

Ti-C 纤维金属层压板自由振动试验和数值分析

李瑞¹, 陈秀华^{1,*}, 刘沛禹²

(1. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240; 2. 纤科先进复合材料公司, 北京 100022)

摘 要: 为研究由钛合金和碳纤维增强复合材料交替铺设而成的 Ti-C 纤维金属层压板(FMLs)的制备及自由振动, 首先, 使用有限元分析软件 MSC.PATRAN/NASTRAN 对不同尺寸 Ti-C FMLs 的自由振动进行了二维有限元建模计算, 确定了尺寸效应对 FMLs 固有频率的影响; 然后, 采用电磁激振器和非接触式激光扫描仪进行自由振动试验, 比较了数值仿真结果和试验结果; 最后, 计算了相同尺寸的纯碳纤维复合材料层压板和不同钛合金层压板层数的 Ti-C FMLs 的固有频率, 研究了钛合金层压板层数对 FMLs 固有频率的影响。结果显示: 试件的尺寸越小, 固有频率的计算误差越大, 即当结构面内尺寸相对于厚度的倍数较小时, 模型的计算误差大; 数值仿真结果和试验结果总体吻合较好, 有限元模型有效; FMLs 的固有频率随着钛合金层压板层数的增加而减少。所得结论可为提高 Ti-C FMLs 自由振动的可设计性提供参考。

关键词: 纤维金属层压板; Ti-C; 振动试验; 数值仿真; 激光扫描仪

中图分类号: TB333 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2016)05-1064-08

纤维金属层压板(Fiber Metal Laminates, FMLs)是由金属层压板和纤维增强复合材料层组成的混杂复合材料层压板, FMLs 用薄金属层代替部分纤维增强复合材料层, 得到了高性能的混杂结构。FMLs 既综合了金属材料 and 纤维增强复合材料的优点, 又弥补了单一金属材料和非金属复合材料的不足, 具有耐腐蚀、阻燃及耐冲击等诸多优点, 是飞机结构的理想材料^[1]。FMLs 中比较典型的 Glare(玻璃纤维增强铝合金)层压板在空客 A380 中的应用和 TiGr(碳纤维增强钛合金)层压板在波音 787 上的成功应用为这种先进材料在未来飞机制造中的广泛应用奠定了基础^[2-4]。

目前为止, 航空航天领域已获得广泛应用的 FMLs 大多为热固性复合层压板, 包括 Arall、Glare 和 TiGr 层压板等, 国外对这些热固性层压板的研究工作已有很多, 其制备与性能测试方法都已发展得比较成熟。而目前, 中国对于 FMLs 仅仅进行了一系列初步的研究, 对于 FMLs 自由振动方面的研究更是亟待开展。

国外的许多研究者已经采用不同的方法对复合材料板的自由振动进行了研究。Ngo-Cong 等^[5]使用一阶剪切变形理论(First-order Shear Deformation Theory, FSDT)和一维径向基函数法(One Dimensional-Integrated Radial Basis Function Networks, 1D-IRBFN)对复合材料平板进行了自由振动的分析, 研究了不同的边界条件、纵横比(Width-to-Length Ratios) a/b 、厚长比(Thickness-to-Length Ratios) t/b 和材料参数对固有频率的影响; 收敛性研究显示, 对于矩形板来说, 当不考虑 a/b 时, t/b 越大, 计算收敛速度越快。

Chasemi 等^[6]研究了几何尺寸和材料参数对 FMLs 板试件自由振动的影响, 分别使用 FSDT 和傅里叶系数法分析了复合材料板的控制方程; 为确定上述 2 种分析方法的准确性, 采用 Rayleigh-Ritz 分析方法和 ABAQUS 有限元分析方法进行了对比分析; 对比结果表明一些重要参数(如金属层板铺设顺序、 a/b 和复合材料的纤维方向)都是影响 FMLs 自由振动的重要因素。

收稿日期: 2015-11-02; 录用日期: 2015-12-24; 网络出版时间: 2016-01-12 16:13

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20160112.1613.004.html

基金项目: 航空科学基金(2015ZA57002)

通讯作者: 陈秀华, 博士, 工程师, 研究方向为复合材料结构设计及试验。 E-mail: chenxiuhua@sjtu.edu.cn

引用格式: 李瑞, 陈秀华, 刘沛禹. Ti-C 纤维金属层压板自由振动试验和数值分析[J]. 复合材料学报, 2016, 33(5): 1064-1071.
LI R, CHEN X H, LIU P Y. Tests and numerical analyses on free vibration of Ti-C fiber metal laminates[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(5): 1064-1071 (in Chinese).

