

引文格式: 赵庆云, 孙昂, 黄宏, 等. 内锥衬套高锁螺栓性能及接头疲劳寿命研究[J]. 航空制造技术, 2023, 66(16): 104-110, 123.

ZHAO Qingyun, SUN Ang, HUANG Hong, et al. Research on properties and joint fatigue life of sleeve taper-hi-bolt[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(16): 104-110, 123.

## 内锥衬套高锁螺栓性能及接头疲劳寿命研究

赵庆云<sup>1</sup>, 孙昂<sup>2</sup>, 黄宏<sup>1</sup>, 程思锐<sup>1</sup>, 张艳<sup>2</sup>

(1. 中国航空制造技术研究院, 北京 100024;

2. 航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

[摘要] 针对研制的内锥衬套高锁螺栓进行性能试验, 开展复合材料/金属双搭多钉连接接头静力和疲劳试验及接头失效分析。结果表明, 研制的内锥衬套高锁螺栓抗拉、双剪、疲劳及冶金性能合格, 拉伸断口显微特征为韧窝。复材/铝合金多排钉连接接头间隙配合钉载比例差为 41%, 干涉配合钉载分配比例差为 34.7% (1.0% 的相对干涉量下); 复材/钛合金接头间隙配合钉载分配比例差为 43.3%, 干涉配合钉载分配比例差为 37.7% (1.0% 的相对干涉量下), 干涉配合可以提高钉载分配的均匀性。复材/铝合金接头干涉配合的疲劳寿命约为间隙配合的 1.7 倍, 复材/钛合金接头干涉配合的疲劳寿命约为间隙配合的 3.4 倍。间隙配合连接的断裂试样主裂纹萌生于孔壁和试件表面, 干涉对孔壁有强化作用, 其主裂纹萌生于试件表面孔角和孔壁。7050 铝合金呈现解理和韧窝的混合特征, TA15 显微显示为准解理断裂, 存在少量等轴韧窝和河流花样。

关键词: 衬套; 复合材料; 螺栓连接; 失效分析; 干涉配合; 钉载分配; 疲劳寿命; 断口

### Research on Properties and Joint Fatigue Life of Sleeve Taper-Hi-Bolt

ZHAO Qingyun<sup>1</sup>, SUN Ang<sup>2</sup>, HUANG Hong<sup>1</sup>, CHENG Sirui<sup>1</sup>, ZHANG Yan<sup>2</sup>

(1. AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China;

2. AVIC Shenyang Aircraft Design Research Insititute, Shenyang 110035, China)

[ABSTRACT] Sleeve taper-hi-bolts' performance, double lap joints' static strength and fatigue test were carried out, and failed joints were analyzed. The results show that sleeve taper-hi-bolts' tensile, double shear and fatigue performance are qualified, and tensile fracture surface shows characteristics of dimple. Proportional difference of the pin load distributions for clearance fit is 41% for composite laminates with aluminum plates, while 34.7% for 1.0% interference joints. For composite laminates with titanium plates, proportional difference of the pin load distributions for clearance fit is 43.3%, while 37.7% for 1.0% interference joints. The fatigue life of interference fit composite laminates with aluminum plates is 1.7 times that of clearance fit, while 3.4 times for composite laminates with titanium plates. The main crack of interference fit joints originates from the angle of the hole, and that of clearance fit joints originates from the hole wall. Fracture analysis shows that 7050 exhibits mixed-rupture characteristics of quasi-cleavage and dimples, while TA15 exhibits quasi-cleavage characteristics with equiaxed dimple and river pattern.

Keywords: Sleeve; Composites; Bolt connection; Failure analysis; Interference fit; Pin load distribution; Fatigue life; Fracture

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2023.16.104

飞机性能的提高要求其具有更高的气动性和整体性, 结构整体成形虽具有减少零件和紧固数量、减轻结构重量、降低制造成本的优点, 但整体成形对制造工艺

要求高, 如果整体结构制造不当造成报废, 必然极大地增加制造成本。目前而言, 结构间的连接问题无法避免。机械连接 (螺接、铆接等) 仍是现代飞机装配的主要连

接形式,相比于其他连接方式,机械连接具有安全、可靠、便于拆卸、可传递大载荷等突出优点<sup>[1-3]</sup>。因此,新型材料如钛合金、复合材料等结构,尤其是主承力构件仍主要采用机械连接<sup>[4]</sup>。另一方面,机械连接及其操作修复均要求在结构中制孔,机械孔造成了结构的不连续性,在外载作用下,孔边局部的应力集中对结构的疲劳寿命极为不利<sup>[5-7]</sup>。研究表明,飞机疲劳事故中,有70%以上的疲劳裂纹起始于连接部位,50%~90%的飞机疲劳源于紧固孔的疲劳破坏。复合材料和钛合金等新材料在飞机结构中的应用比重不断增加,其连接效率、结构连接强度等问题也越来越突出<sup>[8-10]</sup>。因此,在疲劳性能薄弱的机械连接部位进行强化处理,对实现飞机长寿命连接具有非常重要的现实意义。

