

复合材料层合板的振动模态试验研究

漆文凯, 程 博, 刘 磊

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)



漆文凯(1970), 男, 工学博士, 副教授,
研究方向为航空发动机结构强度与振动。

基金项目: 航空科学基金(2013ZB52019)
资助

收稿日期: 2013-05-15

摘要: 采用逐点激励单点测试(SISO)的方法, 在自由状态和一端固支状态下对无损伤和含开孔损伤的复合材料层合板进行了模态试验和模态识别。根据测量得到的试验件的频率、阻尼和振型等模态参数, 分析了层合板在不同边界条件下开孔损伤位置和开孔损伤大小对层合板的振动特性的影响。结果表明: 复合材料层合板具有优越的阻尼特性; 试验获得的振动特性与相关文献中的结果一致; 开孔损伤位置和开孔损伤大小对层合板的振动特性有明显影响。

关键词: 复合材料层合板; 模态试验; 固有频率; 阻尼

Research of Vibration Modal Experiment for Composite Laminates

QI Wen-Kai, CHENG Bo, LIU Lei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The modal experiment and modal identification of composite laminates with no damage and a hole damage were performed in the free state and the end fixed supported state by the method of point by point to excite and one point to test (SISO). The influence of opening damage location and damage size on the vibration performance of composite laminates was analyzed in different boundary conditions based on the modal parameters i.e. frequency, damping and modal shape. The experimental results show that composite laminates has superior damping characteristics, and its vibration characteristics are also consistent with the results in the literature.

Key words: composite laminates; modal experiment; natural frequency; damping

0 引言

层合结构复合材料构件广泛应用于现代结构设计中, 其振动特性由于诸如非线性因素、材料的不均匀性和阻尼机理的复杂性等, 单纯采用有限元法, 其计算的准确性(甚至于可能性)受到限制。在 20 世纪 60~70 年代发展起来的现代模态试验分析技术弥补了有限元分析技术的某些不足。A. S.Hadi and J.N.Ash-ton^[1]从理论、试验 2 方面对纤维方向、纤维体积分数与单向玻璃纤维/环氧树脂复合材料阻尼特性的关系进行了研究; 李顶河等^[2]对一端固支含圆形孔损伤平面编织层合板的固有动力特性进行了试验, 研究了损伤尺寸对一端固支纤维双向层合板固有频率的影响规律; Vaidya^[3]对 3 维空心结构机织 E 玻璃纤维复合材料进行了振动测试, 利用半功率法得出所需阻尼比; 李典森等^[4]采用悬臂梁自由振动衰减试验

方法研究 3 维编织复合材料的振动阻尼特性, 分析编织角、纤维体积分数和编织结构对 3 维编织复合材料振动阻尼特性的影响; 杨和振^[5]对复合材料层合板一端固支条件下的动力响应进行测试, 采用随机子空间法识别模态参数, 分析了环境条件变化对复合材料层合板振动特性(固有频率、阻尼以及振型)的影响; Berthelot^[6]对玻璃纤维和芳纶纤维复合材料一端固支条件下的动力响应进行测试, 通过激光测振仪拾振, 获得所需频响函数、固有频率和模态振型等; Hao^[7]对复合材料黏弹性夹层梁简支条件下的刚度和模态进行了分析, 将采集信号输送到 LMS-Cada-X 数据软件分析, 然后对频响函数曲线进行拟合得到模态参数值; 姚学峰等^[8]利用试验模态分析方法对碳纤维/环氧树脂编织结构增强复合材料的动态特性进行了试验研究, 确定了编织复合材料梁、管的振动模态参数与传递函数; 肖汉林、周心桃^[9]对复合材料圆柱壳在自

由悬挂的边界条件下进行了振动模态试验研究,讨论了不同铺层角度、脱层方式、脱层大小对复合材料结构的固有频率、振型的影响。骆志高等^[10]对自制的、1种 45# 钢和尼龙 66 为主要成分的金属塑料复合材料进行了模态试验,测试其在受迫振动条件下的响应频率与阻尼比。

本文采用逐点激励单点测试(SISO)方法,对无损伤、开孔损伤情况下的复合材料层合板试验件进行动力响应试验,通过测试层合板试验件的频响函数曲线,对其进行模态识别,获得相应的固有频率和模态阻尼。通过试验分析开孔位置、开孔大小等对层合板振动特性的影响规律,为复合材料层合板结构动力响应的理论分析和建模提供试验依据。