Mishra 和 Sahu^[7]用试验方法和有限元分析分别研究了编织玻璃纤维增强环氧树脂基复合材料板在自由边界条件下的自由振动,以及在相同的自由边界条件和不同的几何条件(如铺层数、纵横比和纤维方向等)下的自由振动;试件用编织玻璃纤维和环氧树脂基体手工铺设压制而成,为了考察不同铺层数的影响,制作了 3 种不同层数(8 层、12 层和 16 层)的层压板;分析结果表明,随着纤维铺设角度的增加,固有频率会逐渐减小。

Alexander 和 Augustine^[8]采用碳纤维增强环氧树脂基复合材料和玄武岩纤维增强环氧树脂基复合材料研究边界条件、材料参数和厚度对 FMLs 固有频率的影响,结果显示这些因素均有较为明显的影响。

正因为 FMLs 的明显优势,目前中国对于其制备方法和力学性能试验的探索已成为热点。樊玉^[9]、杨栋栋^[10]和王时玉^[11]分别研究了 FMLs 的制备方法及其力学性能(如拉伸、剪切、压缩和疲劳性能),廖建^[12]通过对不同纤维铺层的 Glare 层压板进行变换角度的偏轴拉伸试验,考察了 Glare 层压板在不同方向上的拉伸性能;王昌昊等^[13]基于有限元软件 ABAQUS 建立了 Glare 层压板的三维有限元模型,对其力学性能进行了分析,并通过与试验结果的对比,讨论了玻璃纤维层中纤维铺层方式对其层间应力的影响;马玉娥等^[14]对 Glare 层压板进行了落锤低速冲击试验,对冲击损伤过程进行了数值模拟分析,并与厚度相近的铝板和准各向同性 F300 复合材料板进行了对比分析。

这些研究结果表明相比较于单一的复合材料层压板以及金属层压板, FMLs 的力学性能有显著的提高,但是其优势的表现程度也会受到制备工艺等因素的制约和影响。因此,岳广全等^[15]详细介绍了纤维金属层压板制造过程中的层压工艺和塑性成形工艺,论述了工艺过程中可能出现的工艺缺陷及纤维金属层压板结构件的失效模式,并提出了降低工艺缺陷的实施方案。

笔者为研究由钛合金和碳纤维增强复合材料(Carbon Fiber Reinforced Plastics, CFRP)混杂铺设而成的 Ti-C FMLs 的制备和自由振动问题,首先,采用电磁激振器和先进的非接触式激光扫描仪对 2 种试件进行自由振动试验;然后,使用有限元

分析软件 MSC. PATRAN/NASTRAN 进行数值模拟,并对比模拟结果和试验结果;接着,对不同尺寸的 Ti-C FMLs 试件进行二维有限元建模计算,得到两者的固有频率,以确定尺寸效应对 FMLs 固有频率的影响;最后,为探索钛合金层对 FMLs 固有频率的影响,分析计算得到的尺寸相同但钛合金层数不同的 Ti-C FMLs 的固有频率。

1 试件制备

纤维金属层压板在结构上存在多层界面,层间界面是其薄弱环节,易产生分层和开裂,从而导致材料刚度和强度的下降。因此,在制备过程中提高层间界面的结合强度极为重要。对于常见的铝合金 FMLs(如 Aral、Glare 和 Care 层压板)来说,铝合金的表面处理和胶黏剂界面的相关研究已相对成熟;而对于 Ti-C FMLs,由于钛合金表面在常温下易与氧、氮等元素作用生成一层致密的惰性氧化膜,会导致钛合金层压板与树脂基体胶结强度不理想。因此,层压板进热压罐热压之前必须先对钛合金层压板的表面进行处理。一般的方法是清洁和去除表面氧化层,改善界面结合强度。

可采用多种不同的方法制造 FMLs,如预浸料铺叠、树脂熔浸和纤维铺放,笔者采用常规热压罐热压技术制作试件。钛合金层压板选用 TC4 钛合金材料。为在 CFRP 层压板和钛合金层压板之间达到最佳的粘合效果,表面处理方法为先进行表面清洁和化学酸洗、再进行表面喷砂,以增加钛合金表面粗糙度,进而增强钛合金和 CFRP 之间的界面接合力。CFRP 预浸料采用 CYCOM X850-35-12KIM±190 单向带。Ti-C FMLs 的参数如表 1 所示。

首先,将 4 层钛合金层压板与 4 层单向带按图 1(a)的铺设方式制成 Ti-C FMLs,总铺层顺序为[(0/45/90/-45)/Ti/(-45/90/45/0)/Ti/(0/45/90/-45)/Ti/(-45/90/45/0)];然后,将钛合

表 1 Ti-C FMLs 的参数
Table 1 Parameters of Ti-C FMLs

Type	Number of layers	Thickness/mm
Titanium alloy laminate	3	0.500
CFRP prepreg	16	0.185

