# TA15/Ti2AlNb 四层空心舵翼超塑成形/ 扩散连接工艺研究

# 武永<sup>1</sup>,周贤军<sup>1</sup>,吴迪鹏<sup>1</sup>,秦中环<sup>2</sup>,李保永<sup>2</sup>,陈明和<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 机电学院,南京 210016;2. 北京航星机器制造有限公司,北京 100013)

摘要:目的研究 TA15/Ti2AINb 异种合金四层空心舵翼件成形/扩散连接工艺,获得合理的工艺参数,掌握 塑性变形和扩散连接规律,推动异种合金轻量化中空结构件的应用。方法采用 MSC.Marc 有限元仿真了 TA15/Ti2AINb 异种合金四层空心舵翼超塑成形/扩散连接工艺过程,根据2种材料的高温变形规律优化出气 压加载曲线,开展了空心舵翼的超塑成形/扩散连接实验研究,测试了舵翼的壁厚分布,分析了焊缝的金相 组织。结果成功制备了 TA15 芯板直立筋良好、三角区宽度仅1.1 mm 的四层空心舵翼,面板最大减薄率为 20.0%,芯板最大减薄率为 54.2%,芯板与面板之间扩散连接区域的焊合率为 46.8%~98.6%。结论 超塑成形 /扩散连接工艺可制造 TA15/Ti2AINb 异种合金空心结构,2 种合金高温流动应力的显著差别避免了表面沟槽 缺陷,但当整形压力和保压时间不足时,四层结构内各处扩散连接焊合率存在不稳定性。

关键词: 钛合金; Ti2AlNb 合金; 超塑成形/扩散连接; 焊合率

**DOI:** 10.3969/j.issn.1674-6457.2022.04.012

中图分类号: TP182 文献标识码: A 文章编号: 1674-6457(2022)04-0102-07

# Superplastic Forming/Diffusion Bonding Technology for the Four-layer Hollow Rudder of TA15/Ti2AlNb Alloy

WU Yong<sup>1</sup>, ZHOU Xian-jun<sup>1</sup>, WU Di-peng<sup>1</sup>, QIN Zhong-huan<sup>2</sup>, LI Bao-yong<sup>2</sup>, CHEN Ming-he<sup>1</sup>

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Beijing Hangxing Machinery Manufacturing Co., Ltd., Beijing 100013, China)

**ABSTRACT:** The work aims to study the superplastic forming/diffusion bonding (SPF/DB) bonding technology of TA15/Ti2AlNb four-layer hollow rudder, obtain the reasonable manufacturing process parameters, master the law of plastic deformation and diffusion bonding and promote the application of dissimilar alloy lightweight hollow structural parts. MSC.Marc was used to simulate the SPF/DB process of TA15/Ti2AlNb dissimilar alloy four-layer hollow rudder, the pressure curve was optimized according to the high temperature deformation law of the two materials, and the experimental study on SPF/DB of hollow rudder was carried out. The wall thickness distribution of rudder was analyzed, and the metallographic structure of the diffusion area was observed. The TA15/Ti2AlNb four-layer hollow rudder with intact vertical rib and triangle area width of 1.1 mm was prepared. The maximum thinning rate of the surface blank was 20.0%, and the maximum thinning rate of the core blank was 54.2%. The welding rate between core blank and surface blank ranged from 46.8% to 98.6%. TA15/Ti2AlNb four-layer hollow rudder can be prepared by SPF/DB, and the obvious flow stress difference between TA15 and Ti2AlNb avoids the generation of surface groove, but the welding rate in different area is unstable when the forming pressure and pressure holding time are insufficient. **KEY WORDS:** titanium alloy; Ti2AlNb alloy; superplastic forming/diffusion bonding; welding rate

