

# 基于损伤容限设计的钛合金层合接头制造

## Manufacturing of Titanium Alloy Laminated Joint Based on Damage Tolerance Design

塑性成形技术航空科技重点实验室  
中航工业沈阳飞机设计研究所  
空军驻北京地区代表室  
中航工业北京航空制造工程研究所

李晓华 盖鹏涛 曾元松  
毕金英  
史一宁  
刘佳佳

**[摘要]** 钛合金层合结构因具有较高的损伤容限而获得重视,并成为超塑成形/扩散连接技术应用的一个新方向。本文提出一种含圆形扩散止焊区的层合板结构,通过与原始板材的疲劳裂纹萌生和扩展寿命相对比,结果表明含止焊区的层合板能改善钛合金的裂纹扩展特性,并以此为基础设计并制造了含止焊区的钛合金层合接头,验证了采用现有扩散连接工艺技术制造钛合金层合接头的工艺可行性,其微观组织和各项性能等基本能满足对一般钛合金的设计使用要求。该研究成果为高损伤容限性能钛合金扩散连接层合结构在机翼梁、框等异型截面构件上的应用奠定了技术基础。

**关键词:** 层合结构 钛合金 损伤容限 扩散连接

**[ABSTRACT]** The laminated structure of titanium alloy has achieved special attention for its high damage tolerance, and become a new application trend of SPF/DB technology. A laminated structure with circle diffusion no-weld region based on damage tolerance design is introduced. Compared with the original plank, it shows improved property of crack initiation and propagation tolerance. A titanium alloy laminated joint piece with no-weld region is designed and manufactured, which verifies the feasibility for making a laminated structure through applying diffusion bonding technology. The microstructure and mechanical property are satisfied with the general design requirements for application. The research achievements lay a technical foundation for the titanium alloy laminated structure application on the wing beam, box and other member with special section.

**Keywords:** Laminated structure Titanium alloy Damage tolerance Diffusion bonding

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.17.066

损伤容限特性对飞机的使用寿命起着关键性作用,近年来随着航空技术的不断发展,对飞机的使用寿命要

求越来越高,因此对钛合金主承力构件的损伤容限性能也提出了更高的要求。采用损伤容限特性较好的新型钛合金材料是改善钛合金性能的方法之一,但需要针对新型材料开展大量基础工艺研究,而采用能提高损伤容限特性的钛合金结构形式是更为有效的途径<sup>[1-7]</sup>。钛合金扩散连接层合结构就是为适应这种需求而提出的一种新型结构,它通过扩散连接技术将多层钛合金板扩散焊成复合厚板,其板料层数、厚度均可设计,由于扩散连接界面的存在,对裂纹扩展具有显著的抑制作用,从而改善结构的耐久性、提高结构的损伤容限性能,钛合金层合结构已成为超塑成形/扩散连接应用技术的—个新方向,具有显著的应用前景<sup>[8-13]</sup>。为了提高钛合金接头的损伤容限性能,本文设计了含圆形扩散止焊区的钛合金层合接头,在对其安全性进行数值分析基础上,制造了钛合金层合接头样件,针对钛合金层合接头设计典型结构试样并进行疲劳裂纹扩展试验,通过与原始板材的疲劳裂纹萌生和扩展寿命相对比,结果表明含止焊区的层合板能改善钛合金的裂纹扩展特性。该研究成果为高损伤容限钛合金扩散连接层合结构在机翼梁、框等异型截面构件上的应用奠定了技术基础。

## 1 钛合金层合接头设计和安全性分析

### 1.1 钛合金层合接头设计

钛合金接头是某型飞机上连接机身主体和舱门的主要承力构件,原加工工艺为钛合金厚板或锻件机加,其连接孔处因受力复杂成为该构件产生疲劳裂纹的主要位置,为提高该结构的损伤容限性能,在连接孔处增加了层合结构设计,如图1,采用多层钛合金板扩散连接的方法实现在连接孔处预制止焊界面。钛合金接头最大厚度为60mm,连接孔处孔径为 $\phi 16\text{mm}$ ,参考层合试验件的结构设计形式,在接头中增加四处止焊界面,扩散连接层合板依次为22mm+4mm+8mm+4mm+22mm,止焊区直径为 $\Phi 26\text{mm}$ ,其余部位则需保证扩散连接质量,以满足整体性能要求。