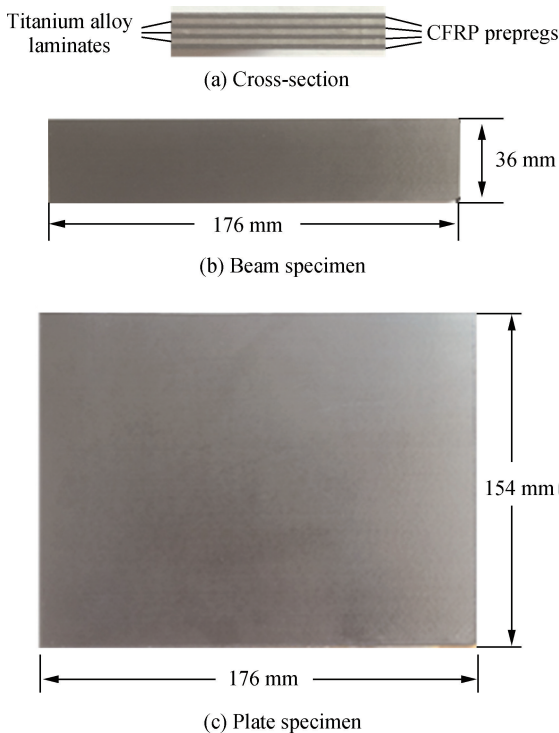


图 1 Ti-C FMLs 截面、梁和板试件
Fig. 1 Cross-section, beam and plate specimens of Ti-C FMLs

金层压板裁成 200 mm×200 mm 的正方形板，预处理后和预浸料叠层铺设；最后，整体放入热压罐中固化成型，分别制成尺寸为 176 mm×36 mm×4.85 mm 的梁试件和 176 mm×154 mm×4.85 mm 的板试件。梁和板试件如图 1(b)和图 1(c)所示。

2 振动试验

2.1 试验设备

在传统的振动试验中，测量频率的方法是先将振动传感器用胶水或蜡粘贴在被测试件表面，利用加速度传感器的电荷输出信号实现加速度、速度和位移的测量，再传递数据到信号采集器中进行处理。这种测量方式有很大的弊端，对于尺寸和质量不大的试件，附加的加速度传感器和数据线的质量被加在试件上并且占据相当大的比例，这会影响到被测物体的振动，从而产生较大的测量误差；另外，传统的传感器测量过程中，因为依靠数据线传输信号，容易受到电磁信号的干扰，导致数据传输不稳甚至丢失；再者，粘接传感器的胶水强度也是影响传输信号稳定性的因素。

而非接触式激光测量——激光测振技术利用光学多普勒原理测量物体的振动。激光测振仪发出一束激光照射到振动的物体上，通过光的干涉测量反射激光的频率，进而解算出被测运动体的运动速度和位置。激光测振抗干扰能力强、实时性强且测量方便快捷，同时还不会影响被测物体的运动，可以满足更高的测量精确度要求，因此不仅适用于普通环境下的振动测量，还适用于冲击和爆炸等恶劣环境下的测试。

笔者采用德国 Polytech 公司的 Polytec PSV-400 型扫描式激光测振仪，测试系统由高精度的硬件和动态显示软件组成：硬件包含 1 个紧凑的光学头(内置扫描单元)、1 个测振控制器(OFV-5000 型振动控制器)、1 个连接箱和数据传输系统；软件可实现对被扫描单元和测量结果的可视化显示。测振频率范围为 0~1.5 MHz，速度为 0.3~10.0 m/s，最小分辨率为 0.3 μm/s，工作距离为 0.53~100.00 m，位移分辨率能达到 2 nm。

笔者在振动试验中对比了传统的粘贴式传感器和非接触式激光测量方法测得的频率值，并将其与有限元计算结果进行比较；结果显示非接触式测量的精确度要明显高于粘贴式传感器。

2.2 试验方法

首先，将试件的一端固支在大质量的固定底座上，并使用电磁激振器给被测试件一个频率范围为 0~4 kHz 的激励，试件受激励发生自由振动。同时，激光干涉仪将一束激光投射到被测量的试件表面，被测试件表面上贴有 3M 反光膜(采用特殊的工艺将由玻璃微珠形成的反射层和聚氯乙烯、聚氨酯等高分子材料相结合而形成的一种反光材料，在一定的光源照射下能产生强烈的反光效果，因此被用来增加被测试件的表面反射率)。激光测振设备和试验流程如图 2 所示。可见，试件表面会将部分激光反射回激光干涉仪。然后，激光干涉仪通过收集反射回的微弱激光，利用多普勒效应经干涉产生正比于测量目标表面速度的频移信号；激光干涉仪与信号处理器相连，信号处理器将频移信号解调转换为振动和位移等信号，实现对物体表面振动的非接触精密测量。最后，信号传递到 PC 终端，在软件平台以视频图像动态显示测量结果。

