

机翼盒段连接结构疲劳性能影响因素及有限元分析*

高鹏飞^{1,2}, 刘德峰³, 蔡俊杰^{1,2}, 王晓阳⁴, 张彦军⁴, 刘马宝^{1,2}

- (1. 西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049;
2. 西安交通大学航天航空学院, 西安 710049;
3. 航空工业北京长城航空测控技术研究所, 北京 101111;
4. 航空工业第一飞机设计研究院, 西安 710072)

[摘要] 针对国产某型飞机机翼翼盒典型连接区结构, 设计试验件进行疲劳试验, 对比分析高锁螺栓不同装配工艺对其疲劳性能的影响。结果表明: 对高锁螺栓施加一次拧紧工艺后, 再施加适当的二次拧紧力矩, 能够有效改善连接结构的疲劳性能。其次, 建立连接结构的三维有限元模型, 基于正交试验法分别研究螺栓拧紧力矩、板间摩擦系数和螺栓材料弹性模量对基板孔边应力集中系数的影响。研究发现, 该3种因素均对孔边应力集中系数有较大影响, 其中螺栓拧紧力矩的影响最为显著, 表明了适宜的二次定力工艺是提高连接结构疲劳性能的一种有效手段。

关键词: 连接结构; 疲劳性能; 高锁螺栓; 拧紧力矩; 有限元

Study on Influencing Factors of Interconnected Structures Fatigue Performance of Wing Box and Its Finite Element Analysis

GAO Pengfei^{1,2}, LIU Defeng³, CAI Junjie^{1,2}, WANG Xiaoyang⁴, ZHANG Yanjun⁴, LIU Mabao^{1,2}

- (1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
3. AVIC Beijing Changcheng Aeronautical Measurement and Control Technology Research Institute, Beijing 101111, China;
4. AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710072, China)

[ABSTRACT] Fatigue tests of the specimen designed according to the typical interconnected structures of a certain airplane's wing box were carried out to analyze the effects of different assembly processes of high locked bolts on fatigue performance. The results show that the fatigue performance of interconnected structures can be improved effectively by exerting an appropriate second-tightening torque to high locked bolts after the current assembling processes. A three-dimensional finite element model was established to investigate the effects of tightening torque of bolts, friction coefficient between plates as well as elastic modules of bolts on the stress concentration factor of the hole edge in basic plates. The study indicates that all the three factors have great influence on the stress concentration factor of the hole edge. Furthermore, tightening torque of bolts has the most significant impact. It also shows that exerting a second-tightening torque is an effective mean to improve the fatigue performance of interconnected structures.

Keywords: Interconnected structure; Fatigue performance; High locked bolts; Tightening torque; Finite element

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2019.11.090

飞机机体结构大多是采用大量的紧固件连接起来的薄壁结构, 试验和经验表明, 机体结构疲劳裂纹的萌生几乎都发生在这类连接结构的细节处^[1]。连接件结构的疲劳性能分析在飞机结构的疲劳分析中占有重要

地位, 是确保飞机安全必不可少的基础分析研究工作, 对航空结构的安全和效率有着至关重要的作用^[2]。飞机结构连接通常会采用机械连接、胶接以及混合连接等方式。在过去的几十年间, 国内外不少学者对机械连接展开了系统的研究, 在飞机结构连接中, 机械连接特别是多钉连接结构得到了广泛的应用。随着航空技术的

* 基金项目: 航空科学基金 (20163470003); 陕西省重点研发计划 (2018ZDCXL-GY-03-01)。

发展,对飞机结构连接强度和密封性的要求不断提高,胶-螺混合连接已经在飞机结构中实现大量应用,但是胶-螺混合连接结构的传载特性和破坏机理过于复杂,针对混合连接的研究尚未完善,对其疲劳性能的研究更是鲜有涉及。

