

静/动加载下单搭螺栓连接复合材料板的刚度变化规律^{*}

杨 洋, 刘文光, 王晓婷, 宫明光

(南昌航空大学 航空制造工程学院, 江西 南昌 330063)

摘 要: 为研究单搭接螺栓连接复合材料板在准静态拉伸和动态加载下的刚度变化规律, 以单搭接螺栓连接 T300 碳纤维增强复合材料 (CFRP) 板为对象, 测试了准静态拉伸和动态加载条件下螺栓连接复合材料板的位移载荷响应, 分析了结构失效情况及刚度变化规律。基于通用有限元软件建立了螺栓连接复合材料板的刚度退化有限元模型, 并通过编写子程序定义材料的损伤准则和材料性能退化模型, 探究结构刚度退化影响因素。结果表明: 有限元刚度退化模型预测的位移载荷响应与试验测试结果基本一致; 当螺栓接头施加的预紧力矩从 $0.5\text{N}\cdot\text{m}$ 增加到 $10\text{N}\cdot\text{m}$ 时, 高准线性阶段的极限载荷和平均刚度将大大增加; 当动态载荷比为 0.8 时, 螺栓连接复合板的动态刚度瞬态值提升 30% 左右, 动态刚度平均值可提高 20% 左右; 当动态载荷比为 0.5 时, 动态刚度瞬态值提升 30% 左右, 动态刚度平均值提高 8% 左右。

关键词: 螺栓连接; 复合材料; 失效行为; 刚度; 预紧力

中图分类号: TH131.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 12-210651-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210651

Stiffness Change Law of Single-Lap Bolted Joint Composite Plates under Static/Dynamic Loading

YANG Yang, LIU Wen-guang, WANG Xiao-ting, GONG Ming-guang

(School of Aeronautical Manufacturing Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: In order to study the stiffness change law of single lap bolted composite plates under quasi-static tension and dynamic loading, taking T300 carbon fiber reinforced composite (CFRP) plate connected with single lap bolt as the object, the displacement load response of bolted composite plate under quasi-static tension and dynamic loading was tested, and the structural failure and stiffness change law were analyzed. Based on the general finite element software, the stiffness degradation finite element model of bolted composite plate was established and the damage criterion and material performance degradation model were defined by writing subroutines, which were explored to the influencing factors of structural stiffness change law. The results show that the displacement load response predicted by the finite element stiffness degradation model is basically consistent with the experimental results. When the pre tightening torque applied by the bolted joint increases from $0.5\text{N}\cdot\text{m}$ to $10\text{N}\cdot\text{m}$, the limit load and average stiffness in the high quasi linear stage will increase greatly. When the dynamic load ratio is 0.8, the transient value of dynamic stiffness of bolted composite plates can be increased by about 30%, and the average value of dynamic stiffness can be increased by about 20%. When the dynamic load ratio is 0.5, the transient value of dynamic stiffness can increase by about 30%, and the average value of dynamic stiffness increases by about 8%.

Key words: Bolted joints; Structural composite; Failure behavior; Stiffness; Preload

^{*} 收稿日期: 2021-12-16; 修订日期: 2022-09-13。

基金项目: 国家自然科学基金 (51565039)。

作者简介: 杨 洋, 硕士生, 研究领域为机械连接结构强度分析。

通讯作者: 刘文光, 博士, 教授, 研究领域为结构动力学、疲劳寿命预测。

引用格式: 杨 洋, 刘文光, 王晓婷, 等. 静/动加载下单搭螺栓连接复合材料板的刚度变化规律[J]. 推进技术, 2022, 43(12): 210651. (YANG Yang, LIU Wen-guang, WANG Xiao-ting, et al. Stiffness Change Law of Single-Lap Bolted Joint Composite Plates under Static/Dynamic Loading[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 210651.)

1 引 言

螺栓连接由于拆装方便和检修性强等优点,广泛应用于飞机结构。如空客 A380 的三个机身段约 10000 个螺栓接头,而每对机翼中约 8000 个螺栓连接头^[1]。因而螺栓连接的可靠性直接关系到飞机结构的安全性。复合材料具有质量轻、比强度和比模量高以及抗腐蚀等优势,已成为飞机设计制造的理想材料。文献表明^[2],一架飞机中使用的复合材料最高可达 80%,而大量的复合材料结构的连接采用螺栓连接。由此导致螺栓连接复合材料结构在振动冲击荷载下,极有可能出现滑移、松动等失效行为,并引起结构刚度退化,进而改变系统振动特性,甚至危及飞机的正常运行^[3-4]。因此,研究螺栓连接复合材料结构的失效行为及其对系统刚度的影响,对飞机螺栓连接设计技术的发展具有重要意义。