1 试验理论基础

多年来,众多学者提出的各种模态参数识别方法,大体上可分为时域法和频域法 2 类。时域法是 1 种从时域响应数据中直接识别模态参数的方法,频域法则是在测量频响函数基础上,利用最小二乘估计萃取模态参数的方法,也有人称之为机械导纳法或传递函数法。目前,工程中模态识别多采用频域模态识别法这一公认的比较成熟和有效的方法,与时域模态识别法相比,频域模态识别法的物理意义更加的明确,与此对应的信号采集和模态分析软件模块也很成熟,选择较多。

黏性阻尼系统的振动微分方程为

$$[M]\{\ddot{x}\}+[C]\{\dot{x}\}+[K]\{x\}=\{f(t)\} \quad (1)$$

对其进行傅里叶变换得到系统在频率域中的运动微分方程

$$(K-\omega^2 M+j\omega C)X(\omega)=F(\omega) \quad (2)$$

式中:\$(K-\omega^2 M+j\omega C)\$为阻抗矩阵,其倒数即为传递函数矩阵。

由振动理论可知,对线性时不变系统,系统的任一点响应均可表示为各阶模态的响应的线性组合。设系统的自由度为 \$N\$,因此可对 1 点的响应写成线性组合形式

$$x_1(\omega)=\varphi_{11}q_1(\omega)+\varphi_{12}q_2(\omega)+\cdots+\varphi_{1N}q_N(\omega)=\sum_{r=1}^N\varphi_{1r}q_r(\omega) \quad (3)$$

式中:\$\varphi_{1r}\$为第 1 个测点第 \$r\$ 阶模态的振型系数。

由式(2)可得第 \$r\$ 阶模态坐标为

$$q_r=\frac{F_r}{K_r-\omega^2 M_r+j\omega C_r} \quad (4)$$

$$F_r=\phi_r^T F(\omega)=\sum_{j=1}^N\varphi_{jr}f_j(\omega), (j=1,2,\cdots,N) \quad (5)$$

对于单点激励情况,设激励作用于 \$p\$ 点,则激励力向量变为

$$F(\omega)=[0,\cdots,0,f_p(\omega),0,\cdots,0]^T$$

则第 \$r\$ 阶模态坐标为

$$q_r=\frac{\varphi_{pr}f_p(\omega)}{K_r-\omega^2 M_r+j\omega C_r} \quad (6)$$

物理坐标中,系统任意一点 1 的响应为

$$x_1(\omega)=\sum_{r=1}^N\frac{\varphi_{1r}\varphi_{pr}f_p(\omega)}{K_r-\omega^2 M_r+j\omega C_r} \quad (7)$$

因此测量点 1 与激励点 \$p\$ 之间的频响函数为

$$H_{1p}(\omega)=\frac{x_1(\omega)}{f_p(\omega)}=\sum_{r=1}^N\frac{\phi_{1r}\phi_{pr}}{K_r-\omega^2 M_r+j\omega C_r} \quad (8)$$

稍作变换后可得传递函数

$$H_{1p}(\omega)=\sum_{r=1}^N\frac{\phi_{1r}\phi_{pr}}{M_r\left[\left(\omega_r^2-\omega^2\right)+j2\zeta_r\omega_r\omega\right]}=\sum_{r=1}^N\frac{1}{M_{er}\left[\left(\omega_r^2-\omega^2\right)+j2\zeta_r\omega_r\omega\right]} \quad (9)$$

式中:\$\phi_{1r}\$、\$\phi_{pr}\$ 分别为 1、\$p\$ 2 点在第 \$r\$ 阶模态下的振型;\$M_r\$ 为模态质量;\$\omega_r\$ 为第 \$r\$ 阶自然频率;\$\zeta_r\$ 为第 \$r\$ 阶模态对应阻尼比。

