

干涉量对复合材料层合板疲劳寿命的影响

Influence of Interference Fit Level on Fatigue Life of Composite Materials

西北工业大学中法联合虚拟设计与制造研究室 刘东星 陶 华 刘早立
中航工业北京航空制造工程研究所 刘风雷

[摘要] 试验研究了干涉配合连接和间隙配合连接的复合材料板疲劳寿命的差异。验证了采用干涉配合连接的复合材料板的疲劳寿命远高于采用间隙配合连接的复合材料板的疲劳寿命,得出了不同的干涉量对复合材料板疲劳寿命的影响等,并得出其最佳干涉量为0.82%~0.98%。

关键词: 干涉配合 复合材料 干涉量 疲劳寿命

[ABSTRACT] The fatigue life of composite materials which used interference-fit joint is different from the ones which used slip-fit. The comparative study of this difference concludes: the fatigue life of composite materials which used interference-fit joint is higher than those used slip-fit. And also verify that the effect of different interference fit level on the fatigue life of composite materials. Finally this thesis proves that the best interference quantity is 0.82% ~ 0.98%.

Keywords: Interference-fit joint Composite materials Interference fit level Fatigue life

干涉配合是提高连接结构抗疲劳破坏能力经济而有效的措施。但在具体实践中,干涉量应取多大所产生的疲劳寿命最好,是需要研究的课题。在干涉配合强化中,疲劳寿命增益最好的干涉量称为最佳干涉量^[1]。本课题使用拉-拉疲劳试验机对干涉连接的复合材料板和间隙连接的复合材料板的疲劳寿命,以及不同干涉量对复合材料板寿命的影响进行研究。

1 试件性能及几何参数

复合材料板为双马树脂/碳纤维增强复合材料(QY8911/T300),铺层方向及铺层数量: $[0^\circ/90^\circ/+45^\circ/-45^\circ]_{4S}$,力学性能^[2]:准各向同性,X、Y向, E_x 、 E_y 均为45.2399GPa,面内剪切模量 $G_{xy}=17.3068$ GPa,压缩强度为386MPa。

试件几何尺寸:板材厚度4mm,夹层厚度12mm,板宽30mm,端距30mm,长度150mm;紧固件数量为1,如

图1所示。

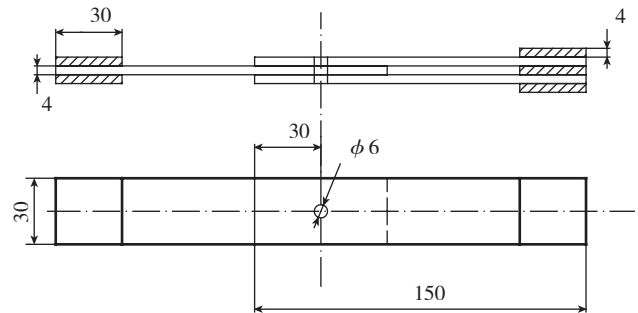


图1 试件几何尺寸

Fig.1 Dimension of the specimen

干涉配合和间隙配合均采用干涉单面螺纹抽钉紧固系统(如图2所示),衬套:耐热合金钢GH2132退火状态,弹性模量 $E_1=90$ GPa,泊松比 $\mu_1=0.30$;钉体:TC4淬火时效状态,弹性模量 $E_2=210$ GPa,泊松比 $\mu_2=0.34$;芯杆:A286,时效状态;钉套:1Cr18Ni9Ti,弹性模量 $E_3=200$ GPa,泊松比为 $\mu_3=0.30$ 退火状态^[3];环圈:聚甲醛;驱动螺母:45#钢,发蓝处理。

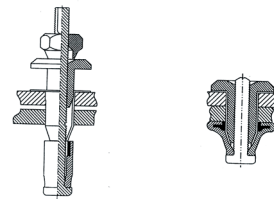


图2 干涉单面螺纹抽钉紧固系统

Fig.2 Interference blind bolt fastening system

2 连接接头试件参数

间隙配合及几种不同干涉量的干涉配合的试件分别如表1~4所示。

3 试验方法

本试验采用 INSTRON8801 疲劳循环试验机,对构

表1 间隙配合 mm

序号	1	2	3
孔径	6.19	6.19	6.19
装配后衬套外径	6.139	6.139	6.130
钉体外径	5.585	5.585	5.585

表2 干涉量0.82%~0.98%的单面螺纹抽钉 mm

序号	4	5	6	7
孔径	6.08	6.08	6.08	6.08
装配后衬套外径	6.139	6.134	6.139	6.130
钉体外径	5.585	5.59	5.585	5.585