近年来,螺栓连接复合结构的失效行为得到了研究者的广泛关注。比较结构失效前后的静态强度和疲劳性能,Ioannis 等^[5]研究了预紧力对螺栓连接复合板强度的影响。结合静拉伸试验,Diana 等^[6]研究双搭接螺栓接头的力学性能和失效模式,讨论了疲劳对螺栓连接复合结构刚度退化的影响。通过准静态位移载荷响应,Liu 等^[7]研究了拧紧力矩对多螺栓接头载荷分布的影响。基于 TC4 钛合金单螺栓连接工艺实验,李小强等^[8]分析了拧紧策略对剪切加载螺栓接头预紧力大小及其稳定性的影响。利用过盈配合和堆叠顺序对接头界面行为的影响,Hu 等^[9]揭示了复合接头承载界面的损伤机理。利用薄层编织复合螺栓接头的挤压测试,Arteiro 等^[10]研究了分层和基体开裂对螺栓接头损伤强度的影响。通过微动磨损试验,赵晶等^[11]探讨了加载频率对螺栓接头所受预紧力与预紧力矩衰退过程的影响。

由于复合材料的各向异性,螺栓连接复合材料结构的强度预测和损伤模拟变得困难,对此研究者开展了一系列的研究。基于刚度退化模型,周龙伟等^[12]分析了螺栓连接复合结构的失效,而 Zhang 等^[13]研究了不同失效下接头的性能。在建立螺栓连接复合材料结构三维模型基础上,Camanho 等^[14]研究了挤压、拉伸和剪切失效模式下螺栓连接复合接头的损伤演化过程。围绕预紧力对螺栓接头刚度和失效的影响,Ismial 等^[15]研究了不同类型螺栓端板钢接头的可靠性。基于显式有限元求解模型,Hu 等^[16]解决了大变形螺栓连接复合结构数值分析收敛性难的问题。利用渐进损伤分析模型,田昆^[17]研究了螺栓接头

的疲劳失效。通过铺层方向对渐进损伤的影响,刘方等^[18]提出了基于蔡吴准则的双搭接复合螺栓板渐进损伤改进模型。通过非线性动力响应对比,Jamia 等^[19]分析了螺栓接头接触面梁与节点模型的合理性。

虽然研究者对螺栓连接复合材料结构的失效行为开展了一系列的研究,但鲜有讨论失效对结构刚度变化规律的影响。本文以正交铺层的 T300 碳纤维 FRP 板单搭接螺栓连接为对象,测试了静/动加载下结构位移载荷响应,讨论了预紧力矩对结构刚度变化的影响,建立了螺栓连接复合材料板的有限元刚度退化模型,分析了刚度变化规律影响因素。

2 试验件设计

基于 ASTM D5961 标准^[20]设计了单搭接螺栓连接复合材料板作试验件。试验件的几何形状及尺寸如图 1 所示。复合材料板由碳纤维增强环氧树脂基铺叠而成。材料铺层顺序为正交铺层,最外层为 0°铺层,单层厚 0.135mm,共铺设 37 层。复合材料板设计的螺栓孔直径为 8mm,所用螺栓的规格为 M8×25mm,螺母的规格为 M8。螺栓和螺母的强度等级均为 8.8 级,材料均为 35CrMo,弹性模量为 206GPa,泊松比为 0.3,密度为 7850kg/m³。垫圈为镀锌 45#钢平垫圈,弹性模量为 210GPa,泊松比 0.33,质量密度为 7850kg/m³。

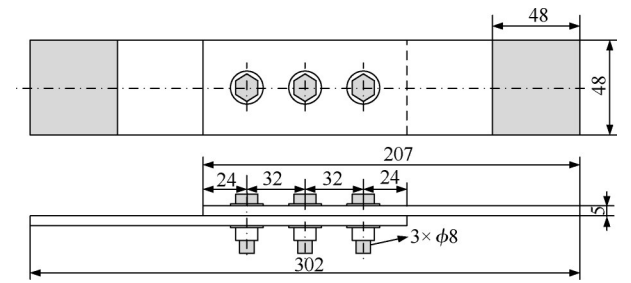


Fig. 1 Geometry dimension of specimen (mm)

表 1 为 T300 碳纤维增强复合材料单向板的力学性能参数,其中 E_i 表示主方向弹性模量、 G_{ij} 表示主平面剪切模量、 ν_{ij} 表示主方向泊松比、 S_{ij} 表示主平面内剪切强度 ($i, j=1, 2, 3$); X_T, X_C, Y_T, Y_C, Z_T 和 Z_C 分别表示单向板的纵向(纤维方向)拉伸强度、纵向(纤维方向)压缩强度、横向(垂直纤维方向)拉伸强度、横向(垂直纤维方向)压缩强度、厚度方向拉伸强度、厚度方向压缩强度。

