

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20150410.003

基于振动疲劳试验的复合材料螺栓连接 预紧力松弛特性

张振^{1,2}, 肖毅^{1,*}, 刘彦清¹, 苏众庆²

(1. 同济大学 航天航空与力学学院, 上海 200092; 2. 香港理工大学 机械工程系, 香港)

摘要: 在强迫弯曲振动试验的基础上, 建立了基于模态参数(共振频率和阻尼比)表征螺栓连接结构动态性能的分析方法和试验测试手段; 通过施加不同初始预紧力和激振频率, 探究碳纤维/环氧树脂复合材料螺栓连接预紧力松弛的时变行为及其影响因素。结果表明: 在 10 h 振动疲劳过程中, 螺栓初始预紧力越小, 激振频率越大, 连接件预紧力松弛程度越大; 振动疲劳损伤会导致连接结构刚度衰退、阻尼增加; 复合材料螺栓连接松弛受到材料黏弹性以及界面摩擦的共同影响, 其中约 50% 的松弛是由复合材料黏弹性效应引起的。

关键词: 复合材料结构; 螺栓连接; 预紧力松弛; 振动疲劳; 阻尼比; 长期耐久性

中图分类号: TB330.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-3851(2016)01-0163-11

随着各类低成本高性能复合材料技术的实现, 复合材料在航空航天、海洋、地面车辆、风力发电和基础设施建设应用中迅猛发展。然而, 由于其使用过程中会遭遇到各种应力或温度环境的影响, 耐久性和损伤容限的问题正成为限制其应用领域和使用范围的最大挑战。

在实际工程中, 利用紧固件(铆钉、螺钉或螺栓)装配各类结构元件的机械连接是最常用的连接形式之一, 在应用先进复合材料发展现代飞行器制造中仍占有重要地位。由于飞机结构所承载荷是通过连接部位传递的, 所以连接处易形成应力集中, 是结构抵抗疲劳破坏的薄弱环节^[1-2]。

Bickford^[3]对螺栓连接的力学行为、预紧力响应和自松弛的影响因素以及设计方法进行了详细描述。指出导致金属连接件预紧力损失的主因可归结于时间、温度和振动。结构在冲击、振动和蠕变等力学环境的作用下, 螺栓连接往往会出现滑动、分离甚至松脱等现象, 特别是发生低频共振时, 连接部位通常是动应力和动应变较大区域。此时结构变形的变形能主要集中于连接部位, 加剧了应力松弛和局部变形效应, 从而导致连接件松弛。因此预紧力松弛是导致紧固件连接疲劳失效、破坏结构完整性

的主要机制之一^[4-5]。

结构连接的长期耐久性与性能退化行为是构成连接系统各组成部分响应的综合体现, 包括各类连接材料、紧固件、垫片、密封剂以及涂料等^[6]。因此导致连接预紧力松弛的原因是多方面的。以聚合物为基体的纤维增强复合材料, 其力学特性的一个重要方面涉及其材料黏弹性性质。黏弹性材料通常表现出蠕变、松弛和迟滞等力学特性随时间而变化的行为^[7]。谢鸣九^[8]在总结复合材料螺栓连接的设计方法时指出, 由于复合材料具有黏弹性行为, 紧固件的夹持力将随时间历程逐渐松弛。因此对板厚方向约束所产生的强化效应必须谨慎对待, 尤其是对于长期使用、不便检查的螺栓连接, 在确定许用挤压强度时应考虑螺栓夹紧力松弛的影响。

Thoppul 等^[9]对影响复合材料螺栓连接预紧力松弛时变行为的几个关键问题进行了较全面的综述。重点介绍了预紧力松弛的时间-温度依赖效应, 包括建模技术以及疲劳和环境对剩余强度的影响。强调了螺栓产生的夹紧力大小不同于金属材料连接件, 主要取决于复合材料连接件的板厚方向(Through-The-Thickness, TTT)性能。由于板厚方向缺少增强相, 其结构易于受损和失效, 特别是

收稿日期: 2015-01-19; 录用日期: 2015-03-29; 网络出版时间: 2015-04-10 11:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1801.TB.20150410.1100.005.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(0220219105)

通讯作者: 肖毅, 教授, 博士生导师, 研究方向为结构健康监测、复合材料力学、结构强度分析与设计。 E-mail: y_xiao@tongji.edu.cn

引用格式: 张振, 肖毅, 刘彦清, 等. 基于振动疲劳试验的复合材料螺栓连接预紧力松弛特性[J]. 复合材料学报, 2016, 33(1): 163-173.
ZHANG Z, XIAO Y, LIU Y Q, et al. Preload relaxation characteristics in composite bolted joints based on vibration fatigue test [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(1): 163-173 (in Chinese).

对聚合物基体主导的板厚方向黏弹性行为而言更为明显。因而,对于结构连接耐久性的评估,必须了解以下几个至关重要的问题:① 连接装配后初始预紧力能维持多长时间;② 预紧力损失了多少;③ 预紧力松弛如何受温湿环境的影响;④ 预紧力松弛如何受外载的影响。

多年来,国内外众多学者对上述问题从不同角度开展了相关调查研究。可归纳为预紧力松弛的湿热效应和动力学效应两方面。

在预紧力松弛的湿热效应方面,Shivakumar和 Crews^[10]在3种恒定环境下:室温干燥、含吸水率0.46%的室温环境和高温干燥(66℃),对T300/5208复合材料连接预紧力松弛进行了为期100天的耐久性评估试验。结果表明:室温和高温干燥情况下,螺栓预紧力松弛为12%,而室温吸湿情况下则为14%。显然湿度越高,预紧力松弛量也就越大。

Thoppul等^[11]研究了具有螺栓连接的三点弯曲复合材料构件在受静载和交变载荷作用时螺栓松弛的演化规律并作了有限元分析。结果表明:外载越大、频率越高,初始预紧力越低,螺栓松弛越快。且在动载下螺栓松弛的主因是螺纹的滑移以及其他机械性的螺纹松弛机制,并非材料的塑性变形与黏弹性。

在预紧力松弛的动力学效应方面,由于应变速率以及惯性的影响,螺栓连接件的动力学响应往往比静载下更为复杂。Ibrahim和Pettit^[12]对螺栓连接结构的动力学响应与不确定因素问题进行了系统性阐述,并指出螺栓连接问题的复杂性主要源于螺栓连接结构的不确定性和其非光滑、非线性动力学特性。在循环外载荷下,螺栓会发生自松弛现象,尤其是在横向外载荷下,螺栓连接预紧力会随时间逐渐衰减,当预紧力衰减到某个临界值时,螺母开始发生软化^[13]。一般认为,螺栓在动态载荷作用下的自松弛行为主要分为2个阶段,早期阶段螺栓和螺纹之间并没有发生相对运动,自松弛主要是由于螺纹材料的循环塑性变形造成的,而后一阶段主要是螺母和螺栓之间的相对滑移造成的^[13-14]。Jiang等^[15]研究了螺栓早期阶段的自松弛行为,其试验以及有限元计算结果表明:螺纹根部附近会发生局部循环塑性变形,从而产生循环应变棘轮效应,使得螺栓中的应力重新分布,进而导致螺栓预紧力在疲劳载荷下产生松弛。Bhattacharya等^[16]

