

树脂基复合材料风扇机匣安装边连接强度研究

刘豫霖,温卫东,崔海涛,张宏建

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:围绕航空发动机树脂基复合材料机匣安装边连接结构在温度环境和不同预紧力工况下的拉伸强度进行研究,针对此问题进行安装边模拟试验件单轴静拉伸试验和仿真分析。试验结果表明,室温情况下,螺栓预紧力会增加连接结构的刚度。200℃环境下,连接结构强度下降明显,且整个加载过程呈现出更强的塑性。有限元仿真结果与试验结果吻合较好,通过对仿真结果损伤形式的分析表明,连接结构承载能力主要取决于树脂基体的性能。

关键词:航空发动机;碳纤维复合材料;安装边螺栓连接结构;拉伸试验;有限元仿真

中图分类号:TB33 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)03-0058-04

Research on Connection Strength of Installation Edge of Resin Matrix Composite Fan Case

LIU Yulin, WEN Weidong, CUI Haitao, ZHANG Hongjian

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

Abstract: The tensile strength of the aero-engine resin matrix composite casing mounting edge connection structure under temperature environment and different preload conditions was studied, and the uniaxial static tensile test and simulation of the installation edge simulation test piece were carried out and analyzed. The test results show that the bolt pretension force at room temperature enhances the rigidity of the connection structure. At 200℃, the strength of the connection structure decreases significantly, and the entire loading process shows stronger plasticity. The finite element simulation results fit the test ones. The analysis of the damage results of the simulation results shows that the bearing capacity of the connection structure mainly depends on the performance of the resin matrix.

Keywords: aircraft engine; carbon reinforced composites; bolt-connected structure; tensile test; FEM

0 引言

复合材料的飞速发展,给航空发动机结构材料的使用提供了新的选择,由原先单一地使用金属材料,逐渐发展到今天大比重地运用复合材料。航空发动机安装边为典型的法兰螺栓连接结构,且多采用不含垫片的螺栓联结结构形式。随着复合材料在航空发动机上大量应用,基于《航空发动机设计手册》的传统经验公式进行的金属材料结构强度分析方法已经趋于落后,一些传统经验公式已不能满足现代结构设计的要求,亟待一些新的设计方法来加以完善和提高。

目前国内外研究人员针对安装边机械连接结构已开展大量的试验研究与理论分析。MAYURAM M M等^[1]分析了燃气涡轮发动机中螺栓联接的计算分析方法,分析了金属机匣法兰厚度、高度和螺栓的比例在不同轴向力和气体压力下的应力和变形。GALAI H和BOUZID A H^[2]简化了机匣模型,使用有限元计算和环形板理论进行分析比较,得到了比较好的结果。郑权等^[3]对单点L型复合材料机械连接接头的承载能力与失效行为进行研究,还探究不同铺层所占比例对于L型复合材料机械连接接头承载能力的影响。陈佳等^[4]通过试验研究表明在连接点粘接

金属垫片,可以有效提升复合材料L型端框接头的拉伸承载能力。

国内外学者虽对安装边机械连接结构的研究取得了一些成果,但对于复合材料机匣安装边这一典型结构的关注较少。航空发动机工作环境复杂多变,本文在现有的研究基础上,开展不同温度环境和不同螺栓预紧力工况的复合材料机匣安装边模拟件静载拉伸试验研究;基于逐渐损伤方法开发APDL参数化仿真程序,并对试验过程进行有限元数值模拟。

1 试验研究

1.1 试验对象与试验过程

航空发动机机匣安装边结构示意图如图1所示。为较好地模拟航空发动机机匣安装边连接结构,试验模拟件采用金属-复合材料连接的模式。

试验件金属端材料为TC11钛合金;复合材料端采用T700/EC240A碳纤维树脂基复合材料层合板,铺层数为48层,铺层角度为 $[60/0/-60]_s$,单层预浸料厚度为0.125 mm。连接结构试验中连接螺栓使用12.9级高强度合金钢螺栓M8×40连接。

