

基于温差拉伸法的薄壁结构激光成形连接变形控制研究

玄明昊 吴 斌 王福雨 谢 凡
(航空工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要 大型整体化是实现现代飞机轻质高效指标的重要技术方向,利用增材制造激光成形连接技术是实现机体结构整体化的关键技术手段,而控形控性是激光成形连接过程中必须解决的核心问题。针对飞机薄壁结构激光成形连接过程中的变形控制问题,开展了TA15薄壁结构激光成形连接变形控制技术研究,并围绕温差拉伸法开展仿真计算和试验验证。结果发现,相比常规连接模式,采用母材预热和连接区冷却的静态温差拉伸法可以有效抑制薄壁结构连接变形,4 mm薄板结构变形量减小了49.6%,典型薄壁件变形量减小了24.4%,连接变形量随着母材预热温度升高而变小。

关键词 薄壁结构;激光成形连接;温差拉伸法;变形控制

中图分类号 TG665;TG146.23

文献标志码 A

DOI:10.15980/j.tzzz.T20240421

Deformation Control of Laser Forming Connection of Thin-walled Structure Based on Temperature Difference Tensile Method

XUAN Minghao, WU Bin, WANG Fuyu, XIE Fan

(Aviation Industry Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035)

Abstract: Large scale integration is an important technological direction for achieving lightweight and efficient indicators of modern aircraft. The use of additive manufacturing and laser forming connection technology is a key technical means to achieve the integration of aircraft structure, and shape control is the core problem that should be solved during the laser forming connection process. In view of deformation control problem in aircraft thin-walled structures during laser forming connection process, deformation control technology of laser forming connection for TA15 thin-walled structure was investigated, and simulation calculations and experimental verification were carried out based on temperature difference tensile method. The results indicate that the static temperature difference tensile method can effectively suppress the deformation of thin-walled structure connection compared with the conventional connection mode. The deformation amount of thin plate with 4 mm and typical thin-walled part is reduced by 49.6% and 24.4%, respectively, and the connection deformation amount is decreased with the increase of preheating temperature of base material.

Key Words: Thin-walled Structure, Laser Forming Connection, Temperature Difference Tensile Method, Deformation Control

轻质高效是现代飞机结构设计的重要需求之一,传统结构多采用组合装配的结构形式,由框、梁、壁板、接头等分段零件通过机械连接组合成整体不利于减重,大型整体化结构是利用增材制造技术进行整体成形,消除分离面,减少冗余结构、应力集中和疲劳薄弱环节,实现机体结构的由繁入简^[1-4]。

历经十余年的预先研究,整体结构技术实现了3个阶段的跨越发展:①实现结构平面横向延伸,翼身融合;②实现结构纵向拓展,框梁一体化;③实现框、梁、

肋集成,部段主承力骨架整体化。与传统的减材制造手段相比,增材制造技术具有无模具、无加工死角可自由生长、加工量少等优势,为大型整体结构的设计制造提供契机^[5-11]。但是,目前多数增材制造设备的成形尺寸能力有限,难以独立实现大型整体结构制备,因此,大型整体结构的增材工艺方案通常为将整体结构离散为若干部段增材制造,然后通过成形连接技术将各部段连接为整体。因此,增材成形连接技术是整体结构研制过程中的关键核心技术。

收稿日期:2024-10-19;修订日期:2024-11-26

第一作者简介:玄明昊,男,1991年出生,高级工程师,E-mail:xuanmh601@163.com

引用格式:玄明昊,吴斌,王福雨,等.基于温差拉伸法的薄壁结构激光成形连接变形控制研究[J].特种铸造及有色合金,2025,45(10):1491-1495.

XUAN M H, WU B, WANG F Y, et al. Deformation control of laser forming connection of thin-walled structure based on temperature difference tensile method[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2025, 45(10): 1491-1495.

激光成形连接技术具有如下特点:①组织差异小,连接区附近热影响区小,近似于“无痕”连接;②性能衰减减小,连接接头静强度与母材水平相当,光滑疲劳极限达到母材90%以上^[12];③连接件不受尺寸限制,可以实现超大、超厚结构连接。但是,伴随着整体结构朝着三维化、复杂化的发展趋势,需要面临以下问题:①三维整体结构连接后无法进行整体机械加工,因此连接前各部段零件需加工到薄壁状态;②整体结构尺寸大,壁厚薄,一般公差控制为 ± 0.2 mm,无法通过后续热矫正修正,因此对连接精度要求苛刻;③专用工装成本高,效果有限。