2.3 试验结果与分析

OFV-5000 型控制器将干涉仪的扫描结果处理

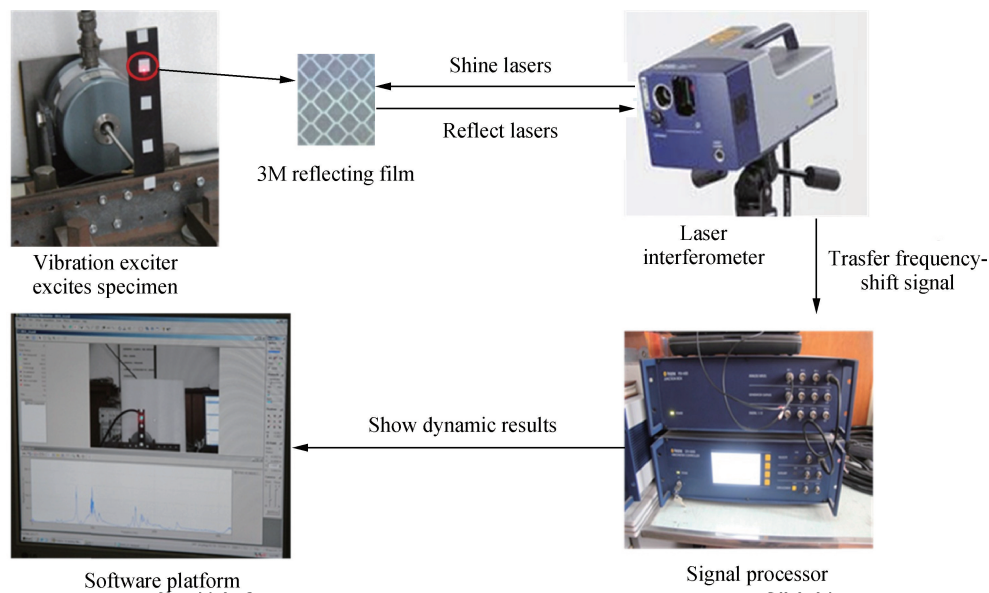


图 2 激光测振设备和试验流程
Fig. 2 Laser-vibration-measuring equipment and testing flow

后，可以将振型用生动的三维动画方式显示出来，有直观、动态范围高、精度和效率高等优势，特别适用于物体的离面振动模态分析。

采用频率扫描的方法，在电磁激振器激振频率于 0~4 kHz 内变化的过程中，Polytec PSV-400 型扫描式激光测振仪在梁试件的振动频段上检测到清晰的 4 个谐振峰，对应的谐振频率分别为 136、735、1 170、2 372 Hz，经与数值计算的模态振型图进行比较，确定分别对应于 1 阶、2 阶、3 阶和 5 阶模态。在板试件频段上测出清晰的 5 个谐振峰，对应的谐振频率分别为 123、333、745、1 256、2 030 Hz，分别对应 1 阶、2 阶、3 阶、5 阶和 6 阶模态。Ti-C FMLs 各阶次的固有频率如表 2 所示，Ti-C FMLs 梁和板试件的固有频率与幅度分别如图 3(a) 和图 3(b) 所示。

表 2 Ti-C FMLs 各阶次的固有频率

Mode	Natural frequency/Hz	
	Beam specimen	Plate specimen
1	136	123
2	735	333
3	1 170	745
4		
5	2 372	1 256
6		2 030

