8]是一种柔性压电材料,相较于压电陶瓷等传统的压电材料,MFC具有厚度薄、重量轻、柔度大、可以适应复杂蒙皮形状的优点^[9-10],在直升机的应用中独具优势。

在直升机旋翼等部位应用的智能结构中,智能材料一般预埋于蒙皮内部或贴于蒙皮表面,结构整体性强,会对结构的整体性能产生一定影响^[11]。为保证智能结构在直升机恶劣工况下的可靠性,需要分析智能结构的疲劳性能。

许多学者已经对金属基体智能结构的疲劳性能进行了研究。Drossel等^[12]对含嵌入式MFC的铝合金多层复合结构平板试验件进行了四点弯曲疲劳试验,研究了不同疲劳载荷作用下结构的疲劳寿命和失效模式。Sena^[13]结合频域多轴疲劳模型与鲁棒优化方法,研究了压电层拓扑布局对随机振动下PZT-铝智能结构疲劳寿命的影响。随着树脂基纤维增强复合材料的发展,人们更多关注复合材料基体智能结构的疲劳性能。Mall等^[14]研究了在准各向同性铺层石墨/环氧复合材料层合板中开槽嵌入PZT传感器对层合板单轴拉伸疲劳性能影响,发现在中间两层90°铺层上开槽对试件的疲劳寿命影响不大,但试件的失效模式改变。Murri^[15]研究了嵌入压电传感器对玻璃纤维增强复合材料(Glass fiber reinforced polymer, GFRP)层合板断裂韧性及疲劳性能的影响。Konka等^[16]对嵌入压电纤维材料的GFRP结构的应力和高周疲劳表现进行了分析,在结构受剪状态下,裂纹出现于两种材料的界面区域。Andreades等^[17]研究了具有嵌入式PZT传感器的碳纤维增强复合材料在疲劳载荷下的性能表现,发现嵌入PZT传感器不会对复合材料本身的疲劳寿命产生影响。综合来看,目前对于层合智能结构的疲劳性能影响因素的相关研究较少,国内对这方面的研究尚存在空白,尤其是

融合位置对基于MFC的智能结构疲劳性能的影响方面存在研究价值。

本文针对MFC-GFRP层合智能结构展开研究。首先对2种融合位置的智能结构设计了试验件并进行了疲劳测试。随后建立了智能结构有限元分析模型,通过试验的载荷-应变数据验证了模型有效性,并通过线性疲劳寿命曲线对智能结构的疲劳寿命进行预测。以上述模型为基础,进一步分析了单轴、多轴载荷下融合位置对智能结构层间应力以及疲劳寿命的影响。

1 疲劳试验

直升机上应用的基于MFC的智能结构中,用于驱动的MFC一般外贴于复合材料蒙皮的表面,或内埋于铺层间与蒙皮一同热压成型。基于此类层合智能结构,设计了表1所示两种不同融合位置的MFC-GFRP层合智能结构试验件,如图1所示。试验件整体呈薄壁管状,全长300 mm,内径26 mm,最大外径30 mm,MFC呈矩形,尺寸为40 mm×10 mm×0.3 mm。材料参数如表2所示。

表1 智能结构试验件铺层

Table 1 Layup of smart structure specimens

融合位置	试验件编号	铺层
最外层	A	[45/-45] ₂ /0 _{MFC}
中间层	C	[45/-45] ₂ /0 _{MFC} /[-45/45] ₂

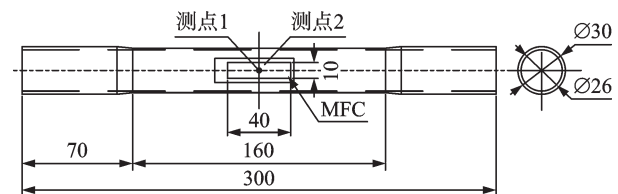


图1 智能结构试验件尺寸

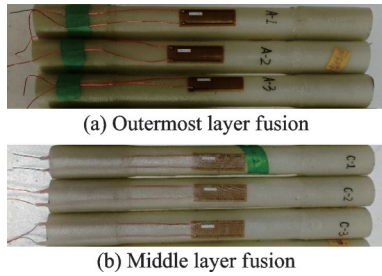
Fig.1 Dimensions of smart structure specimens

表2 MFC材料参数

Table 2 Material properties of MFC

参数	MFC	GFRP
纤维方向弹性模量 E_1 /GPa	29.4	38.6
横向弹性模量 E_2 /GPa	15.2	8.27
12方向泊松比 μ_{12}	0.312	0.238
12方向剪切模量 G_{12} /GPa	6.06	4.14
23方向剪切模量 G_{23} /GPa	5.79	3.2