激光成形连接过程中连接区加热到很高的温度,高度集中的热输入使得连接过程中和连接后产生极大的内应力。同时考虑连接区域后续余量去除的机加便利,连接区多选择整体结构各部件的薄壁平直段,而薄壁结构刚度小,稳定性差,即使较小的残余应力也容易使其失稳出现局部挠曲和扭转等变形,从而影响结构的安全性和寿命。因此各部段薄壁结构连接过程中的变形控制是利用增材制造技术实现机体结构大型整体化思路的关键技术问题。本研究揭示薄壁结构激光成形连接变形控制技术,旨在为整体结构全尺寸件的激光成形连接工作提供技术支撑,指导激光沉积成形工艺实现微变形结构连接,对应用增材激光成形连接技术实现未来飞机大型整体结构研制提供参考。

1 变形控制方法

连接件在移动的热源作用下加热时,会形成一个在热源附近温度很高、周围区域温度低的具有梯度的不均匀温度场,热源处连接区及热影响区因受热而发生膨胀,受到周围母材的限制而受到挤压,由于此时温度较高,材料屈服极限较低,连接区金属更容易达到屈服变形,在随后的冷却过程中该部位因冷却而收缩,同样受到限制发生塑性拉伸,塑性拉伸量不足以抵消加热阶段产生的塑性挤压量,产生残余应力。当残余应力超过材料的临界失稳应力时,材料发生失稳变形。板壳构件发生失稳的临界应力值和材料的厚度方向尺寸成正相关,因此薄壁结构更容易出现失稳变形。

传统的焊接变形控制方法相对成熟,可应用于增材成形连接工艺进行适用性分析。典型的焊接变形控制思路为:①通过施加强约束抑制变形产生的刚性固定法,该方法的问题在于配套工装复杂、成本高、过分约束应力无法释放,存在开裂风险;②通过延展已

收缩焊缝的随焊锤击法、随焊碾压法等,该方法与重锤、碾压轮等大型装置绑定,与增材成形连接工艺气氛保护的舱体模式兼容性差,设备改造困难;③通过控制连接区温度场来降低连接热应力的温差拉伸法^[13-15]。

温差拉伸法分为动态温差拉伸法和静态温差拉伸法。动态温差拉伸法是利用冷却气对激光热源后部进行跟随激冷,使高温区变窄,控制压缩塑性变形的扩展;静态温差拉伸法是利用分体式工装,通过用外部热源和冷源来调节连接区附近的温度梯度,改善连接区应力不协调关系,达到控制残余应力和变形的目的。因此,温差拉伸法是从变形机理上抑制连接变形,只需设计分体式的工装或者对增材设备进行微调即可实现,灵活性较强,适用于匹配增材制造设备在成形连接过程中实现变形控制^[16-17]。

2 仿真计算分析

使用海克斯康 Simufact Welding 软件对薄壁结构进行激光成形连接模拟仿真计算^[18],连接对象是两块尺寸为 $180\text{ mm} \times 80\text{ mm} \times 4\text{ mm}$ 的TA15钛合金薄板样件,中间开 90° “V”形坡口,见图1。仿真计算了两种连接模式下连接区和母材的温度情况和激光成形连接后的变形情况。甲组模拟无外界因素影响下的常规连接,乙组模拟应用静态温差拉伸法的连接模式,连接区下方放置宽度为40 mm的水冷模块,温度设置为 18°C ,两侧母材下方放置宽度为50 mm的预热垫块,温度设置为 200°C ,见图2。软件模拟两组连接模式在同种工艺参数相同时间的熔池和母材温度见图3。结果显示,应用静态温差拉伸法连接时熔池和母材的温度梯度明显小于常规连接情况,因此静态温差拉伸法可以对连接区母材温度梯度起到调控作用。两组激光成形连接变形仿真结果见图4。结果表明,应用静态温差拉伸法可抑制增材成形连接变形,变形量减小了48.2%。

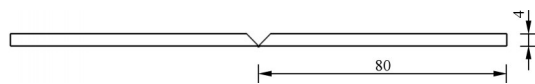


图1 仿真连接试样

Fig.1 Connection specimen by simulation

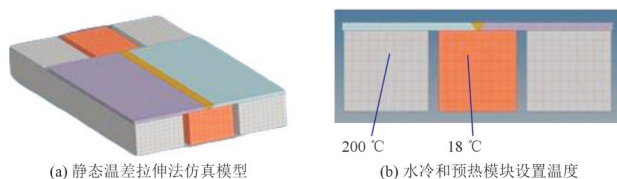


图2 静态温差拉伸法仿真模型

Fig.2 Simulation model by static temperature difference tensile method

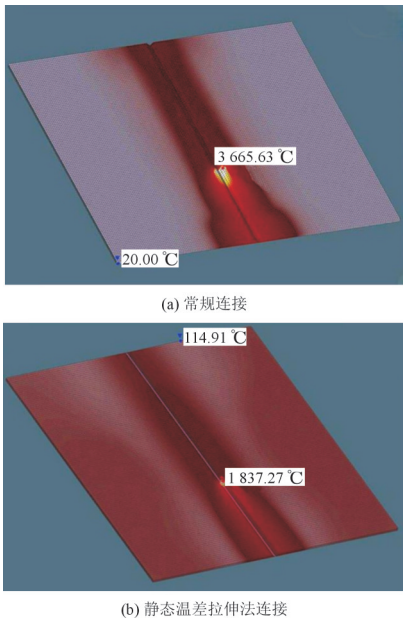


图3 相同时间两种连接模式下熔池温度模拟结果

Fig.3 Simulation results of molten pool temperature under both connection modes at the same moment