干涉配合能减轻结构重量并显著增进结构寿命和密封性,已成为先进飞机制造中最有效的强化工艺方法之一<sup>[11-15]</sup>。国内外先进飞机制造中大量采用干涉配合紧固件,如普通螺栓和高锁螺栓的干涉配合连接。普通钛干涉螺栓压入安装时容易引起复合材料层间分层而导致孔的承载能力降低,目前国际上通用做法是采用衬套紧固件来解决这一问题。国外于20世纪80年代开发了薄壁衬套的紧固件,如干涉单面螺纹抽钉、干涉环槽钉等,并在飞机上得到了应用。我国“十一五”以来针对干涉单面螺纹抽钉、干涉环槽钉等薄壁衬套紧固件开展了大量研究工作,但由于这两种紧固件组件较多,制造工艺复杂,工程一致性难以突破。内锥衬套高锁螺栓可解决目前存在的复合材料连接结构雷击防护可靠性差、结构强度和疲劳寿命低等问题,此结构由一个光杆带锥的高锁螺栓和内壁带锥的衬套组成。与多组件的干涉单面螺纹抽钉和干涉环槽钉相比,其可靠性更高。与不带衬套的锥形螺栓相比,不需要制锥形孔,安装工具及工艺简单,解决了薄壁直杆衬套螺栓安装容易被拉长的问題。本文针对中国航空制造技术研究院自研内锥衬套高锁螺栓,进行紧固件性能和接头疲劳寿命及失效分析,以期设计部门选用内锥衬套高锁螺栓提供依据。

## 1 试验及方法

### 1.1 材料及方法

如图1所示,内锥衬套高锁螺栓由锥形高锁螺栓和衬套两个零件构成,其中高锁螺栓材料为Ti-6Al-4V钛合金,光杆带有锥度,尾部驱动槽为五瓣花形;衬套材料为1Cr18Ni9Ti不锈钢,内壁带有锥度,外壁为直壁。沉头锥形高锁螺栓和衬套的锥度为2°,二者精确配合,实现安装。高锁螺栓光杆与螺纹采用圆弧过渡,螺纹收尾为1.5P。锥形高锁螺栓表面涂覆铝涂层及十六醇润滑,头下部分区域不涂覆涂层。

国产CCF300/QY9511预浸料制造层压板,采用自动铺带工艺铺叠,铺层顺序[45/-45/0/90/0/45/0/-45/45/0/-45/90/-45/45/90/-45/90/0/45/0]<sub>s</sub>,共40层,铺层比例30/50/20,固化后单层厚度(0.125±0.010)mm,试验件总厚度5mm±5%δ(其中δ为试验件理论厚度)。

试验件采用双搭接结构,孔边距( $e/D$ )和端距( $W/2D$ )均为1.925。通过6个内锥衬套高锁螺栓将4个试验板连接在一起组成对称布局的双塔接剪切接头,试验件尺寸如图2所示。

静力试验按图2中贴应变片捕捉钉孔附近应变的变化趋势,采取恒定带率加载控制,加载速率1mm/min。每根试样在正式试验前需进行3次预拉伸试验,对应变片稳定性进行测试,使每次测量的应变片差值偏差小于5%,加载至预计破坏载荷的30%后卸载。试验过程中实时记录试件的应变、载荷和位移数据,每根试件拉伸过程中保证测试500个以上的采样点。

轴向加载疲劳试验在MTS 810疲劳试验机上进行,室温环境,应力比 $R=0.1$ 、频率 $f=5$ Hz。A组首件以静

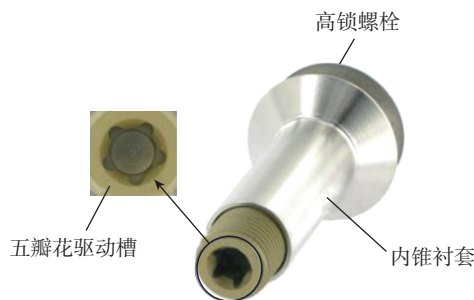
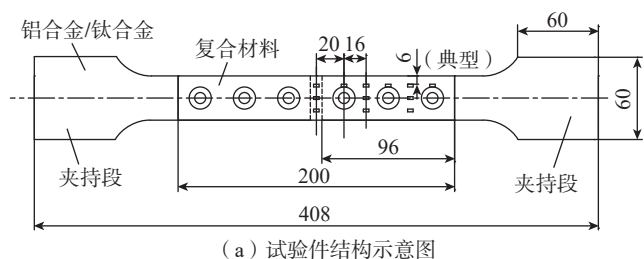
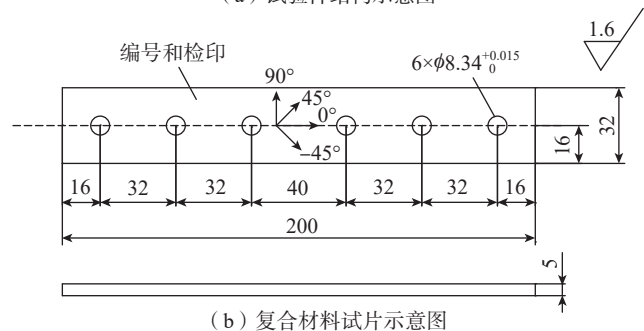