经过试验研究发现,影响螺栓连接预紧力松弛的因素不仅来自螺栓材料,也包括其他紧固元件,如螺母或垫圈以及初始拧紧扭矩等。综上所述,目前大部分学者对于螺栓预紧力松弛的研究主要集中于连接界面以及螺纹滑移的影响,而实际上被连接材料是整个连接件承载的主体,同时螺栓预紧力是通过被连接材料的变形来施加的,因而复合材料的黏弹性性质必然会影响螺栓中的应力分配,即材料对于螺栓连接件的预紧力松弛以及结构性能的影响是不容忽视的。

本文通过弯曲共振试验,探究初始预紧力和激励频率对螺栓松弛时变行为的影响;在考察连接界面摩擦滑移对连接件性能影响的同时,通过非连接件与连接件的动态响应对比,揭示影响螺栓松弛的复合材料黏弹性效应,进而更全面地认识和了解预紧力松弛机理以及影响因素。初步建立基于模态参数(共振频率和阻尼比)评估螺栓连接结构动态性能的分析方法,为复合材料连接结构耐久性设计及应用提供理论依据和技术支持。

1 振动疲劳试验

1.1 试样及试验系统

复合材料试件所用原料为碳纤维/环氧树脂(T300-7901)组成的预浸布(威海光威碳纤维有限公司),纤维体积分数为67%。通过真空热压机(临安丰源电子有限公司,MD400-100T-H)采用模压工艺制备成8层对称的正交层合板,其尺寸为360 mm×360 mm×1 mm。试件切割成30 mm宽度,固定端长度 L_1 为100 mm,自由端长度 L_2 分别取A、B、C这3种,分别为210、190、170 mm(注:设置不同长度是为了测取结构的不同共振频率,分别对应于19.0、22.0、26.4 Hz),非连接件总长与对应连接件保持一致。螺栓连接试件采取单搭接的连接方式,搭接重合部分长度为20 mm,试样结构尺寸如图1所示。图中: L_3 为试件搭接部分长度; L_4 为非连接件悬臂梁总长度。

振动试验系统由试件、夹具、振动台、振动控制器、功率放大器、加速度传感器、电荷放大器和数据采集系统组成,示意图如图2所示。激励源为苏州东菱振动试验仪器有限公司生产的ES-3-150电动振动台,激振是沿试件板厚方向激振试验对象,激励振幅由振动台上的加速度传感器监控。数据采集系统使用江苏东华测试技术股份有限公司生产的

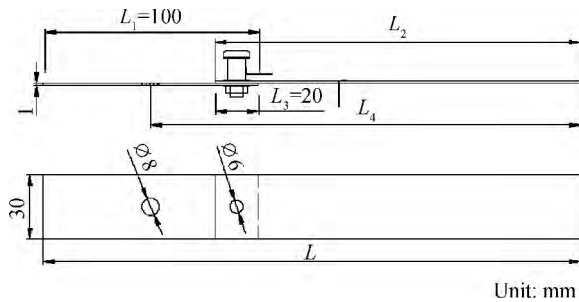


图 1 试样结构尺寸

Fig. 1 Specimen configuration size

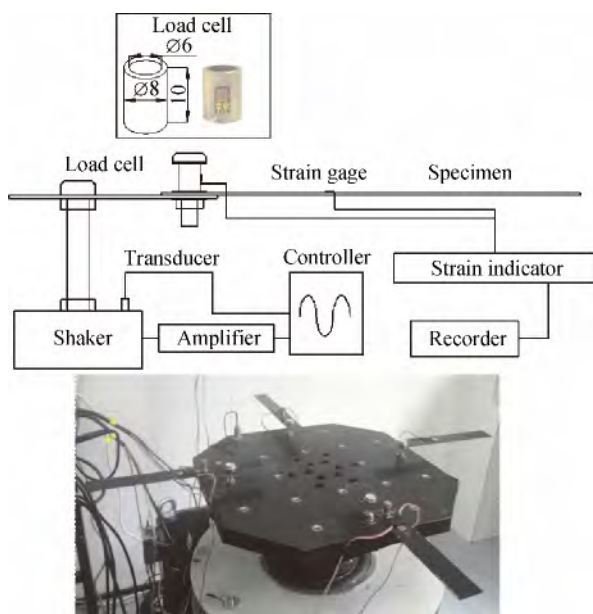


图 2 振动试验系统

Fig. 2 Setup for vibration test system

DH5929 动态应变仪, 采样频率为 200 Hz。连接件通过 M6 螺栓装配, 并配有自制应变传感器(铜质套筒上贴有应变片, 用以实时监测螺栓预紧力变化)以及标准平垫圈。

通过套筒应变和预紧扭矩之间的标定试验, 发现两者在 $2 \sim 5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 预紧力范围内基本呈线性关系^[17], 变化斜率 k 约为 $130 \mu\text{e}/(\text{N} \cdot \text{m})$ 。本文旨在弹性范围内研究初始预紧力对螺栓松弛的影响, 因此初始力矩不宜超过 $5 \text{ N} \cdot \text{m}$, 而当初始力矩小于 $3 \text{ N} \cdot \text{m}$ 时, 试验数据波动较大, 经过反复试验后选定初始预加力矩为 $3, 4, 5 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。装配好的试样通过一个 M8 的螺栓固定在振动台运动结构上, 试样距离振动台面高 40 mm, 拧紧时采用弹簧垫圈以较大预紧力进行防松处理。距离 M8 螺栓 90 mm 处贴在试样表面的应变片(中航电测仪器股份有限

公司, BE120-4AA) 用来测取试样振动时的应变响应。

1.2 试验方法

对于螺栓连接件状态的检测, 实际中很难通过直接测量 2 个接触面间力的传递或者相对位移来实现。而模态参数(共振频率、阻尼比和模态形状)是关于结构质量、阻尼以及刚度的函数, 因而通过测取模态参数的变化可以获知连接结构动态性能的变化^[18]。扫频振动试验测试出的试样频率响应曲线可以揭示螺栓结构由于连接界面间的微观滑移而产生的软化现象以及其松紧状态^[19-20]。Schultz 和 Tsai^[21] 利用半功率带宽法通过自由衰减振动试验测量出了纤维增强复合材料的动态储存模量以及阻尼比, 并对两者的影响因素进行了研究。Schultz 和 Warwick^[22] 通过正弦振动试验研究了玻璃纤维增强环氧树脂复合材料在振动疲劳过程中材料刚度以及阻尼比的变化, 认为材料疲劳过程中由于裂纹等损伤的产生, 导致了材料刚度下降、阻尼比上升。目前利用模态参数对复合材料在动态载荷下进行损伤识别的方法比较成熟, 但是对于连接件疲劳动态性能衰退的研究相对较少。

为了揭示预紧力松弛问题的动力学特性, 本试验中振动模态测试是在参考美国材料试验协会 ASTM E756-05^[23] 标准的基础上, 采用正弦扫频试验测取试样共振频率变化, 同时参考文献^[21], 利用自由衰减法测取试样阻尼比变化。本文提出准结构振动疲劳试验方法, 在试样共振频率附近(高 0.3 Hz)对试样实施正弦驻留振动疲劳试验。振动疲劳是指结构所受动态交变载荷(如振动、冲击、噪声载荷等)的频率分布与结构固有频率分布具有交集或相接近, 从而使结构产生共振所导致的疲劳破坏现象, 也可以说成是结构受到重复载荷作用激起结构共振所导致的疲劳破坏。所以, 只有结构在共振带宽内或其附近受到激励导致的共振破坏才属于振动疲劳破坏, 否则都属于静态疲劳问题^[24]。