等效刚度:\$K_{er}=K_r/(\phi_{1r}\phi_{pr})\$

等效质量:\$M_{er}=M_r/(\phi_{1r}\phi_{pr})\$

并且 \$\zeta_r=\frac{C_r}{2M_r\omega_r}\$ 通过对结构频响函数进行模态

识别,就可得出相应的固有频率、阻尼系数、振型等模态参数。

2 试验描述

2.1 试验方法与测试系统

2.1.1 自由状态

在对结构系统进行模态试验时,特别是结构部件,对于其实际的边界条件,一般很难准确模拟,因而试验时基本都设为“自由状态”。因为在一般情况下,可以用软橡胶绳悬挂来实现“自由状态”,较其他状态易于实现。而且,当结构处在自由状态时,自由度是最多的,可以求得此无边界约束状态时的模态。只有未经约束的结构部件,才能与其他结构部件相连接实现所期望的约束,进行综合模态分析。除自由状态外,任

何支承边界都是有约束的边界,或已经伴有自由度的缩减,从自由状态过渡到自由度缩减或约束模态就容易得多。本文采用逐点激励单点测试(SISO)的方法来进行层合板自由状态下的模态试验。层合板测试系统和测试网格划分如图 1、2 所示。

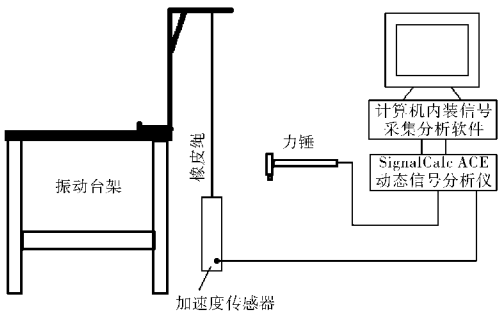


图 1 自由状态层合板模态试验测试系统

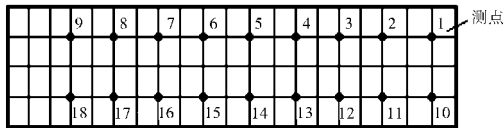


图 2 层合板测点网格划分

2.1.2 一端固支状态

通过夹紧块装置将层合板一端固定在振动台架上,采用逐点激励单点测量的方法对层合板进行模态试验,对层合板划分栅格来进行激励点的变换,通过力锤和加速度传感器获得层合板一端固支状态频响函数,从而通过动态信号分析仪识别相应的模态参数。一端固支层合板模态试验测试系统如图 3 所示。

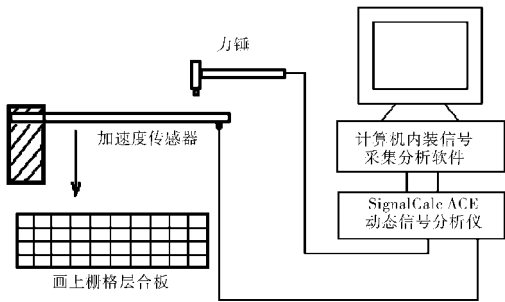


图 3 一端固支层合板模态试验测试系统

采用美国 SignalCalc ACE 实时动态信号分析仪对层合板进行模态试验和模态识别。用蜂蜡将加速度传感器黏连于 1 号点位背面对应位置,连接好各测试设备;按标定值设置加速度传感器和力锤的灵敏度,设定采样频率为 2 kHz,平均采样次数为 3,选择力窗,逐点激励,采集绘制幅频特性曲线(UFF);试验时,先用力锤对 1 号点分别进行 3 次脉冲激励,采样

完成后保存数据,并继续对 2~18 号点进行上述测试。

2.2 测试试件参数

试件为层合板 T300/BMP316,铺层方式均为 $[0]_{16}$,单层厚度为 0.125 mm,自由状态时有效长度为 200 mm,一端固支时有效长度为 180 mm,宽度为 48 mm,

材料性能: $E_1=128.8$ GPa; $E_2=E_3=8.3$ GPa; $G_{12}=G_{13}=4.1$ GPa; $G_{23}=4.1$ GPa, $\nu=0.355$, $\rho=1578$ kg/m³。

2.3 试验数据采集及处理

采用 ICATS 模态分析软件识别层合板的模态频率、模态振型、模态阻尼。首先得将层合板测试点几何模型导入 ICATS 建立试验简化模型,如图 4 所示。

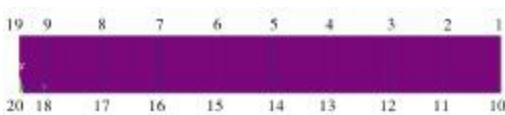


图 4 层合板试验简化模型

读取 UFF 文件转化为 ICATS 所需 FRF 文件,将 FRF 频响函数曲线集成为 1 个.CRD 文件,圈定频响函数曲线峰值点来识别模态,拟合圆判断所识别峰值的可靠性,如图 5 所示;手动识别完模态参数后与 MIF 函数识别进行对比,如图 6 所示,完成最终可靠模态的确定(其中迟滞阻尼 $\eta=2\xi$)。读取几何参数文件和模态参