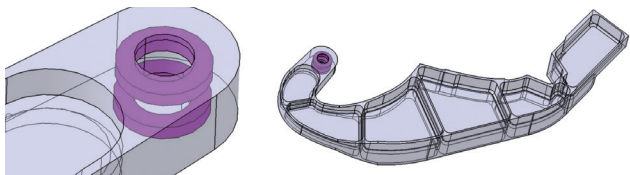


图1 钛合金层合接头的基本结构形式

Fig1 Basic structure form of titanium alloy laminated joint

### 1.2 钛合金接头安全性分析

采用有限元分析软件 Abaqus 对钛合金接头进行静力分析。钛合金接头连接孔处载荷为： $X=300N$ 、 $Y=40000N$ 、 $Z=15000N$ ，并设定相应的边界约束，如图 2 所示，将图中所选区域均设为固定约束。采用四面体单元对钛合金接头进行相应的网格划分，承载后的等效应力分布情况如图 3 所示。从图中可以看出，钛合金接头的最大应力产生在区域 A，且最大值也仅为 950MPa，小于材料的强度极限；其余区域也产生了部分应力，但值均较小。因此，钛合金接头结构承受载荷时，其强度满足安全性要求。

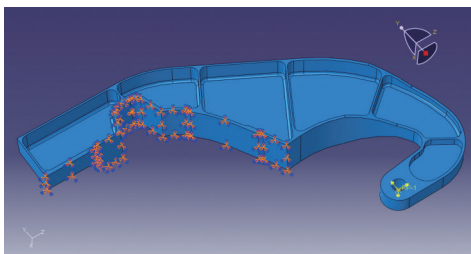


图2 零件的边界约束

Fig2 Boundary constraint of part

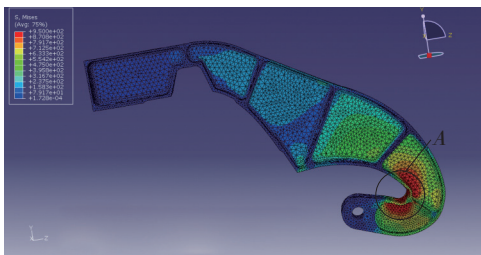


图3 零件等效应力分布情况

Fig3 Equivalent stress distribution of part

## 2 钛合金层合接头制造

### 2.1 层合接头制造过程

采用多层 Ti6Al4V 钛合金板材对称铺放扩散连接成厚板，考虑到加工余量，铺放顺序为 24 mm + 4 mm + 8 mm + 4 mm + 24mm，其中 24mm 厚板采用 3 层 8mm 厚板材替代。扩散连接前在连接孔处涂敷止焊剂，预制止裂界面，止焊区直径  $\phi 26mm$ ，止焊区孔中心与接头连接孔中心重合。扩散连接工艺为：扩散压力 1.5MPa，扩散温度 900~920℃，保压 90min，炉冷至 580℃ 以下出炉，在

空气中冷却。采用数控铣切的方法精确加工层合接头的外型轮廓，并确保止裂界面孔心位置的准确性和对称性。

### 2.2 层合接头性能分析

从钛合金层合接头扩散连接后的工艺预留边上取样进行金相显微组织、扩散连接质量、力学性能和氢氧含量等理化性能检测。检测结果表明，超声波无损检测未发现超标缺陷，扩散焊合率达到 95% 以上；金相试样从扩散连接界面处截取，观察试样组织为等轴  $\alpha + \beta$ ，等轴晶粒度约 9 级，经过热循环后晶粒发生了长大和粗化现象，界面焊合区域的晶粒组织无异常，扩散连接处实现了完全的高质量焊合，保证了样件的整体性能。室温拉伸强度测试结果如表 1，氢氧分析结果如表 2，各项检测均能满足一般对钛合金构件的设计要求。