试验在南京航空航天大学能源与动力学院MTS试验

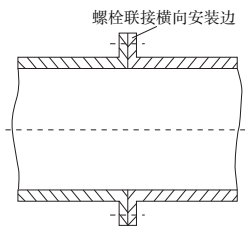


图1 机匣安装边连接结构示意图

机上完成。试验温度条件分别为室温 22℃ 和 200℃, 试验温度控制系统采用 REXC-700 智能温度控制仪与加热带组合的方式进行试验温度的控制。制定试验螺栓预紧力水平分别为 $0, 0.2\sigma_b, 0.5\sigma_b$, 其中 σ_b 为连接螺栓的抗拉强度。有关于螺栓预紧力的经验公式粗略计算, 可以认为螺栓预紧力 $F_m \approx T/0.2d$ (kN), 反推算出所需螺栓拧紧力矩分别为 $0, 15 \text{ N} \cdot \text{m}, 35 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。具体试验件尺寸以及连接方式见图 2。试验工况及试验件安排见表 1。

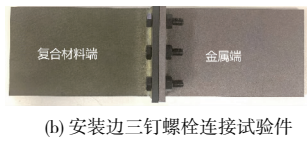
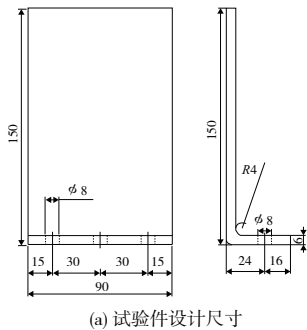


图2 机匣安装边连接结构示意图

表1 试验件安排

试验温度/℃	预紧力水平	拧紧力矩/(N·m)	试验件数量/件
室温 22	0	0	1
	$0.2\sigma_b$	15	2
	$0.5\sigma_b$	35	1
200	0	0	1
	$0.2\sigma_b$	15	2
	$0.5\sigma_b$	35	1

试验过程中, 将施加拧紧力矩后的试验件装夹到试验机上, 使用温控设备进行加温至指定温度并保温 10 min 后, 进行静载拉伸试验。拉伸载荷加载速率为 2 mm/min , 载荷加至螺栓接头失去承载能力。

1.2 试验结果与分析

无论是室温环境下, 还是 200℃ 温度环境下, 安装边连接结构都呈现相似的破坏过程。所以选择 $0.2\sigma_b$ 预紧

力水平的试验件在室温和 200℃ 环境下的全程载荷-位移曲线来对整个加载过程进行分析, 如图 3 所示。整个加载过程大致可以分为 3 个阶段: 第 1 阶段为弹性阶段, 载荷与位移呈线性关系, 随位移增加载荷迅速增大到最大值; 第 2 阶段为结构屈服阶段, 在经过载荷峰值后, 载荷值下降到峰值的一半左右, 随位移增加载荷不再增加; 第 3 阶段为非线性增长阶段, 结构屈服阶段结束后, 随位移增加, 载荷值继续上升, 载荷值上升过程呈现非线性。同在 $0.2\sigma_b$ 预紧力水平下, 室温环境试件的载荷峰值为 18.71 kN; 200℃ 温度环境试件的载荷峰值为 9.45 kN, 相比室温环境强度下降明显。

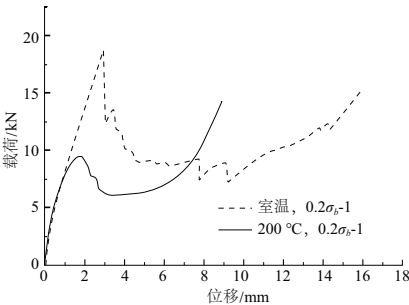


图3 试验全程载荷-位移曲线

在室温情况下, 试验载荷施加过程中, 在弹性阶段可观察到复合材料试件发生轻微弯曲, 当达到第一个载荷峰值时, 试件发出劈裂声, 随即载荷下降, 进入结构屈服阶段; 结构屈服阶段过程中, 复合材料试件不断发出劈裂声, 复合材料试件弯曲变形加剧, 侧面可观察到明显的分层损伤, 折角处基体开裂; 当试件的弯曲折角处几乎被拉直时, 进入非线性增长阶段, 此阶段除了试件不断发出劈裂声外, 还可听到纤维断裂声。200℃ 温度情况下, 由于温度升高使树脂基体软化, 试验过程中不发出分层劈裂声, 整个加载过程更短, 试件破坏过程与室温情况相似。室温情况下加载过程破坏图片见图 4。