为了满足以上要求, 振动疲劳试验采用悬臂梁结构正弦驻留振动的加载方式, 振动台激励系统使试样产生正弦强迫振动, 激励振幅恒为 0.6 mm, 测量数据为应变时间历程。本试验均在常温下进行, 每类试样重复 3 次试验。试验时, 同一类试样中 3 组连接件以及 1 组非连接件同时共振疲劳。每类试样振动疲劳 10 h, 振动疲劳试验前以及开始后每 2 h 暂停 1 次进行模态测试试验。模态测试采用

正弦扫频以及自由衰减振动。模态测试中, 正弦扫频试验(每次 4 min)用于测取试件共振频率变化; 短期驻留试验(每次 1 min)用于测取试件阻尼比变化。具体为在试件共振频率附近(高 0.3 Hz)对试件实施正弦驻留振动, 振动台停止激励后, 试件做自由衰减振动, 利用半功率带宽法即可测取试件阻尼比。

试验流程见图 3, 安装好试件后, 首先利用正弦扫频试验(扫频范围为 15~30 Hz), 测得 4 组试样的一阶共振频率(f_r); 利用应变片测试获得试件扫频振动应变响应, 通过对应变数据进行 Fast Fourier Transform (FFT) 变换获得每组试件应变频谱, 其频谱曲线最高点对应的横坐标即为其共振频率。由于加工、安装以及结构上的差异, 4 组试样共振频率会略有差异, 其中需对非连接件实施配重调节(在试样自由端粘贴胶布), 以使各组共振频率基本一致。

试件在一阶共振频率附近(高 0.3 Hz)进行驻留振动疲劳试验, 故 3 类试样的驻留激振频率 f_e 分别为 19.3、22.3、26.7 Hz, 具体试验条件见表 1。

根据 ASTM E756-05^[23] 标准, 材料的动态储存模量的计算公式为

$$E = \frac{12\rho l^4 f_r^2}{H^2 C_r^2} \quad (1)$$

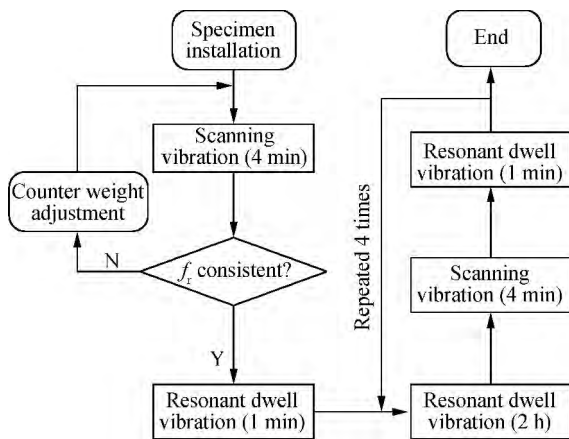


图 3 试验流程
Fig. 3 Test flowchart

表 1 试验条件

Table 1 Test conditions

$P_0/(N \cdot m)$	$L_2=210$ mm (A)	$L_2=190$ mm (B)	$L_2=170$ mm (C)
3	A ₃	B ₃	C ₃
4	A ₄	B ₄	C ₄
5	A ₅	B ₅	C ₅
Non-connection	A ₀	B ₀	C ₀

式中: ρ 为材料密度; l 为试样悬臂长度; H 为激振方向试样厚度; C_r 为试样模态系数。由于试样振动疲劳过程中, 材料密度几何尺寸基本不变, 因此有 $E \propto f_r^2$ (2)

式(2)表明测得试件共振频率的变化即可得知结构模量或者刚度的变化情况。

本文通过测取短期驻留振动结束后试样自由衰减振动的应变响应, 利用 FFT 变换获得试件应变幅频响应函数, 示意图见图 4。

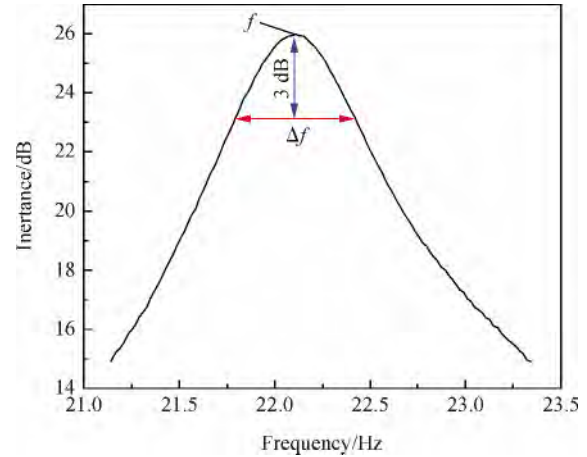


图 4 幅频响应函数示意图

Fig. 4 Schematic of amplitude frequency response function

根据 ASTM E756-05^[23] 标准, 结构阻尼比计算公式为^[25]

$$\gamma = \frac{\Delta f}{2f} \quad (3)$$

式中: f 为结构一阶固有频率; Δf 为结构半功率共振峰宽度(峰值下降 3 dB 频谱范围的带宽)。

2 结果与讨论

2.1 预紧力影响结构动态响应的标定结果

为了标定出螺栓连接件在不同预紧力作用下结构共振频率以及阻尼比的瞬态变化情况, 为后续的结构动态响应分析提供依据, 图 5 给出了在一定激励振幅(0.6 mm)时, 不同预紧力下 B 类连接件共振频率以及阻尼比。结果表明: 阻尼比在预紧力增大至 5 N·m 时, 连续减小, 随后预紧力增大, 阻尼比增大, 这意味着此时预紧力已接近或者超过了连接材料板厚方向上的压缩屈服强度, 表明本试验中预紧力范围选定为 3~5 N·m 是合理的。同时, 对比共振频率随连接预紧力的变化可知, 其变化趋势不及阻尼比明显。这表明检测结构阻尼比的变化

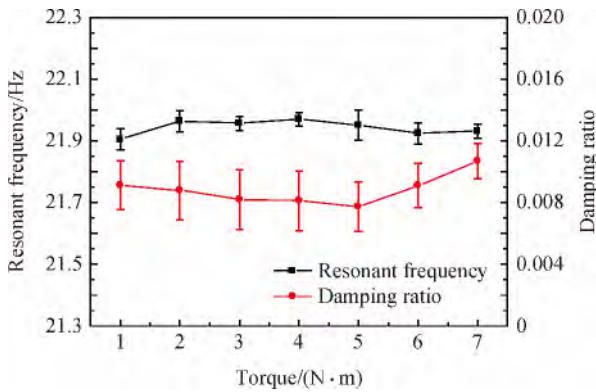


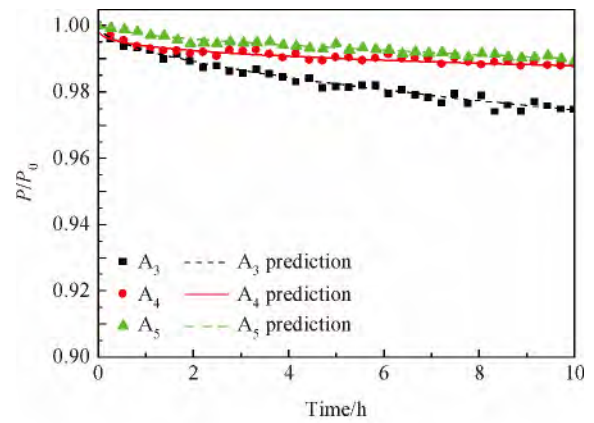
图5 不同预紧力下B类连接件共振频率以及阻尼比
Fig.5 Resonant frequency and damping ratio for B type joints with various preloads