在多钉连接结构研究方面,曹增强等^[3]利用有限元法,研究了间隙及干涉对复合材料机械连接强度的影响,发现在复合材料机械连接中采用干涉量适当的干涉配合可以有效提高接头强度。舒文军等^[4]研究了板间摩擦系数对多钉连接结构疲劳性能的影响,证明板间摩擦系数对多钉连接结构疲劳性能影响较大,当摩擦系数升高时,摩擦力增大,孔边局部应力减小,结构疲劳性能能够得到改善。魏冉等^[5]利用试验法,研究在疲劳加载下复合材料-钛合金多钉连接结构的安全性,结果表明钉孔直径、钉孔和螺栓的配合方式对连接结构的疲劳性能和钉载分配影响不大。在胶-螺混合连接结构研究方面,Hartsmith^[6-7]利用试验和有限元法研究了胶-螺混合连接结构,结果表明:胶接和螺接有着不同的传力机理和不同的传力路径,胶-螺混合连接结构对提高接头承载力作用效果并不显著。孟毛毛等^[8]基于ABAQUS软件建立胶-螺混合连接三维渐进损失模型,重点研究了胶接结构与胶-螺混合连接结构应力分布形式,并在此基础上分析了胶-螺混合结构强度与损伤形式、钉头和宽径比的关系。

据调查,我国某型飞机机翼盒段是在密封胶胶体干状态下进行结构组装的。在螺栓拧紧过程中,胶体流动及固化后产生的体积收缩会导致螺栓拧紧不到位,进而影响结构的机械性能。因此,对机翼盒段连接结构的疲劳性能进行分析,对我国某型飞机的设计及生产改进有着重要意义。本文针对国产某型飞机机翼盒段连接结构,基于现行工艺条件,通过试验研究螺栓不同装配工艺对机翼盒段连接结构疲劳性能的影响,并利用有限

元法讨论3种典型参数(螺栓拧紧力矩、板间摩擦系数、螺栓材料弹性模量)对基板孔边应力集中的影响规律。

1 疲劳试验

1.1 试验件

本次试验选取我国某型飞机典型机翼盒段结构做参考,根据实际结构尺寸,通过简化缩比设计试验件,其基本结构示意图如图1所示,试验件分类清单如表1所示,试验件实物如图2所示。所有试验件结构形式相同,采用双排4钉对接双剪式连接,试验件基板(中间层)材料为2024-T351铝合金,两侧带板材料为7050-T7451铝合金,并按照现行生产工艺,在板之间涂抹密封胶。

试验件所用螺栓选取直径为 $\phi 6$ 和 $\phi 8$ 的高锁螺栓,每类试验件均采用两种装配工艺进行螺栓连接:

(1)按现行工厂装配工艺要求执行,简称为一次拧

表1 试验件分类清单

Table 1 Classification list of test articles

试验件组别	螺栓类型	试验件总件数
1-1	$\phi 6$ 高锁	12
1-2	$\phi 6$ 高锁	12
2-1	$\phi 8$ 高锁	12
2-2	$\phi 8$ 高锁	12