图1 内锥衬套高锁螺栓  
Fig.1 Sleeve taper-hi-bolt



(a) 试验件结构示意图



(b) 复合材料试片示意图

图2 内锥衬套高锁螺栓干涉连接试验件示意图(mm)  
Fig.2 Size schematic diagram of sleeve taper-hi-bolts interference fit joint (mm)

力试验破坏载荷平均值 35% 进行加载,其余以静力试验破坏载荷平均值 47% 进行加载; B 组以静力试验破坏载荷平均值 47% 加载; C 组首件以静力试验破坏载荷平均值 60% 加载,其余以静力试验破坏载荷平均值 70% 加载。

用线切割机对疲劳试验后的断口试样进行切割(保留断口形貌)以方便在电镜下观察,然后将断口放置在丙酮溶液中,放入超声波清洗槽中进行清洗,最后用扫描电子显微镜进行观察。

### 1.2 紧固件研制

衬套头部毛坯在温锻机上锻锻成形,初步机加工去除飞边后,数控磨削外部型面。在双程式复合加工中心上采用钻、铰或镗等方法,完成内锥孔和头部内型面成形。图 3 为加工完成的带内锥的衬套。

锥形高锁螺栓与普通螺栓的不同之处在于光杆带有锥度,尾部驱动槽为五瓣花形,局部涂覆涂层。光杆的锥度在数控磨床上采用全型面磨削方法成形。尾部驱动槽在专用冲床上冲制,利用专用工装将螺栓固定在冲床上,五瓣花形槽尺寸由冲头保证,调整工装保证冲槽深度满足设计要求。图 4 为冲制的五瓣花形槽。

为了实现导电,锥形高锁螺栓的头部及部分光杆表面不涂覆涂层,其他部位涂覆涂层,如图 5 所示。由于光杆部分有明显的涂不涂区域长度区间,因此需要选用合适的方式遮盖,一方面使需涂覆区域达到涂覆要求;另一方面保证涂层外观合格,涂层厚度满足 5~13 μm 要求。图 6 为研制的内锥衬套高锁螺栓。

### 1.3 接头试验件

模拟某型机中央翼下翼面和外翼根部等连接区,采

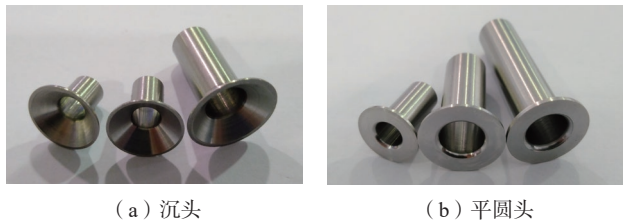


图 3 带内锥的衬套  
Fig.3 Sleeve with internal cone



图 4 冲制的五瓣花形槽  
Fig.4 Punched five-petal flower groove

用复合材料蒙皮+金属骨架(7050 铝合金或 TA15 钛合金)结构,一般采用 100° 沉头螺栓进行连接。试验件规划如表 1 所示。

参考国内外复合材料干涉连接研究经验,设计相对干涉量在 0.5%~1.5% 之间时疲劳寿命增益效果较好。A1 和 B1 组试验件紧固件与钉孔之间为间隙配合 H7f9,经检测单个钉孔实际相对干涉量的范围为 1.0%~1.1%。安装的接头试片如图 7 所示。

## 2 结果与讨论

### 2.1 内锥衬套高锁螺栓性能试验

依照标准 GJB 715.23A—2008《紧固件试验方法 拉

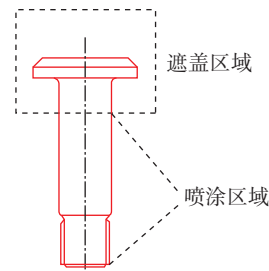


图 5 局部涂覆示意图  
Fig.5 Schematic diagram of local coating



图 6 研制的内锥衬套高锁螺栓  
Fig.6 Developed sleeve taper-hi-bolt

表 1 试验件规划  
Table 1 Test specimen plan

组别	试验件及试验项目	数量/件
A1 组	7050 与 CCF300 间隙配合, 静力试验	3
	7050 与 CCF300 间隙配合, 疲劳试验	10
A2 组	7050 与 CCF300 干涉配合, 静力试验	3
	7050 与 CCF300 干涉配合, 疲劳试验	7
B1 组	TA15 与 CCF300 间隙配合, 静力试验	3
	TA15 与 CCF300 间隙配合, 疲劳试验	10
B2 组	TA15 与 CCF300 干涉配合, 静力试验	3
	TA15 与 CCF300 干涉配合, 疲劳试验	7