3 试验研究

3.1 静态加载试验

静态加载试验采用的试验件编号为 T1~T6,试验

选择位移载荷控制,加载速率设定 2mm/min,以加载极限位移至 7mm 停止试验。如图 2 所示,准静态拉伸载荷下,复合螺栓接头均出现拉伸及剪切失效,并伴有一定程度的挤压变形,断裂分层均发生在靠近板端开孔侧,复合材料板出现了面外破坏、纤维基体断裂及分层破坏,螺栓出现齿牙磨损等微观损伤。

Table 1 Mechanical properties of T300 CFRP plates

Parameter	Value	Parameter	Value
E_1/GPa	145	S_{12}/MPa	90
E_3/GPa	8.66	S_{23}/MPa	40
G_{12}/GPa	4.5	X_T/MPa	2400
G_{13}/GPa	4.5	X_C/MPa	1600
G_{23}/GPa	3.5	Y_T/MPa	69.5
ν_{12}	0.30	Y_C/MPa	290
ν_{13}	0.47	Z_T/MPa	69.5
ν_{23}	0.47	Z_C/MPa	236

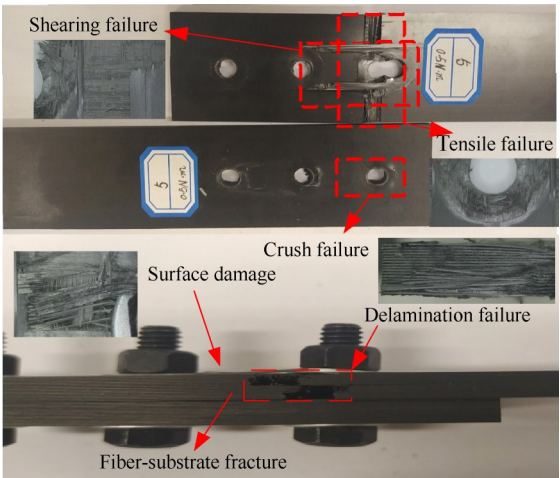


Fig. 2 Static loading failure mode

图 3 是不同预紧力矩下螺栓连接板的准静态伸位移-载荷响应。结果表明,准线性阶段的载荷上限 F_N 随着预紧力矩的减少而减少,预紧力矩分别从 $5\text{N}\cdot\text{m}$ 和 $10\text{N}\cdot\text{m}$ 减少到 $0.5\text{N}\cdot\text{m}$ 时,载荷上限降低 73.4% 和 86.8% 左右。预紧力矩变化对极限载荷 $F_{\max}$ 影响并不

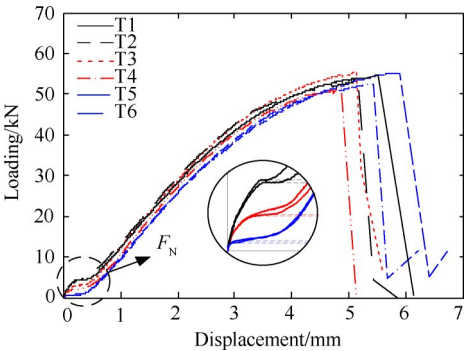


Fig. 3 Quasi static tensile displacement-loading response

明显,预紧力矩从 $0.5\text{N}\cdot\text{m}$ 变化到 $10\text{N}\cdot\text{m}$ 时,极限载荷最大改变量仅为 1.1%。

表 2 研究了预紧力对螺栓接头极限载荷 $F_{\max}$ 以及准线性阶段的载荷上限 F_N 的影响。 $\bar{F}_{\max}$ 和 $\bar{F}_N$ 分别为极限载荷均值和载荷上限均值。

Table 2 Tensile experimental results

Specimen	$T_0/(\text{N}\cdot\text{m})$	F_N/kN	$\bar{F}_N/\text{kN}$	$F_{\max}/\text{kN}$	$\bar{F}_{\max}/\text{kN}$
T1	10.0	4.34	4.40	53.53	54.63
T2	10.0	4.45		55.73	
T3	5.0	2.20	2.18	52.56	54.03
T4	5.0	2.16		55.49	
T5	0.5	0.63	0.58	52.92	54.06
T6	0.5	0.52		55.19	