试验件采用内模法制造,按铺层缠绕 GFRP 编织预浸料和 MFC,随后一同热压成型,通过环氧树脂将 MFC 和 GFRP 联结。智能结构试验件如图 2 所示。



(a) Outermost layer fusion

(b) Middle layer fusion

图 2 智能结构试验件

Fig.2 Smart structure specimens

在 MTS809 型电磁液压伺服疲劳试验机上进行试验,使用专用夹具夹持试验件,试验件两端塞入可重复使用的钢制支撑件以避免管体压溃,同时确保管体与测试系统的同轴性,钢制插头与试验件内壁之间的间隙填充聚四氟乙烯薄膜。试验件的夹持安装如图 3 所示。



图 3 试验安装

Fig.3 Test installation

对试验机进行静力拉伸试验和静力扭转试验以确定断裂载荷,试验过程中轴向加载速率为 2.00 mm/min,扭转加载速率为 20 (°)/min,加载精度为 1%,试验结果如表 3 所示。

表 3 静力试验结果

Table 3 Static test results

类型	断裂载荷	平均断裂载荷
静力拉伸/kN	14.870, 12.835	13.853
静力扭转/(N·m)	90.37, 86.65	88.55

疲劳试验的载荷根据静力断裂载荷选取。考虑试验件的壁厚较小,选择较大的拉伸载荷和较小的扭转载荷以避免管体崩溃。试验件的疲劳试验状态如表 4 所示,其中,不同载荷点的拉伸和扭转载荷的比值相同。

表 4 疲劳试验状态

Table 4 Fatigue test status

序号	试验件编号	载荷组	拉伸载荷幅值 F_a /kN	扭转载荷幅值 T_a /(N·m)	应力比 R
1	A	1	3.357	9.191	0.1
2	A	2	4.364	11.949	0.1
3	C	2	4.364	11.949	0.1

疲劳试验多轴载荷的加载模式为采用力控制的比例加载,频率为 2 Hz,波形为正弦波,加载精度为 1%。试验过程中记录随时间变化的数据,载荷、轴向位移和扭转角数据通过疲劳试验机内置传感器采集,应变数据通过动态应变仪采集,采样频率均为 100 Hz。试验件的两个应变测点位于试验件外表面,位置如图 1 中所示。应变测点贴有矩形应变花,其中 0°应变片方向与试验件轴向相同。

在疲劳试验过程中,随着循环次数增加,智能结构 MFC-GFRP 界面出现分层并逐渐扩大至失效。通过测点 1 的应变阶跃确定的不同试验件的试验寿命如图 4 所示。结果表明,中间层融合智能结构的平均疲劳寿命高于最外层融合智能结构。

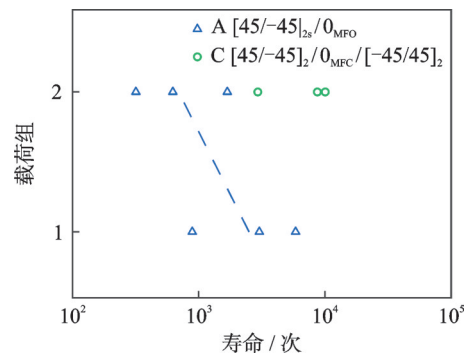


图 4 不同智能结构试验件的试验寿命

Fig.4 Test life of different smart structure specimens

2 疲劳分析模型

2.1 有限元模型

对智能结构试验件进行一定简化,保留试验件的中段,建立了适用于复合材料层合结构线弹性分析的智能结构实体单元有限元模型,如图 5 所示。载荷施加方面,模型的两个轴向端面单独或同时施加拉伸载荷 F 和扭转载荷 T ,两个端面施加的载荷大小相等、方向相反,同时施加拉伸载荷和扭转载荷时,采用比例加载的加载方式。

取疲劳试验线性加载阶段的测点平均载荷-应变数据,与有限元模型的测点三方向应变计算结果进行对比,结果如图 6 所示。结果显示,有限元结果和试验数据吻合情况良好,最大相对误差为 7%,验证了智能结构有限元模型的准确性。