伸强度》、GJB 715.26A—2015《紧固件试验方法 双剪》和 GJB 715.30A—2002《紧固件试验方法 抗拉疲劳》对研制的内锥衬套高锁螺栓进行机械性能检测,抗拉性能、剪切性能结果如图 8 所示,-6 规格剪切强度要求  $\geq 33.11$  kN,实测均值  $> 40.34$ ,富余量  $> 20\%$ ;-8 规格剪切强度要求  $\geq 56.37$  kN,实测均值  $> 71.97$  kN,富余量  $> 20.86\%$ 。-6 规格拉伸强度要求  $\geq 13.47$  kN,实测均值  $> 16.28$  kN,富余量  $> 20\%$ ;-8 规格拉伸强度要求  $\geq 24.52$  kN,实测均值  $> 29.38$  kN,富余量  $> 19.82\%$ 。疲劳加载按照 -6 规格高载 4.715 kN、低载 0.4715 kN;-8 规格高载 8.582 kN、低载 0.8582 kN。疲劳试验结果显示试件单件疲劳寿命高于 60000 次,全部合格(标准规定:疲劳寿命的平均值不低于 30000 次,单件疲劳寿命不能低于 15000 次,单件疲劳寿命高于 60000 次按 60000 次计算)。锥形高锁螺栓氢含量检测结果显示全部试件未超过 0.0125% (质量分数),检测合格。显微组织检测结果显示内锥衬套和锥形高锁螺栓头部金属流线连续,未见裂纹、过热、污染、空洞、偏析或晶内碳化物沉淀。

## 2.2 锥形高锁螺栓失效分析

锥形高锁螺栓的原材料为 Ti-6Al-4V,热处理工艺



图 7 内锥衬套高锁螺栓接头试件  
Fig.7 Sleeve taper-hi-bolt joints

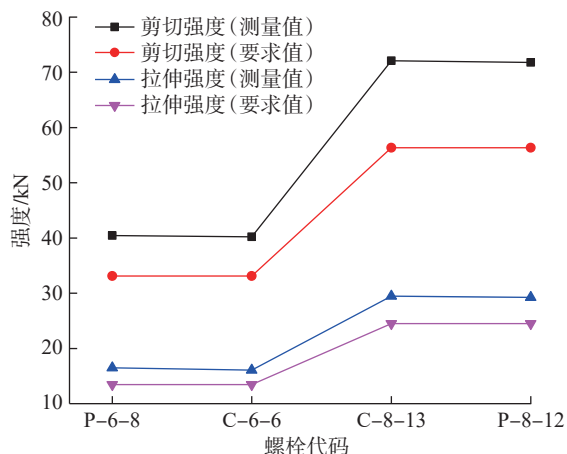


图 8 内锥衬套高锁螺栓抗拉和双剪强度检测结果

Fig.8 Detection results of sleeve taper-hi-bolt resistance tensile and double shear strength

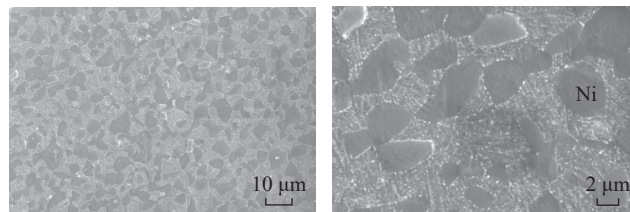
为 940 °C 下保温 10 min,水淬,560 °C 下保温 4 h,空冷。微观形貌为初生  $\alpha$  相和  $\beta$  相双态组织,其特点为在  $\beta$  转变基体上分布着一定数量的等轴  $\alpha$  相,双态组织包含了  $\alpha$  相的两种形态,即少量位于  $\beta$  再结晶晶粒三角晶界上的等轴  $\alpha$  和被  $\beta$  相中间层隔开的片状  $\alpha$ ,即  $\beta$  转变组织,如图 9 所示。

图 10 为锥形高锁螺栓拉伸断口宏观形貌,拉伸断裂部位为螺纹。裂纹从螺纹根部多处起源,起裂后向四周扩展。扩展区比较平整,断裂面与主应力线垂直。裂纹源暴露于空气中扩展速度较慢,经过反复张开与闭合的挤压磨损,当裂纹扩展至临界尺寸后发生失稳快速断裂于瞬断区。由于螺纹的旋合特征,扩展区与瞬断区形成了上下两个台阶面。

图 11 所示断口微观形貌显示,在单向拉伸应力作用下,显微空洞周边均匀增长,断裂之后形成近似圆形的等轴韧窝,存在于扩展区和瞬断区。这是因为锥形高锁螺栓原材料 Ti-6Al-4V 经固溶时效处理后成为等轴双态组织,晶粒细小,裂纹一般沿  $\alpha/\beta$  或  $\alpha/\beta$  转相界面扩展,因此,断口呈现类似“韧窝”的特征。