比检测共振频率更能有效地反映螺栓连接件的预紧力状态。

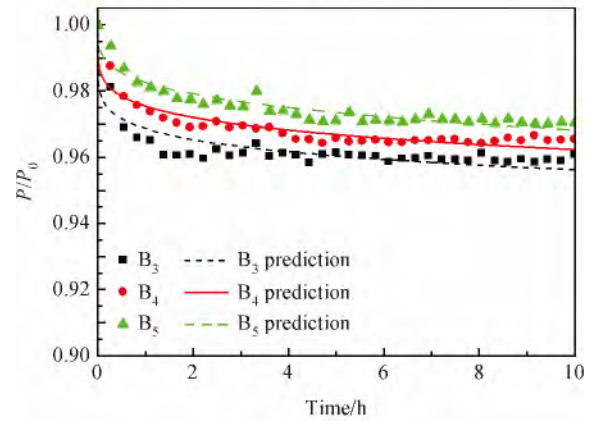
2.2 激励频率对螺栓松弛的影响

图6为不同激励频率下复合材料连接件预紧力松弛的时间历程曲线。

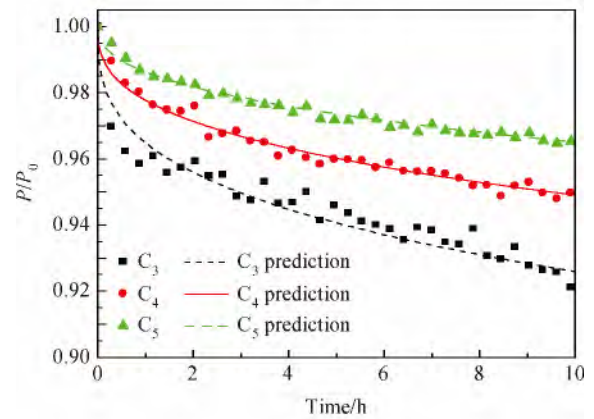
图6(a)~图6(c)分别对应于激励频率19.3、22.3、26.7 Hz。以下同类试件中的各组数据均按平均值表示。预紧力松弛的时间历程表示为 P/P_0 , 其中 P_0 为初始预紧力, P 为实时检测的螺栓预紧力大小。图6中对比可以看出, 相同激振频率下, 初期预紧力越小, 连接预紧力随时间的损失量就越大。这是因为预紧力越大, 连接接触面压力越大, 促使松弛的切向力需克服的摩擦力也越大, 因而连接件不易发生松弛^[3]。同时, 在较低激励频率时(19.3 Hz和22.3 Hz), 不同初始预紧力下螺栓连接件松弛差异较小, 而在26.7 Hz时, 3种预紧力松弛程度的差异有明显增大倾向。各激振频率下, 试验经过10 h后, 预紧力松弛量的统计结果如表2所示。表中: ϕ_f 和 ϕ_y 为复合材料黏弹性影响系数。按初期预紧力由大到小顺序统计, 在19.3 Hz时, 平均松弛量约达到1.1%~2.5%; 在22.3 Hz时, 平均松弛量约达到2.9%~3.9%; 在26.7 Hz时, 平均松弛量约达到3.4%~7.7%。对比结果还表明, 不同激振频率下初始预紧力对螺栓松弛的影响规律基本一致。预紧力松弛随时间(t)的演变规律, 与文献[10]的Shivakumar-Crews模型($\frac{P}{P_0} = \frac{1}{1+Kt^N}$)十分吻合(其中 K 和 N 为材料常数), 呈现出明显的幂函数变化规律。0< t <2 h阶段的预紧力损失速率明显高于2 h< t <10 h阶



(a) $f_c=19.3$ Hz



(b) $f_c=22.3$ Hz



(c) $f_c=26.7$ Hz

图6 不同激励频率下复合材料连接件预紧力松弛的时间历程曲线

Fig.6 Preload relaxation time-dependent curves of composite joints under different excitation frequencies

段的。

2.3 初始预紧力对螺栓松弛的影响

图7为不同初始预紧力下复合材料连接件预紧力松弛的时间历程曲线。图7(a)~图7(c)分别对应于初始预紧力3、4、5 N·m。其中, 在初始预紧力

表 2 疲劳试验后模态参数以及预紧力变化

Table 2 Variation of modal parameters and preload after fatigue test

Specimen	Preload relaxation/%	Resonance frequency			Damping ratio		
		Variation/Hz	Change rate/ $(10^{-3} \text{ Hz} \cdot \text{ h}^{-1})$	$\phi_f/\%$	Variation/ 10^{-2}	Change rate/ (10^{-4} h^{-1})	$\bar{\phi}_7/\%$
A ₃	2.535	0.074	-9.440	42.903	0.134	1.251	44.851
A ₄	1.179	0.048	-4.890	82.822	0.180	1.248	53.610
A ₅	1.059	0.046	-4.560	88.816	0.109	1.325	65.687
A ₀		0.050	-4.050		0.142	1.502	
B ₃	3.913	0.103	-9.040	53.208	0.184	1.816	30.879
B ₄	3.471	0.098	-8.270	58.162	0.085	0.802	49.229
B ₅	2.958	0.058	-6.370	75.510	0.065	0.669	54.325
B ₀		0.059	-4.810		0.143	1.415	
C ₃	7.756	0.097	-9.570	62.591	0.114	0.626	36.851
C ₄	5.058	0.089	-7.840	76.403	0.068	0.712	52.230
C ₅	3.413	0.078	-6.640	90.211	0.041	0.240	54.001
C ₀		0.067	-5.990		0.147	1.324	

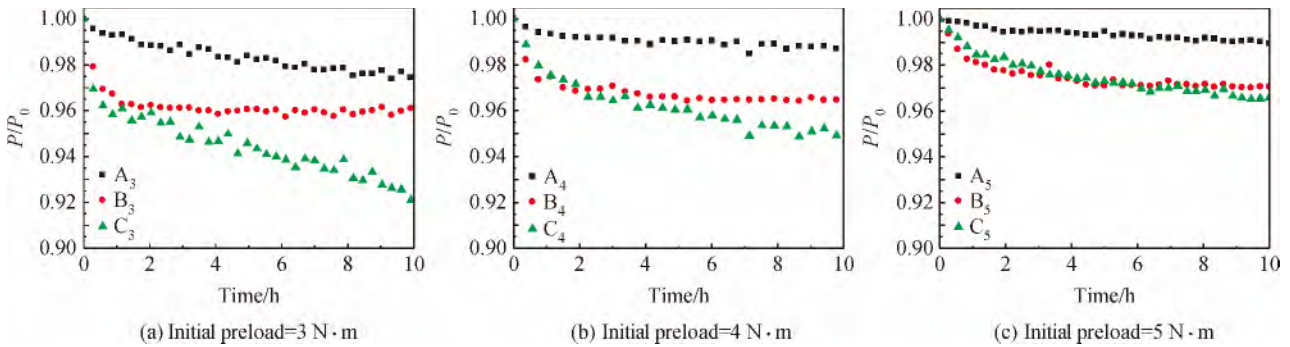


图 7 不同初始预紧力下复合材料连接件预紧力松弛的时间历程曲线

Fig. 7 Preload relaxation time-dependent curves of composite joints under different initial preloads