收稿日期: 2021-12-16

**基金项目:** 国家自然科学基金(51805256)

作者简介:武永(1986—),男,博士,讲师,主要研究方向为高效率超塑成形/扩散连接工艺及装备、电弧增材及局部塑性变形复合工艺及装备。

随着飞行器速度的不断提高,飞行器舵翼等构件 的工作环境更加恶劣<sup>[1-2]</sup>,对耐高温、轻质和高尺寸 精度等性能有了更高的要求<sup>[3]</sup>。采用超塑成形/扩散连 接工艺(SPF/DB)可制备出高精度、高可靠性的低 成本钛合金四层空心舵翼、整体壁板、口盖等零件<sup>[4]</sup>, 比传统的蒙皮和骨架装配制造的方法更具强量化优 势,具有广阔的应用前景<sup>[5-6]</sup>。

部分学者已研制出 TC4<sup>[7-9]</sup>、TA15<sup>[10-12]</sup>和 TC31<sup>[13]</sup> 等钛合金的四层空心舵翼,常见的制造缺陷有表面沟 槽、三角区空隙较大、扩散焊接质量差和晶粒粗大等, 也成为了四层结构制备的难点。李保永等<sup>[14]</sup>分析了四 层结构 SPF/DB 工艺表面沟槽缺陷的形成机理,当面 板/芯板厚度较小或板料间摩擦较大时,面板在压应 力作用下失稳起皱,并逐渐形成沟槽缺陷,并基于研 究结果提出了增加背压或提高面板/芯板厚度比的方 法。李保永等<sup>[15]</sup>在研制 TA15/Ti60 异种合金四层空心 舵翼时发现,利用 Ti60 钛合金面板比 TA15 钛合金芯 板的高温流动应力大的特点,可有效抑制面板的沟槽 缺陷,利用 Ti60 钛合金在 550~600 ℃下耐高温性能 良好和舵翼表面温度高于内部温度的梯度温度分布 特点,可既保证舵翼的高温服役性能,又巧妙利用 TA15 芯板优异的超塑变形性能。

以 O 相和 B2 相为基体的 Ti2AlNb 金属间化合 物具有良好的高温抗蠕变性能和强度,可在 650 ℃ 以上的高温环境长期服役。Ti2AINb 基合金的超塑 成形温度高、变形抗力大、超塑性能不佳等特点限 制了 Ti2AINb 合金四层空心舵翼的 SPF/DB 工艺的 应用<sup>[16-19]</sup>。采用异种合金板料 SPF/DB 工艺制备梯 度耐高温舵翼件,有利于抑制面板沟槽缺陷,扩大 SPF/DB 工艺的适用范围,又可为梯度耐高温结构和 轻量化结构提供新思路。文中以 Ti2AlNb 薄板为面 板,以 TA15 薄板为芯板,采用 SPF/DB 工艺制备 TA15/Ti2AlNb 异种合金的四层空心舵翼,可充分发 挥 Ti2AINb 合金良好的耐高温性能与 TA15 合金优异 的超塑变形性能。在变形温度下, Ti2AlNb 合金流动 应力显著高于 TA15 合金, 这抑制了 Ti2AlNb 面板表 面缺陷,可制造表面质量好、尺寸精度高的零件。为 此,开展了 TA15/Ti2AlNb 异种合金的 SPF/DB 工艺 的有限元仿真与实验研究,验证梯度耐高温舵翼 SPF/DB 工艺的可行性,为工业应用提供理论与实验 支撑。

## 1 实验

#### 1.1 材料

实验板材为宝钛 Ti2AINb 和 TA15 轧制板。 Ti2AINb 板材名义成分为 Ti-22AI-24Nb-0.5Mo,厚度 为 1.1 mm。TA15 名义成分为 Ti-6.5AI-2Zr-1Mo-1V, 厚度为 1.2 mm。