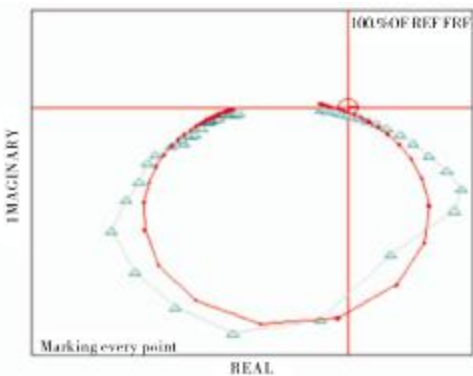


图 5 FRF 模态参数识别

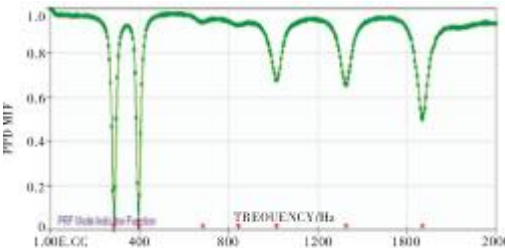


图 6 MIF 频响函数曲线模态识别

数文件,动画显示各阶模态振型、模态频率和模态阻尼,通过动画对层合板各阶模态进行分析。

3 试验结果及分析

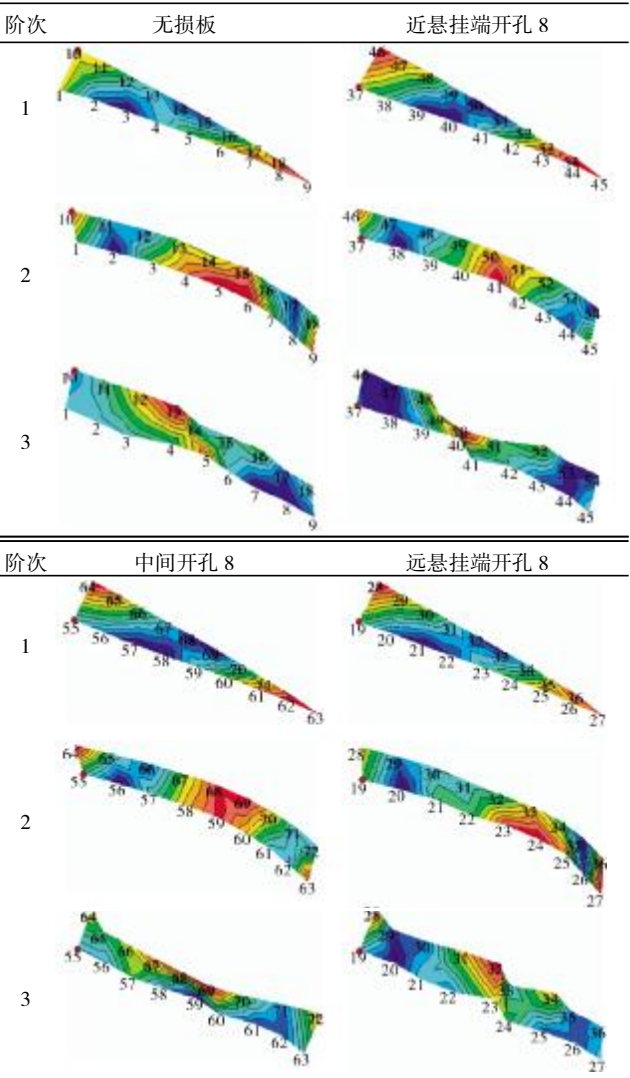
3.1 自由支承试验数据分析

通过软橡胶绳悬挂层合板试验件的方式来模拟层合板的自由状态,对各试验件进行模态试验,测出了相应的模态参数。

3.1.1 层合板不同开孔位置试验数据分析

层合板不同开孔位置时,模态振型见表 1。固有频率和模态阻尼见表 2。

表 1 层合板不同开孔位置时模态振型(自由支承)