图5 智能结构有限元模型

Fig.5 Finite element model of smart structure

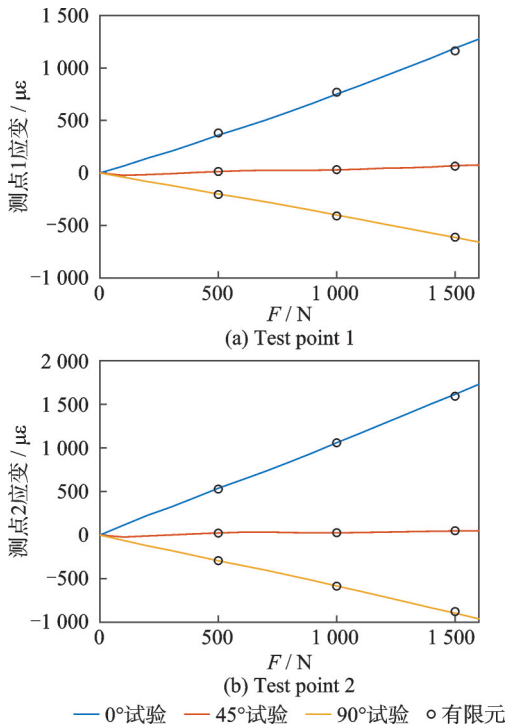


图6 数值分析与试验应力对比

Fig.6 Comparison between numerical analysis and test stress

本研究建立的有限元模型应用至其他材料体系和复杂载荷条件时,在线弹性范围内具有较好的适用性。

2.2 疲劳寿命预测模型

对于智能结构出现的疲劳分层现象,使用Hashin分层失效准则对MFC-GFRP界面的分层进行分析。界面的危险系数Cri表示为

$$\text{Cri} = \frac{\sigma_z^2}{Z_t^2} + \frac{\tau_{\text{eff}}^2}{S_{\text{eff}}^2} \quad (1)$$

式中: σ_z 为层间面外正应力,在计算时只考虑受拉的情况,即 $\sigma_z > 0$; Z_t 为层间拉伸强度; S_{eff} 为层间有效剪切强度; τ_{eff} 为层间有效剪切应力,表示层间剪切应力的模量

$$\tau_{\text{eff}} = \sqrt{\tau_{xz}^2 + \tau_{yz}^2} \quad (2)$$

式中 τ_{xz} 、 τ_{yz} 分别为 xz 和 yz 方向的层间剪切应力。

本文分析中使用的强度参照文献[18]定义,层间拉伸强度 $Z_t=25$ MPa,层间剪切强度 $S_{\text{eff}}=45$ MPa,不同试验条件下智能结构的界面危险系数如表5所示。

表5 不同试验条件下试验件的危险系数

Table 5 Criticality of specimens under different test conditions

序号	试验件编号	危险系数 Cri
1	A	0.542
2	A	0.295
3	C	0.164

使用线性疲劳寿命曲线对智能结构的疲劳寿命进行预测

$$\lg q_m = a + b \lg N \quad (3)$$

式中: q_m 为MFC-GFRP界面应力水平 q 的最大值,应力水平 q 取界面危险系数的算术平方根; N 为智能结构在相应应力水平下的疲劳寿命; a 、 b 为拟合系数。 q 的表达式为

$$q = \sqrt{\text{Cri}} = \sqrt{\frac{\sigma_z^2}{Z_t^2} + \frac{\tau_{\text{eff}}^2}{S_{\text{eff}}^2}} \quad (4)$$

计算试验状态下智能结构的最大应力水平,并利用最小二乘法对试验数据进行拟合,所得拟合系数分别为 $a=0.6310$, $b=-0.2671$,拟合优度 $R^2=0.973$ 。该模型下试验件的预测寿命和疲劳寿命如图7所示。结果显示,试验件的试验寿命均落在3倍误差范围内,使用线性疲劳寿命曲线对试验寿命的预测结果可以接受。

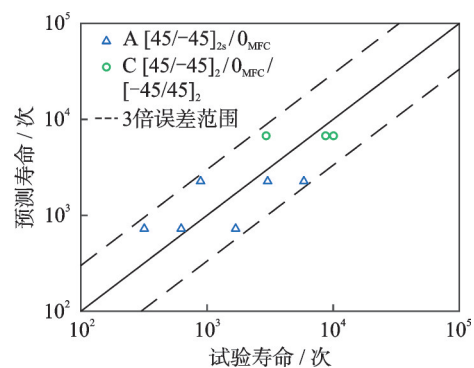


图7 试验寿命和预测寿命

Fig.7 The experimental and predicted fatigue lives

本文研究主要基于高应力状态的疲劳试验,选择线性模型进行分析,待后续有较低应力水平试验结果,可采用更为精细的其他更为先进的疲劳模型。

3 MFC融合位置对疲劳寿命的影响

对于由MFC和以 $[45, -45]_{2s}$ 方式堆叠的8层GFRP组成的层合智能结构,MFC在智能结构中

的融合位置可以为第1~9层。由于GFRP铺层的对称性,MFC融合位置位于第1~4层时与第9~6层时的智能结构对称,因此,针对MFC融合位置从第9层(最外层)至第5层(中间层)的5种融合位置展开分析。