表1 室温拉伸性能测试结果

编号	$R_m$ /MPa	$R_{p0.2}$ /MPa	A/%
1	968.5	863.18	12.80
2	975.04	875.22	11.56
3	948.73	846.35	11.78

表2 钛合金层合样件氢、氧含量

状态	H/%	O/%
实际测量	0.0112	0.11

## 3 钛合金层合结构裂纹扩展性能对比分析

### 3.1 试验材料和试验条件

根据钛合金层合接头设计典型结构试验件进行钛合金层合结构疲劳裂纹扩展性能试验，试验件原材料为 Ti6Al4V 钛合金板材，其主要化学成分及组成如表 3 所示。

试验件分为 3 种类型，其厚度和外形加工尺寸相同，一种采用 8mm 厚原始板材直接加工成试件，一种为 4 层 2mm 厚板扩散连接板结构，一种为内部含  $\phi 15mm$  止焊区的扩散连接 4 层板结构，见图 4，其扩散连接工艺为：压力 1.5MPa，900~920℃，保温 90min，炉冷至 580℃，空冷至室温。在试件中心加工  $\phi 6mm$  的孔，对含

表3 Ti6Al4V钛合金主要化学成分（质量分数）

元素	含量 /%
Al	5.5~6.75
V	3.5~4.5
Fe	$\leq 0.5$
C	$\leq 0.1$
O	$\leq 0.2$
N	$\leq 0.05$
Ti	Bal

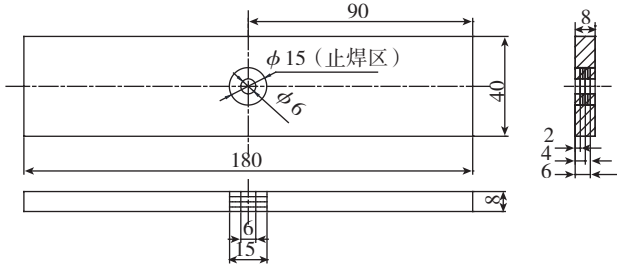


图4 含Φ15mm止焊区的光孔试验件

Fig.4 Diffusion bonding laminate with Φ15mm no-welded area

Φ15 止焊区的试验件,孔的中心与止焊区中心重合。

试验在 MTS880~500kN 疲劳试验机上进行,室温大气环境,试件加载方式为轴向拉-拉,采用应力比为  $R=0.1$  的等幅谱以正弦波形式施加,频率  $f=6\text{Hz}$ ,试验的最大应力  $\sigma_{\max}=300\text{MPa}$ ,试验中施加应力比  $R=0.7$  的标识载荷,以构成二级块谱,试验中观测裂纹扩展过程,采用表面直读测试系统读取裂纹尺寸,试验做至试件断裂,记录总寿命。

### 3.2 疲劳寿命对比分析

取沿孔径方向裂纹长度  $a_0=0.8\text{mm}$  对应的寿命为裂纹萌生寿命  $N_0$ 。根据断口判读得到的  $(a, N)$  数据,采用三点 lagrange 插值方法计算  $a_0=0.8\text{mm}$  对应的寿命,并由总寿命  $N_c$  计算裂纹扩展寿命  $N_G=N_c-N_0$ ,得到的各试件裂纹萌生和扩展寿命。假定疲劳寿命服从对数正态分布  $\lg N \sim N(\mu, \sigma^2)$ ,按下式估计分布参数:

$$\begin{cases} \mu = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg N_i \\ \sigma = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\lg N_i - \mu)^2} \\ N_{50} = 10^\mu \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $n$  为试件数,  $N_{50}$  为中值寿命。由此估计得到裂纹萌生寿命和扩展寿命的分布参数见表 4。

采用正割法由  $(a, N)$  数据求得  $[a(N), da/dN]$  数据,设有  $m$  对  $(a, N)$  数据,其中  $(da/dN)$ ; 对应的裂纹扩展速率用下式求得

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_j = \frac{a_j - a_{j-1}}{N_j - N_{j-1}} \quad (1 < j \leq n), \quad (2)$$