表3 干涉量 1.32%~1.47%的单面螺纹抽钉 mm

序号	8	9	10	11
孔径	6.05	6.05	6.05	6.05
装配后衬套外径	6.139	6.134	6.139	6.139
钉体外径	5.585	5.59	5.585	5.585

表4 干涉量1.65%~1.89%的单面螺纹抽钉 mm

序号	12	13	14	15
孔径	6.03	6.03	6.03	6.03
装配后衬套外径	6.139	6.139	6.130	6.140
钉体外径	5.585	5.585	5.585	5.585

件接头施加拉-拉交变载荷,通过接头失效时施加交变载荷循环次数来衡量接头疲劳寿命^[4]。试验设备如图3所示。其中交变载荷最大幅值 P_{\max} 与交变载荷最小幅值 P_{\min} 分别取接头试件轴向拉伸强度(记为)的85%和10%。



图3 试验设备

Fig.3 Equipment of test

考虑到试验时间以及航空用紧固件往往仅允许微小变形的原因,本试验规定在30000次循环中当复合材料板上孔的永久变形量达到0.28mm时即认为该接头失效,此时的交变载荷循环次数即为该接头的疲劳寿命。若30000次循环中复合材料板上孔的永久变形量仍未达到0.28mm则将试件疲劳寿命记为30000次。

在疲劳拉伸过程中,考虑到材料在一开始拉伸时伸长的绝大部分并不是来自孔的变形,而是来自材料本身的伸长,所以试验采用的具体方法是:先给试件加载拉伸载荷,循环100次,此时认为材料本身的伸长量不会再变化,此后的伸长量全部来自孔的变形,所以以循环100次的位移量为基准,试件再变形至0.28mm时停止。

4 结果及讨论

首先使用疲劳循环机对试件进行静拉试验,得到其拉伸载荷为 $p=25\text{kN}$ 。试验中试件的最大(P_{\max})和最小(P_{\min})拉伸载荷分别为静拉伸载荷的85%和10%。试验得到的数据如表5所示。

表5 试验数据($f=5\text{Hz}$)

序号	干涉量 /%	疲劳寿命 N_f / 周期
1	间隙	16 807
2	间隙	9 873
3	间隙	11 024
4	0.97	30 000 停
5	0.88	30 000 停
6	0.97	30 000 停
7	0.82	30 000 停
8	1.47	16 512
9	1.32	23 195
10	1.39	18 564
11	1.47	1 825
12	1.81	1 430
13	1.81	11
14	1.65	3 676
15	1.8	1 921

观察试验后的试件,可以看到连接处孔发生了变形,如图4所示。

试验得到各组试件在不同干涉量下复合材料的疲劳寿命(图5),由表5和图5可以看出,在干涉量为



图4 试验后的试件

Fig.4 Specimen tested

0.822%~0.977% 时,该组试样达到 30 000 次循环但孔的变形量未达到 0.28mm,所以记录它的疲劳寿命为 30 000。在此干涉量时,其疲劳性能也最好。原因是:采用干涉配合后,复合材料孔边基体和纤维由于受到金属材料的挤压而产生断裂或破坏,并在孔边产生毛刷状结构,根据 Zweben 模型,该毛刷状结构有助于缓和未断纤维的应力集中,可以适度阻止裂纹的扩展,并吸收部分能量。同时适度的干涉量能使连接件产生一定的预紧力,在交变载荷作用时,孔的全部内表面均受力,减少了应力集中的现象。

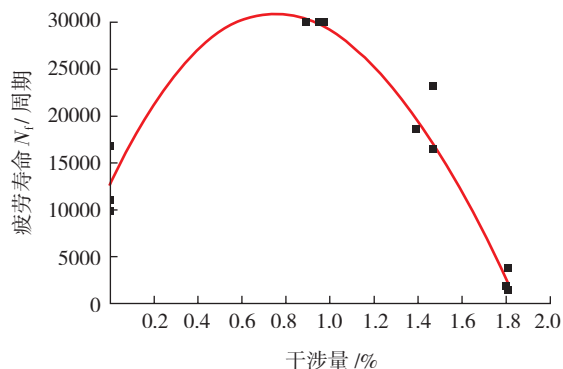


图5 不同干涉量下复合材料的疲劳寿命图
Fig.5 Fatigue life graph with different interference levels of composite materials