#### 1.2 有限元仿真

采用 MSC.Marc 有限元软件对 Ti2AINb 面板与 TA15 芯板的超塑成形过程进行仿真, 舵翼模拟件面 板与芯板的尺寸如图 1 所示。舵翼展长 194 mm,弦 长 310 mm,最大厚度为 30 mm,最深处曲面边缘距 离曲面中心 10 mm, 舵翼面边缘夹角为 10°。内部填 充 48 mm×48 mm 的空心夹层格,扩散连接区域如图 1b 中的网格线所示,焊接宽度为 3 mm。因 Ti2AINb 和 TA15 的最佳超塑性变形温度差异较大,为提高 Ti2AINb 面板尺寸精度,避免 TA15 芯板晶粒过度粗 大,选择采用分步法制造四层舵翼件。首先,在 950 ℃气胀成形出 Ti2AINb 面板,在 920 ℃和 2 MPa 压力条件下预先将芯板扩散连接,再装配封焊预成 形面板和预先焊接芯板,放入 930 ℃下按照预设气 压加载路径进行超塑成形/扩散连接,待成形结束后 炉冷取件。

有限元仿真时,将面板和芯板定义为变形体, 模具面定义为刚体。采用三角形与四边形混合壳单 元划分板料网格,网格尺寸为 1 mm,摩擦因数为 0.2。选择 $\sigma = K\dot{\epsilon}^m$ 本构模型定义面板和芯板材料,其 中 $\sigma$ 为流变应力, $\dot{\epsilon}$ 为应变速率,K为材料参数,m为应变速率敏感系数。Ti2AINb 合金在 950 °C下的 本构模型为 $\sigma = 353.7\dot{\epsilon}^{0.19}$ ,在 930 °C下的本构模型为  $\sigma = 490.9\dot{\epsilon}^{0.20}$ , TA15 合金在 930 °C下的本构方程为  $\sigma = 227.5\dot{\epsilon}^{0.38}$ 。



## 1.3 超塑成形/扩散连接实验

采用南京航空航天大学的真空 SPF/DB 机床开展 实验,最高工作温度为 1 300 ℃,温度控制精度为 ±5 ℃,平台尺寸为 Φ600 mm,配有高精度程控气压 加载系统,设有 2 路气路进出口。实验前,采用 HF 和 HNO<sub>3</sub>溶液对 Ti2AINb 和 TA15 板材毛坯进行酸洗 处理。采用线切割切开成形得到舵翼,通过千分尺测 量舵翼壁厚分布。采用线切割在舵翼典型位置取样, 经过电解抛光和 Kroll 试剂腐蚀后,采用金相显微镜 观察微观组织。

# 2 结果与分析

## 2.1 有限元仿真结果

高温单向拉伸实验结果表明,Ti2AlNb 板材在 950 ℃和应变速率 0.001 s<sup>-1</sup> 下的伸长率为 136%。 TA15 钛合金在 930 ℃和应变速率 0.001 s<sup>-1</sup> 下的伸长 率为 639%,初步判断其满足 30 mm 厚的四层空心舵 翼超塑成形要求。控制 0.001 s<sup>-1</sup> 的恒定应变速率,采 用 MSC.Marc 仿真软件的超塑成形控制模块反求出 超塑成形气压加载曲线。考虑到实验设备的安全性, 设定 Ti2AINb 面板最大胀形气压为 3 MPa,保压时间 为 10 min,气压加载曲线如图 2a 所示。设定 TA15 芯板最大胀形气压为 2 MPa,保压时间为 2 h。为避 免 TA15 芯板超塑气压胀形的破裂缺陷,在 0.8 MPa 气压下增加 0.5 h 调整平台,在 1.5 MPa 气压下增加 1 h 调整平台,气压加载曲线如图 2b 所示。

图 3a 为按照图 2a 的气压加载路径得到的 Ti2AlNb 面板超塑成形仿真结果。由于 Ti2AlNb 在 950 ℃的变形抗力仍较大,在3 MPa 下胀形 10 min, 舵翼圆角仍未完全贴模,在圆角处的最大应变量为 0.14。沿着图 3a 中舵翼面板的虚线方向测量壁厚, 结果如图 3b 所示。随着气胀压力升高,板料变形明 显,各区域先后减薄。在 1 950 s 后,主要的变形集 中于圆角区域的整形。在 2 600 s 时,面板厚度在 0.95~ 1.1 mm 内分布,在圆角区域定点材料处最薄,最大减 薄率为 18.2%,这在 Ti2AlNb 板材 950 ℃的成形极限 范围内,但由于成形时间太短,材料的贴模效果一般, 最深处圆角曲面边缘到中心的距离超过了 15 mm。



