损伤对平纹编织陶瓷基复合材料 梁振动特性影响的试验研究^{*}

徐雅洁^{1,2},高希光^{1,2},张华军³,宋迎东^{1,2,4}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室,

江苏 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏省航空动力系统重点实验室,江苏南京 210016;
 3. 空军装备部驻成都地区第二军事代表室,四川 成都 610000;
 4. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室,江苏南京 210016)

摘 要:为研究平纹编织陶瓷基复合材料 (CMCs) 梁受损伤影响的非线性振动特性,分别开展了 拉伸试验和振动试验。拉伸试验用于获得平纹编织 CMCs 受损伤影响的变刚度行为,多次正弦扫频试验 用于获得振动载荷下平纹编织 CMCs 梁受损伤影响的非线性行为。拉伸试验得到的非线性应力-应变曲 线表明材料受损伤影响变刚度行为明显。梁初始固有频率的试验值与理论值相比,相对误差<1%。振动 试验结果从两方面表明了损伤对梁振动特性的影响:(1)模态参数的变化,固有频率从初始值 (256.44Hz)不断减小,阻尼比呈现增大趋势,而共振位移幅值受固有频率和阻尼比的耦合作用发生非 线性且非单调变化。固有频率的变化造成位移幅频特性曲线的左移现象;(2) 位移幅频特性曲线的多峰 现象,在多处载荷频率下产生了位移峰值点。

关键词:平纹编织CMCs梁;损伤;非线性振动特性;变刚度;模态参数;位移幅频特性曲线 中图分类号:TB332 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2021)09-2138-07 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200010

Experimental Study on Effects of Damage on Vibration Characteristics of a Plain Woven Ceramic Matrix Composites Beam

XU Ya-jie^{1,2}, GAO Xi-guang^{1,2}, ZHANG Hua-jun³, SONG Ying-dong^{1,2,4}

(1. Key Laboratory of Aero-Engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing

University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

 The Second Military Representative Office of Air Force Equipment Department in Chengdu, Chengdu 610000, China;
 State Key Laboratory of Mechanics and Control Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

^{*} 收稿日期: 2020-01-07; 修订日期: 2020-03-25。

基金项目:国家自然科学基金(11972183)。

作者简介:徐雅洁,硕士生,研究领域为陶瓷基复合材料。

通讯作者:高希光,博士,教授,研究领域为陶瓷基复合材料。

引用格式: 徐雅洁,高希光,张华军,等. 损伤对平纹编织陶瓷基复合材料梁振动特性影响的试验研究[J]. 推进技术,
 2021,42(9):2138-2144. (XU Ya-jie, GAO Xi-guang, ZHANG Hua-jun, et al. Experimental Study on Effects of Damage on Vibration Characteristics of a Plain Woven Ceramic Matrix Composites Beam [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9):2138-2144.)

Abstract: In order to study the nonlinear vibration characteristics of the plain woven ceramic matrix composites (CMCs) beam affected by damage, the tensile test and vibration tests were carried out. The tensile test was used to obtain the variable stiffness behavior of plain woven CMCs affected by damage, and the multiple sine sweep tests were used to obtain the nonlinear behavior of the plain woven CMCs beam affected by damage under vibration load. The nonlinear stress-strain curve obtained from the tensile test indicated that the material had an obvious behavior of variable stiffness due to damage. The relative error of initial natural frequency of the beam between the results of test and theory was less than 1%. The results of the vibration tests showed the effects of damage on vibration characteristics of the beam from two aspects. The first was the change of modal parameters. The natural frequency decreased from the initial value (256.44Hz) and the damping ratio increased. The resonance displacement amplitude was nonlinear and non-monotone due to the coupling of natural frequency and damping ratio. The change of the natural frequency caused the left shift phenomenon of displacement amplitude-frequency curves. Displacement peak points were generated under multiple load frequencies. The experimental results can be used to guide the establishment of a dynamic calculation theoretical model for the structures of plain woven CMCs.