随着干涉量的增加,疲劳寿命逐渐降低,当干涉量为 1.81% 时,疲劳寿命达到最小,并且小于间隙配合的疲劳寿命。说明适当的干涉量可以提高层合板的疲劳寿命;但当干涉量过大时,不但不能提高连接件的疲劳寿命反而会使寿命低于间隙配合的寿命。究其原因:当干涉量过大时,衬套的膨胀过大,使得周围的层合板受到过大的预紧力作用,并使层合板过早分层。虽然钻孔时在孔壁残留的“毛刷状”结构可以减轻应力集中作用,但是轻微的毛刷结构不足以抵消过大干涉量带来的应力作用,所以在干涉量为 1.81% 时连接件的疲劳寿命最低。

5 结论

(1) 干涉量对干涉连接复合材料板接头的疲劳寿命有较大影响。试件干涉量在 0.82% ~ 0.98% 时,干涉连接复合材料板接头的疲劳寿命取得最大值,比间隙配合试件的寿命提高了至少 1 倍。

(2) 随着干涉量的增加,干涉连接复合材料板接头的疲劳寿命逐渐降低,甚至低于间隙配合的疲劳寿命。

(3) 在使用干涉单面螺纹抽钉进行复合材料板材连接时,建议采用干涉量为 0.82%~0.98% 的干涉螺纹抽

钉连接,以取得较高的抗疲劳性能。

参考文献

- [1] 郭兰中,刑文珍.干涉配合最佳干涉量初探.新工艺新技术,2000(1):14-16.
- [2] 《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册:第4卷.北京:中国标准出版社,2002:126-127.
- [3] 赵海超,陶华,刘风雷.复合材料层合板的干涉单面螺纹抽钉干涉配合连接分析.航空制造技术,2009(1):70-72.
- [4] 王武,陶华,刘风雷,等.干涉对复合材料疲劳寿命影响的研究.绝缘材料,2006,39(2):45-47.

(责编 小城)

(上接第 72 页)

系统控制中心,通过控制中心,管理员进行用户管理、训练课程的创建与分配、训练课程的备份与恢复、系统的备份与维护、用户反馈信息的查看等。

(4) 公共区域:系统界面左侧的工具栏及聊天栏为公共区域,在该区域,用户可与在线用户进行即时通讯,给所有其他用户发送邮件。

4 结论

以用户为中心的飞机维护在线训练原型系统与传统的飞机维护 CBT 相比,有以下优点:

(1) 采用 B/S 架构,在线训练的形式使学员可随时随地进行飞机维护训练,教员可随时随地对训练课程内容进行更新与维护,保证课程内容可持续发展。

(2) 训练课程内容由多个教员协同编辑,在减少出错机率的同时也可充分利用集体智慧。

(3) 学员对训练课程的建议,可以通过评论、即时通讯、邮件等多种方式迅速及时地反馈给教员;教员通过查看学员报告,可以方便地监督学员的学习时间,学习进度,学习能力。

(4) 利用 PHP+MySQL 技术开发系统后台,实现了跨平台兼容(兼容 Windows、Linux 操作系统);利用 AJAX 技术实现系统前台交互,实现了跨浏览器兼容(兼容 IE、Firefox、Opera 等浏览器),并使得系统的人机交互更加流畅。

参考文献

- [1] UCDCChina.UCD 火花集.北京:人民邮电出版社,2009.
- [2] 吴振兴,熊璋,方义.基于角色的访问控制的实现与应用.计算机与现代化,2004,112(12):128-131.
- [3] 杜鹤民,余隋怀,初建杰,等.基于 Fuzzy AHP 的 CBT 飞机维护系统评价.航空制造技术,2009(18):96-99.
- [4] 陈东帆,周林灿,刘佛生.航空 CBT 中协同训练系统的设计与实现.计算机工程与设计,2007,28(15):3 727-3 730.

(责编 岭雾)