## 2.3 静力试验

每组取 3 件试件,采取恒定速率加载控制,加载速率为 1 mm/min。试验过程中实时记录试件的应变、载荷与位移数据,每根试件拉伸过程中保证 500 个以上的采样点,如图 12 所示。静力拉伸试验结果如图 13 所示,间隙配合 CCF300/7050 混合连接试验件的破坏



(a) 1000倍 (b) 4000倍

图 9 锥形高锁螺栓显微组织

Fig.9 Microstructure of taper-hi-bolt



图 10 锥形高锁螺栓拉伸断口

Fig.10 Tensile fracture of taper-hi-bolt

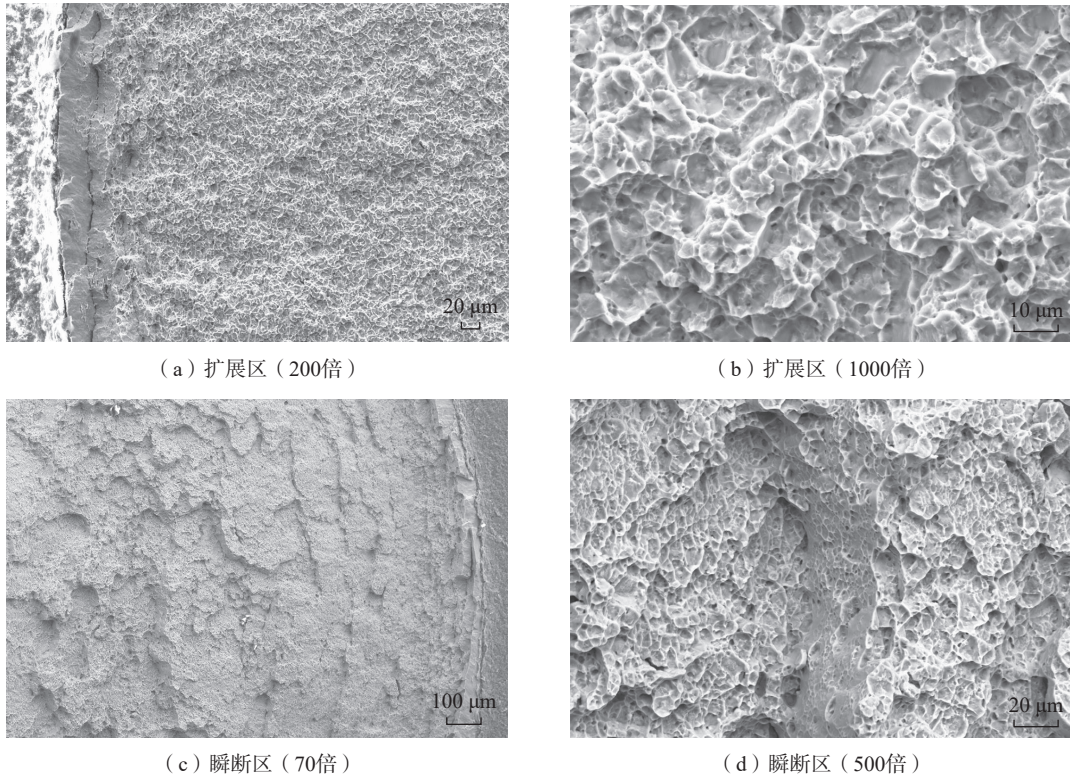


图 11 断口微观形貌

Fig.11 Fracture microstructure

载荷均值为 79.24 kN, 离散系数为 0.0487; 干涉配合 CCF300/7050 混合连接试验件的破坏载荷均值为 81.47 kN, 离散系数为 0.0646。间隙配合 CCF300/TA15 混合连接试验件的破坏载荷均值为 80.47 kN, 离散系数为 0.0527; 干涉配合 CCF300/TA15 混合连接试验件的破坏载荷均值为 81.03 kN, 离散系数为 0.096。经对比可以得出, 间隙配合和干涉配合对典型结构连接件整体的静承载能力影响不大。

图 14 为应变片测量获得的钉载分配比例, A1 为 CCF300/7050 间隙配合(H7f9)试样组; A2 为 CCF300/7050 干涉配合(1%)试样组; B1 为 CCF300/TA15 间隙配合(H7f9)试样组; B2 为 CCF300/TA15 干涉配合(1%)试样组。可以看出, 载荷比例从第 1 排钉到第 3 排钉逐排递减。CCF300/7050 接头间隙配合时钉载分配比例差为 41%, 干涉配合时钉载分配比例差为 34.7%; CCF300/TA15 接头间隙配合时钉载分配比例差为 43.3%, 干涉配合时钉载分配比例差为 37.7%。无论 CCF300/7050 接头, 还是 CCF300/TA15 接头, 干涉配合时钉载分配比例差均小于间隙配合。对于多排钉连接结构, 干涉配合有助于提高钉载分配的均匀性。