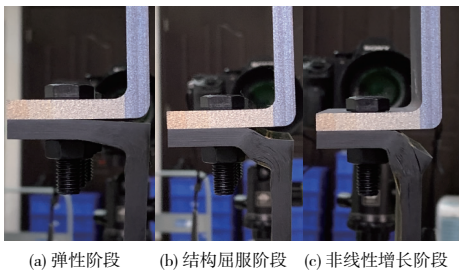
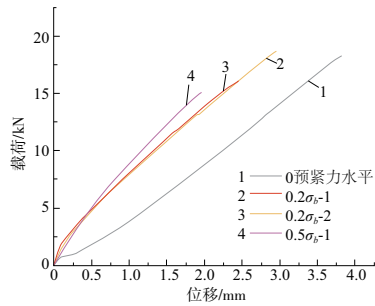


图4 室温下各破坏阶段图片

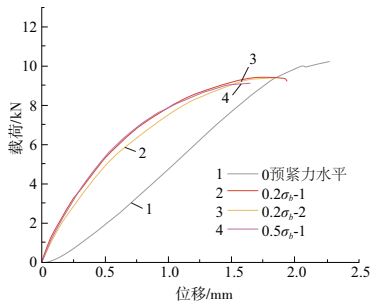
由试验可知, 安装边模拟试验件经过弹性阶段进入结构屈服阶段后便发生不可恢复的损伤, 在工程实际应用中, 应把弹性阶段的载荷峰值作为连接结构的极限强度。

两个温度条件下以及各个预紧力工况的试件弹性阶段的载荷位移曲线如图 5 所示。由图 5 可知, 室温环境下, 弹性阶段位移在 4 mm 以内。室温环境下施加螺栓预紧力能够提高复合材料安装边连接结构的拉伸刚度, 预紧力水平越高, 连接结构拉伸刚度越大; 在 200℃ 温度环境下, 弹性阶段位移在 2 mm 以内。200℃ 温度环境下复材

安装边连接结构拉伸强度下降明显,此时螺栓预紧力对安装边连接机构的强度影响较小,螺栓预紧力的施加会使安装边连接结构在加载过程中呈现出更强的塑性。



(a) 室温环境弹性阶段载荷-位移曲线



(b) 200 °C 温度环境弹性阶段载荷-位移曲线

图5 温度环境试件弹性阶段载荷-位移曲线

2 数值仿真

复合材料失效过程并不像各项同性材料,而是一个累积损伤、渐进失效的过程。对复材安装边连接结构运用逐渐损伤分析方法进行数值仿真分析,以预测其在各个工况下弹性阶段破坏强度和损伤扩展过程。

2.1 失效准则与性能退化方式

在分析复合材料安装边螺栓连接结构过程中,采用 Hashin 三维失效准则判断各单元是否失效,表达式如下:

1) 纤维拉伸失效: $\sigma_1 > 0$

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \frac{3}{2E_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{S_{12}^2 + \frac{3}{2E_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}^2 + \frac{3}{2E_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{S_{31}^2 + \frac{3}{2E_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

2) 纤维压缩失效: $\sigma_1 < 0$

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

3) 基体拉伸失效: $\sigma_2 > 0$

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \frac{3}{2E_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{S_{12}^2 + \frac{3}{2E_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}^2}{S_{23}^2}\right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

4) 基体压缩失效: $\sigma_2 < 0$

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \frac{3}{2E_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{S_{12}^2 + \frac{3}{2E_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}^2}{S_{23}^2}\right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

5) 纤维剪切失效: $\sigma_1 < 0$

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \frac{3}{2E_{12}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{12}^4}{S_{12}^2 + \frac{3}{2E_{12}} + \frac{3}{4}\alpha S_{12}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}^2 + \frac{3}{2E_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{S_{31}^2 + \frac{3}{2E_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

6) 法向拉伸分层失效: $\sigma_3 > 0$

$$\left(\frac{\sigma_3}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}^2 + \frac{3}{2E_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{S_{31}^2 + \frac{3}{2E_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}^2}{S_{23}^2}\right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

7) 法向压缩分层失效: $\sigma_3 < 0$

$$\left(\frac{\sigma_3}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}^2 + \frac{3}{2E_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\sigma_{31}^4}{S_{31}^2 + \frac{3}{2E_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}^2}{S_{23}^2}\right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