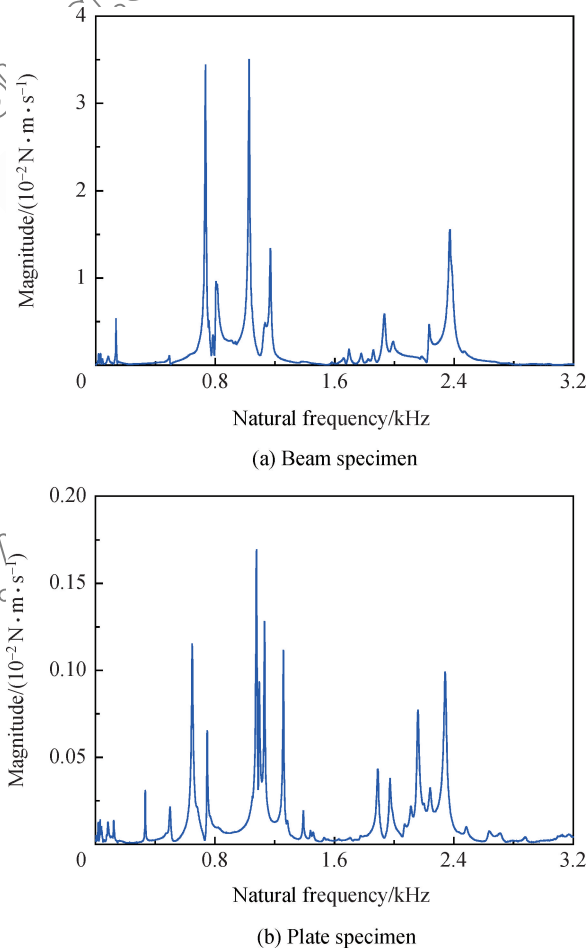


图 3 Ti-C FMLs 梁和板试件的固有频率与幅度
Fig. 3 Natural frequencies and magnitudes of Ti-C FMLs beam and plate specimens

3 有限元数值仿真

使用 MSC. PATRAN 软件分别建立 Ti-C FMLs 梁和板试件的振动分析模型。根据结构尺寸将其简化为二维模型, 网格划分为四节点等参元 QUAD4 单元, 单元属性为壳 PSHELL 单元。试件根部采用固定约束, 约束范围为沿长度方向由根部边缘起至距离根部边缘 20 mm 处, 与试验一致。Ti-C FMLs 梁和板试件的有限元网格划分及约束分别如图 4(a)和图 4(b)所示。有限元分析计算采用 MSC. NASTRAN 模态计算分析模块 SOL105。

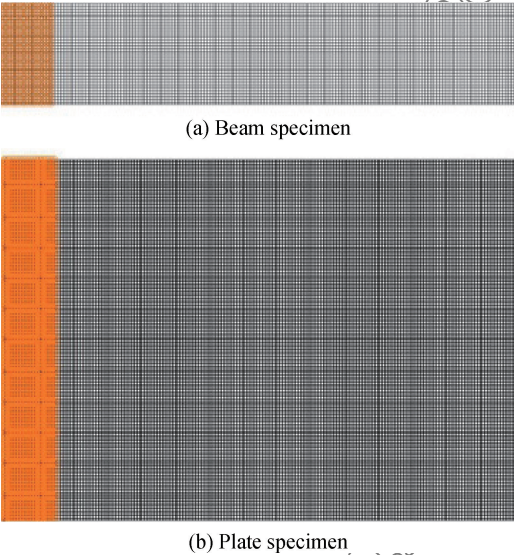


图 4 Ti-C FMLs 梁和板试件的有限元网格划分及约束
Fig. 4 Finite element meshes and constraints of Ti-C FMLs beam and plate specimens

3.1 材料属性

TC4 钛合金材料的拉伸强度 E 为 110 GPa, 泊松比 ν 为 0.33, 密度 ρ 为 4.5 g/cm³。

CFRP 预浸料在 3 个主方向的拉伸强度 E_1 、 E_2 和 E_3 分别为 195.0、8.4、8.4 GPa, ν 为 0.33, 1-2、2-3 和 1-3 平面剪切模量 G_{12} 、 G_{23} 和 G_{13} 分别为 5.6、2.8、5.6 GPa, ρ 为 1.57 g/cm³。

3.2 数值仿真结果与分析

3.2.1 数值仿真与试验结果对比

Ti-C FMLs 梁和板试件固有频率数值仿真与试验结果对比分别如表 3 和表 4 所示。可见, 在材料和长度均相同的情况下, 随着尺寸的增加, 试件越宽, 其固有频率越低, 这说明尺寸效应对固有频率影响明显。此外, 试件越宽, 有限元数值仿真

表 3 Ti-C FMLs 梁试件固有频率数值仿真与试验结果对比
Table 3 Comparison between numerical simulated and testing results of natural frequencies for Ti-C FMLs beam specimens

Mode	Natural frequency/Hz		Error/%
	Numerical simulated	Testing	
1	131	136	3.8
2	820	735	10.4
3	1 056	1 170	10.8
4	1 063		
5	2 272	2 372	4.4

表 4 Ti-C FMLs 板试件固有频率数值仿真与试验结果对比
Table 4 Comparison between numerical simulated and testing results of natural frequencies for Ti-C FMLs plate specimens

Mode	Natural frequency/Hz		Error/%
	Numerical simulated	Testing	
1	126	123	2.1
2	333	333	0.1
3	773	745	3.7
4	1 171		
5	1 246	1 256	0.8
6	2 133	2 030	4.8

的结果与试验实际测量到的固有频率之间的误差越小, 这证明当结构面内尺寸相比厚度倍数较小时, 模型误差较大, 但最大误差不超过 11%。

将 MSC. NASTRAN 的运算结果导入 MSC. PATRAN 进行后处理, 得到可视化的各阶振型图。Ti-C FMLs 梁和板试件的试验与数值仿真振型图分别如图 5 和图 6 所示。可见, 2 种尺寸试件的数值仿真振型图与试验振型图吻合很好, 进一步证明了有限元数值仿真方法的准确性。