Key words: Plain woven CMCs beam; Damage; Nonlinear vibration characteristics; Variable stiffness; Modal parameters; Displacement amplitude-frequency curves

1 引 言

航空发动机被誉为现代工业"皇冠上的明珠", 是集气体动力学、结构力学、控制系统科学、传热学 等复杂科学于一身的高科技产品。航空发动机不仅 用于各种飞行器的动力系统,而且改型后可用于装 甲车辆和船舶的动力系统、燃机发电系统、石油和天 然气的运输等[1]。寻求质轻、耐温且可靠性高的航空 材料,是实现航空发动机高推重比、低耗油率、高可 靠性等目标的重要途径[2-3]。陶瓷基复合材料具有高 熔点、高硬度、高断裂韧性、低密度等优点,是提高航 空发动机性能的关键材料之一^[4]。目前,CMCs已在 多种型号发动机上有了实际运用,主要集中在燃烧 室、尾喷管、涡轮导向叶片等热端部件上[5-7]。发动机 工作时,CMCs结构往往处于恶劣的工作条件下,除 了长时间的高温、高压环境,还受到复杂振动应力的 反复作用。振动载荷会给CMCs结构造成损伤,引起 材料的非线性本构行为,进一步造成结构固有模态 的变化。振动过程中CMCs结构的固有频率偏离理 论共振频率,易造成意外事故。

CMCs是典型的多相材料,其本构模型具有明显的非线性特征,和传统的金属材料相比变形有显著的过程性。国内外针对CMCs的基本失效模式进行了大量试验研究,通过分析材料失效过程研究基本的失效机理^[8-11]。赵龙等^[12]基于Weibull分布假设,得到单向CMCs的单轴拉伸本构曲线,并预测了其失效强度。方光武等^[13]建立了分析单向CMCs力学特性的界面摩擦模型,可实现基体损伤状态的预测。

Gao 等[14]于 2013 年提出用代表体元来模拟不同损伤 机制对应的微观结构,建立的模型可实现拉伸载荷 作用下CMCs的非线性本构曲线预测。以上研究得 到的非线性本构曲线,体现出了CMCs的变刚度行 为。而材料的变刚度行为会给结构的振动响应带来 特殊的现象。Capecchi等^[15]讨论了三种滞回本构模 型,结果表明,双线性模型和Ramberg-Osgood模型 的响应曲线是单值且稳定的,而刚度退化模型和刚 度-强度退化模型在一定频率范围内呈现多值曲 线。胡海岩^[16]也指出变刚度与迟滞行为对振动影 响显著,会造成幅频曲线的弯曲、多值性等现象。 CMCs作为一种刚度退化材料,模态响应同样具有非 线性特征,受材料损伤影响。Birman等^[17]讨论了基 体裂纹对 CMCs 梁刚度和固有频率的影响,结果表 明,基体开裂对刚度和固有频率的影响程度很大程 度取决于材料的损坏程度。随着裂纹传播直至材料 最终破坏,刚度和固有频率的变化越来越明显。 Kıral 等^[18]建立了基于损伤的复合材料梁模型,结合 APDL语言确定了结构模态,结果表明,阻尼比与固 有频率相比对损伤更为敏感。Gao等^[19]在对单向 CMCs梁的振动试验研究中,也发现了幅频特性曲线 会随载荷增大向低频方向移动。胡殿印等[20]使用 柔性细棉线悬挂 CMCs 平板件,通过锤击法开展了模 态试验,实验结果验证了理论模型的准确性。漆文 凯等[21]采用逐点激励单点测试法研究开孔损伤的位 置及大小对复合材料层合板振动模态的影响。结果 表明,开孔损伤位置和大小对复合材料层合板的振 动特性有明显影响。

损伤作用下,CMCs具有非线性本构行为, CMCs结构振动响应也具有强非线性。而目前对 CMCs振动特性的研究大多集中在研究模态参数的 变化趋势上,缺乏受损伤影响的非线性振动特性的 全面表征。为此本文分别开展拉伸试验和振动试 验,通过单向拉伸试验研究平纹编织CMCs受损伤 影响的变刚度行为,对平纹编织CMCs悬臂梁进行 多次正弦扫频振动试验,获得位移幅频特性曲线及 模态参数,并研究梁受损伤影响的非线性振动 行为。

2 试验介绍

2.1 拉伸试验

针对平纹编织 CMCs 进行单向拉伸试验,该材料 是由中国科学院上海硅酸盐研究所提供的平纹编织 SiC/SiC复合材料,通过化学气相渗透(Chemical Vapor Infiltration, CVI)法制备得到。材料组分包括 SiC 纤维 和 SiC 基体,热解碳为界面层。材料密度通过排水法 测得为 1604.8kg/m³。水切割得到狗骨状试验件,图 1 和图 2 分别给出了试件的尺寸图和实物图。在试件两 端粘贴加强片,以防止实验过程中发生打滑。