其中: σ_i 为各个主方向上正应力; σ_{ij} 为相应面内单层板的剪应力; X_k 、 Y_k 、 Z_k 、 S_{ij} 分别为温度环境下各个主方向上单层板的强度, k 为 C 时表示压缩, k 为 T 时表示拉伸; E_{ij} 为相应温度的面内初始切变模量; α 是材料非线性因子。

复合材料随着载荷的增加将产生各种形式的单元损伤,复合材料单元失效后,承载能力也随之降低,载荷将重新分配。在计算中使用合适的刚度折减来表示材料承载能力的变化。

本文采取的参数退化准则对失效单元进行刚度折减,具体方案如下^[5]:

1) 纤维拉伸断裂或纤维压缩破坏。 E_1 、 E_2 、 E_3 、 G_{12} 、 G_{13} 、 G_{23} 、 ν_{12} 、 ν_{13} 、 ν_{23} 均乘以退化系数 $k=0.02$;

2) 基体拉伸或压缩破坏。仅 E_2 乘以退化系数 $k=0.04$,其他刚度参数不变;

3) 基体-纤维剪切破坏。仅 G_{12} 、 ν_{12} 退化到 0,其他刚度参数不变;

4) 法向拉伸或压缩破坏(分层破坏)。 E_3 乘以退化系数 $k=0.04$, G_{12} 、 G_{23} 、 ν_{13} 、 ν_{23} 退化到 0;

上述准则中 E 、 ν 、 G 分别表示弹性模量、泊松比和切变模量。

2.2 APDL 仿真程序设计与仿真结果

基于逐渐损伤分析方法、Hashin 三维失效准则以及上文中提到的材料参数退化方式建立复合材料安装边螺栓连接结构拉伸加载的有限元分析模型^[6]。利用 ANSYS 有限元分析平台 APDL 参数化语言编写了有限元分析程序。仿真程序流程图见图 6。

安装边螺栓连接结构有限元模型图见图 7。有限元模型上端为复合材料端,采用层单元分层建模,共 48 层,每层根据对应铺层角度单独设置单元坐标系及材料参数。T700/EC240A 复合材料单向板性能见表 2。安装边连接结构下端为金属端。

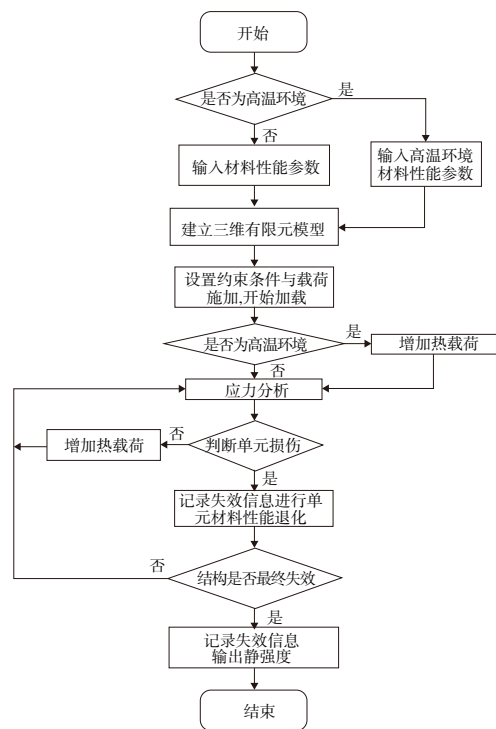


图6 仿真程序设计流程图

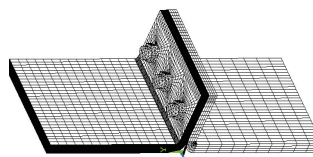


图7 安装边连接结构有限元模型

表2 T700/EC240A 单向板性能

温度环境	E_1/GPa	E_2/GPa	G_{12}/GPa	ν_{12}	X_C/MPa
室温	137	9.57	4.35	0.29	1 564
200 ℃	132	6.51	2.77	0.28	953

温度环境	X_T/MPa	Y_C/MPa	Y_T/MPa	S_{12}/MPa
室温	2 661	221	18.2	85.7
200 ℃	2 400	129	14.5	46.9