3.1 单轴拉伸载荷状态

智能结构受单轴拉伸载荷作用时,不同融合位置对智能结构疲劳寿命的影响,以及以最外层融合为基准下不同融合位置对疲劳寿命的提升效果如图8所示。随着融合位置从最外层向中间层移动,单轴拉伸载荷下智能结构的疲劳寿命逐渐提高,融合位置越接近中间层,寿命提升效果的变化越小。相较于最外层融合,中间层融合对疲劳寿命的提升效果最好。随着拉伸载荷提高,不同融合位置对疲劳寿命的提升效果有不同程度的提高。对拉伸载荷为0时的外插结果显示,单轴拉伸载荷下中间层

融合最低可以使疲劳寿命提高3.17倍。

图9展示了智能结构在1 kN拉伸载荷作用下,MFC-GFRP界面应力随融合位置的变化。随融合位置从最外层向中间层移动,层间正应力快速降低,随后从受拉状态变为受压状态; xz 方向剪切应力逐渐降低, yz 方向剪切应力逐渐提高,整体上,有效剪切应力逐渐降低。相较于最外层融合,中间层融合使层间正应力降低超过100%,有效剪切应力降低9.15%。界面最大应力水平随着层间正应力和有效剪切应力的降低而降低。相较于最外层融合,中间层融合使最大应力水平降低34.1%,这其中层间正应力的降低占主导作用。

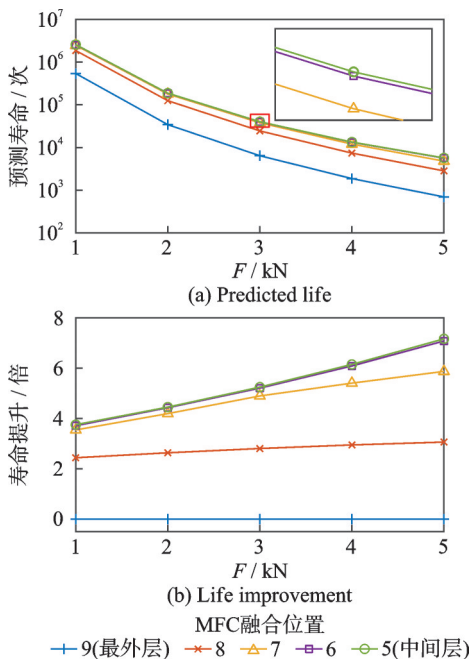


图8 拉伸载荷下融合位置对疲劳寿命的影响

Fig.8 Effect of conjunction position on fatigue life under tensile load

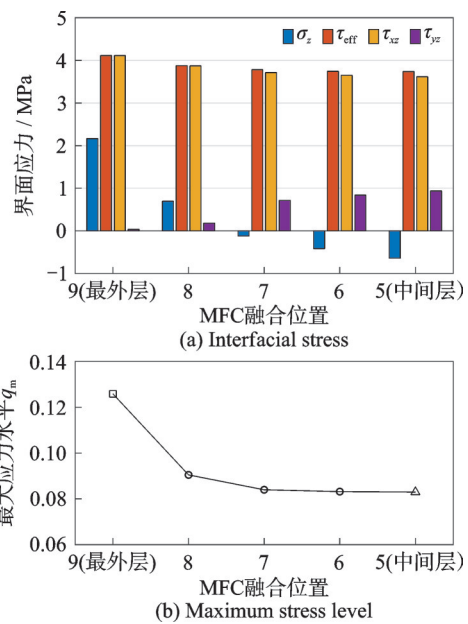


图9 拉伸载荷下融合位置对界面应力的影响

Fig.9 Effect of conjunction position on interface stress under tensile load

图10展示了智能结构在1 kN拉伸载荷作用下,不同融合位置智能结构中MFC-GFRP界面应力水平的分布。在单轴拉伸载荷下,不同融合位置智能结构的应力集中均出现于MFC短边,最大应力水平均位于MFC角点处。