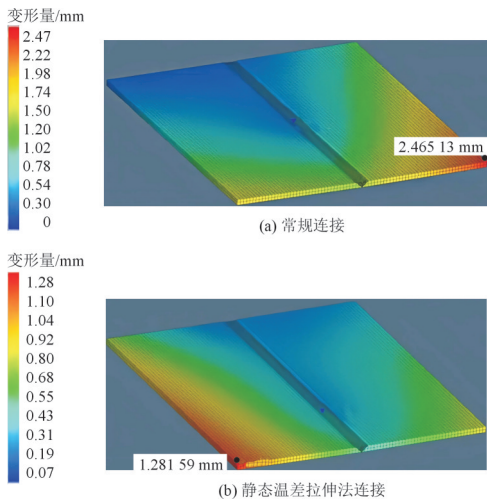


图4 两种连接模式增材成形连接变形量仿真结果

Fig.4 Simulation results of deformation amounts of additive forming connection by both connection modes

3 薄壁结构连接变形对比试验

3.1 试验对象

对薄板样件和薄壁典型件进行了激光成形连接变形对比试验,飞机结构蒙皮腹板的厚度尺寸通常为1.5~3.0 mm,因此薄板样件两侧方向增加1 mm加工余量,厚度尺寸约为4 mm,尺寸与仿真模型相同。薄壁典型件参考机体主承力框段部分的腹板+筋条结构形式,设计为单侧加筋,腹板筋条厚度设计为3 mm。整体尺寸为260 mm×220 mm,见图5。

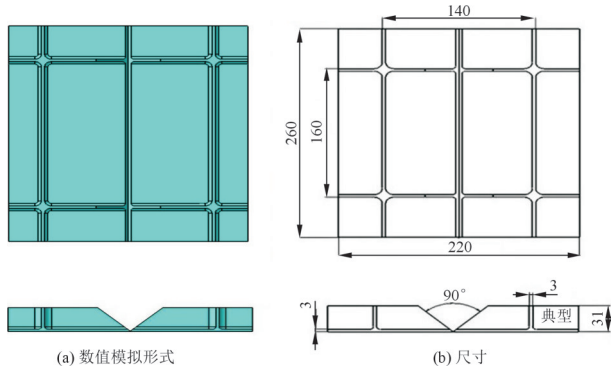


图5 薄壁典型件数模及尺寸

Fig.5 Numerical model and dimension of thin-walled typical component

3.2 试验方案

设计3组薄板试样激光连接模式的对比试验。第1组连接模式为无外界因素影响的常规连接;第2种连接模式为应用动态温差拉伸法:设计角度调节支架,将一路氩气固定在激光送粉器的一侧,实现连接过程中在熔池后方进行跟随冷却,调节冷却气喷嘴角度,控制冷热源距离为15 mm;第3种连接模式为应用静态温差拉伸法,设计静态温差拉伸法专用工装,连接区下方设置40 mm宽水冷铜块进行冷却,温度设置为18 °C,两侧母材下方设置50 mm宽电加热模块对母材进行预热缓冷,温度设置为200 °C。连接过程通过定力矩扳手实现压板夹持位置和螺栓拧紧力的统一,激光成形连接工艺参数统一设置成激光功率为1 600 W,扫描速率为800 mm/min,光斑直径为3 mm,扫描轨迹沿短边扫描,以消除其他变量对试验结果的影响^[19],温差拉伸法工装及装夹方式见图6。

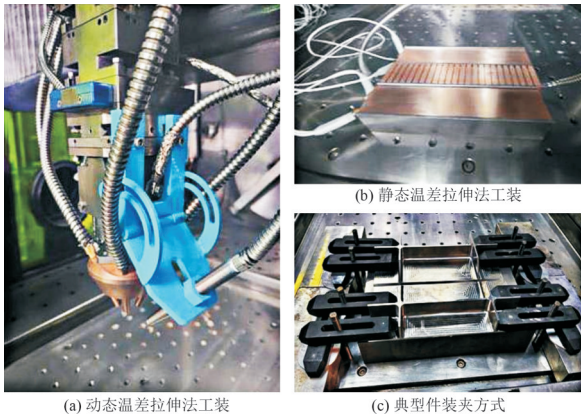


图6 温差拉伸法冷却工装及典型件装夹图

Fig.6 Images of cooling fixture and typical component by temperature difference tensile method