3.2.2 Ti-C FMLs 与纯复合材料层压板对比

为分析向层压板中加入的钛合金层压板的层数对 FMLs 的固有频率的影响, 通过有限元分析软件 MSC. PATRAN/NASTRAN 分别计算了相同尺寸的纯碳纤维复合材料层压板和 3 种不同钛合金层压板层数的 Ti-C FMLs 的固有频率, 并将四者的固有频率进行比较。不同钛合金层压板层数的 Ti-C FMLs 梁和板试件固有频率的数值仿真结果如表 5 和表 6 所示。可见, 随着钛合金层数增加, 层压板的固有频率有明显的降低。这说明可以在实际设计过程中根据具体设计需求, 在满足静强度及耐久性损伤容限要求的前提下, 对振动频率设计进行修正或优化。

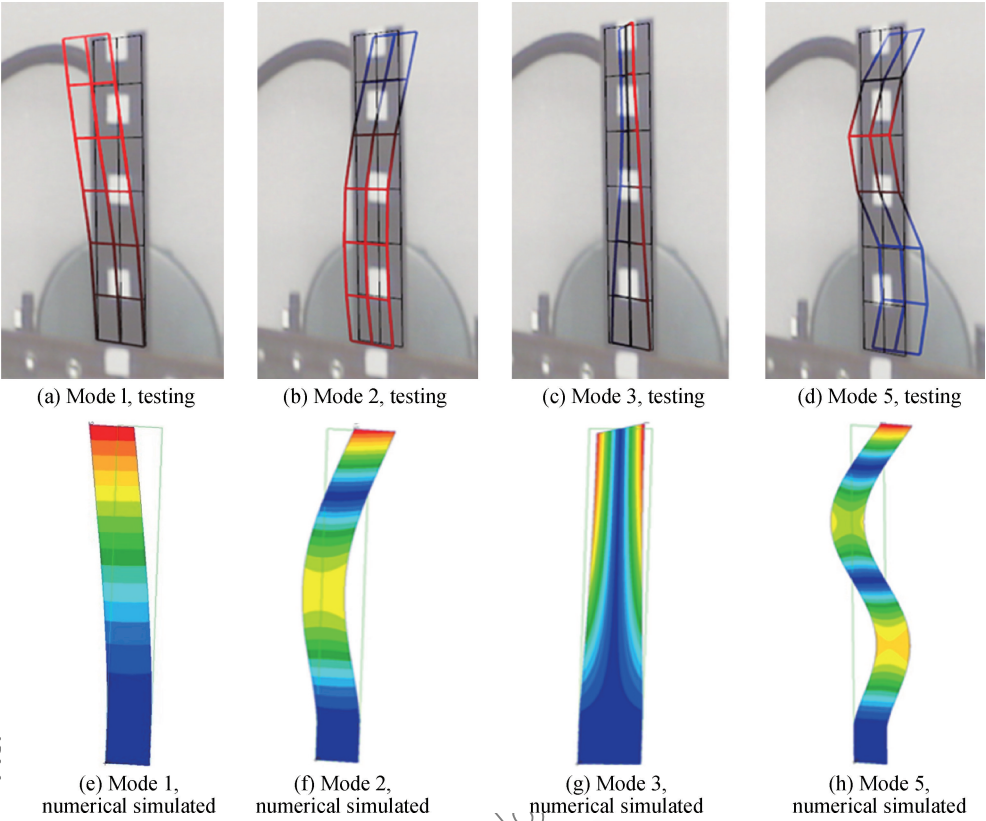


图 5 Ti-C FMLs 梁试件的试验与数值仿真振型图

Fig. 5 Testing and numerical simulated shape diagrams of Ti-C FMLs beam specimens