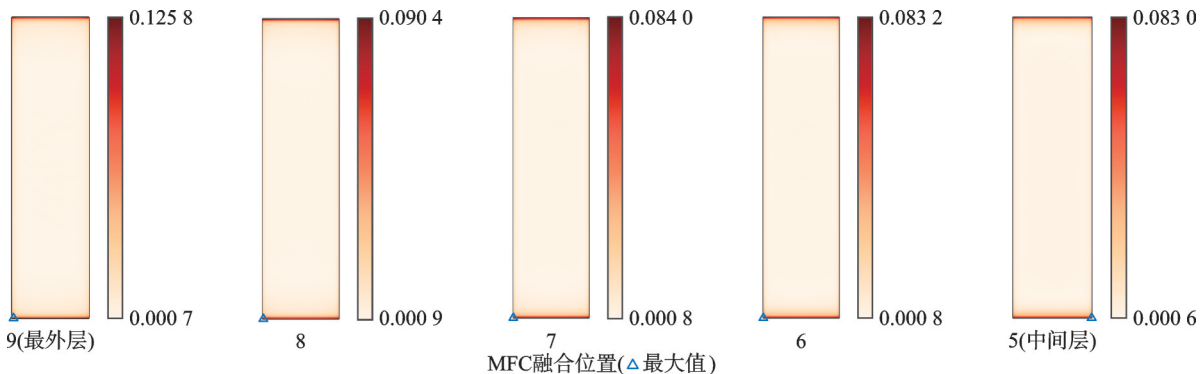


图10 拉伸载荷下不同融合位置智能结构的界面应力水平分布

Fig.10 Interface stress level distribution of smart structures with different conjunction positions under tensile load

3.2 单轴扭转载荷状态

智能结构受单轴扭转载荷作用时,不同融合位置对智能结构疲劳寿命的影响,以及以最外层融合为基准下不同融合位置对疲劳寿命的提升效果如图 11 所示。随着融合位置从最外层向中间层移动,单轴扭转载荷下智能结构的疲劳寿命逐渐提高。相较于最外层融合,中间层融合对疲劳寿命的提升效果最好。随着智能结构所受扭转载荷的提高,不同融合位置对疲劳寿命的提升效果有不同程度的提高,且均呈线性关系。对扭转载荷为 0 时的外插结果显示,单轴扭转载荷下中间层融合最低可以使疲劳寿命提高 15.7 倍。

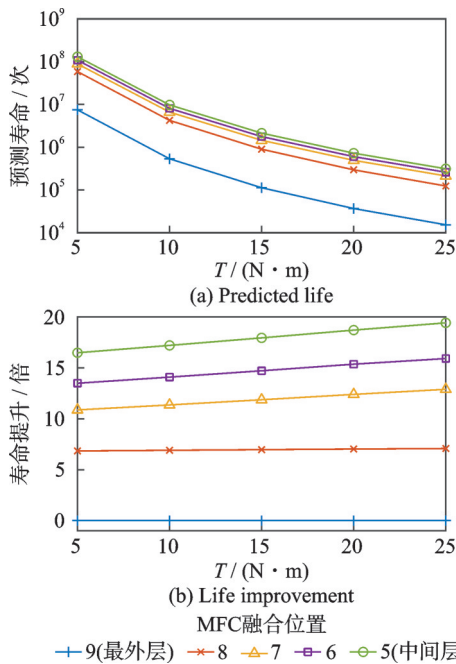


图 11 扭转载荷下融合位置对疲劳寿命的影响
Fig.11 Effect of conjunction position on fatigue life under torsional load

图 12 展示了智能结构在 10 N·m 扭转载荷作用下,MFC-GFRP 界面应力随融合位置的变化。随着融合位置从最外层向中间层移动,层间拉应力

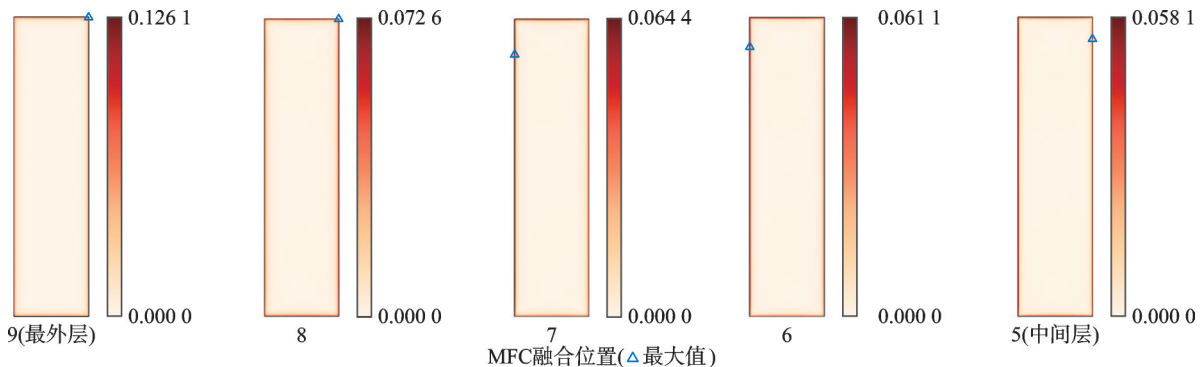


图 13 扭转载荷下不同融合位置智能结构的界面应力水平分布

Fig.13 Interface stress level distribution of smart structures with different conjunction positions under torsional load