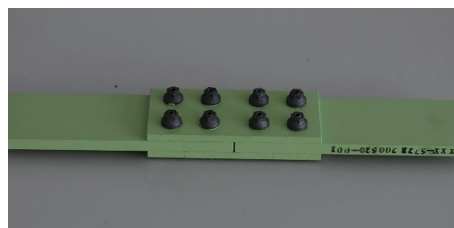


图2 试件实物图

Fig.2 Physical diagram of test articles

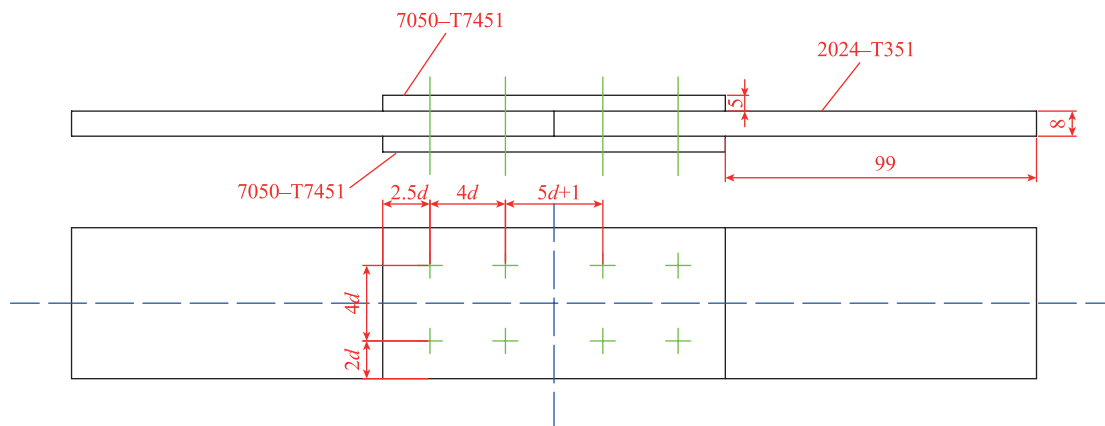


图1 试验件结构示意图

Fig.1 Structural representation of test part

紧工艺。

(2)先按现行工厂装配工艺要求完成初步装配(一次拧紧),在室内放置 6h 后,再按照规定拧紧力矩要求拧紧螺栓(二次定力)。

试验件具体装配工艺如表 2 所示。

1.2 疲劳试验载荷

疲劳试验采用等幅正弦谱进行,应力比 $R=0.06$,试验加载频率 $f=6\text{Hz}$,在 MTS 疲劳试验机上进行疲劳试验,试验温度为室温。两组试验件疲劳试验载荷谱分别如表 3 所示。

1.3 试验结果与讨论

试验件按照试验载荷谱进行连续疲劳试验,直至试验件发生疲劳断裂或疲劳循环次数超过预定范围时停止试验。试验件主要破坏形式为中间基板在靠近外侧螺栓孔位置处发生疲劳断裂,各组试验疲劳循环次数如表 4 所示。

试验件疲劳断裂形式如图 3 所示,中间基板在靠近外侧螺栓孔位置处产生裂纹,裂纹扩展方向与拉伸方向垂直。利用 VHX-600K 三维数码显微镜来观察疲劳断口,进一步对疲劳断口进行分析,以 1-1 组试验件为例,如图 4 所示,可以看出,钉孔两侧都有裂纹萌生,随着加载次数的增多,裂纹开始扩展,裂纹扩展区沿裂纹源呈

表3 高锁螺栓试验件疲劳试验载荷谱

Table 3 Load spectrum of high locked bolts fatigue test

试验名称	载荷 /kN		加载频率 /Hz
	P_{\max}	P_{\min}	
$\phi 6$ 典型连接	58	3.48	6
$\phi 8$ 典型连接	89	5.34	6

表4 疲劳试验结果

Table 4 Fatigue test results

组别	疲劳寿命(循环次数)
1-1	152470;85020;100301;95040;29500;180070; 62692;81000;85106;141589;115763;60144
1-2	133289;123946;211911;150500;120461;178503; 142230;226034;130527
2-1	93432;98600;107535;60119;132743;52652; 169556;96076;81767;52784
2-2	150300;186541;192280;305852;183589;149605; 464182;702764

表2 试验件装配工艺

Table 2 Assembly process of test parts

试验件组别	装配工艺	一次拧紧拧紧力矩 / (N·m)	二次定力拧紧力矩 / (N·m)
1-1	一次拧紧	7~14	—
1-2	一次拧紧 加二次定力	7~14	8
2-1	一次拧紧	17~28	—
2-2	一次拧紧 加二次定力	17~28	28

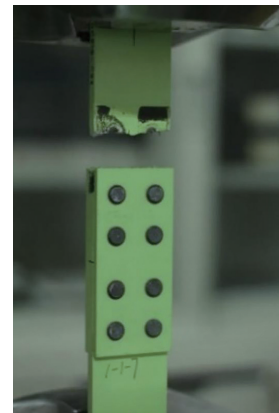


图3 试验件疲劳断裂图

Fig.3 Fatigue fracture diagram of test part

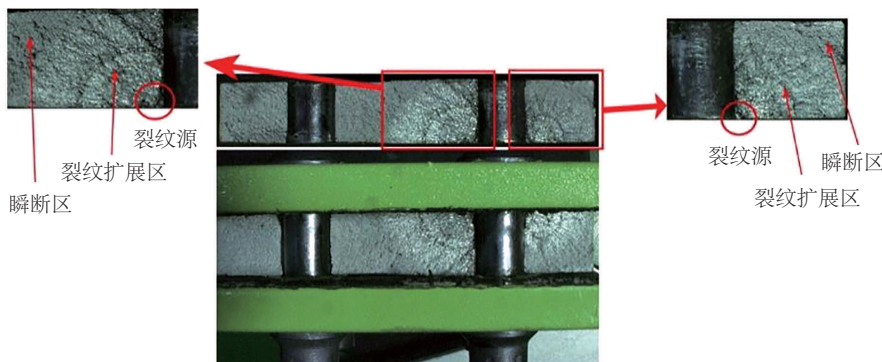


图4 试验件疲劳断口图

Fig.4 Fatigue fracture surfaces of test part

放射状展开,当裂纹达到一定长度后,试件发生瞬间断裂,出现瞬断区,其中裂纹萌生于靠近螺栓钉头一侧孔边。这可能是由于螺母和钉头的刚度差异造成的,钉头一侧刚度大,螺母一侧刚度小,造成结构沿厚度方向受力分布并不对称,从而使裂纹从承载更高的钉头一侧萌生。