2.2

Fig.3 Simulation result of four-layer hollow rudder surface blank

图 4 为 TA15 芯板在图 2b 气压加载路径下超塑 成形的仿真结果。直立筋处 TA15 成形质量良好,芯 板与面板紧密贴合,圆角充填效果较好。图 4a 为芯 板的壁厚分布结果,沿舵翼弦长与展长方向测量线壁 厚分布如图 4b 和图 4c 所示。芯板壁厚在扩散焊位置 变化显著,呈周期性交替变化,各胞体的圆角处材料 减薄率最大。对于单个 TA15 胞体的超塑成形,胞体 中心最先贴模,然后周边逐渐贴模,最后完成圆角充 填成形。在三角区圆角以及筋条边缘位置,随着 TA15 钛合金板材不断充填圆角,变形量不断增大,板料厚 度会随着成形的进行发生急剧变化,由 1 800 s 时的 0.8~0.9 mm 迅速下降至 3 600 s 时的 0.4~0.5 mm。在 3 600 s 后,网格胞体之间相互充分贴合,只有圆角与 筋条边缘处进一步减薄,这是小圆角不同充填成形的 结果,也是 TA15 芯板最易发生破裂的位置。

在舵翼最厚区域,TA15的壁厚为 0.75 mm,减 薄率为 37.5%,真实应变为 0.39。在舵翼最深处的直 立筋贴模圆角处,TA15 板料壁厚为 0.28 mm,减薄



Fig.4 Simulation results of TA15 titanium alloy core blank forming

率为 76.7%,真实应变为 1.26。在 TA15 芯板直立筋 十字交叉的贴模圆角处,随超塑气胀成形的进行,4 个胞体圆角不断减小,圆角壁厚减小至 0.26 mm,最 大减薄率为 78.3%,真实应变为 1.52。高温单向拉伸 结果表明,在 930 ℃和应变速率 0.001 s<sup>-1</sup>条件下, TA15 的极限应变为 2.0 左右,可满足本舵翼零件的 研制需求。在 930 ℃和应变速率为 0.001 s<sup>-1</sup>条件下, Ti2AINb 和 TA15 钛合金峰值流动应力分别为 137 MPa 和 12 MPa,2 种材料之间的流动应力差异抑 制了面板失稳导致的表面沟槽缺陷。

### 2.2 TA15/Ti2AINb 舵翼 SPF/DB 实验结果

按照图 2 的气压加压路径,采用 SPF/DB 工艺成 功制备了 TA15/Ti2AINb 异种合金四层空心舵翼,如图 5 所示。所成形的四层空心舵翼表面质量较好,无表 面沟槽缺陷,贴模程度较好,尺寸精度较高。利用线 切割将图 5a 中红框区域切除后,可观察到空心舵翼内 部直立筋结构,如图 5b 所示。直立筋成形质量好,面 板 Ti2AINb 和芯板 TA15 贴合紧密,筋板的通气孔被 完全打开,面板/芯板三角区和网格筋条三角区空隙很 小。面板/芯板三角区圆角位置的芯板厚度为 0.58 mm, 三角区宽度为 1.1 mm,筋条网格三角区圆角位置的芯 板厚度为 0.51 mm,三角区宽度为 0.51 mm。



a TA15/Ti2AlNb 四层板舵翼



b 芯板直立筋成形情况

图 5 TA15/Ti2AINb 四层空心舵翼成形结果 Fig.5 Forming results of TA15/Ti2AINb four-layer hollow rudder