快速降低至趋近于 0; xz 方向剪切应力先降低,在融合位置为第 7 层时上升,随后继续降低, yz 方向剪切应力降低,在融合位置为第 7 层时降低至 0 附近,不过整体上,有效剪切应力逐渐降低。相较于最外层融合,中间层融合使层间正应力降低 99.8%,有效剪切应力降低 25.9%。应力分量的降低,使得界面最大应力水平也逐渐降低。相较于最外层融合,中间层融合使应力水平降低 53.9%,这其中层间正应力的降低占主导作用。

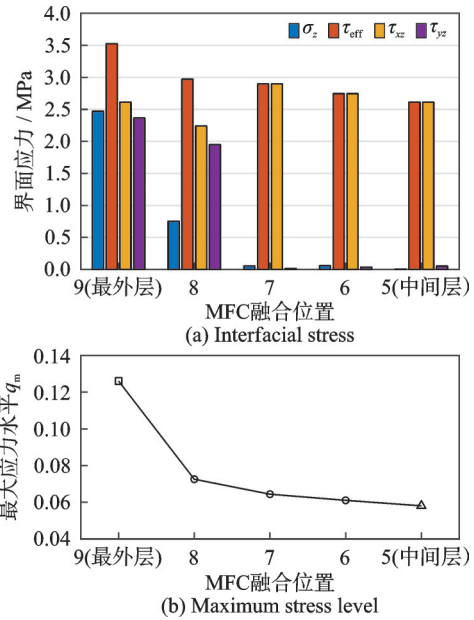


图 12 扭转载荷下融合位置对界面应力的影响
Fig.12 Effect of conjunction position on interface stress under torsional load

图 13 展示了智能结构在 10 N·m 扭转载荷作用下,不同融合位置智能结构中 MFC-GFRP 界面内应力水平的分布。在单轴扭转载荷下,不同融合位置智能结构的应力集中出现于 MFC 四周。融合位置位于第 8、9 层时,最大应力水平位于 MFC 顶点处;融合位置位于第 5~7 层时,最大应力水平位置转移到 MFC 长边上,这也是图 12 中剪切应力分量突变的原因。

3.3 多轴载荷状态

单轴载荷状态的分析显示,中间层融合相较最外层融合的疲劳寿命提升效果最佳,因此,对这两种融合方式的智能结构的多轴载荷状态进行进一步分析。为便于分析不同载荷比下智能结构疲劳寿命表现,将拉伸载荷 F 和扭转载荷 T 转换成作用于薄壁管状智能结构端面上的正应力 σ 和剪切应力 τ ,以及载荷比 Δ

$$\begin{cases} \sigma = F/2\pi\bar{R}t \\ \tau = T/2\pi\bar{R}^2t \\ \Delta = \sigma/\tau \end{cases} \quad (5)$$

式中: \bar{R} 为智能结构端面的平均半径, t 为智能结构端面的壁厚。

在不同的拉-扭多轴载荷状态下,相较于最外层融合,中间层融合对疲劳寿命的影响如图 14 所示,图中红色线为最佳疲劳寿命提升效果的连线。结果表明,载荷比为 0.273 4 时,中间层融合对疲劳寿命的提升效果最好,对载荷为 0 时的外插结果显示,在该载荷比下最低可使疲劳寿命提高 23.3 倍,且随载荷增大,疲劳寿命提升效果近似线性上升。远离最优载荷比时,中间层融合对疲劳寿命的提升效果逐渐下降。