根据所得各组试验数据,对比分析各组试验件疲劳寿命,比较两种高锁螺栓不同装配工艺对连接件疲劳性能的影响。

首先选取 $\phi 6$ 高锁一次拧紧装配工艺的试件(1-1组)与 $\phi 6$ 高锁施加二次定力的试件(1-2组)进行对比分析。对试验件疲劳寿命取对数如表5所示,分别计算两组数据的均值 \bar{x} 、方差 s^2 和自由度 n ,对两组数据进行 F 检验,可得到:

$$F = \frac{s_2^2}{s_1^2} = 4 \quad (1)$$

选取 $\alpha=0.05$, 查询 F 分布表可得 $F_{0.025}(12, 8) = 3.07$, 显然 $F > F_\alpha$, 由此可得: 对于 $\phi 6$ 高锁螺栓, 对试验件施加二次定力后, 其疲劳性能均匀性更好; 再进行 t' 检验, 计算得到 t' 和自由度 ν 如下:

$$t' = \frac{\bar{x}_1 - \bar{x}_2}{\sqrt{\frac{s_1^2}{n_1} + \frac{s_2^2}{n_2}}} = -3.4511 \quad (2)$$

$$\nu = \frac{(\frac{s_1^2}{n_1} + \frac{s_2^2}{n_2})^2}{\frac{1}{n_1 - 1} (\frac{s_1^2}{n_1})^2 + \frac{1}{n_2 - 1} (\frac{s_2^2}{n_2})^2} = 16.97 \quad (3)$$

表5 对数疲劳寿命

Table 5 Logarithm of fatigue life

编号	1-1组	1-2组
	$x_{1i} = \lg N_{1i}$	$x_{2i} = \lg N_{2i}$
1	5.1832	5.1248
2	4.9295	5.0932
3	5.0013	5.3262
4	4.9779	5.1775
5	4.4698	5.0808
6	5.2554	5.2516
7	4.7972	5.1530
8	4.9085	5.3542
9	4.9300	5.1157
10	5.1510	—
11	5.0636	—
12	4.7792	—
\bar{x}_1	4.9539	5.1863

应选取自由度为 16, $\alpha=0.05$, 查询 t 分布表得 $t_{0.05}=2.12$, 故 $|t'| > t_\alpha$ 。由此可知, 对于 $\phi 6$ 高锁螺栓, 两种装配工艺的试验件疲劳寿命差异显著。又因 $\bar{x}_2 > \bar{x}_1$, 可知对试验件施加二次定力后, 其中值疲劳寿命高于只采取一次拧紧装配工艺的试验件。

再选取 $\phi 8$ 高锁一次拧紧装配工艺的试件(2-1组)与 $\phi 8$ 高锁施加二次定力的试件(2-2组), 利用成组对比分析法对数据进行分析, 数据处理步骤同上, 可得二者疲劳性能的均匀性有差异, 且施加二次定力的试件中值疲劳寿命要高于一次拧紧装配工艺的试件。再利用区间估计式比较二者的寿命差异。

$$\bar{x}_{a-b} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_{ai} - x_{bi}) = 0.4172 \quad (4)$$

$$s_{a-b} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n ((x_{ai} - x_{bi}) - \bar{x}_{a-b})^2}{n-1}} = 0.2544 \quad (5)$$

$$t = \frac{\bar{x}_{a-b}}{s_{a-b}} \sqrt{n} = 4.6401 \quad (6)$$

选取置信度 $\gamma=0.95$, 查询 t 分布表, 则可得 $t_\gamma=2.365$, 在 95% 置信度下区间估计如式(7)所示。

$$\begin{aligned} \bar{x}_{a-b} - t_\gamma \frac{s_{a-b}}{\sqrt{n}} &< \lg \frac{[N_{50}]_a}{[N_{50}]_b} \\ &< \bar{x}_{a-b} + t_\gamma \frac{s_{a-b}}{\sqrt{n}} \end{aligned} \quad (7)$$