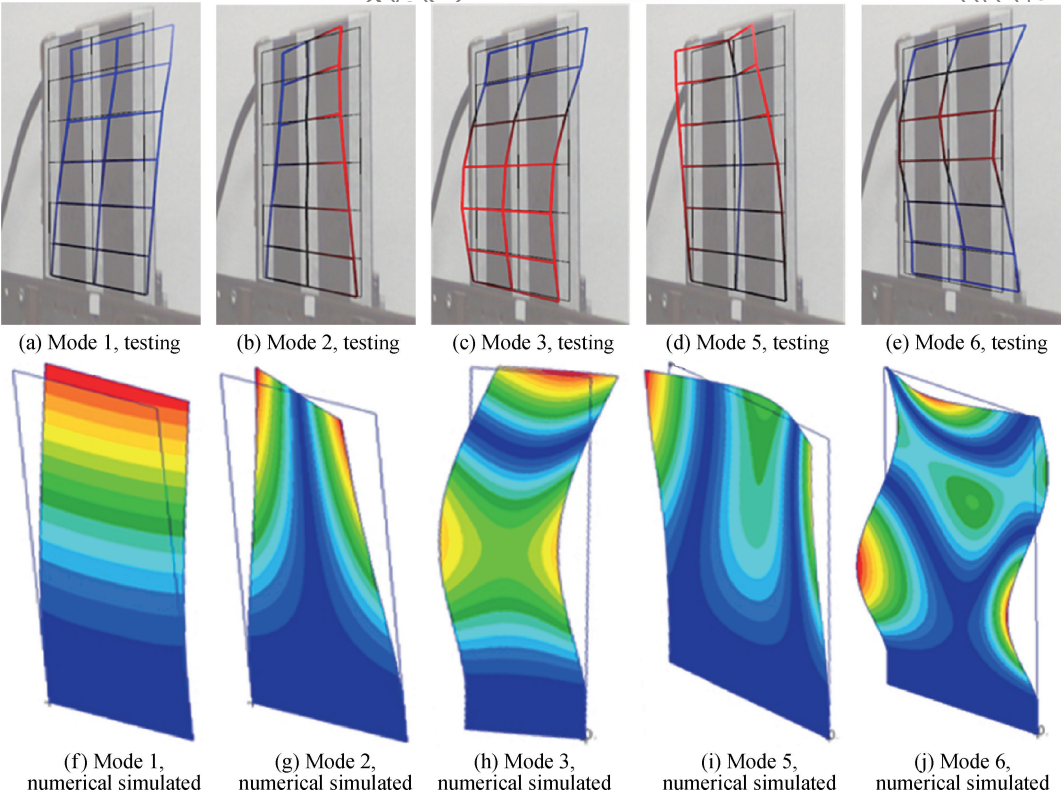


图 6 Ti-C FMLs 板试件的试验与数值仿真振型图

Fig. 6 Testing and numerical simulated shape diagrams of Ti-C FMLs plate specimens

表 5 不同钛合金层压板层数的 Ti-C FMLs 梁试件
固有频率的数值仿真结果

Table 5 Numerical simulated results for natural frequencies
of Ti-C FMLs beam specimens with different number of
layers for titanium alloy laminates

Mode	Natural frequency/Hz			
	No layer	One layer	Two layers	Three layers
1	228	207	172	131
2	1 407	1 280	1 072	820
3	1 423	1 298	1 341	1 056
4	1 885	1 667	1 478	1 063
5	3 842	3 503	2 946	2 272

表 6 不同钛合金层压板层数的 Ti-C FMLs 板试件
固有频率的数值仿真结果

Table 6 Numerical simulated results for natural frequencies
of Ti-C FMLs plate specimens with different number of
layers for titanium alloy laminates

Mode	Natural frequency/Hz			
	No layer	One layer	Two layers	Three layers
1	178	161	135	126
2	395	359	349	333
3	1 091	1 091	832	773
4	1 396	1 396	1 259	1 171
5	1 474	1 474	1 349	1 246
6	2 529	2 529	2 292	2 133

4 结 论

(1) 基于有限元软件 MSC PATRAN/NAS-TRA 建立的有限元数值仿真模型对于分析复合材料层压板的自由振动特性具有可行性。

(2) 在材料和长度均相同的情况下，随着 Ti-C 纤维金属层压板 (Fiber Metal Laminates, FMLs) 试件宽度的增加，其固有频率降低；试验结果与有限元数值仿真结果之间的误差减小，说明尺寸效应对 Ti-C FMLs 固有频率的影响比较明显。

(3) 对相同尺寸的纯碳纤维复合材料层压板 and 不同钛合金层数的 Ti-C FMLs 的固有频率进行了分析，发现随着钛合金层数的增加，FMLs 的固有频率降低，这使得 Ti-C FMLs 的自由振动特性具有可设计性。

参考文献：

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.
DU S Y. Advanced composite materials and aerospace engineering[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1):