结构最终失效定义为:任意铺层当分层损伤扩展到整个连接结构宽度时,认为结构最终失效。

仿真过程与试验加载过程的载荷-位移曲线对比见图8。室温环境下仿真加载的连接结构刚度略高于试验值,仿真破坏强度约20 kN,与试验值相差7.75%;200 ℃温度环境下,仿真位移载荷曲线塑性表现不如试验曲线,仿真破坏强度约10 kN,与试验值相差5.93%。总体来说仿真加载曲线与试验加载曲线拟合度较好,可以认为仿真加载过程能够较好地体现试验实际加载过程。

仿真过程各铺层破坏形式与试验对比如图9所示。仿真过程中,铺层损伤以中间铺层的60°层和-60°层为主,损伤形式以基体开裂(灰色区域)和分层损伤(黄色区域)为主,这都与试验结果吻合较好。由此可验证逐渐损

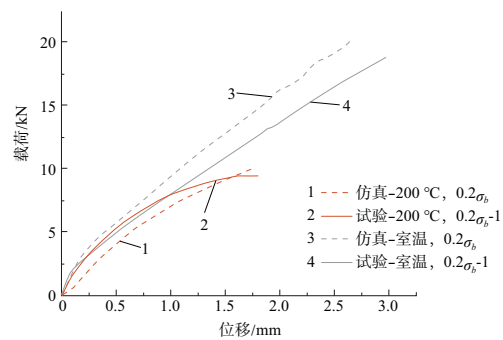
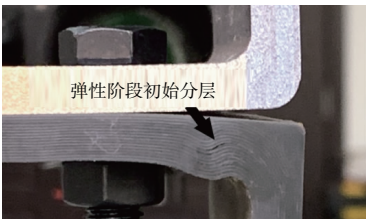


图8 试验仿真载荷-位移曲线图

伤分析方法对于复材安装边连接结构损伤过程分析的有效性(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者)。

基体开裂和分层损伤这两种损伤形式主要与复合材料的层间性能有关。复合材料层合板的层间性能主要取决于所用树脂基体,而树脂性能受环境温度影响很大,这也从侧面解释了试验中安装边连接结构在200 ℃环境下强度衰减程度较大的原因。



(a) 弹性阶段初始分层损伤发生图

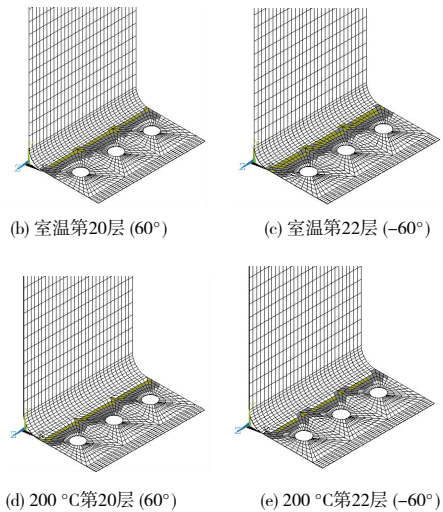


图9 弹性阶段试验仿真损伤对比图

3 结语

本文通过试验与仿真,探究复合材料安装边连接结构在不同温度环境和不同预紧力工况下的破坏过程和行为。

试验发现在室温情况下,螺栓预紧力水平会增加连接结构的刚度。安装边连接结构在200 ℃环境下,强度下降明显,且整个加载过程呈现出更强的塑性。

(下转第71页)

[9] 基于一维测头与标准球的数控机床几何误差机载测量系统和文献[11]微波叶尖间隙传感器信号校准方法,测试同一数控机床的标定精度,得到的对比结果如图4所示。由图4可知,本文方法相较于其他方法标定精度更高,有一定的应用价值。

表 2 参数优化结果

参数	实验值	比较值
直径/mm	12.24	13.36
加工效率	0.363	0.433
切削深度/mm	1.764	1.446
进刀参数/rad	0.445	0.457

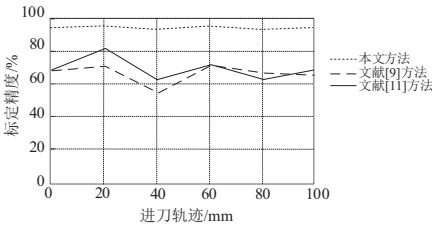


图 4 标定精度对比结果

4 结语

本文通过数控机床几何误差的优化测量和机床的优化控制研究,构建数控机床几何误差标定与补偿模型,实现数控机床几何误差标定与补偿,提高数控机床加工的稳定性和可靠性。本文提出基于深度强化学习的数控机床几何误差标定与补偿方法,采用应力分布特征重组的方法,进行数控机床的输出载荷计算和结构力学参数评估。根据约束平面、回转曲面的正交特性,在深度强化学习控制下,得到整个待加工曲面的曲率优化参数解析矩阵,实现数控机床几何误差标定与补偿。研究得知,采用本文方法进行数控机床几何误差标定的精度较高,控制精度较好。