在图 5b 中取 13 个点编号后进行壁厚测量,并与 仿真结果进行对比,如图 6 所示。图 6a 为 Ti2AlNb 面板的壁厚分布,最小壁厚在面板圆角处,壁厚为 0.88 mm,减薄率为20%。仿真结果中的相同位置厚度 为0.93 mm,误差仅为5.7%,证实了仿真结果的可靠 性。图 6b 为芯板实验与仿真的壁厚对比结果,1<sup>#</sup>—3<sup>#</sup> 点为压边区域,由于压边力作用,压边区域的TA15 发生减薄,减薄率为8.3%。4<sup>#</sup>—9<sup>#</sup>点为面板形状影响 区,实验结果与仿真结果存在一定误差,这主要是因 为实验过程中面板的预成形不足,导致芯板贴合时变 形较小,板料厚度较大,8<sup>#</sup>点厚度为0.91 mm,仿真结 果为0.69 mm,误差达到24.1%。10<sup>#</sup>—13<sup>#</sup>点为胞体直 立筋附近区域,该位置实验得到的面板深度与仿真相 同,芯板成形结果与仿真结果一致,13<sup>#</sup>点为筋条圆角 附近区域,板料减薄最大,厚度为 0.55 mm,减薄率 为 54.2%。

根据仿真结果,超塑成形过程中各区域的贴模时 间不同,这导致各区域的扩散连接时间不同。在图 5b 成形件的不同位置分别取样进行金相组织观察, 通过有限元仿真结果计算焊接时间,结果如图 7 所 示。结果表明,各位置焊合率不同,扩散焊接界面的 孔洞数量和形状也不同。在压边区域,Ti2AINb 和 TA15 扩散连接效果较好,焊合率达 95%以上,焊缝 成曲线形状,这是由于材料在合模力作用下发生侧向 挤压变形。TA15 由等轴状α相晶粒和晶界处少量的







图 7 TA15/Ti2AlNb 空心舵翼扩散连接界面 Fig.7 Diffusion bonding interface of Ti2AlNb/TA15 hollow rudder

β相组成, α相晶粒尺寸约 20 μm, Ti2AlNb 为典型的 α<sub>2</sub>、B<sub>2</sub>和O三相组织形态,晶粒尺寸细小。2种晶粒 之间过渡平稳,部分区域夹杂少量等轴晶粒。预扩散 连接的 TA15/TA15 已经无法直接观测到焊接界面, 焊合率高达 99%以上,其晶粒为典型的等轴状晶粒, 并未出现明显的缺陷。在 3<sup>#</sup>—13<sup>#</sup>点中, 8<sup>#</sup>点为最先 贴模区域,扩散连接时间较长,焊合率达到了87.4%, 有少量的空洞,多是因为 Ti2AlNb 机械抛磨过程中表 面粗糙度较大。焊点 5<sup>#</sup>点和 11<sup>#</sup>点扩散连接时间较短, 焊合率较低。11<sup>#</sup>点由于靠近三角区,在成形较长时 间后才贴模,扩散连接时间仅 2.2 h 左右,扩散连接 压力为 1.5~2 MPa, 焊合率只有 54.6%。通过有限元 仿真结果发现,13<sup>#</sup>点的接触时间也较长,但焊合率 也较差, 仅为 46.8%, 且很难发现连续的焊缝, 多为 空洞与焊点均匀交替,这主要归咎于2个原因: 晶 粒粗大的 TA15 钛合金经过超塑胀形后,表面粗糙度 增加,导致焊合率下降; 已经成功焊合的位置, 在后续的塑性变形过程中,表面积增大,焊合位置又 萌生新的空洞,持续的变形阻碍了扩散连接稳定进 行。所研制三角区很小、成形精度较高的四层结构微 观组织结果表明,经过超塑变形的 TA15 薄板,其晶 粒粗化和表面平整度下降,也影响了后续的扩散连 接。实验结果也间接表明,在超塑成形/扩散连接工 艺中,当成形零件的三角区尺寸较大时,该零件的扩 散连接焊合率大概率不高,但当成形零件的三角形区 尺寸较小时,其焊合率也不一定高。为充分保证各区 域焊合率,后续可研究原始坯料表面处理、增大保压 压力、延长保压时间对四层板内部焊合率的影响。