对式(7)各项取反对数得:

$$1.60 < \frac{[N_{50}^*]_2}{[N_{50}^*]_1} < 4.26 \quad (8)$$

得出对于 $\phi 8$ 高锁螺栓, 在 95% 的置信度下, 施加二次定力的试验件中值疲劳寿命是一次拧紧试验件的 1.60~4.26 倍。

由此看出, 对高锁螺栓施加二次定力, 确保拧紧力矩达到预期值, 可以有效提高连接结构的疲劳性能。而连接结构的疲劳性能同时还受到诸多因素的影响。因此, 为研究不同因素对结构疲劳性能的影响, 下面将通过有限元法深入分析螺栓拧紧力矩、板间摩擦系数、螺栓材料弹性模量 3 种参数对国产某型飞机机翼翼盒连接结构疲劳性能的影响。

2 有限元分析

选取直径为 6mm 的高锁螺栓试验件为研究对象, 利用 ABAQUS 软件进行有限元分析。连接结构材料共有 3 种, 其中基板材料为 2024-T351 铝合金, 带板材料为 7050-T7451 铝合金, 螺栓材料为钛合金。2024-T351 铝合金弹性模量 $E=68\text{GPa}$, 泊松比 $\nu=0.33$; 7050-T7451 铝合金弹性模量 $E=71\text{GPa}$, 泊松比 $\nu=0.33$; 钛合金弹性

模量 $E=113.8\text{GPa}$,泊松比 $\nu=0.33$ 。

定义带板与螺栓头,带板与螺母之间切向摩擦系数设置为 0.2,法向接触设置为硬接触;螺栓杆与螺栓孔壁之间切向设置为光滑无摩擦,法向接触采用增广拉格朗日算法^[9];带板和基板之间的切向摩擦系数设置为 1.6,法向设置为硬接触。通过施加螺栓预紧力来模拟螺栓拧紧力矩,螺栓预紧力与螺栓拧紧力矩的关系可用式(9)^[10]求解,式中 Q_p 为螺栓预紧力, T 为螺栓拧紧力矩, d 为螺栓直径。对 1-2 组试验件螺栓预紧力,拧紧力矩为 $8\text{N}\cdot\text{m}$,预紧为 4.4kN 。试件一端完全固定,另一端施加位移载荷。网格选取六面体结构化网格,采用 C3D8R 单元,螺栓及整体结构网格如图 5 所示。

$$Q_p = \frac{T}{0.3d} = 4 \quad (9)$$

对 1-2 组试验件进行静力拉伸试验,采用应变电测法记录试验所得应变数据,试验件贴片图及静力试验如图 6 所示。选取载荷为 60kN 时有限元计算得到的应变与试验采集到的应变进行对比,如表 6 所示。有限元与试验相比,最大误差仅为 -6.8% ,表明了有限元模型的有效性。

试验表明,机翼翼盒连接结构在承受交变载荷时,试验件主要在中间基板靠近外侧螺栓孔位置处发生疲劳断裂,孔边位置应力集中是试验件发生疲劳断裂的直接原因。以施加二次定力的 $\phi 6$ 高锁螺栓试验件作为研究对象,基于 $L_{16}(4^5)$ 型正交表,选取螺栓拧紧力矩(因素 1)、板间摩擦系数(因素 2)、螺栓材料弹性模量(因素 3)为设计参数,并利用有限元仿真计算进行正交试验,研究 3 种因素在不同水平下(表 7)对连接结构孔边应力集中系数的影响,评估各个因素作用的显著水平。