通过载荷-位移曲线的割线斜率,得到如图 4 所示的刚度曲线。结果表明,准静态拉伸过程中,螺栓连接复合材料板的刚度变化分为四个阶段:(1)高刚度准线性阶段,此阶段主要由连接结构非接合面抗拉刚度贡献,结合面随预紧力矩的施加为准线性阶段贡献粘着刚度。(2)滑移阶段,外部载荷的持续增加导致摩擦力不足以抵抗切向载荷,结合面发生明显滑移;由于螺栓与孔的间隙,螺栓与孔未建立起有效接触,刚度微降。(3)剪切变形阶段,此阶段主要靠螺栓杆的剪切挤压抵抗切向载荷,螺栓与孔壁开始接触为连接结构提供刚度。(4)损伤累计阶段,此阶段各种失效对刚度产生影响。

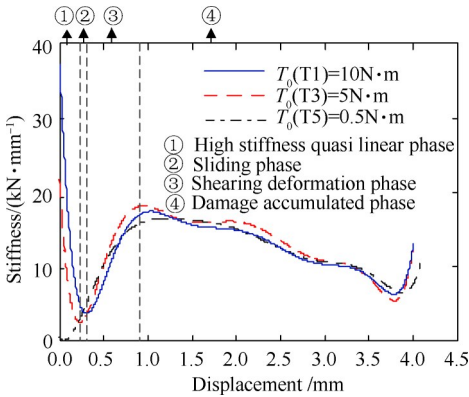


Fig. 4 Effect of pre-load on stiffness of bolted joint plates

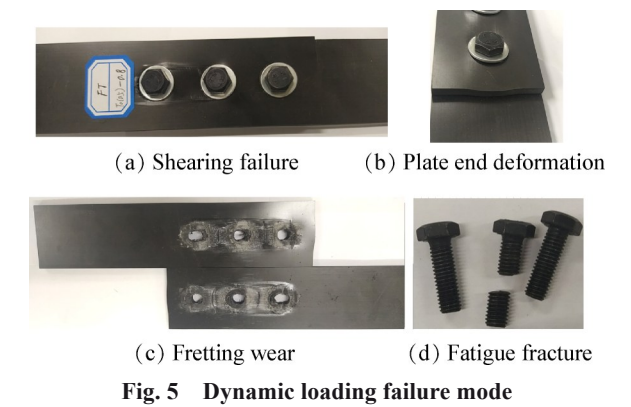
分析发现,在预紧力矩分别从 $5\text{N}\cdot\text{m}$ 和 $10\text{N}\cdot\text{m}$ 减至 $0.5\text{N}\cdot\text{m}$ 时,准线性阶段刚度分别降低 97.7% 和 98.6%。准线性阶段,螺栓连接主要靠施加预紧力在各接合面间产生的摩擦力来抵抗横向载荷。预紧力矩从 $0.5\text{N}\cdot\text{m}$ 变化到 $10\text{N}\cdot\text{m}$,剪切变形阶段的平均刚度最大变化率仅 5.4%,说明进入剪切变形阶段,残余预紧力非常小。

3.2 动态加载试验

动态加载试验的试验件编号为 FT1~9,试验根据

国军标 GJB 2637-96 选择正弦波加载,波形采用 PVC 补偿,加载频率 10Hz,载荷比为 0.1。动态加载试验过程,以试验件上出现明显的失效行为或者循环加载极限次数达一百万次而未出现失效作为停止试验的准则。

如图 5 所示,动态加载下,剪切是螺栓连接复合材料板的主要失效形式,复合材料板没有出现分层破坏、纤维基体断裂及面外破坏;接合面之间出现了准静态加载下未出现的严重微动磨损现象,且出现了板端变形和螺栓断裂。究其原因,动态加载以往复剪应力为主,容易出现剪切疲劳破坏;动态加载下,复合材料板结合面在剪切应力的作用下不断发生表面材料的剪切,出现了磨损现象。



假设动态加载最大值为 F_{d-max} , 最小值为 F_{d-min} , 准静态拉伸试验的极限载荷为 F_{max} , 定义 $Q=F_{d-max}/F_{max}$, 疲劳寿命为 N 。表 3 是不同预紧力矩 T_0 及载荷比下螺栓连接复合材料板的动态加载试验结果。

Table 3 Results of dynamic loading test of bolted joint plates					
Specimen	$T_0/(\text{N}\cdot\text{m})$	Q	F_{d-max}/kN	F_{d-min}/kN	N
FT1	0.5	0.8	44	4.4	1202
FT2	5.0	0.8	43	4.4	1443
FT3	10.0	0.8	43	4.3	1748
FT4	0.5	0.5	27	2.7	4546
FT5	5.0	0.5	27	2.7	5444
FT6	10.0	0.5	27	2.7	6556
FT7	0.5	0.3	16	1.6	$>10^6$
FT8	5.0	0.3	16	1.6	$>10^6$
FT9	10.0	0.3	16	1.6	$>10^6$