1-12 (in Chinese).
[2] 王永贵, 梁宪珠. 纤维金属层板技术与大型飞机[C]//第十八届玻璃钢/复合材料学术年会论文集. 北京: 中国硅酸盐学会玻璃钢分会, 2011: 140-144.
WANG Y G, LIANG X Z. Fiber metal laminates and large airplane[C]// The Paper Set of the Eighteenth Academic Year of the FRP/Composite Material. Beijing: The Glass Fiber Reinforced Plastics and Composite Materials Sub-Committee of the Chinese Ceramic Society, 2011: 140-144 (in Chinese).
[3] PORA J. A380 结构的先进材料和技术——未来发展的技术平台[J]. 航空维修与工程, 2003(6): 50-52.
PORA J. Advanced materials and technology for A380 structure[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2003(6): 50-52 (in Chinese).
[4] FINK A, KOLESNIKOV B, WILMES H. Hybrid titanium composite material improving composite structure coupling [C]//Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing 2005. Pairs: European Space Agency, 2005: 135.
[5] NGO CONG D, MAI-DUY N, KARUNASENA W, et al. Free vibration analysis of laminated composite plates based on FSDT using one-dimensional IRBFN method [J]. Computers & Structures, 2011, 89(1): 1-13.
[6] GHASEMI F A, PAKNEJAD R, FARD K M. Effects of geometrical and material parameters on free vibration analysis of fiber metal laminated plates[J]. Mechanics & Industry, 2013, 14(4): 229-238.
[7] MISHRA I, SAHU S K. An experimental approach to free vibration response of woven fiber composite plates under free-free boundary condition [J]. International Journal of Advanced Technology in Civil Engineering, 2012, 1(2): 67-72.
[8] ALEXANDER J, AUGUSTINE B S M. Free vibration and damping characteristics of GFRP and BFRP laminated composites at various boundary conditions[J]. Indian Journal of Science and Technology, 2015, 8(12): 1-7.
[9] 樊玉. Ti/CF/PPEK 复合层合板的制备与性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
FAN Y. Preparation and performance research of Ti/CF/PPEK laminates[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008 (in Chinese).
[10] 杨栋栋. Ti/APC-2 纤维金属层板的制备与力学性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
YANG D D. Study on the preparation and mechanical properties of Ti/APC-2 fiber metal laminates[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese).
[11] 王时玉. 纤维金属层板的制备及力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
WANG S Y. Preparation and mechanical properties of fiber

metal laminates[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012 (in Chinese).

[12] 廖建. 纤维金属层板(FMLs)基本力学性能试验研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.

LIAO J. Experimental study on basic mechanical properties of fiber reinforced metal laminates (FMLs) [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007 (in Chinese).

[13] 王昌昊, 张驰, 刘明强. 纤维-金属层合板层间应力分析[J]. 科技创新与生产力, 2012(9): 95-97.

WANG C H, ZHANG C, LIU M Q. Analysis on inter-laminar stress of fiber-metal layer plywood. applied technology [J]. Sci-tech Innovation and Productivity, 2012(9): 95-97 (in Chinese).

[14] 马玉娥, 胡海威, 熊晓枫. 低速冲击下 FMLs, 铝板和复合材料的损伤对比[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 1902-1911.

MA Y E, HU H W, XIONG X F. Comparison of damage in FMLs, aluminum and composite panels subjected to low-velocity impact[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7): 1902-1911 (in Chinese).

[15] 岳广全, 张博明, 戴福洪, 等. 固化工艺规范对复合材料固化残余应力影响的实验研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2010(2): 52-55.

YUE G Q, ZHANG B M, DAI F H, et al. An experimental study of the effect of cure cycle on cure-induced stresses in composites[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2010(2): 52-55 (in Chinese).

Tests and numerical analyses on free vibration of Ti-C fiber metal laminates

LI Rui¹, CHEN Xiuhua^{1,*}, LIU Peiyu²

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2. Tencate Advanced Composites Ltd., Beijing 100022, China)

Abstract: In order to investigate the manufacture and free vibration of Ti-C fiber metal laminates (FMLs) which were prepared by alternated stacking arrangements of titanium alloy and carbon fiber reinforced plastics, the free vibration of Ti-C FMLs with different sizes were 2D finite element modeled and calculated using finite element analyses software MSC. PATRAN/NASTRAN firstly, and the influences of size effect on natural frequencies of FMLs were studied. Then, electromagnetic vibration exciter and non-contact laser scanner were used to conduct the free vibration tests, and the numerical simulated results were compared the testing results. Finally, the natural frequencies of pure carbon fiber composite laminates and Ti-C FMLs with different number of layers for titanium alloy laminates with the same size were calculated, and the effects of number of layers for titanium alloy laminates on natural frequencies of FMLs were investigated. The results show that the smaller the specimen size is, the bigger the calculation error of natural frequency is, namely, when the multiple of in-plane size to thickness of structure is relatively small, the calculation error of model is large. Over all, the numerical simulated results coincide with testing results preferably, and the finite element model is valid. The natural frequencies of FMLs decrease with the increase for number of layers for titanium alloy laminates. The conclusions obtained can provide reference to improve the design ability for free vibration of Ti-C FMLs.

Keywords: fiber metal laminates; Ti-C; vibration tests; numerical simulation; laser scanner