采用 MTS 试验机进行单向拉伸试验,试验装置 如图 3 所示。装夹试件并安装引伸计,引伸计被用来 测量线变形。设置加载方式为力控制,逐渐增大载 荷直至试件断裂。



Fig. 1 Dimensional drawing of the dog bone specimen of plain weave CMCs (mm)



CMCs

2.2 振动试验

同样采用水切割获得平纹编织 CMCs 的梁试件,梁的尺寸为:长 l=180mm、宽 b=10.15mm、高 h= 5.16mm,如图 4 所示。对梁的夹持端做适当加宽处 理,使得夹持端在振动过程中受力均匀。同样在梁 与夹具接触的两表面粘贴加强片,此处选用铜制加 强片。铜制加强片除了能防止打滑,还可以很好地 吸收振动过程中产生的大位移和噪声,并起到辅助 散热的作用。



Fig. 3 Picture of the tensile test device



(a) Macro-scale picture



Fig. 4 Pictures of the plain weave CMCs beam

采用 DC600 振动台进行平纹编织 CMCs 梁的正 弦扫频试验,试验装置如图 5 所示。CMCs 悬臂梁通 过夹具安装在振动台上。本试验采用灵敏度为 3.03pC/(m·s²)的压电式加速度计以测量加速度大 小。激光位移传感器用于获得悬臂梁自由端测点的 位移响应。在控制软件中设置加速度载荷的幅值、 扫频区间、扫频方向和扫频速率,即可进行正弦扫频 试验。

试验过程中,首先在较宽频率范围内快速扫频, 获得无损伤状态下结构的固有频率。进一步,在固



Fig. 5 Picture of the vibration test device

有频率附近的窄频区间内缓慢地进行多次扫频。逐 渐增大振动载荷,研究扫频次数和载荷大小对CMCs 悬臂梁振动特性的影响。

3 试验结果分析

3.1 拉伸试验结果及分析

拉伸试验测得的应力-应变曲线如图 6 所示,图 中横坐标 ε_x表示材料拉伸方向的应变,纵坐标 σ_x表 示材料拉伸方向的应力。由图可知,平纹编织 CMCs 的单向拉伸应力-应变曲线呈现三段式。在初始加 载段,材料表现线弹性行为,弹性模量为 162GPa,此 为第一线性段。此时材料整体性能完好,未出现明 显的损伤。载荷进一步增大后,材料由线性系统转 化成模量退化系统,此为典型的非线性段。此时材 料的损伤较为明显,并对应力-应变曲线直接造成 影响。当载荷大到一定程度后损伤饱和,从而使得 应力-应变曲线出现第二线性段。平纹编织 CMCs 的单向拉伸应力-应变曲线体现了材料在损伤作用 下的软化,变刚度行为明显。材料本构的非线性将 会对平纹编织 CMCs 梁的振动特性产生影响。



Fig. 6 Unidirectional tensile stress-strain curve of plain weave CMCs

3.2 振动试验结果及分析

首先,给定正弦加速度载荷幅值 a 为 0.5 m/s²,在 一阶固有频率附近的宽频范围内(100~300Hz)进行 快速扫频,设置扫频速度为 1Hz/s。得到的位移幅频 特性曲线如图 7 所示,图中横坐标 *f* 表示正弦加速度 载荷频率,纵坐标 u 表示激光位移传感器测得的悬臂 梁自由端则点位移。由图可知,*f* 为 256.44Hz时,悬 臂梁自由端位移达到最大值,此时激发了第一阶固 有频率下的共振。由此可知,该平纹编织 CMCs 悬臂 梁的初始一阶固有频率为 256.44Hz。此时作用的载 荷较小,可近似认为是结构的无损伤状态。该梁长 细比>10,满足欧拉-伯努利梁关于几何尺寸的假设, 因此可以利用欧拉-伯努利梁理论模型来进行固有 频率的近似估算。采用图6中第一线性段对应的无 损伤状态下的弹性参数,可计算得到第一阶固有频 率为258.48Hz。理论值与试验值的相对误差<1%,验 证了用本试验来获取模态参数的可行性。



Fig. 7 Amplitude-frequency curve of the CMCs cantilever beam under low load

在确定好初始固有频率后,进一步减小扫频区间,减慢扫频速度(设置扫频速率为0.025Hz/s)来研究损伤的影响。在同一加速度幅值下设置进行3次正向扫频试验。加速度载荷幅值从5m/s²依次递增到90m/s²,得到的位移幅频特性曲线如图8所示。