以位移载荷曲线循环 1000 次为研究对象,每 100 次循环取为一单元,图 6 为 FT1 螺栓接头的动态位移-载荷响应,其包络的面积表示循环载荷的耗散能。结果表明,动态加载试验前期螺栓接头结合面的耗散能保持不变值,中后期由于疲劳受损区域不

断扩大,滑移位移量增大,疲劳刚度不断减小,面耗能增加。在微观层面上,结合面的裂缝也会随疲劳次数的增加不断萌生和发展,且随着荷载幅值的增大,结合面的损伤程度与裂缝扩展速率也不断增大。

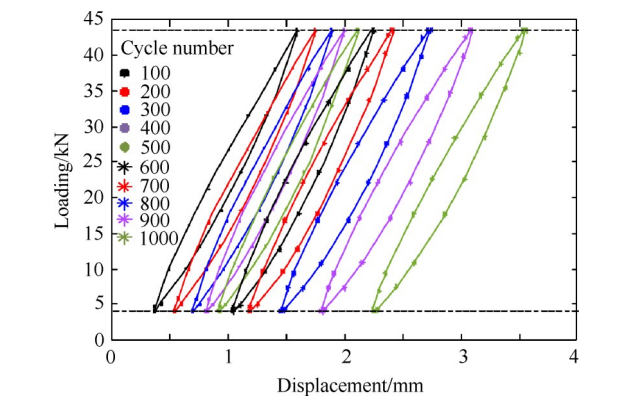


Fig. 6 FT1 fatigue displacement-loading curve

图 7 分别为载荷比 $Q=0.8, 0.5$ 时,不同预紧力矩下循环次数与疲劳寿命比 n/N 的变化对螺栓连接板动态刚度的影响。

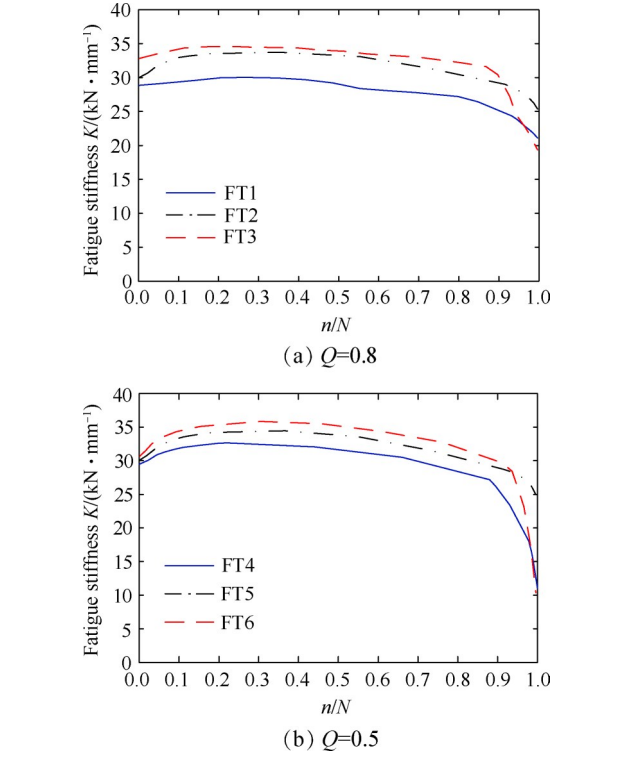


Fig. 7 Dynamic stiffness of bolted joint plates

分析发现,动态刚度分为轻微上升、保持、突降三个阶段。预紧力矩分别为 0.5, 5.0, 10.0N·m, 载荷比 $Q=0.5$ 时,对应刚度突降阶段前的平均刚度分别为 31.2, 32.9, 33.8kN/mm, 动态刚度平均值提高 8% 左右;载荷比 $Q=0.8$ 时,对应刚度突降阶段前的平均刚度分别为 28.8, 32.6, 34.6kN/mm, 平均动态刚度最大

提高 20% 左右。

4 刚度变化规律

以试验所用的试验件为对象,建立如图 8 所示有限元模型。复合材料板、螺栓均采用 8 节点六面体线性减缩积分单元 C3D8R 划分网格,复合材料板的每一个铺层划分一层网格,共 37 层网格。模型共有 21625 个单元,27747 个节点。约束螺栓连接板下板的三个平动自由度 U_1, U_2, U_3 及三个转动自由度 UR_1, UR_2, UR_3 ,在 1/2 模型横截面上设置关于 y 轴对称的边界条件,维持下板边界固支条件不变,在上板加持端面施加单向位移载荷。将螺栓、螺母及垫圈简化为整体模型,取 1/2 模型分析以降低运算成本。