上述试件的  $(a, da/dN)$  数据拟合曲线见图 7。

从表 4 和图 5 可以看出,含 Φ15 止焊区扩散连接四层板的疲劳裂纹扩展速率比原材料板的低。因此,可

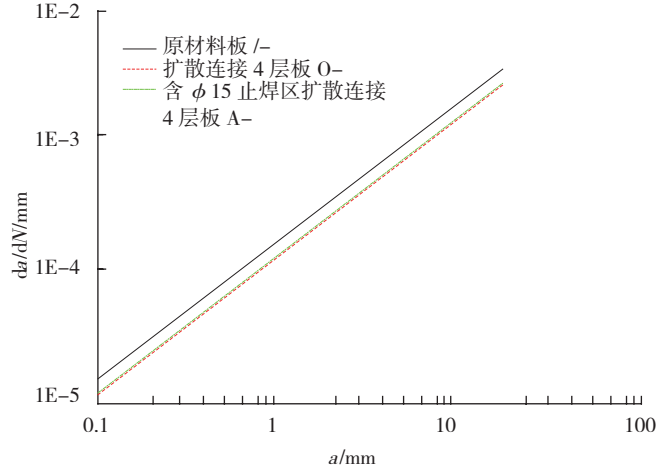


图5 3类试件的裂纹扩展速率拟合曲线

Fig.5 Fitted  $da/dN$  curve of three kinds of test pieces

以推测在钛合金接头的连接孔处增加层界面设计,也可以降低接头的疲劳裂纹扩展速率,即提高接头的损伤容限性能。

## 4 结论

(1) 含 Φ15 止焊区的 Ti6Al4V 钛合金扩散连接层板结构与同厚度板材相比,其疲劳裂纹扩展速率有所降低,通过在孔边预制环形止焊区的方法可以实现提高试验件的疲劳裂纹扩展寿命的目的。

(2) 钛合金主承力层合接头的设计比较合理,采用现有扩散连接工艺技术实现了层合接头的制造,验证了工艺可行性,其微观组织和各项性能等基本能满足对一般钛合金的设计使用要求。

### 参考文献

- [1] 王向明. 飞机钛合金结构设计与应用. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [2] 曹春晓. 选材判据的变化与损伤容限钛合金的发展. 金属学报, 2002, 38: 125-128.
- [3] 朱知寿, 王新南, 童路, 商国强. 航空用损伤容限型钛合金研究与应用. 中国材料进展, 2010, 29(5): 14-17.
- [4] Arriet A A J, Strizag. Optimal design of aircraft structures with damage tolerance requirements. Struct Multidisc Optim, 2005, 30(2): 155-163.
- [5] Bridier F, Villechaise P, Mendez J. Slip and fatigue crack formation processes in an a/b titanium alloy in relation to crystallographic

(下转第 75 页)

表4 裂纹萌生和扩展寿命分布参数

试件类型	标号	裂纹萌生		裂纹扩展	
		中值寿命 $N_0, 50/\text{次}$		中值寿命 $N_G, 50/\text{次}$	
/- 单层原材料板	/-	71615		15025	
O- 扩散连接 4 层板	O-	74749		15549	
A- Φ15 止焊区, 扩散连接 4 层板	A-	78480		19714	

观形貌(分别如图 5、6 所示)发现,室温断口的微观不平度要高于液氮低温断口的不平度,说明了室温拉伸试样的延伸率高于液氮低温的延伸率。同时,在室温和液氮低温断口均能观察到大量条状微观组织,这与焊缝金相微观组织呈针状形貌对应,说明焊缝断裂在焊缝处。根据拉伸试样宏观和微观形貌分析可知,室温和液氮低温断裂特征均为脆性断裂。