# 3 结论

通过仿真分析与成形实验,研究了 TA15/ Ti2AlNb 四层空心舵翼的超塑成形/扩散连接工艺,得 到以下结论。

1)采用超塑成形/扩散连接工艺成功制备了直立 筋完整、表面无缺陷、小圆角填充良好的 TA15/ Ti2AINb 异种合金四层空心舵翼件。

2)因芯层超塑成形变化规律,各区域的压力加 载条件和焊接时间不同,导致各区域焊合率不同。异 种合金 TA15/Ti2AlNb 的各焊合区中,压边焊合率为 98.6%,胞体中部焊合率为 87.4%,圆角区焊合率为 54.6%。直立筋的 TA15/TA15 扩散连接受到晶粒粗化、 表面质量和持续超塑成形等综合影响,焊合率仅 46.8%。

#### 参考文献:

[1] 廖龙文,曾鹏,陈军燕,等.高超声速飞行器发展困

境分析[J]. 飞航导弹, 2019(12): 22-27.

LIAO Long-wen, ZENG Peng, CHEN Jun-yan, et al. Analysis on the Development Dilemma of Hypersonic Vehicle[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(12): 22-27.

- [2] 崔尔杰. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题
   [J]. 力学进展, 2009, 39(6): 658-673.
   CUI Er-jie. Research Statutes, Development Trends and Key Technical Problems of near Space Flying Vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 658-673.
- [3] 杨亚政,李松年,杨嘉陵. 高超音速飞行器及其关键 技术简论[J]. 力学进展, 2007, 37(4): 537-550.
   YANG Ya-zheng, LI Song-nian, YANG Jia-ling. A Review on Hypersonic Vehicles and Key Technologies[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(4): 537-550.
- [4] 武永,陈明和. 钛合金薄壁件热塑性成形工艺研究进展[J]. 航空制造技术, 2021, 64(20): 78-87.
  WU Yong, CHEN Ming-he. Progress of Hot Metal Plastic Forming Technology for Titanium Alloy Thin-Walled Parts[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(20): 78-87.
- [5] 韩秀全. 典型先进航空钣金制造技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2013, 56(18): 70-73.
  HAN Xiu-quan. Development of Advanced Manufacturing Technology for Aeronautic Sheet Forming[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(18): 70-73.
- [6] 李志强,郭和平. 超塑成形/扩散连接技术的应用进展和发展趋势[J]. 航空制造技术, 2010, 53(8): 32-35.
   LI Zhi-qiang, GUO He-ping. Application Progress and Development Tendency of Superplastic Forming/Diffusion Bonding Technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(8): 32-35.
- [7] 周兆锋,陈明和,王大刚,等. 钛合金舵体芯板超塑成形/扩散连接工艺的有限元分析[J]. 热加工工艺,2014,43(3):190-192.
  ZHOU Zhao-feng, CHEN Ming-he, WANG Da-gang, et al. Superplastic Forming and Diffusion Bonding Numerical Simulation for Core Sheets of TC4 Titanium Alloy Rudder[J]. Hot Working Technology, 2014, 43(3):190-192.
  [8] 刘胜京,雷海龙,陈福龙. 超塑成形/扩散连接四层夹
- 层结构鼓包机理分析[J]. 锻压技术, 2014, 39(8): 30-36. LIU Sheng-jing, LEI Hai-long, CHEN Fu-long. Mechanism Analysis for Bump of SPF/DB Four-Sheet Sandwich Hollow Structure[J]. Forging & Stamping Technology, 2014, 39(8): 30-36.
- [9] 王大刚,陈明和,王宁,等.基于激光预焊芯板夹层的超塑成形/扩散连接先进工艺[J].中国有色金属学报,2013,23(6):1536-1541.
  WANG Da-gang, CHEN Ming-he, WANG Ning, et al. Advanced Technology of Superplastic Forming and Diffusion Bonding with Laser Pre-Welding Core Sheets[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals,

2013, 23(6): 1536-1541.