为 $3 \text{ N} \cdot \text{ m}$ 时, 3 种激励频率下 10 h 平均松弛量约达到 $2.5\% \sim 7.8\%$; 在 $4 \text{ N} \cdot \text{ m}$ 时, 平均松弛量约达到 $1.2\% \sim 5.1\%$; 在 $5 \text{ N} \cdot \text{ m}$ 时, 平均松弛量约达到 $1.1\% \sim 3.4\%$ 。

对比可知: 在相同预紧力时, 试件激励频率越高, 螺栓预紧力松弛越快。这主要是因为激励频率越高, 试件的应变速率越大。同时, 连接件单位时间内循环次数越多, 摩擦消耗的能量也越多, 因而激励频率越高, 螺栓连接试件松弛越快。此外, 在初始较小预紧力下 ($3 \text{ N} \cdot \text{ m}$ 和 $4 \text{ N} \cdot \text{ m}$), 激励频率的不同导致的松弛程度之间的差异较大, 而在 $5 \text{ N} \cdot \text{ m}$ 预紧力下这种差异相对减小。

2.4 连接结构动力学响应分析

预紧力松弛反映结构体系在振动过程中能量耗散的过程。材料内阻和结构部件间的干摩擦是能量变化的主要来源。结构动力学响应与材料微观结构

演化存在密切联系。因此, 明确材料固有耗散行为作为预紧力松弛评定指标具有重要意义。本文以共振频率以及阻尼比为动态响应表征参数, 通过连接件以及非连接件的比较, 分析黏弹性复合材料的动态响应对预紧力松弛的影响。

图 8 为 B 类连接件在试验过程中测得的不同时间段上的一阶共振频率附近的应变频谱变化曲线。可知, 随着试验时间增加, 各时间段的共振频率与试验初期比较, 都呈现逐渐减小趋势。其中 $3 \text{ N} \cdot \text{ m}$ 预紧力试件 (见图 8(a)) 试验前共振频率 (f_{r0}) 为 22.115 Hz , 10 h 试验后共振频率 (f_{r10}) 下降为 22.013 Hz , 其相对变化量为 -0.102 Hz , $4 \text{ N} \cdot \text{ m}$ 和 $5 \text{ N} \cdot \text{ m}$ 预紧力连接件以及非连接件共振频率变化量分别为 -0.098 Hz (见图 8(b))、 -0.064 Hz (见图 8(c)) 和 -0.059 Hz (见图 8(d))。表 2 列出了经过 10 h 后各类试件的结构共振频率

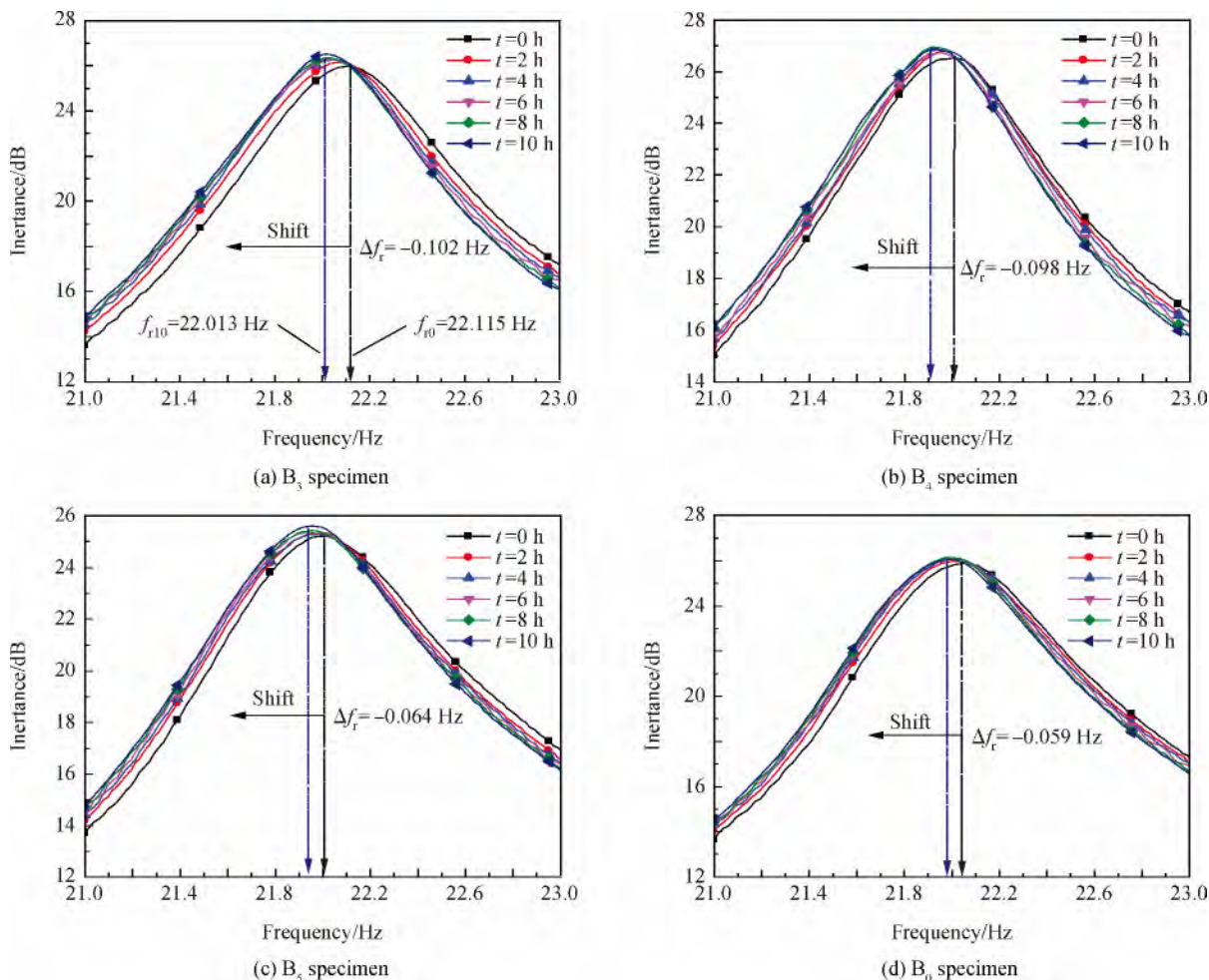


图 8 B类连接件应变频谱变化曲线

Fig. 8 Variation curves of strain frequency spectrum for B type joints

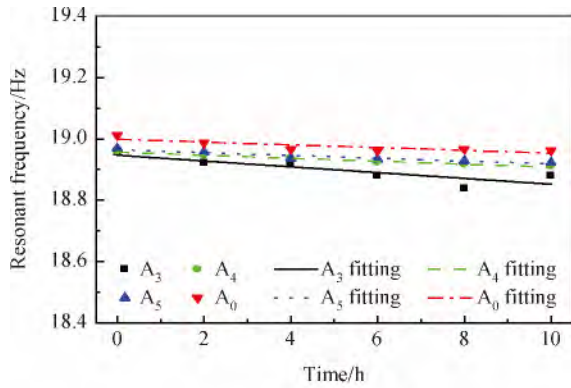
变化的统计结果。

图 9 给出了从应变频谱变化曲线(图 8)中提取出的各类试件的共振频率时间历程变化曲线。其中直线为各试验数据按线性回归分析的结果。可以看出:① 连接件以及非连接件的共振频率都随着振动产生疲劳逐渐下降;② 就共振频率下降梯度而言,非连接件明显低于连接件,预紧力越小,共振频率变化梯度呈增大倾向;③ 共振频率下降梯度与激励频率存在直接关系,激励频率越大,共振频率下降梯度呈增加倾向。由式(2)可知,共振频率的变化意味着材料刚度的变化。非连接件刚度的衰退主要是由材料本身疲劳造成的:基体黏弹性以及基体与纤维界面中随疲劳萌生的裂纹影响^[26];而对于连接件,材料疲劳损伤、界面摩擦滑移以及螺栓连接结构疲劳后软化^[12, 26-27]都会造成刚度衰减。