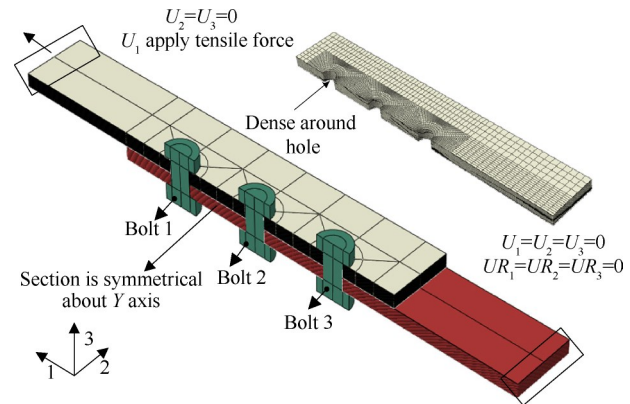


Fig. 8 Finite element modal of composite bolted joints

仿真时,用复合材料的性能退化定义局部失效区域。当单元应力状态满足失效条件时,乘以系数 d 使其材料属性退化。计算时,采用降温法施加预紧力,按表 1 为材料属性赋予初值。随位移载荷的增加,运用改进的 Hashin 失效准则^[21]判断单元的失效模式,并储存在独

立状态变量 SDV 中。在 Usdflld 子程序中设置 4 个场变量表示不同的失效模式,各失效模式的判断准则如下:

(1)纤维拉伸及压缩失效准则 FV_1

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (\sigma_{11} \geq 0)$$
$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \geq 1 \quad (\sigma_{11} < 0)$$

(1)

(2)基体拉伸及压缩失效准则 FV_2

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (\sigma_{22} \geq 0)$$
$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (\sigma_{22} < 0)$$

(2)

(3)纤维基体剪切失效准则 FV_3

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (\sigma_{11} \geq 0)$$

(3)

(4)分层失效准则 FV_4

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (\sigma_{33} \geq 0)$$
$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (\sigma_{33} < 0)$$

(4)

式中 $\sigma_{11}, \sigma_{12}, \sigma_{13}, \sigma_{22}, \sigma_{23}, \sigma_{33}$ 表示各方向的应力。

在每一步的计算后,输出该节点应力值。当在 Usdflld 子程序中判断超过强度值时,反馈至刚度矩阵,材料的力学性能不再保持初始值,会发生一定程度的退化,需对损伤单元根据失效形式更新失效单元的材料刚度矩阵,更新刚度退化模型材料相应参数如表 4 所示。

载荷作用下,一种损伤的发生可诱发其他类型

Table 4 Setting rule of material parameters in stiffness degradation model

Stiffness softening method									FV_1	FV_2	FV_3	FV_4
—	—	—	—	—	—	—	—	—	0	0	0	0
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	1	0	0	0
—	dE_2	—	dG_{12}	—	dG_{23}	dv_{12}	—	dv_{23}	0	1	0	0
—	—	—	dG_{12}	—	—	dv_{12}	—	—	0	0	1	0
—	—	dE_3	—	dG_{13}	dG_{23}	—	dv_{13}	dv_{23}	0	0	0	1
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	1	1	0	0
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	1	0	1	0
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	1	0	0	1
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	1	0	0	1
—	dE_2	—	dG_{12}	—	dG_{23}	dv_{12}	—	dv_{23}	0	1	1	0
—	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	0	1	0	1
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	0	0	1	1
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	1	1	1	0
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	1	1	0	1
—	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	0	1	1	1
dE_1	dE_2	dE_3	dG_{12}	dG_{13}	dG_{23}	dv_{12}	dv_{13}	dv_{23}	1	1	1	1

的损伤,场变量有 4 个,所以失效模式总共有 2^4 种组合,因此同一单元可能发生损伤耦合现象,根据材料参数判定其失效模式^[22]。图 9 为刚度退化四种失效模式云图。

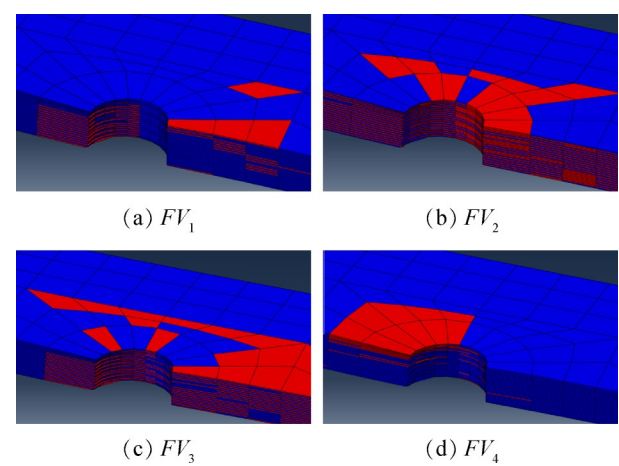


Fig. 9 Cloud diagram of fail mode of ultimate load

图 10 是仿真结果与试验结果的比较。结果表明,基于模型计算的位移载荷响应与试验测试结果十分吻合,不同预紧力对位移载荷响应的影响规律趋于一致。因此,基于刚度退化模型可以分析螺栓连接复合材料板的失效和刚度变化规律。