#### 2.4 疲劳试验

针对图 2、表 1 的多排钉连接接头, 疲劳试验结果如图 15 所示, 在 1.0% 左右的相对干涉量下, CCF300/7050

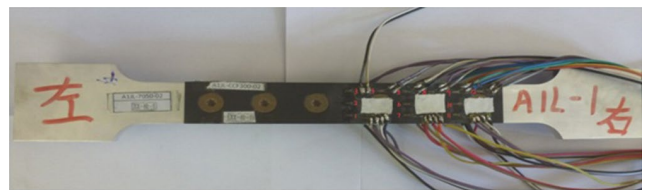


图 12 静力试验件

Fig.12 Static test piece

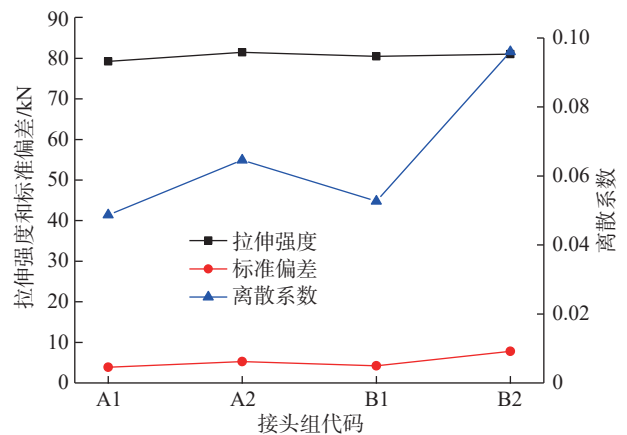


图 13 静力拉伸试验结果

Fig.13 Results of static tensile test

混合连接接头的平均疲劳寿命约为间隙配合的 1.7 倍, CCF300/TA15 混合连接接头的平均疲劳寿命约为间隙

配合的3.4倍。内锥衬套高锁螺栓多排钉干涉配合接头疲劳寿命较间隙配合有所提高。

### 2.5 断口分析

图16和17分别为7050铝合金间隙配合和干涉配合疲劳试样断口形貌,均为多源断口。间隙配合试件的主裂纹萌生于孔内壁加工刀痕的不连续处,裂纹呈现明显的放射状且非常密集,随后裂纹逐渐稀疏,扩展速度也明显增快,显示出快速断裂的形貌特征。这是因为随着裂纹的扩展,裂纹张口逐渐变大,裂纹尖端应力强度因子 $\Delta K$ 增大,从而导致裂纹扩展速率加快。随着裂纹进一步扩展,断裂面上会有很多微小的峭壁,这些峭壁沿平行裂纹方向排列,说明在裂纹扩展过程中,疲劳裂纹尖端有侧向的滑移<sup>[16-17]</sup>。随着裂纹扩展速率加快,裂纹由断口表面向内部扩展,在断口上会出现一些二次裂纹。进入瞬断区,断裂类似于静载断裂,而且呈现解理和韧窝的混合特征。

TA15钛合金间隙配合接头的断口形貌如图18所示,可以看出,裂纹主要萌生于孔内壁和孔角处,一侧断

口的扩展区很小,说明应力集中程度大。高倍照片显示源区的微观特征主要为准解理。裂纹扩展路径曲折。瞬断区为韧窝形貌。TA15钛合金干涉配合接头的断口形貌如图19所示,可以看出,裂纹主要萌生于试样孔角,高倍照片显示源区的微观特征主要为准解理,在扩展区可以观测到二次裂纹,瞬断区为韧窝形貌。

干涉配合安装后的轴径大于初始孔径,是增强飞机结构疲劳断裂性能的重要手段。尽管干涉配合形式多样,如干涉螺接、干涉铆接等,但疲劳强化原理是相同的。从微观上,紧固件干涉配合安装后的孔径大于初始孔径,使材料的组织细化、晶格拉长,增加了滑移阻力,有助于抑制裂纹萌生,阻碍裂纹进一步扩展,使结构的疲劳强度得到提高<sup>[16]</sup>。宏观上,在交变载荷下干涉配