在同一载荷下的多次扫频会加剧结构损伤,位 移幅频特性曲线随扫频次数的变化即体现了损伤的 影响。由3.1节可知损伤会造成材料刚度下降,从而 使得 CMCs 悬臂梁的固有频率降低,所以可以看到图 8中的位移幅频特性曲线在多次扫频时在逐渐往低 频方向移动。进一步从幅频特性曲线中提取出第一 阶模态参数(第一阶固有频率 ω_1 和第一阶阻尼比 ζ_1), 其中 ζ_1 通过半功率带宽法计算得到。分别绘制 ω_1,ζ_1 与扫频次数及载荷大小的关系曲线,如图9所示。由 图 9(a)可知, ω_1 随着扫频次数的增加而降低,且 ω_1 下 降的程度受载荷大小的影响。在a=5m/s²时,第三次 扫频测得的ω,值较初始值下降0.034%,ω,几乎不发生 变化,表明小载荷造成的材料损伤较小;在a=90m/s² 时,第三次扫频测得的ω,值较初始值下降2.9%,此时 扫频次数对固有频率的显著影响凸显了材料损伤的 作用。同时,ω,与α成反比,载荷逐渐增大,代表损伤 逐渐加剧,从而固有频率逐渐下降。由图9(b)中ζ, 的非线性变化曲线可知,随着载荷的增大、扫频次数 的增加,阻尼比总体呈现增大趋势,但是与固有频率 相比曲线具有更强的非线性。



在同一加速度幅值下,刚度降低引起的材料软 化会使得位移增大,但材料阻尼的增大又对位移的 增大起抑制作用,CMCs悬臂梁的位移响应受这两 个因素的耦合作用。所以共振时达到的位移峰值 *u*_{max}与扫频次数的关系是非线性且非单调变化的, 如图 10所示。 平纹编织 CMCs 悬臂梁振动响应的非线性不仅体现在位移幅频特性曲线的偏移及模态参数的变化上,还体现在位移幅频特性曲线的多峰现象。图 11 中给出了典型的多峰值位移幅频特性曲线,a=5m/s²时位移幅频特性曲线出现了三个位移峰值点,a=20m/s²时位移幅频特性曲线出现了四个位移峰值点。

线性系统的幅频特性曲线是单峰且连续的,位移幅 频特性曲线的多峰现象是非线性系统的特有现象。 这是因为在振动过程中,平纹编织CMCs悬臂梁受损 伤影响固有频率相对初始值256.44Hz有了不同程度 的降低。某些加速度载荷的频率与梁受损伤影响后 的固有频率相同,从而产生不同的位移峰值,也就出 现了图中的多峰现象。幅频特性曲线的多峰现象体 现了平纹编织CMCs悬臂梁在振动过程中受损伤影 响的强非线性。



Fig. 9 Relation curves of modal parameters with the number of sweeps



Fig. 10 Relation curves of u_{max} with the number of sweeps



Fig. 11 Typical amplitude-frequency curves with multiple peaks

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)单向拉伸试验获得了平纹编织 CMCs 的应 力-应变曲线。非线性应力-应变曲线体现了材料受 损伤影响变刚度行为明显。材料本构的非线性将会 对平纹编织 CMCs 梁的振动特性产生影响。

(2)平纹编织 CMCs 悬臂梁的扫频振动试验得到 了位移幅频特性曲线及模态参数。无损伤状态下的 固有频率与理论值相比,相对误差<1%,验证了试验 方法的可行性。模态参数受损伤影响显著,随着损 伤的加剧固有频率从初始值(256.44Hz)不断减小,阻 尼比也呈现出了增长的趋势,而共振位移幅值受这 两个因素的耦合作用发生非线性且非单调变化。固 有频率的衰减造成了位移幅频特性曲线的左移 现象。

(3)振动试验中还发现了位移幅频特性曲线的 多峰现象。某些载荷的频率与梁受损伤影响后的固 有频率相同,从而产生了不同的位移峰值。该现象 同样体现了平纹编织CMCs悬臂梁在振动过程中受 损伤影响的非线性振动特性。