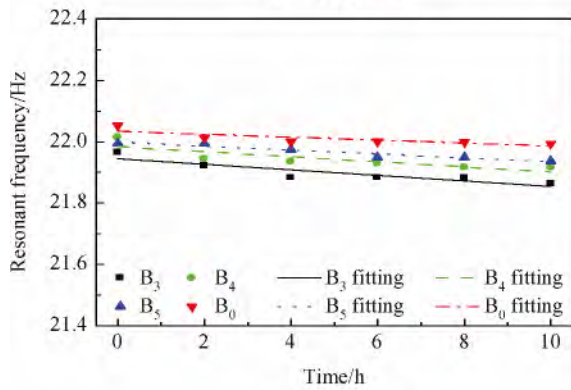
由上述结果可知,复合材料螺栓连接件在振动

环境下的松弛主要由复合材料黏弹性以及界面滑移的协同作用造成的,其中黏弹性复合材料本身刚度衰退对连接件预紧力松弛过程中结构刚度衰减的影响不容忽视。而对于连接件,初始预紧力越小,螺栓松弛程度越大,因而连接件刚度衰减越快;激励频率越高,试件应变速率越大,单位时间内产热越多,连接件预紧力松弛越快,因而试件刚度衰减越快。

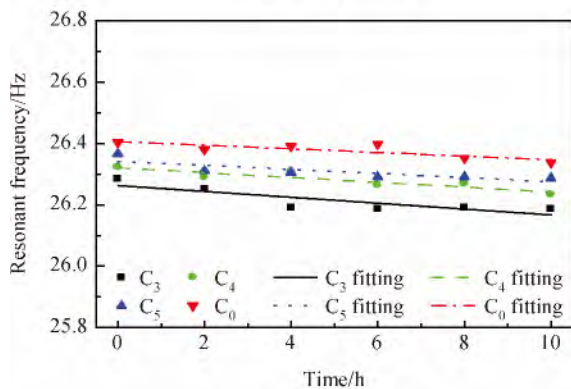
图 10 为阻尼比时间历程变化曲线。其中直线为各试验数据按线性回归分析的结果。从不同激励频率下试件阻尼比的变化可以看出:① 连接件以及非连接件的阻尼比都随振动疲劳逐渐增加。② 非连接件的阻尼比相对连接件要低,同时预紧力越大,连接件阻尼比越小。这是因为连接件在振动过程中,连接界面由于摩擦产生额外能量耗散,阻尼比会相应增加。③ 非连接件的阻尼变化速率相对稳定,复合材料振动疲劳时基体中萌生裂纹、基体



(a) A type joints



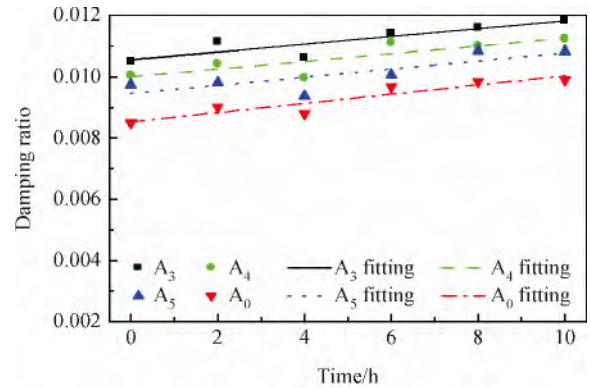
(b) B type joints



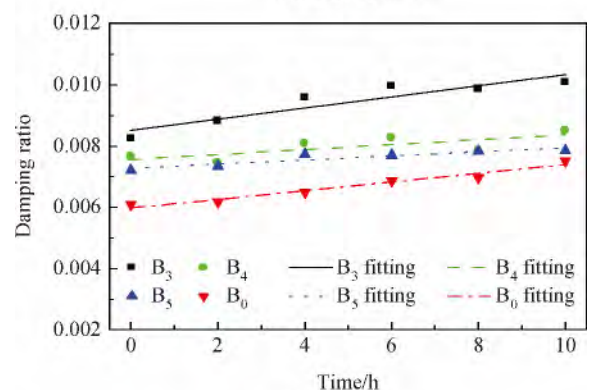
(c) C type joints

图9 共振频率时间历程变化曲线

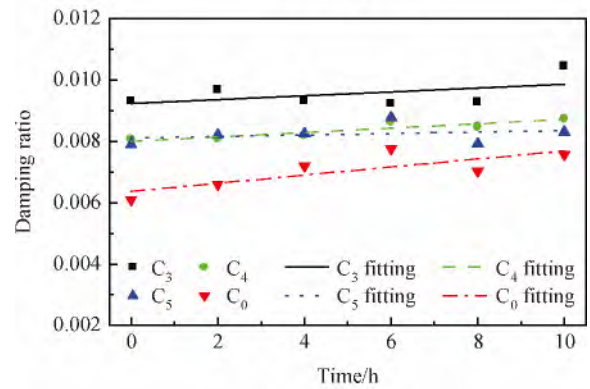
Fig. 9 Resonance frequency time-dependent evolution curves



(a) A type joints



(b) B type joints



(c) C type joints

图10 阻尼比时间历程变化曲线

Fig. 10 Damping ratio time-dependent evolution curves

与纤维界面破坏、纤维材料断裂，都会导致材料内部阻尼增加。对比同类试件下连接件以及非连接件的阻尼比可知，连接件结构阻尼主要由复合材料内部阻尼组成，但是连接件结构阻尼变化趋势与非连接件差异较大，这主要是由螺栓连接部位复杂的能量耗散机制造成的，摩擦阻尼的存在使得连接件阻尼变化呈现出不稳定趋势。

图11为复合材料连接件连接界面磨耗。可以看出：经过10 h试验后，接触面间由于相对摩擦滑

移都产生了磨耗，其中圆圈(○)标示的为连接板与垫圈间的磨耗，方框(□)标示的为连接孔内侧磨耗。

从图11中可以看出，磨耗分布明显地受初期预紧力的影响：连接板与垫圈间的表面接触磨耗区域随着初始预紧力增加而扩大，而连接孔内侧的磨耗则表现出随预紧力增大而减小的趋势。初始预紧力对磨耗区域的影响主要反映了螺栓连接载荷分配与传递机制的关系。预紧力较大时，接触面间压力