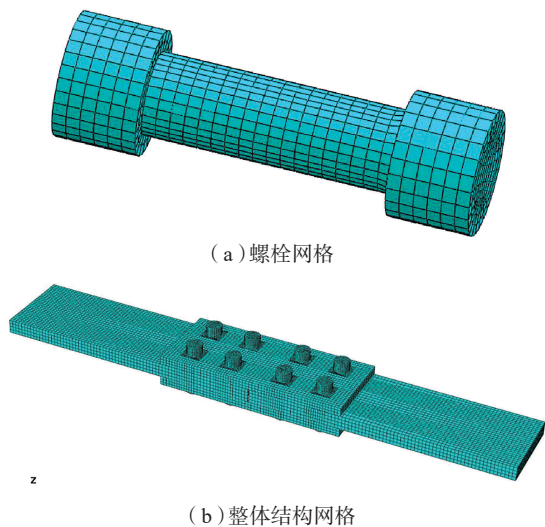


图5 螺栓及整体结构网格

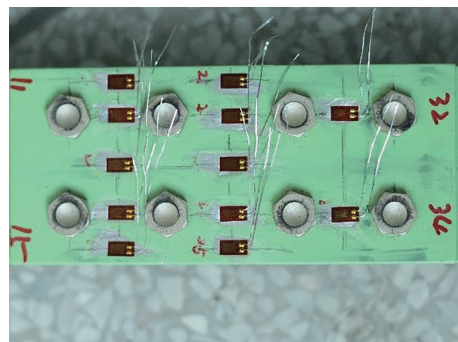
Fig.5 Bolt and integral structure grid

有限元模型中上述 3 种参数按照正交试验表组合安排设置,其余参数设置一致,加载形式为单轴拉伸,载荷大小为 58kN 。根据有限元结果,取基板毛面积计算基板的名义应力,并由式(10)计算危险点应力集中系数,结果如表 8 所示。

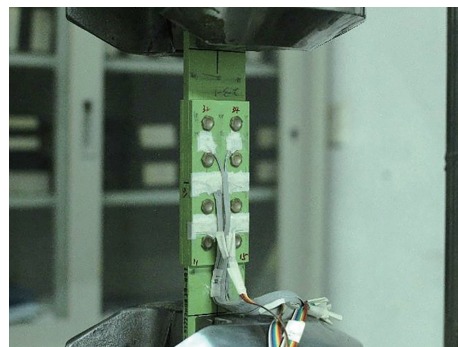
$$K_t = \frac{S_{\max}}{S_n} \quad (10)$$

式中, S_{\max} 为局部最大主应力; S_n 为截面名义应力。

首先采用极差分析法对试验数据进行处理。定义 K_{jm} 为第 j 列因素 m 水平所对应的试验指标, k_{jm} 为 K_{jm}



(a) 试验件贴片图



(b) 试验件加载方式

图6 试验件贴片图及静力试验

Fig.6 Test patch and static test

表6 有限元与试验应变对比

Table 6 Comparison of strain results between finite element and static test

应变片编号	试验应变	有限元应变	误差 /%	应变片编号	试验应变	有限元应变	误差 /%
11	808	829	2.6	21	1582	1575	0.4
12	689	649	-5.8	22	1671	1671	0
13	924	920	-0.4	23	1755	1737	-1
14	697	649	-6.8	24	1697	1671	-1.5
15	821	828	0.8	25	1579	1575	-0.2
32	657	650	-1	—	—	—	—
34	679	649	-4.4	—	—	—	—

的平均值,定义 R_j 为第 j 列的极差。根据表 8 仿真结果,计算得到其极差分析表如表 9 所示。将表 9 中空列看作误差列,则根据结果可以看出: $R_1 > R_2 > R_3 > R_{e1} > R_{e2}$,即 3 种因素对应力集中系数的影响程度由高到低依次排序为:螺栓拧紧力矩 > 板间摩擦系数 > 螺栓弹性模量。

极差分析步骤简单,工作量小,但无法区分各因素水平对应的试验结果的差异是由因素水平不同引起还是由试验误差引起。为此,采用方差分析对试验结果进行计算分析以弥补极差分析的不足,并通过 F 检验来判断不同因素对试验指标影响的显著性。根据试验结果建立正交试验方差分析表,如表 10 所示。取显著度 $\alpha=0.005$,查询 F 分布表 $F_\alpha(3,7)=10.88$ 。由表 10 中数据可以看出螺栓拧紧力矩、板间摩擦系数和螺栓材料弹

性模量对基板孔边应力集中系数均有影响,其中螺栓拧紧力矩的影响最为显著。

总体上,对螺栓施加一次拧紧装配工艺后,胶体流动和固化后产生的体积收缩会导致螺栓拧紧不到位,使拧紧力矩小于预期值,且拧紧力矩的分散度较大,从而使连接结构的疲劳性能表现不理想;而在胶体固化后再进行适宜的二次定力,不但使螺栓拧紧力矩满足预期要求,而且拧紧力矩的分散度更小,从而有效改善了连接结构的疲劳性能。

3 结论

(1) 以我国某型飞机机翼翼盒连接结构为基础设计试验件,进行疲劳试验。研究表明,对高锁螺栓施加二次定力能够有效改善连接结构的疲劳性能。对于采用 $\phi 6$ 高锁螺栓的连接结构,对螺栓施加二次拧紧力矩能改善疲劳寿命分布均匀性,并能大幅提高中值疲劳寿命;对于采用 $\phi 8$ 高锁螺栓的连接结构,二次定力能显著提高中值疲劳寿命。