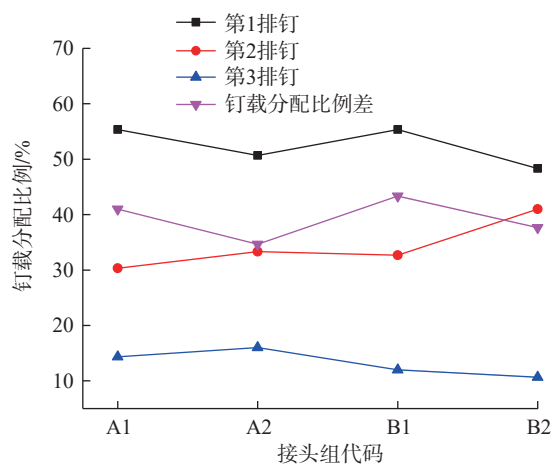


图14 钉载分配比例

Fig.14 Distribution proportion of pin load

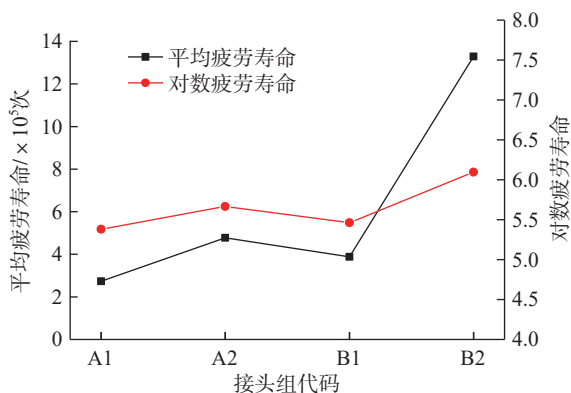


图15 接头疲劳寿命

Fig.15 Joint fatigue life

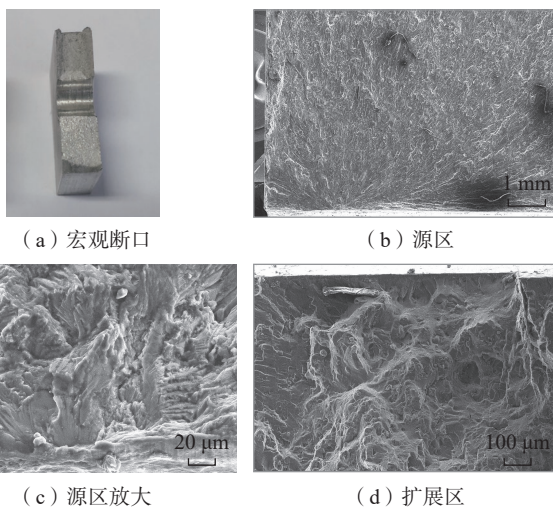


图16 7050 铝合金间隙连接接头疲劳试样微观断口形貌

Fig.16 Micro-fracture surface morphology of 7050 aluminium alloy specimen with clearance fit jointing

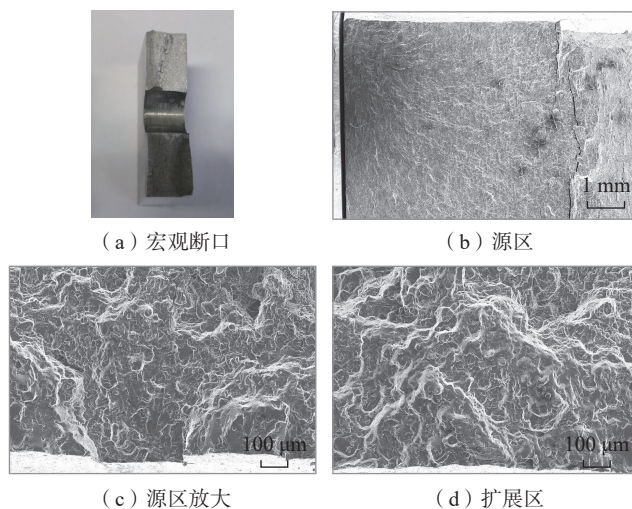


图17 7050 铝合金干涉连接接头疲劳试样微观断口形貌

Fig.17 Micro-fracture surface morphology of 7050 aluminium alloy specimen with interference fit jointing

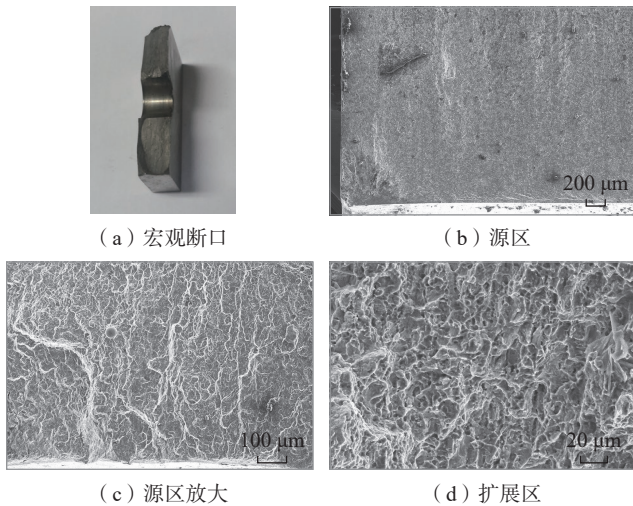


图 18 TA15 钛合金间隙配合接头疲劳试样微观断口形貌  
Fig.18 Micro-fracture surface morphology of TA15 titanium alloy specimen with clearance fit