材料的非线性本构行为及非线性振动特性要求

在动力学分析中考虑损伤的影响。后续可基于本文的试验结果建立平纹编织 CMCs 结构的动力学计算理论模型。

致 谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] 刘大响. 航空动力发展的历史性机遇[J]. 航空发动 机, 2005, 31(2): 1-3.
- [2] Alvin M A, Anderson I, Heidloff A, et al. Development of Advanced Material Systems for Future Gas Turbine Applications[R]. ASME GT 2015-43456.
- [3] Pramanik S, Manna A, Tripathy A, et al. Composite Materials: Processing, Applications, Characterizations [M]. Berlin: Springer, 2017.
- Prasad N E, Kumar A, Subramanyam J. Aerospace Materials and Material Technologies, Volume 1: Aerospace Materials [M]. Singapore: Springer, 2017.
- [5] Naslain, Roger R. SiC-Matrix Composites: Nonbrittle Ceramics for Thermo-Structural Application [J]. International Journal of Applied Ceramic Technology, 2005, 2 (2): 75-84.
- [6] 刘 虎,杨金华,焦 健.航空发动机用连续SiC_t/SiC
 复合材料制备工艺及应用前景[J].航空制造技术, 2017,60(16):90-95.
- [7] Wang P, Liu F, Wang H, et al. A Review of Third Generation SiC Fibers and SiC/SiC Composites [J]. Journal of Materials Science & Technology, 2019, 35 (12): 2743-2750.
- Vagaggini E, Jean-Marc Domergue, Evans A G. Relationships Between Hysteresis Measurements and the Constituent Properties of Ceramic Matrix Composites, I: Theory [J]. Journal of the American Ceramic Society, 1995, 78(10): 2709-2720.
- [9] Guo H, Wang B, Yang C. Uniaxial Macro-Mechanical Property and Failure Analysis of a 2D-Woven SiC/SiC Composite [J]. High Temperature Ceramic Matrix Composites 8: Ceramic Transactions, 2014, 248: 279-285.
- [10] 李 潘,王 波,甄文强. 2D-SiC/SiC陶瓷基复合材 料的拉伸本构模型研究[J].中国陶瓷工业, 2013, 20

(5): 10-14.

- [11] Cox B. Failure Mechanisms for Ceramic Matrix Textile Composites at High Temperature [R]. Thousand Oaks: Rockwell Science Center, 1999.
- [12] 赵 龙,孙志刚,李龙彪,等.蒙特卡罗模拟单向陶 瓷基复合材料单轴拉伸行为[C].贵阳:中国航空学 会发动机结构强度振动学术研讨会,2008.
- [13] 方光武,高希光,宋迎东.单向纤维增强陶瓷基复合材料界面滑移规律[J].复合材料学报,2013,30(4):101-107.
- [14] Gao Xiguang, Wang Shaohua, Song Yingdong. Simulation of Composite Non-Linear Mechanical Behavior of CMCs by FEM-Based Multi-Scale Approach [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 30(4): 328-334.
- [15] Capecchi D, Vestroni F. Steady-State Dynamic Analysis of Hysteretic Systems [J]. Journal of Engineering Mechanics, 1985, 111(12): 1515-1531.
- [16] 胡海岩.分段光滑机械系统动力学的进展[J].振动工 程学报,1995,8(4):331-341.
- [17] Birman V, Byrd LW. Matrix Cracking in Transverse Layers of Cross-Ply Beams Subjected to Bending and Its Effect on Vibration Frequencies [J]. Composites Part B: Engineering, 2001, 32(1): 47-55.
- [18] Kıral Z, İcten B M, Kıral B G. Effect of Impact Failure on the Damping Characteristics of Beam-Like Composite Structures [J]. Composites Part B: Engineering, 2012, 43(8): 3053-3060.
- [19] Gao Xiguang, Han Dong, Chen Jing, et al. Numerical and Experimental Study on the Nonlinear Dynamic Response of a Ceramic Matrix Composites Beam[J]. Ceramics International, 2018, 44(6): 6223-6231.
- [20] 胡殿印,曾雨琪,张 龙,等.二维编织SiC/SiC陶瓷基复合材料宏观弹性常数预测及模态试验研究[J]. 推进技术,2018,39(2):465-472.(HU Dian-yin, ZENG Yu-qi, ZHANG Long, et al. Effective Elastic Constants Prediction and Modal Test of 2D Braided SiC/ SiC Ceramic Matrix Composites [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018,39(2):465-472.)
- [21] 漆文凯,程 博,刘 磊.复合材料层合板的振动模 态试验研究[J]. 航空发动机, 2013, 39(6): 53-58.

(编辑:张 贺)