多轴载荷下,不同融合位置对智能结构界面应

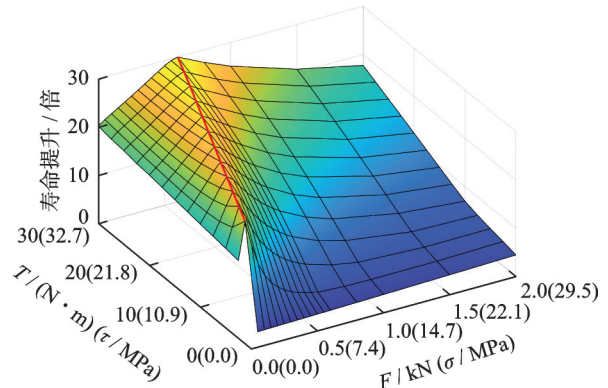


图 14 多轴载荷下中间层融合对疲劳寿命的影响

Fig.14 Effect of middle-layer conjunction on fatigue life under multiaxial load

力的影响如图 15 所示。图 15(a)和图 15(d)表明,最外层融合时界面拉应力、有效剪切应力随载荷增大而增大,拉应力和有效剪切应力对应力水平都具有一定贡献。图 15(b)和图 15(e)表明,中间层融合时界面拉应力较小,且随拉伸载荷提高趋近于零,有效剪切应力随载荷增大而增大,应力水平主要受有效剪切应力影响。图 15(c)和图 15(f)表明,相比最外层融合,中间层融合几乎消除了层间拉应力,不同程度地降低了有效剪应力,界面应力的降低使得智能结构的疲劳寿命提高。

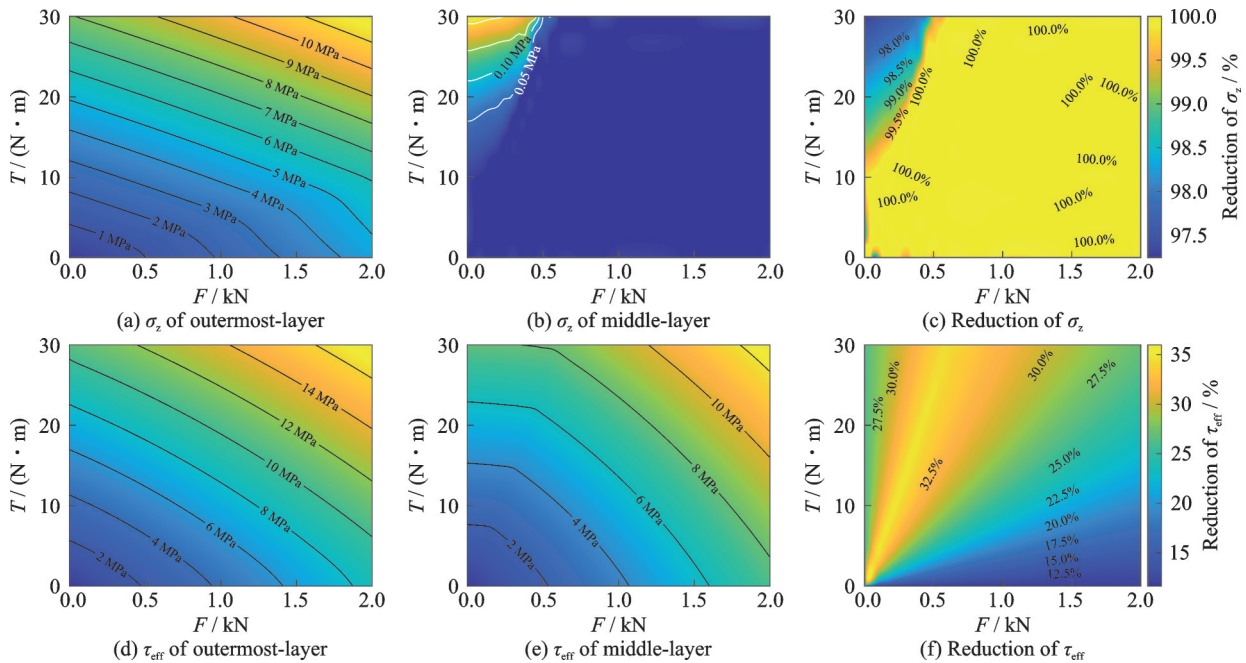


图 15 多轴载荷下融合位置对界面应力的影响

Fig.15 Effect of conjunction position on interface stress under multiaxial load

4 结 论

本文对具有不同 MFC 融合位置的智能结构进行了疲劳试验,建立了适用于拉-扭比例加载下层合智能结构的有限元分析模型。基于线性疲劳寿命模型进行外推,研究了单轴载荷下融合位置对智能结构疲劳寿命及 MFC-GFRP 界面应力的影

响、多轴载荷下中间层融合和最外层融合对智能结构疲劳寿命和界面应力的影响,结论如下:

(1)对不同 MFC 融合位置的智能结构试验件进行的疲劳试验结果表明,中间层融合时智能结构的平均疲劳寿命明显高于最外层融合时。

(2)单轴拉伸、扭转载荷下,融合位置从最外

层向中间层移动都使得界面应力水平降低,疲劳寿命提升。其中,层间正应力的降低对提升疲劳寿命起主导作用。

(3)单轴拉伸载荷下,界面应力集中出现于矩形 MFC 的短边位置,最大应力水平位于 MFC 角点;单轴扭转载荷下,界面应力集中出现于 MFC 四周,融合位置靠外时,最大应力水平位于 MFC 角点,融合位置靠中间层时,最大应力水平位于 MFC 长边上。