(2) 建立机翼翼盒段典型连接结构的三维有限元模型,基于正交试验法研究了螺栓拧紧力矩、板间摩擦系数、螺栓材料弹性模量对基板孔边应力集中系数的影响。结果表明:3 种因素对孔边应力集中系数均有影响,

表7 因素及水平编号

Table 7 Design of factors and levels

因素水平编号	螺栓拧紧力矩 / (N·m)	板间摩擦系数	螺栓材料弹性模量 /GPa
1	0	0.3	70
2	7	0.6	140
3	14	0.9	210
4	21	1.2	280

表8 应力集中系数计算结果

Table 8 Computing results of stress concentration factor

试验编号	因素 1	因素 2	因素 3	空列	空列	S_{max}	K_t
1	1	1	1	1	1	445.7	2.952
2	1	2	2	2	2	445.5	2.950
3	1	3	3	3	3	445.7	2.952
4	1	4	4	4	4	445.9	2.953
5	2	1	2	3	4	442.3	2.929
6	2	2	1	4	3	441.9	2.926
7	2	3	4	1	2	441.9	2.926
8	2	4	3	2	1	440.1	2.915
9	3	1	3	4	2	425.9	2.821
10	3	2	4	3	1	416.2	2.756
11	3	3	1	2	4	368.9	2.443
12	3	4	2	1	3	328.4	2.175
13	4	1	4	2	3	403.4	2.672
14	4	2	3	1	4	358.5	2.374
15	4	3	2	4	1	300.2	1.988
16	4	4	1	3	2	291.3	1.929

表9 极差分析

Table 9 Range analysis of stress concentration factor

计算指标	第 1 列	第 2 列	第 3 列	空列 1	空列 2
K_{1j}	11.807	11.373	10.250	10.427	10.611
K_{2j}	11.697	11.007	10.042	10.979	10.626
K_{3j}	10.194	10.309	11.061	10.566	10.725
K_{4j}	8.963	9.972	11.307	10.688	10.699
k_{1j}	2.952	2.843	2.563	2.607	2.653
k_{2j}	2.924	2.752	2.511	2.745	2.657
k_{3j}	2.549	2.577	2.765	2.642	2.681
k_{4j}	2.241	2.493	2.827	2.672	2.675
R_j	0.711	0.350	0.316	0.138	0.028

表10 正交试验结果方差分析

Table 10 Variance analysis of orthogonal test result

变量	偏差平方和	自由度	平均偏差平方和	F 比
螺栓拧紧力矩	1.371	3	0.457	73.182
板间摩擦系数	0.306	3	0.102	16.350
螺栓材料弹性模量	0.282	3	0.0941	15.059
误差	0.0437	7	0.00624	—

且影响程度由高到低依次为: 螺栓拧紧力矩 > 板间摩擦系数 > 螺栓材料弹性模量, 其中螺栓拧紧力矩的影响最为显著, 表明对高锁螺栓施加一次拧紧工艺, 待胶体固化后再施加适当的二次定力以保证螺栓拧紧力矩达到预期值, 是提高机翼盒段典型连接结构疲劳性能的一种有效手段。因此, 针对胶-螺混合型连接结构, 建议在按照现行装配工艺完成初步装配后, 再根据规定拧紧力矩要求施加二次定力, 以提高连接结构的疲劳性能。

参考文献

[1] 张成成, 姚卫星, 叶彬. 连接件疲劳寿命分析的等效SSF法[J]. 航空学报, 2009, 30(2): 271-275.
 ZHANG Chengcheng, YAO Weixing, YE Bin. Equivalent stress severity factor approach for fatigue of multi-fastener plate[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(2): 271-275.

[2] 何宇廷, 富贵华, 吴显吉, 等. 载荷偏心对连接件疲劳性能的影响分析[J]. 应用力学学报, 2002, 19(2): 125-128.
 HE Yuting, FU Guihua, WU Xianji, et al. Effect of eccentric load on fatigue behavior of riveted structure[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2002, 19(2): 125-128.

[3] 曹增强, 王武, 杨军. 干涉对复合材料机械连接强度的影响[J]. 航空制造技术, 2012, 57(12): 62-64.
 CAO Zengqiang, WANG Wu, YANG Jun, et al. Effect of interference-fit on failure of composites bolted joint[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 57(12): 62-64.