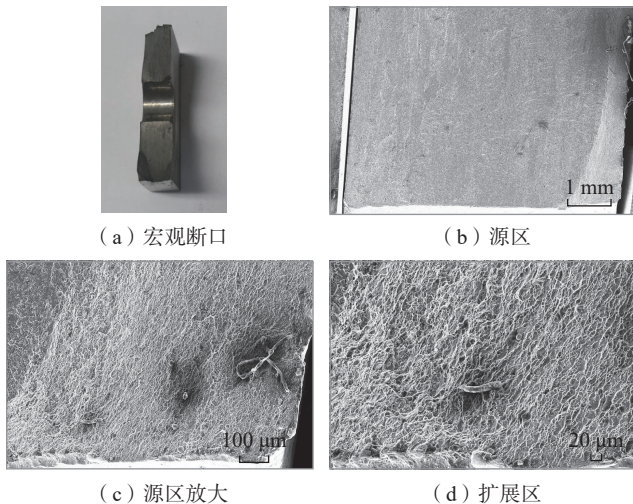


图 19 TA15 钛合金干涉配合接头疲劳试样微观断口形貌  
Fig.19 Micro-fracture surface morphology of TA15 titanium alloy specimen with interference fit

合孔周实际承受应力的幅值远比间隙配合的小,即干涉配合降低了孔边应力幅值,这是干涉配合的“支撑效应”<sup>[17]</sup>。干涉配合的应力幅值比间隙配合的应力幅值明显降低,从而延缓了裂纹的萌生,并降低了裂纹扩展速率,大大地提高了交变载荷下的疲劳寿命。另外,径向应力的存在,减小了紧固件与孔壁的相对运动,从而减小了微动磨蚀,也是改善疲劳性能的原因。

### 3 结论

(1) 内锥衬套高锁螺栓抗拉和双剪性能均满足标准要求,且有约 20% 的富余量。疲劳试验结果显示试件单件疲劳寿命高于 60000 次,全部合格。拉伸断裂部位为螺纹,呈现为多源断口,微观显示为韧窝特征。

(2) 对于多排钉连接结构,干涉配合对静承载能力的影响不大,但可以提高钉载分配的均匀性。干涉配合可以提高复合材料/金属混合连接接头的疲劳寿命。在 1.0% 左右的相对干涉量下,复合材料/铝合金混合连接接头的平均疲劳寿命约为间隙配合的 1.7 倍,复合材料/钛合金混合连接接头的平均疲劳寿命约为间隙配合的 3.4 倍。

(3) 断口形貌显示为多源断口,间隙配合试件的主裂纹萌生于孔内壁。干涉连接对孔壁有强化作用,抵制了裂纹萌生,主裂纹萌生于试件表面孔角。7050 铝合金呈现解理和韧窝的混合特征,TA15 钛合金呈现准解理断裂,存在少量等轴韧窝和河流花样。

### 参考文献

[1] 张全纯,汪裕炳,瞿履和,等. 先进飞机机械连接技术[M]. 北京:兵器工业出版社,2000.  
ZHANG Quanchun, WANG Yubing, QU Lühe, et al. Advanced aircraft mechanical joint technology[M]. Beijing: The Publishing House of Ordnance Industry, 2000.

[2] 苏景新,卞文熙,路鹏程. 热塑性复合材料连接技术综述[J]. 塑料工业,2022,50(7): 17-25, 36.  
SU Jingxin, BIAN Wenxi, LU Pengcheng. A review of joining technology for thermoplastic composites[J]. China Plastics Industry, 2022, 50(7): 17-25, 36.

[3] 秦利军,杜龙,吴早凤,等. 复合材料机械连接钉载分配有限元模拟方法研究[J]. 教练机,2015(3): 14-20.  
QIN Lijun, DU Long, WU Zaofeng, et al. Research on finite element analysis of load distribution of mechanical composite joints[J]. Trainer, 2015(3): 14-20.

[4] 刘华东,赵庆云. 长寿命机械连接技术研究应用进展[J]. 航空制造技术,2016,59(19): 64-69, 79.  
LIU Huadong, ZHAO Qingyun. Development of long-life mechanical joining technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(19): 64-69, 79.

[5] CHAKHERLOU T N, MIRZAJANZADEH M, ABAZADEH B, et al. An investigation about interference fit effect on improving fatigue life of a holed single plate in joints[J]. European Journal of Mechanics - A/Solids, 2010, 29(4): 675-682.

[6] REID L, RANSOM J, WEHRMEISTER M. Grommet hole reinforcement and lightning strike protection in composite structural assembly[J]. SAE International Journal of Aerospace, 2011, 4(2): 988-997.

[7] 段元欣. CFRP 螺栓干涉连接结构预紧行为及静强度研究[D]. 西安:西北工业大学,2015.  
DUAN Yuanxin. The preloading behavior and strength of bolted CFRP laminate joints with interference-fit[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015.

[8] CHAKHERLOU T N, ABAZADEH B. Experimental and numerical investigations about the combined effect of interference fit and bolt clamping on the fatigue behavior of Al2024-T3 double shear lap joints[J]. Materials & Design, 2012, 33: 425-435.

(下转第 123 页)