从表 1、2 中可见,在自由状态下对于单向层合板得出以下结论:

- (1)此层合板的扭转刚度比较小,扭转振动模态比弯曲振动模态提前。
- (2)开孔位置变化时,层合板的振型基本保持一致。

表 2 层合板不同开孔位置时固有频率和模态阻尼 ξ (自由支承)

阶次	无损板 /Hz	ξ /%	近悬挂端开孔 8/Hz	ξ /%
1	284.21	3.34	285.72	4.22
2	395.78	2.39	372.72	3.64
3	669.97	3.81	693.87	4.05
4	864.14	1.86	889.92	1.59
5	1014.52	3.17	1068.35	3.08
6	1322.80	2.31	1346.10	2.87
7	1668.28	1.69	1700.31	1.89

阶次	中间开孔 /Hz	ξ /%	远悬挂端开孔 8/Hz	ξ /%
1	284.57	3.69	278.24	3.90
2	374.45	3.90	391.04	4.27
3	704.38	1.32	665.38	1.14
4	928.06	4.52	870.59	5.41
5	1051.91	4.08	1033.32	3.08
6	1385.50	5.69	1351.43	2.84
7	1685.81	2.39	1687.78	1.93

(3)对于低阶振动,开孔损伤将使层合板的固有频率普遍降低;对于高阶振动,开孔损伤将使层合板的固有频率普遍提高。

(4)层合板中间开孔损伤时的固有频率变化量普遍高于两端开孔时的固有频率,说明自由状态时,层合板的开孔位置越靠近中部对振动模态的影响越大。

(5)近悬挂端开孔试件和远悬挂端开孔试件是开孔位置完全对称的同一批规格材料,理论上自由支承时这 2 种试件的固有频率应几近相同,说明同一批材料不同试件之间振动特性差异的存在,应作为振动特性试验分析的考虑因素。

3.1.2 层合板开孔大小不同试验数据分析

层合板开孔大小不同时固有频率和模态阻尼见表 3。从表 3 中可见,在自由状态下对于单向层合板,固有频率与开孔位置有关系。在中间开孔时,孔径大小变化对固有频率的影响都比较明显;对于低阶振动,开孔损伤将使层合板的固有频率普遍降低;对于高阶振动,开孔损伤将使层合板的固有频率普遍提高;在开孔尺寸不是很大时,含开孔损伤层合板固有频率随孔径变化不明显,固有频率随着孔径的增大而普遍降低。

3.2 一端固支试验数据分析

3.2.1 层合板不同开孔位置试验数据分析

层合板不同开孔位置时固有频率和模态阻尼见表 4。

表 3 层合板开孔大小不同时固有频率和模态阻尼 ξ (自由支承)

阶次	无损板 /Hz	ξ /%	中间开孔 5/Hz	ξ /%
1	284.21	3.34	293.43	3.79
2	395.78	2.39	380.74	2.73
3	669.97	3.81	701.96	2.17
4	864.14	1.86	917.21	
5	1014.52	3.17	1068.86	3.67
6	1322.8	2.31	1397.62	4.42
7	1668.28	1.69	1700.73	2.45

阶次	中间开孔 /Hz	ξ /%	中间开孔 14/Hz	ξ /%
1	284.57	3.69	283.89	4.06
2	374.45	3.90	368.15	3.44
3	704.38	1.32	701.91	3.26
4	928.06	4.52	906.39	5.67
5	1051.91	4.08	1072.41	3.04
6	1385.50	5.69	1377.46	2.90
7	1685.81	2.39	1693.28	1.95

表 4 层合板不同开孔位置固有频率和模态阻尼 ξ (一端固支)

阶次	无损板 /Hz	ξ /%	固定端开孔 8/Hz	ξ /%
1	55.00	3.73	52.93	4.08
2	157.24	5.74	156.67	7.00
3	370.45	1.68	368.37	1.43
4	577.72	2.34	560.70	2.83
5	883.87		849.27	4.33
6	988.85	2.00	966.18	2.51

阶次	中间开孔 8/Hz	ξ /%	自由端开孔 8/Hz	ξ /%
1	54.86	4.51	54.29	3.53
2	155.69	7.15	156.87	7.49
3	369.39	1.60	365.67	1.53
4	575.26	3.40	562.95	3.67
5	873.85	4.72	857.46	3.78
6	961.59	2.83	970.76	2.84