参考文献:

[1] 田晶,王英杰,王志,等. 基于 EEMD 与空域相关降噪的滚动轴承故障诊断方法[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(7): 144-151.

[2] 黄敏,马飞扬,刘广哲,等. 应用于飞机测试的 EtherCAT 测试系统实时性测试及分析[J]. 电子测量技术, 2018, 41(20): 93-97.

[3] 张俊锋,苏健军,姬建荣,等. 热容式热流密度传感器的研制及应用[J]. 中国测试, 2018, 44(10): 125-129.

[4] 范晋伟,王培桐. 五轴数控机床几何误差建模与分析[J]. 制造业自动化, 2020, 42(4): 43-46, 50.

[5] 栗江,张慧,曾祥苹. 基于模糊控制的数控机床几何误差补偿控制研究[J]. 机械制造与自动化, 2018, 47(5): 33-35.

[6] 赵壮,娄志峰,张忠宁,等. 符合阿贝原则的数控机床几何误差建模[J]. 光学精密工程, 2020, 28(4): 885-897.

[7] 周恒飞,叶文华,郭云霞,等. 基于支持向量回归机的数控机床几何误差元素建模研究[J]. 航空制造技术, 2019, 62(17): 50-57.

[8] 董泽园,李杰,刘辛军,等. 数控机床两种几何误差建模方法有效性试验研究[J]. 机械工程学报, 2019, 55(5): 133-137.

[9] 林志祥,陈剑雄. 基于一维测头与标准球的数控机床几何误差机载测量系统的研究[J]. 工具技术, 2018, 52(11): 133-137.

[10] 任秉银,魏坤,吴卓琦. 机械臂视觉伺服路径规划研究进展[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2018, 50(1): 1-10.

[11] 杨季三,徐贵力,董文德,等. 微波叶尖间隙传感器信号校准研究[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(10): 193-201.

[12] 张笑笑,储昭碧,董学平. 基于滑动平均的并联 Buck 变换器均流控制[J]. 电子测量与仪器学报, 2018, 32(10): 177-182.

[13] 兰庆庆,肖本贤. 基于网格的密度峰值聚类算法的 RFID 定位[J]. 电子测量与仪器学报, 2018, 32(10): 73-78.

收稿日期:2020-10-19

(上接第 61 页)

基于逐渐损伤分析方法的仿真能对复合材料安装边连接结构的损伤过程进行较好地模拟,对于复合材料安装边连接结构的工程设计与工程维护有一定的参考意义。仿真结果中损伤形式主要以基体开裂和分层损伤为主,这两种损伤形式主要与复合材料的层间性能有关,即与复合材料树脂基体的性能相关。树脂基体的性能受环境温度影响较大,这也解释了安装边连接结构在 200℃ 下强度衰减程度大的原因。

参考文献:

[1] KUMAR H S P, MAYURAM M M, RAGHAVAN K S. Improved analytical model for bolted joint evaluation in gas turbines[C]// [S.I.]: Asme Gas Turbine India Conference, 2012.

[2] GALAI H, BOUZID A H. Analytical modeling of flat face flanges with metal-to-metal contact beyond the bolt circle[J]. Journal of Pressure Vessel Technology, 2010, 132(6): 061207.

[3] 郑权,陈佳,韩涵,吕榕新. L 型复合材料机械连接接头承载能力与失效行为研究[J]. 上海航天, 2018, 35(5): 137-142.

[4] 陈佳,郑权,王志瑾,等. 复合材料 L 型端框的失效行为[J]. 复合材料学报, 2017, 34(8): 1772-1779.

[5] 朱元林,崔海涛,温卫东. 复合材料单排多钉连接三维累积损伤强度分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 497-502.

[6] 王新新. 湿热条件下复合材料螺栓连接接头强度与疲劳研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.

收稿日期:2020-05-20