[4] 舒文军, 何宇廷, 刘仁宇, 等. 板间摩擦对航空连接件疲劳性能的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(3): 347-350.
 SHU Wenjun, HE Yuting, LIU Renyu, et al. Friction effects between plates on fatigue performance of aircraft joints[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(3): 347-350.

[5] 魏冉, 刘龙权, 汪海. 复合材料-钛合金多钉连接结构疲劳试验研究[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(12): 1997-2002.
 WEI Ran, LIU Longquan, WANG Hai. Experimental study of the fatigue performance in multi fastener composite-to-titanium single lap joints[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(12): 1997-2002.

[6] HARTSMITH L J. Bonded-bolted composite joints[J]. Journal of Aircraft, 2012, 22(11): 993-1000.

[7] HARTSMITH L J. Design methodology for bonded-bolted composite joints: Technical report AFWAL-TR-81-3154[R]. Wright-Patterson Air Forcebase, Ohio: Flight Dynamics Laboratory /Air Force Wright Aeronautical Laboratories/Air Force Systems Command, 1981.

[8] 孟毛毛, 赵美英, 弥晓亮, 等. 胶-螺混合连接结构强度分析及影响因素研究[J]. 航空工程进展, 2013, 4(2): 186-192.
 MENG Maomao, ZHAO Meiyang, MI Xiaoliang, et al. Analysis of the bonded-bolted hybrid composite joints' strength and influences[J]. Progress in Aeronautical Engineering, 2013, 4(2): 186-192.

[9] KISHI N, AHMED A, YABUKI N, et al. Non-linear finite element analysis of top- and seat-angle with double web-angle

connections[J]. Structural Engineering & Mechanics, 2001, 12(2): 201-214.
 [10] 刘兴科, 李亚智, 刘向东, 等. 金属和复合材料多钉连接钉载分配研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 193-196.
 LIU Xingke, LI Yazhi, LIU Xiangdong, et al. Study on load distribution of multiple-bolted metal to composites joints[J]. Progress in Aeronautical Engineering, 2011, 2(2): 193-196.

通讯作者: 刘马宝, 博士, 教授, 研究方向为飞行器健康管理, E-mail: mliu@xjtu.edu.cn。

(责编 铃兰)

(上接第89页)

Automation. New York, 1995.
 [6] 谭福生, 葛景国. 力控制技术在机器人打磨中的应用及系统实现[J]. 上海电气技术, 2008, 1(2): 35-48.
 TAN Fusheng, GE Jingguo. Application and system realization of force control technology in robot grinding[J]. Shanghai Electric Technology, 2008, 1(2): 35-48.

[7] 李正义. 机器人与环境间力/位置控制技术研究与应[D]. 武汉: 华中科技大学, 2011.
 LI Zhengyi. Research and application of robot force position control methods for robot environment interaction[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2011.

[8] LU X, LIU J T, YU K Y, et al. Pose measurement using quaternion and Kalman filter[J]. High Technology Letters. 2014, 2(4): 131-139.
 [9] 罗家洪, 杨会成, 曹会彬, 等. 六维力传感器静态条件下的信号噪声处理[J]. 计算机仿真, 2018, 35(1): 378-381.
 LUO Jiahu, YANG Huicheng, CAO Huibin, et al. Signal noise processing of six-dimensional force sensor under static condition[J]. Computer Simulation, 2018, 35(1): 378-381.

[10] 柳洪义, 王磊, 王菲, 等. 基于智能预测的力/位混合控制方法[J]. 东北大学学报(自然科学版), 2006, 27(12): 1365-1368.
 LIU Hongyi, WANG Lei, WANG Fei, et al. Hybrid position/force control based on intelligent prediction[J]. Journal of Northeastern University (Natural Science), 2006, 27(12): 1365-1368.

[11] YAO Y, HUANG Q J, PENG Y, et al. Hybrid position, posture, force and moment control with impedance characteristics for robot manipulators[C]//2011 IEEE International Conference Mechatronics and Automation. New York: IEEE, 2012.
 [12] 张庆伟, 韩利利, 徐方, 等. 基于打磨机器人的力/位混合控制策略研究[J]. 化工自动化及仪表, 2012, 39(7): 884-887.
 ZHANG Qingwei, HAN Lili, XU Fang, et al. Research on hybrid position /force control for grinding robots[J]. Control and Instruments in Chemical Industry, 2012, 39(7): 884-887.

通讯作者: 田威, 博士, 教授, 研究方向为飞机智能装配技术与装备, E-mail: tw_nj@nuaa.edu.cn。

(责编 铃兰)