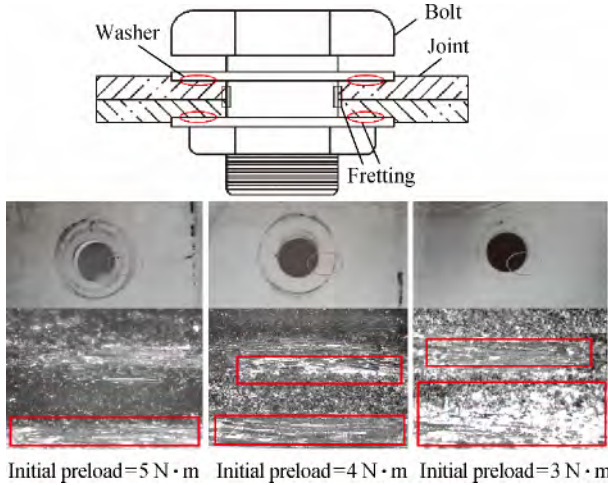


图 11 复合材料连接件连接界面磨损

Fig. 11 Slip on connection interface of composite joints

也足够大, 则连接载荷主要通过连接材料与垫片间摩擦力来传递, 因而连接板表面产生较大磨损; 预紧力较小时, 接触面间的压力结合较弱, 故连接载荷大部分由螺栓与孔间接触碰撞传递, 因此连接孔的内侧产生了大量磨损痕迹; 而中等程度的预紧力作用时, 连接载荷既通过表面摩擦传递, 也由螺栓与孔间的接触碰撞传递, 因而在表面接触区域和孔内接触区域都有不同程度的磨损产生。初始预紧力的不同使得连接件各接触面间的摩擦滑移程度不同, 因而导致连接件预紧力松弛有所差异。

振动过程中连接预紧力的损失可归因于振动载荷作用下螺栓和连接材料刚度衰减所导致的应力重新分配, 为更好分析连接件松弛机理, 图 12 给出了螺栓以及被连接材料松弛前后的载荷分析示意图。静态下连接件施加预紧力后, 螺栓受拉产生的长度变形为 ΔL_0 , 连接材料受压厚度变形为 ΔT_0 , $\tan \theta_B$ 和 $\tan \theta_J$ 分别为螺栓材料以及连接材料的刚度, 在初始预紧力 F_P 作用下, 螺栓中张力与连接件的压力平衡; 当连接件受到振动载荷时, 螺栓受拉产生的长度变形为 ΔL , 连接材料受压厚度变形为 ΔT , 螺栓的张力 F_B 和连接材料的压力 F_J 的合力等于激振载荷 F_z 。由于激振载荷 F_z 为周期性动态载荷, 由平衡关系可知, 螺栓的张力 F_B 和连接材料的压力 F_J 也会周期性变化, 其变化的幅值分别为 ΔF_B 和 ΔF_J 。由上述分析可知, 长时间振动后, 紧固件以及连接件的刚度都会发生衰减, 同时复合材料发生蠕变, 为达到新的平衡关系, ΔF_B 和 ΔF_J 产生相应变化, 从而引起螺栓以及连接材料中

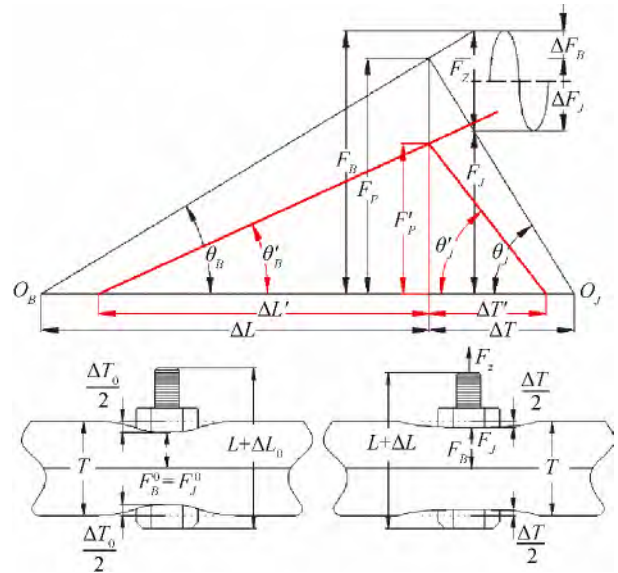


图 12 螺栓以及被连接材料松弛前后的载荷分析示意图

Fig. 12 Schematic of load analysis for bolt and joint members before and after loosening

应力的重新分配, 进而导致连接件的预紧力退化到 F'_P 。因此, 螺纹的塑性变形以及复合材料黏弹性动态效应引起材料厚度方向的应力松弛, 两者的协同作用会导致连接预紧力松弛。这些意味着复合材料黏弹性对连接件松弛的影响不容忽视。

界面摩擦和复合材料黏弹性效应都会造成预紧力松弛, 导致结构共振频率下降。通过比较非连接件与连接件共振频率下降速率的差异, 依据式(4), 即可评估出复合材料的黏弹性效应对连接件松弛的影响, 其系数定义为

$$\phi_f = \frac{\dot{f}_m}{\dot{f}_j} \times 100\% \quad (4)$$

式中: \dot{f}_m 为非连接件共振频率变化速率; \dot{f}_j 为连接件共振频率变化速率。统计结果见表 2, 分析可知, 复合材料螺栓连接件松弛受材料黏弹性及界面摩擦共同影响, 其中约 70% 是由复合材料黏弹性效应引起的, 同时初始预紧力的大小会影响复合材料黏弹性的影响比例。由于式(4)中 \dot{f}_m 为非连接件整体共振频率变化速率, 并非是局部连接区域材料疲劳后导致的结构共振频率下降速率, 因而计算出的影响系数偏高。为了进一步评估复合材料黏弹性对连接件松弛影响, 这里考虑一种连接件接触局部区域内材料内阻与干摩擦阻尼的有效提取方法。假设连接件和非连接件阻尼比的差异来自于连接接触部位的干摩擦, 则连接件干摩擦阻尼比可定义为

$$\gamma_F = \gamma_j^p - \gamma_m \tag{5}$$

式中： γ_j^p 为预紧力 P 作用下连接件整体的结构阻尼； γ_m 为相应的非连接件阻尼比。假定复合材料阻尼随体积均匀分布，则搭接部分复合材料有效内部阻尼比可定义为

$$\gamma_M = \frac{2L_3}{L_4} \gamma_m \tag{6}$$

利用阻尼比可简略地评估出复合材料黏弹性对连接件松弛的影响，其系数定义为

$$\phi_\gamma = \frac{\gamma_M}{\gamma_M + \gamma_F} \times 100\% \tag{7}$$

利用式(7)对 10 h 振动疲劳试验中每隔 2 h 测得的模态阻尼数据进行计算，求得对应系数 ϕ_γ ，再通过平均法统计出复合材料黏弹性影响系数 $\bar{\phi}_\gamma$ (见表 2)。

分析可知，由于结构阻尼的变化所引起的预紧力松弛中，其中约 50% 来源于复合材料黏弹性效应。结果也表明：在相同频率下，初始预紧力越高，上述影响系数也呈现出增大的倾向。

3 结 论

(1) 在 10 h 试验时间内，相同激振频率下，初始预紧力越大，螺栓松弛越小；相同初始预紧力下，激振频率越大，螺栓预紧力松弛越大。

(2) 连接件在振动疲劳过程中预紧力损失反映了连接结构的共振频率减小以及阻尼增加的能量耗散规律。

(3) 复合材料螺栓连接的振动松弛特性是连接材料蠕变-松弛以及螺纹界面摩擦的协同作用，其中约 50% 是取决于复合材料的黏弹性行为。金属材料与复合材料连接结构的不同之处有待于进一步研究。

参考文献：

[1] XIAO Y, ISHIKAWA T. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part I: Experimental investigation)[J]. *Composites Science and Technology*, 2005, 65 (7): 1022-1031.