从表 4 中可见,在一端固支条件下,对于单向层合板不同开孔位置时损伤得出以下结论:

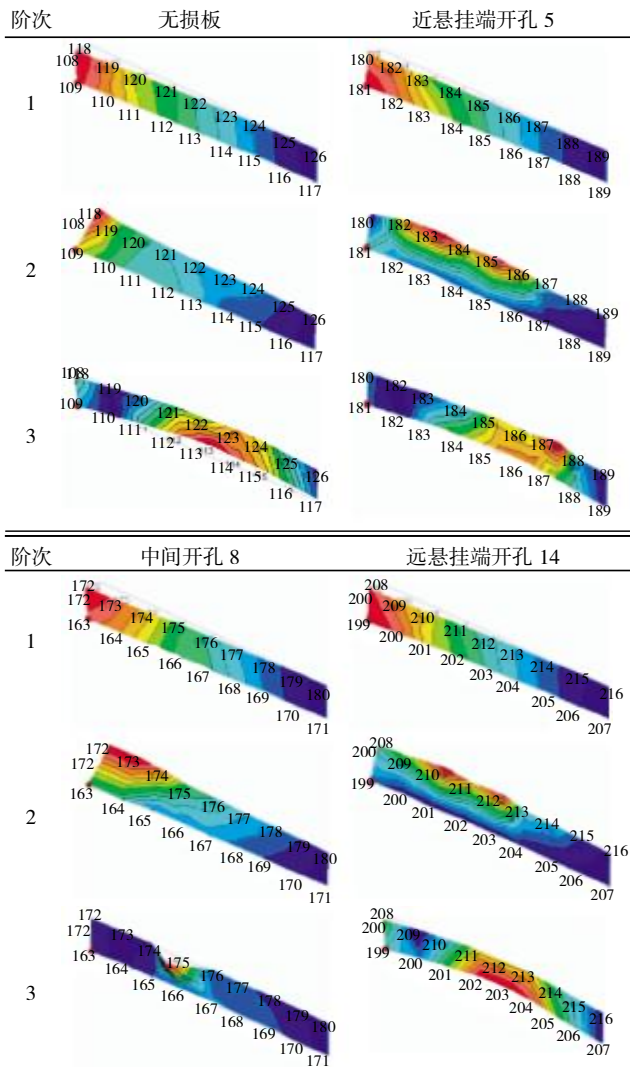
- (1)固支状态对层合板的扭转刚度影响比较大,扭转振动模态比弯曲振动模态滞后。
- (2)固支状态下开孔损伤基本都使得层合板固有频率降低,对低阶振动频率影响不大,但对高阶振动频率影响却较大。
- (3)在一端固支情况下,靠近固支端开孔基本比自由端开孔固有频率降低的多,说明固支端开孔对刚

度的影响比自由端大。文献[11]的数值模拟结果也表明,当穿孔损伤靠近固支端时,穿孔损伤对层合板刚度的影响要比对质量的影响强,穿孔使层合板固有频率降低;当穿孔损伤远离固支端时,穿孔损伤对层合板质量的影响要比对刚度的影响强,穿孔使层合板固有频率增加。

3.2.2 层合板开孔大小不同试验数据分析

层合板开孔大小不同时,模态振型见表 5,固有频率和模态阻尼见表 6。

表 5 层合板开孔大小不同时模态振型(一端固支)



从表 5、6 可见,在一端固支条件下对于单向层合板开孔大小不同变化时,层合板的振型基本保持一致;随着开孔尺寸的增大,层合板的固有频率基本是逐渐下降;孔径很小时,层合板各阶频率变化不是很大。

表6 层合板开孔大小不同时固有频率和模态阻尼 ξ (一端固支)

阶次	无损板 /Hz	$\xi/\%$	固定端开孔 8/Hz	$\xi/\%$
1	55.00	3.73	55.00	3.09
2	157.24	5.74	157.16	4.58
3	370.45	1.68	370.08	1.33
4	577.72	2.34	576.92	4.11
5	883.87		874.98	2.42
6	988.85	2.00	962.69	2.25

阶次	中间开孔 8/Hz	$\xi/\%$	中间开孔 14/Hz	$\xi/\%$
1	54.86	4.51	54.26	3.53
2	155.69	7.15	154.92	7.49
3	369.39	1.60	367.73	1.53
4	575.26	3.40	574.35	3.67
5	873.85	4.72	873.13	3.78
6	961.59	2.83	958.13	2.84