[10] 王石川, 童国权, 袁继军, 等. 含预置块的 TA15 钛合
 金四层板 SPF/DB 试验研究[J]. 稀有金属, 2017, 41(1):
 14-19.

WANG Shi-chuan, TONG Guo-quan, YUAN Ji-jun, et al. Superplastic Forming/Diffusion Bonding of TA15 Four-Sheet Sandwich with Enhancement Plates[J]. Chinese Journal of Rare Metals, 2017, 41(1): 14-19.

 [11] 王斌,朱冬妹,刘章光,等. TA15 钛合金四层板结构 SPF/DB 数值模拟及工艺研究[J].塑性工程学报,2020, 27(6):98-104.

WANG Bin, ZHU Dong-mei, LIU Zhang-guang, et al. Numerical Simulation and Process Study of SPF/DB for Four-Sheet Structure of TA15 Titanium Alloy[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2020, 27(6): 98-104.

[12] 闫亮亮, 童国权, 刘剑超, 等. TA15 四层板结构超塑 成形/扩散连接技术研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(19): 88-90.

YAN Liang-liang, TONG Guo-quan, LIU Jian-chao, et al. Research on Superplastic Forming/Diffusion Bonding for Four-Sheet Structure of TA15 Titaninum Alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(19): 88-90.

[13] 武永,周贤军,吴迪鹏,等. TC31 钛合金四层舵翼超 塑成形/扩散连接工艺研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(17): 34-40.

WU Yong, ZHOU Xian-jun, WU Di-peng, et al. Superplastic Forming and Diffusion Bonding Process for Four-Sheet Air Rudder of TC31 Titanium Alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(17): 34-40.

[14] 李保永,张铁军,张凯锋,等.钛合金超塑成形/扩散 连接四层结构表面沟槽控制方法研究[J]. 航空制造技 术, 2020, 63(21): 63-67.

LI Bao-yong, ZHANG Tie-jun, ZHANG Kai-feng, et al. Research on Control Method of Surface Groove of Titanium Alloy SPF/DB Four-Sheet Structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(21): 63-67.

- [15] 李保永,刘伟,秦中环,等. Ti60/TA15 合金四层结构 舵面超塑成形/扩散连接技术研究[J]. 航空制造技术, 2019, 62(8): 76-80.
  LI Bao-yong, LIU Wei, QIN Zhong-huan, et al. Research on Superplastic Forming/Diffusion Bonding for Four-Sheet Structure Rudder of Ti60/TA15 Alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 76-80.
- [16] WU Yong, WANG Dong-jun, LIU Zhi-qiang, et al. A Unified Internal State Variable Material Model for Ti2AlNb-Alloy and Its Applications in Hot Gas Forming[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2019, 164: 105-126.
- [17] WU Yong, FAN Rong-lei, ZHOU Xian-jun, et al. Microstructure and Hot Flow Stress at 970  $^{\circ}$ C of Various Heat-Treated Ti<sub>2</sub>AlNb Sheets[J]. Rare Metals, 2020, 39(6): 695-706.
- [18] WU Yong, LIU Gang, LIU Zhi-qiang, et al. Formability and Microstructure of Ti-22Al-24.5Nb-0.5Mo Rolled Sheet within Hot Gas Bulging Tests at Constant Equivalent Strain Rate[J]. Materials & Design, 2016, 108: 298-307.
- [19] WU Yong, WANG Dong-jun, LIU Zhi-qiang, et al. Hot Tensile Behavior and Microstructure Evolution Mechanism of Ti2AlNb Sheet[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2020, 49(6):1825-1833.

责任编辑:蒋红晨