[2] XIAO Y, ISHIKAWA T. Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II: Modeling and simulation)[J]. *Composites Science and Technology*, 2005, 65 (7): 1032-1043.

[3] BICKFORD J. An introduction to the design and behavior of bolted joints, revised and expanded[M]. Los Angeles: CRC

Press, 1995: 24-31.

[4] ZHANG Z, XIAO Y, HU J F. Viscoelastic relaxation in bolted composite joints (part II: Vibration damping response) [C]//9th Asian-Australasian Conference on Composite Materials (ACCM-9). Su Zhou: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014: 344-350.

[5] 裴瑞光, 张振, 肖毅, 等. 复合材料紧固件连接预紧力松弛行为[C]//中国力学大会-2013 论文摘要集. 西安: 西安交通大学, 2013: 65.

PEI R G, ZHANG Z, XIAO Y, et al. Preload relaxation behavior in fastened composite joints[C]//CCSTAM-2013 Abstract Collection. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2013: 65 (in Chinese).

[6] ROUSSEAU C Q, IARVE E V. Long-term durability of polymeric matrix composites[M]. Berlin: Springer Science & Business Media, 2011: 16-20.

[7] FINDLEY W N, DAVIS F A. Creep and relation of nonlinear viscoelastic materials[M]. New York: Dover Publications, 1989: 190-212.

[8] 谢鸣九. 复合材料连接[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2011: 3-10.

XIE M J. Joints for composites materials[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2011: 3-10 (in Chinese).

[9] THOPPUL S D, FINEGAN J, GIBSON R F. Mechanics of mechanically fastened joints in polymer-matrix composite structures—A review[J]. *Composites Science and Technology*, 2009, 69(3): 301-329.

[10] SHIVAKUMAR K N, CREWS JR J H. Bolt clampup relaxation in a graphite/epoxy laminate[J]. *Long Term Behavior of Composites*, ASTM STP, 1983, 813: 5-22.

[11] THOPPUL S D, GIBSON R F, IBRAHIM R A. Phenomenological modeling and numerical simulation of relaxation in bolted composite joints[J]. *Journal of Composite Materials*, 2008, 42(17): 1709-1729.

[12] IBRAHIM R A, PETTIT C L. Uncertainties and dynamic problems of bolted joints and other fasteners[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2005, 279(3): 857-936.

[13] JIANG Y, ZHANG M, Lee C H. A study of early stage self-loosening of bolted joints[J]. *Journal of Mechanical Design*, 2003, 125(3): 518-526.

[14] JIANG Y, ZHANG M, PARK T W, et al. An experimental study of self-loosening of bolted joints[J]. *Journal of Mechanical Design*, 2004, 126(5): 925-931.

[15] JIANG X, ZHU Y, HONG J, et al. Investigation into the loosening mechanism of bolt in curvic coupling subjected to transverse loading[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2013, 32: 360-373.

[16] BHATTACHARYA A, SEN A, DAS S. An investigation on the anti-loosening characteristics of threaded fasteners under vibratory conditions[J]. *Mechanism and Machine Theo-*

- ry, 2010, 45(8): 1215-1225.
- [17] 李俊, 矫桂琼, 王刚, 等. 室温下 C/SiC 复合材料螺纹紧固件的拧紧特性[J]. 复合材料学报, 2012, 29(5): 164-170.
LI J, JIAO G Q, WANG G, et al. Tightening characteristic of C/SiC composite threaded fasteners at room temperature [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(5): 164-170 (in Chinese).
- [18] DOEBLING S W, FARRAR C R, PRIME M B. A summary review of vibration-based damage identification methods[J]. Shock and Vibration Digest, 1998, 30(2): 91-105.
- [19] AHMADIAN H, JALALI H. Identification of bolted lap joints parameters in assembled structures [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2007, 21(2): 1041-1050.
- [20] 郝秉磊, 殷小玮, 刘小瀛, 等. C/SiC 陶瓷基复合材料螺栓连接件的振动响应特性及防松性能[J]. 复合材料学报, 2014, 31(3): 653-660.
HAO B L, YIN X W, LIU X Y, et al. Vibration response characteristics and looseness-proof performances of C/SiC ceramic matrix composite bolted fastenings[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(3): 653-660 (in Chinese).
- [21] SCHULTZ A B, TSAI S W. Dynamic moduli and damping ratios in fiber-reinforced composites[J]. Journal of Composite Materials, 1968, 2(3): 368-379.
- [22] SCHULTZ A B, WARWICK D N. Vibration Response: A non-destructive test for fatigue crack damage in filament-reinforced composites[J]. Journal of Composite Materials, 1971, 5(3): 394-404.
- [23] American Society for Testing and Materials International. ASTM E756-05 Standard test method for measuring vibration-damping properties of materials[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2010.
- [24] 姚起杭, 姚军. 工程结构的振动疲劳问题[J]. 应用力学学报, 2006, 23(1): 12-15.
YAO Q H, YAO J. Vibration fatigue in engineering structures[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(1): 12-15 (in Chinese).
- [25] GIANNOCCARO N I, MESSINA A, NOBILE R, et al. Fatigue damage evaluation of notched specimens through resonance and anti-resonance data[J]. Engineering Failure Analysis, 2006, 13(3): 340-352.
- [26] SHEN H J, YAO W X, WU Y T. Synergistic damage mechanic model for stiffness properties of early fatigue damage in composite laminates[J]. Procedia Engineering, 2014, 74: 199-209.
- [27] GROPER M. Microslip and macroslip in bolted joints[J]. Experimental Mechanics, 1985, 25(2): 171-174.

Preload relaxation characteristics in composite bolted joints based on vibration fatigue test

ZHANG Zhen^{1,2}, XIAO Yi^{1,*}, LIU Yanqing¹, SU Zhongqing²

(1. School of Aerospace Engineering and Applied Mechanics, Tongji University, Shanghai 200092, China;

2. Department of Mechanical Engineering, The Hong Kong Polytechnic University, Hong Kong, China)

Abstract: The time-dependent behavior and the affecting factors of preload relaxation in carbon/epoxy composite bolted joint have been studied, through a forced bending vibration test included various initial preloads and excitation frequencies. Analysis method and test method, based on modal parameters (resonance frequency and damping ratio), were utilized to characterize the dynamic property of bolted joints. It is observed that the loss degree of preload will increase with decreasing initial preload, and it will increase with the exciting frequency increasing, over a period of 10 h vibration fatigue process. Vibration fatigue damages would result in stiffness decay and damping increase in structural joints; the relaxation in composite bolted joints can be attributed to the conjunct mechanisms between viscoelastic behavior of materials and interface friction of which about 50% of relaxation is due to viscoelastic effect of composites.

Keywords: composite structures; bolted joints; preload relaxation; vibration fatigue; damping ratio; long-term durability