4 结论

(1)在不同边界条件下,开孔损伤对层合板固有频率的影响不同。对于自由状态,开孔损伤使层合板的低阶固有频率降低,高阶固有频率提高;对于悬臂状态,开孔损伤使层合板固有频率降低,低阶固有频率影响较小,高阶固有频率影响较大。

(2)当开孔位置变化时,层合板的振型基本保持一致。对于自由状态,中间开孔损伤时的固有频率变化量普遍高于两端开孔时的固有频率,说明自由状态时,层合板的开孔位置越靠近中部对振动模态的影响越大;对于悬臂状态,当穿孔损伤靠近固支端时,穿孔损伤对层合板刚度的影响要比对质量的影响强,穿孔使层合板固有频率下降;当穿孔损伤远离固支端时,穿孔损伤对层合板质量的影响要比对刚度的影响强,穿孔使层合板固有频率增加。

(3)随着开孔尺寸的增大,层合板的固有频率基本呈逐渐降低的趋势。

参考文献:

- [1] Hadi S A, Shton J N. Measurement and theoretical modeling of the damping properties of a unidirectional glass-epoxy composites[J]. Composite Structure, 1996, 34(4): 381-385.
- [2] 李顶河,王轩,冯振宇,等.含孔损伤平面编织层合板固有频率研究[J]. 玻璃钢/复合材料,2009(1):15-19.

- LI Dinghe, WANG Xuan, FENG Zhenyu, et al. Study on natural frequency of plain woven fabric laminate with cutout [J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2009 (1):15-19. (in Chinese)
- [3] Vaidya A S, Uddin N. Vibration response of 3-D space accessible sandwich composite [J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2009, 28(13):1587-1599.
- [4] 李典森,卢子兴,李嘉禄,等. 三维编织复合材料振动阻尼特性的实验研究[J]. 机械强度, 2009, 31(2): 211-214.
LI Diansen, LU Zixing, LI Jialu, et al. Experimental research on the vibration damping properties of 3D braided composites [J]. Journal of Mechanical Strength, 2009, 31(2):211-214. (in Chinese)
- [5] 杨和振, Park Hanil, 李华军. 温度变化下复合材料层合板的试验模态分析 [J]. 复合材料学报, 2008, 125(12): 149-155.
YANG Hezhen, Park Hanil, LI Huajun. Experimental modal analysis of the composite laminates with temperature variation [J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2008, 125(12): 149-155. (in Chinese)
- [6] Berthelot J M, Assarar M, Sefrani Y, et al. Damping analysis of composite materials and structures [J]. Composite Structures, 2008(85)3:189-204.
- [7] HAO Min, RAO Mohan D. Vibration and damping analysis of a sandwich beam containing a viscoelastic constraining layer[J]. Journal of Composite Materials, 2005, 39(18):1621-1643.
- [8] 姚学峰,姚振汉,戴福隆,等. 编织结构复合材料动态特性的实验模态分析[J]. 复合材料学报, 1998, 15(4):107-112.
YAO Xuefeng, YAO Zhenhan, DAI Fulong, et al. Experimental modal analysis on dynamic characteristics of braided structural composites [J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 1998, 15(4): 107-112. (in Chinese)
- [9] 肖汉林,周心桃. 含脱层复合材料圆柱壳的振动模态实验分析[J]. 船海工程, 2010, 39(4):11-13.
XIAO Hanlin, ZHOU Xintao. Experimental investigation on vibration mode of composite cylindrical shells with delamination [J]. Ship & Ocean Engineering, 2010, 39(4):11-13. (in Chinese)
- [10] 骆志高,陈保磊,庞朝利. 金属塑料复合材料的减振性能模态实验分析研究[J]. 噪声与振动控制, 2010, (2):138-141.
LUO Zhigao, CHEN Baolei, PANG Chaoli. Modal testing and analysis of vibration reduction behavior of metal-plastic compound materials [J]. Noise and Vibration Control, 2010 (2):138-141. (in Chinese)
- [11] 王羽. 含损伤复合材料桨叶结构振动特性研究 [D]. 天津: 中国民航大学, 2009.
WANG Yu. Research on vibration characteristic for composite blade with damages [D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2009. (in Chinese)