表 5 分析了不同预紧力下螺栓连接复合材料板的静态拉伸试验的极限载荷 $F_{\max}$ 和极限位移 $u_{\max}$ 同数值模拟的极限载荷 F_s 和极限位移 u_s 的极限载荷误差 $|\Delta F|$ 及其对应的位移误差 $|\Delta u|$ 。结果显示,有限元模拟与试验结果曲线达到线性阶段峰值后发生损伤。根据材料刚度退化准则,刚度退化模型仅在损伤累计阶段略高于试验,原因在于复合材料发生退化后,结构破坏的程度、内部分层、裂纹的萌生位置及程度均具有不确定性,多次微观损伤的不同累计后,都会影响位移载荷响应。极限载荷和为位移误差均在 10% 以内,证明了螺栓连接复合材料板渐进损伤模型对连接板的强度具有很好的预测性。

Table 5 Comparison of test results and simulation results						
Parameter	T1	T2	T3	T4	T5	T6
$T_0/(\text{N}\cdot\text{m})$	10.0	10.0	5.0	5.0	0.5	0.5
$F_{\max}/\text{kN}$	53.5	55.7	52.6	55.5	52.9	55.2
$u_{\max}/\text{mm}$	5.2	5.5	4.8	5.1	5.4	5.9
F_s/kN	58.2		56.3		55.3	
u_s/mm	5.1		5.1		5.0	
$ \Delta F /\%$	8.1	4.3	6.6	1.4	4.3	0.1
$ \Delta u /\%$	2.0	7.8	5.9	0.0	8.0	17.8

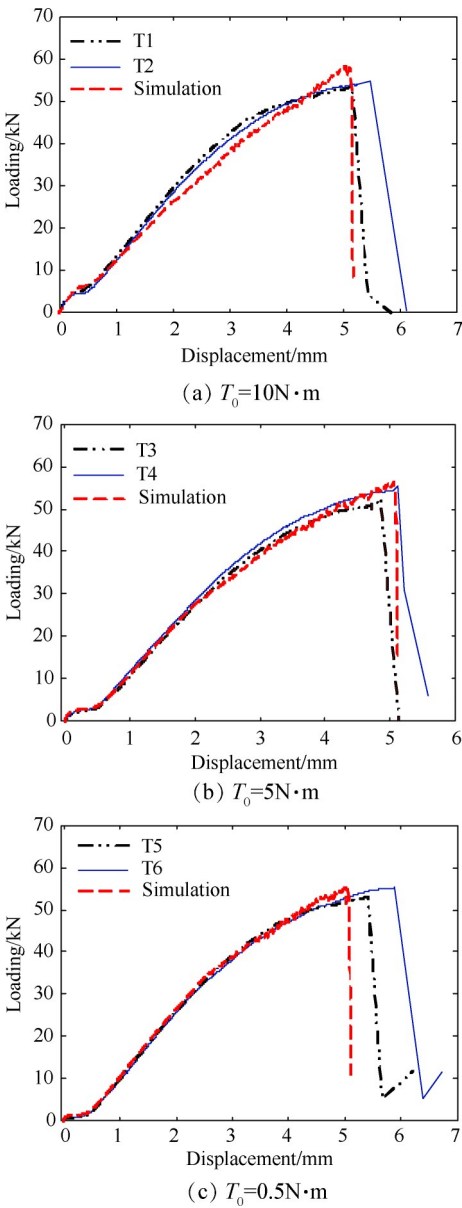


Fig. 10 Comparison of displacement loading response by experiment and simulation

5 结 论

- 本文通过研究,得到如下结论:
- (1)准静态拉伸载荷下,螺栓接头均发生拉伸失效及剪切失效并伴有挤压损伤;动态加载下均发生剪切失效和微动磨损,出现板端变形和高周疲劳加载下的螺栓断裂。
 - (2)预紧力对螺栓连接复合材料板准线性阶段的响应影响显著,增加预紧力可有效提升连接复合板的动态刚度,动态刚度平均值至多可提升 20% 左右;连接复合板在动态加载时刚度变化分为轻微上升、保持、突降三个阶段。
 - (3)基于螺栓连接复合材料板的刚度退化模型