(4)多轴载荷下,相较最外层融合,中间层融合使疲劳寿命提高,疲劳寿命提升效果受载荷比影响显著,载荷比为 0.273 4 时,疲劳寿命提升效果最好,在该载荷比下,最低可使疲劳寿命提高 23.3 倍;相比最外层融合,中间层融合几乎消除了层间拉应力,不同程度地降低了有效剪应力,提高了智能结构的疲劳寿命。

参考文献:

- [1] 柏京兆,顾仲权.智能旋翼——一种极有前途的直升机振动主动控制技术[J].南京航空航天大学学报,1997,29(6):615-621.
BAI Jingzhao, GU Zhongquan. Smart rotor—A new approach with remarkable potential for helicopter vibration reduction[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1997, 29(6): 615-621.
- [2] LEO D J. Engineering analysis of smart material systems[M]. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2007.
- [3] KIM D H, HONG S, JUNG S N. Multicyclic vibration control of a helicopter rotor with active twist actuation[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2022, 23(2): 303-314.
- [4] VAN DER WALL B G, LIM J W, RIEMENSCHNEIDER J, et al. New smart twisting active rotor (STAR): Pretest predictions[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2024, 15(3): 721-750.
- [5] KRESHOCK A, THORNBURGH R, WILBUR M, et al. Experimental bench testing of an active-twist rotor blade[C]//Proceedings of the 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. [S.l.]: AIAA, 2025.
- [6] BOOTH E R, WILBUR M L. Acoustic aspects of active-twist rotor control[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2004, 49(1): 3-10.
- [7] 王丽玮,夏品奇.在主减速器斜撑杆上安装压电叠层作动器的直升机主动隔振[J].南京航空航天大学学报,2018,50(2):233-238.
WANG Liwei, XIA Pinqi. Active vibration isolation of helicopter by using piezoelectric stack actuators installed on struts of main gearbox[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(2): 233-238.
- [8] WILKIE W K, BRYANT R G, HIGH J W, et al. Low-cost piezocomposite actuator for structural control applications[C]//Proceedings of the Smart Structures and Materials 2000: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. [S.l.]: SPIE, 2000.
- [9] AKDOGAN E K, ALLAHVERDI M, SAFARI A. Piezoelectric composites for sensor and actuator applications[J]. IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control, 2005, 52(5): 746-775.
- [10] 裘进浩,季宏丽,徐志伟,等.智能材料与结构及其在智能飞行器中的应用[J].南京航空航天大学学报,2022,54(5):867-888.
QIU Jinhao, JI Hongli, XU Zhiwei, et al. Smart materials and structures and their applications on smart aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 867-888.
- [11] 韩东,张宇杭.智能扭转旋翼研究进展[J].空气动力学学报,2025,43(3):52-66.
HAN Dong, ZHANG Yuhang. Research progress in active twist rotor[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2025, 43(3): 52-66.
- [12] DROSSEL W G, HENSEL S, NESTLER M, et al. Evaluation of actuator, sensor, and fatigue performance of piezo-metal-composites[J]. IEEE Sensors Journal, 2014, 14(7): 2129-2137.
- [13] SENA J. Optimal-robust design of smart structures to enhance the performances of fatigue life and vibration energy harvesting[D].Uberlândia: Universidade Federal de Uberlândia, 2024.
- [14] MALL S, COLEMAN J M. Monotonic and fatigue loading behavior of quasi-isotropic graphite/epoxy laminate embedded with piezoelectric sensor[J]. Smart Materials and Structures, 1998, 7(6): 822-832.
- [15] MURRI G B. Effect of embedded piezoelectric sensors on fracture toughness and fatigue resistance of composite laminates under mode I loading[C]//Proceedings of the American Society for Composites 21st Annual Technical Conference. Dearborn, MI: [s.n.], 2006.
- [16] KONKA H P, WAHAB M A, LIAN K. The effects of embedded piezoelectric fiber composite sensors on the structural integrity of glass-fiber-epoxy composite laminate[J]. Smart Materials and Structures, 2012, 21(1): 015016.
- [17] ANDREADES C, MEO M, CIAMPA F. Fatigue testing and damage evaluation using smart CFRP composites with embedded PZT transducers[J]. Materials Today: Proceedings, 2021, 34: 260-265.
- [18] DANIEL I M, ISHAI O. Engineering mechanics of composite materials[M]. 2nd ed. New York: Oxford University Press, 2006.