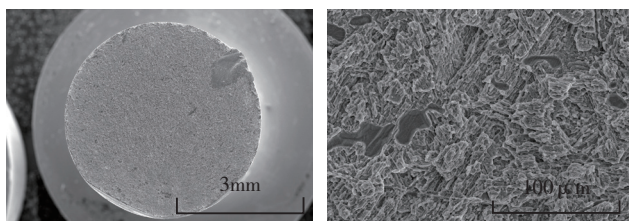
(a) 室温拉伸试样



(b) 液氮低温拉伸试样

图4 钎焊接头断裂试样

Fig.4 Fracture photographs of brazing joint



(a) 断口低倍形貌

(b) 断口微观形貌

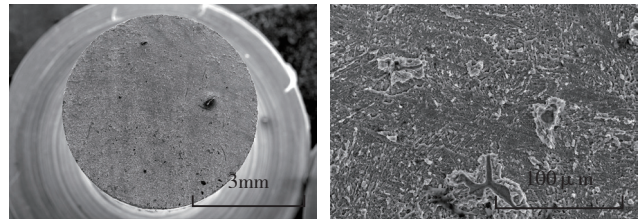
图5 室温下拉伸断口形貌

Fig.5 Microstructure of fracture surface at room temperature

### 3 结论

(1) 采用钛基钎料 Ti37.5Zr15Cu10Ni 以及 950℃/30min 的扩散钎焊工艺参数能够实现 TA15 钛合金的扩散钎焊,接头界面可形成有效的冶金结合。

(2) TA15 钛合金经过 950℃/30min 的扩散钎焊后,钎料与 TA15 基体发生了快速的互扩散,焊缝组织全部由针状组织组成。



(c) 断口低倍形貌

(d) 断口微观形貌

图6 液氮温度拉伸断口形貌

Fig.6 Microstructure of fracture surface at low temperature of liquid nitrogen

(3) TA15 钛合金扩散钎焊接头室温和液氮低温状态下均断裂在焊缝,断裂方式都为脆性断裂,室温拉伸强度可达到基体材料拉伸强度的 93.8%,液氮低温拉伸强度高于室温状态,扩散钎焊接头力学性能满足 TA15 钛合金连接强度的技术指标。

### 参考文献

- [1] 王群骄. 有色金属热处理技术. 北京: 化学工业出版社, 2008-01.
- [2] 曹京霞, 方波, 黄旭, 等. 微观组织对 TA15 钛合金力学性能的影响. 稀有金属, 2004, 28(2): 362-364.
- [3] Duvall D S, Owczarski W A, Paulonic D F. TLP bonding: a new method for joining heat resistant alloys. Welding Journal, 1974, 53(4): 203-214.
- [4] 孙晓亮, 马光, 李银娥, 等. 钛基非晶态钎焊料发展评述. 钛工业进展, 2008, 25(6): 11-14.

(责编 亿霖)

(上接第 68 页)

- texture on different scales. Acta. Materialia, 2008, 56: 3951-3962.
- [6] Atsushi S, Yoshihiko U, Masahiro J. Fatigue crack growth behavior on Ti-6Al-4V alloys under variable amplitude load sequences. In: Blom A F. Fatigue 2002, Proceedings of the Eighth International Fatigue Congress. Stockholm: EMAS, 2002: 2911.
  - [7] 张纪奎, 郦正能, 邱志平, 等. 钛合金结构损伤容限设计可行性研究. 航空学报, 2009, 30(4): 763-767.
  - [8] 李晓华, 张军, 韩秀全, 等. 钛合金层合梁 SPF/DB 制造工艺研究. 航空制造技术, 2011, 16: 66-69.
  - [9] 李志强, 郭和平. 超塑成形/扩散连接技术的应用与发展现状. 北京航空制造工程研究所, 2004, 11: 50-52.
  - [10] 侯红亮, 王耀奇, 李晓华, 等. 先进钣金成形技术在航空航天领域的应用(上). 金属加工, 2008, 13: 22-24.
  - [11] 贺小帆, 刘彦毛, 刘文斑, 等. 含孔钛合金扩散连接止焊层合板裂纹扩展特性试验. 航空材料学报, 2011, 31(5): 77-80.
  - [12] 周克印, 徐来, 林兆荣, 等. TC4 钛板扩散连接后的疲劳断裂特性. 机械强度, 1998, 20(2): 112-115.
  - [13] Tuppena S J, Bachea M R, Voice W E. A fatigue assessment of dissimilar titanium alloy diffusion bonds. International Journal of Fatigue, 2005, 27: 651-658.

(责编 叶枫)