计算的极限载荷和位移极限与试验结果吻合,极限载荷误差平均为4.13%,极限位移误差平均为6.92%,此模型可用于螺栓连接复合材料板的变化规律分析。

致 谢:感谢国家自然科学基金资助。

参考文献

- [1] 范玉青,张丽华.超大型复合材料机体部件应用技术的发展——飞机制造技术的新跨越[J].航空学报,2009,30(3):534-543.
- [2] Fotis P K, Spiliotis D F. Statistical Time Series Methods for Damage Diagnosis in a Scale Aircraft Skeleton Structure: Loosened Bolts Damage Scenarios[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2011, 305(1): 012056.
- [3] Arteiro A, Furtado C, Catalanotti G, et al. Thin-Ply Polymer Composite Materials: A Review[J]. *Composites Part A, Applied Science and Manufacturing*, 2020, 132(10): 105777.
- [4] 刘文光,陈国平,贺红林,等.结构振动疲劳研究综述[J].工程设计学报,2012,19(1):1-8.
- [5] Ioannis K G, Damian D D, Kyriakos I K, et al. Effects of Bolt Torque Tightening on the Strength and Fatigue Life of Airframe FRP Laminate Bolted Joints[J]. *Composites Part B, Engineering*, 2017, 125(9): 19-26.
- [6] Diana S E A, Wang X, Haitham A I, et al. Static and Fatigue Behavior of Pultruded FRP Multi-Bolted Joints with Basalt FRP and Hybrid Steel-FRP Bolts[J]. *Composite Structures*, 2019, 220(7): 324-337.
- [7] Liu F R, Zhang J Y, Zhao L B, et al. An Analytical Joint Stiffness Model for Load Transfer Analysis in Highly Torqued Multi-Bolt Composite Joints with Clearances[J]. *Composite Structures*, 2015, 131(11): 625-636.
- [8] 李小强,孟庆阔.拧紧策略对航空发动机单螺栓连接预紧力的影响[J].机械工程学报,2020,56(13):231-241.
- [9] Hu J S, Zhang K F, Yang Q D, et al. An Experimental Study on Mechanical Response of Single-Lap Bolted CFRP Composite Interference-Fit Joints[J]. *Composite Structures*, 2018, 196(7): 76-88.
- [10] Arteiro A, Catalanotti G, Xavier J, et al. A Strategy to Improve the Structural Performance of Non-Crimp Fabric Thin-Ply Laminates[J]. *Composite Structures*, 2018, 188: 438-449.
- [11] 赵 晶,徐 啸.法兰螺栓横向微动磨损试验研究[J].机械强度,2020,42(4):831-836.
- [12] 周龙伟,赵丽滨.基于失效机制的单向纤维增强树脂复合材料退化模型[J].复合材料学报,2019,36(6):1389-1397.
- [13] Zhang J Y, Zhou L W, Chen Y L, et al. A Micromechanics-Based Degradation Model for Composite Progressive Damage Analysis[J]. *Journal of Composite Materials*, 2016, 50(16): 2271-2287.
- [14] Camanho P P, Matthews F L. A Progressive Damage Model for Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates[J]. *Journal of Composite Materials*, 1999, 33(24): 2248-2280.
- [15] Ismail R E S, Fahmy A S, Khalifa A M, et al. Numerical Study on Ultimate Behavior of Bolted End-Plate Steel Connection[J]. *Latin American Journal of Solids and Structures*, 2019, 13(1): 1-22.
- [16] Hu X F, Haris A, Ridha M, et al. Progressive Failure of Bolted Single-Lap Joints of Woven Fiber-Reinforced Composites[J]. *Composite Structures*, 2018, 189: 443-454.
- [17] 田 昆.纤维增强复合材料层合板强度与疲劳渐进损伤分析[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2019.
- [18] 刘 方,张桐欢,郑鑫超,等.T700碳纤维增强复合材料螺栓连接的渐进损伤分析[J].科学技术与工程,2020,20(15):5983-5989.
- [19] Jamia N, Jalali H, Taghipour J, et al. An Equivalent Model of a Nonlinear Bolted Flange Joint[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 153(10): 107507.
- [20] ASTM D5961-17, Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates[S].
- [21] Hilton A, Abed M A. Strength Prediction of Double-Lap Bolted Joints of Woven Fabric CFRP Composite Plates Using Hashin Formulations[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2015, 802: 290-294.
- [22] McCarthy C T, Gray P J. An Analytical Model for the Prediction of Load Distribution in Highly Torqued Multi-Bolt Composite Joints[J]. *Composite Structures*, 2011, 93(2): 287-298.

(编辑:朱立影)