3.3 数据处理

对连接后的薄板试样和薄壁典型件进行数据处理,见图7。首先对连接后试验件进行喷粉贴标记点,

接着应用 Prince Tech 激光三维扫描仪进行扫描测绘,然后应用配套软件将扫描获得的点云数据封装处理为对比模型,最后将对比模型和理论模型进行 3D 比较,从而获得不同连接模式下试验件的最大变形量。

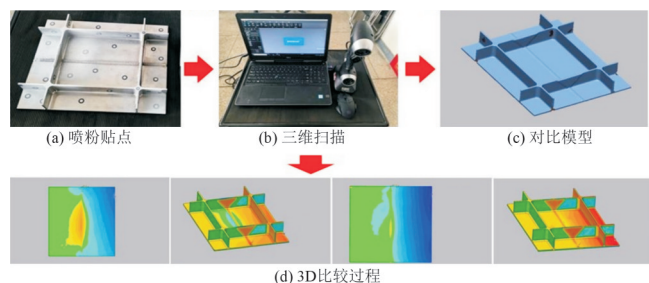


图 7 连接后典型件数据处理流程

Fig.7 Data processing of typical component after connection

3.4 试验结果分析

3 组连接模式下连接后薄板样件 3D 比较变形结果见图 8,最大变形量见表 1,其中常规连接件,应用动态温差拉伸法连接件和静态温差拉伸法连接件变形量分别为 6.89、4.40 和 3.47 mm。试验证明,两种温差拉伸法均可以对薄壁结构激光成形连接变形起到有效抑制作用,静态温差拉伸法效果更为显著,变形量减小了 49.6%,变形减小程度与仿真结果十分接近。可见通过温差拉伸法,可以降低连接区温度同时提升母材温度,从而减小连接区和母材之间的温度梯度,减弱了连接过程中粉末材料高温熔化低温凝固过程产生的残余应力,以减小连接变形。

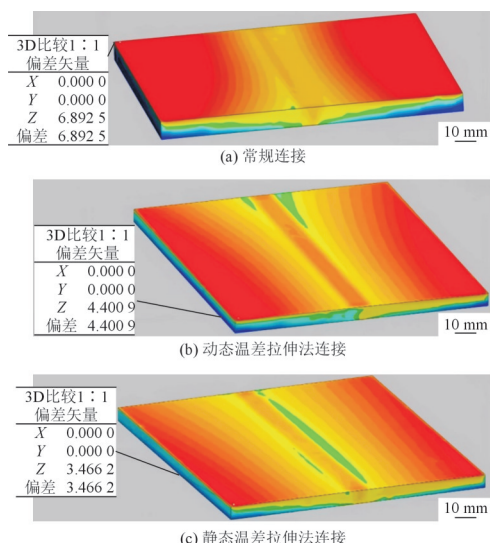


图 8 3 组连接模式下薄板样件连接后变形结果

Fig.8 Deformation results of thin plate specimens after connection under different connection modes

两种连接模式下连接后薄壁典型件见图 9,3D 比较变形结果见图 10,最大变形量见表 2。试验证明,应用静态温差拉伸法对薄壁典型结构激光连接变形起到

表 1 3 组连接模式下薄板样件最大变形量及抑制效果

Tab.1 Maximum deformation amounts and inhibiting effects of thin plate specimens under different connection modes

连接模式	最大变形量/mm	变形抑制效果/%
常规	6.89	—
动态温差拉伸法	4.40	36.1
静态温差拉伸法	3.47	49.6

抑制效果,变形量减小了 24.4%;常规连接典型件变形量为 1.64 mm,应用静态温差拉伸法连接典型件变形量为 1.24 mm。相比于 4 mm 薄板样件,薄壁典型件变形量整体偏小,分析原因在于典型件连接区没有增加余量设计,连接区材料填充体积较小,连接过程热输入较小,因此连接变形偏小。



图 9 两种模式连接后薄壁典型件

Fig.9 Typical thin-walled parts under different connection modes

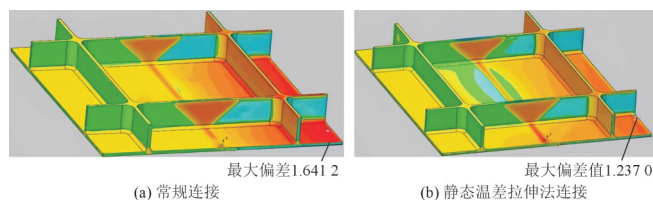


图 10 两种连接模式下典型件连接后变形结果及抑制效果

Fig.10 Deformation results of typical components under different connection modes

表 2 两组连接模式下薄壁典型件最大变形量及抑制效果

Tab.2 Maximum deformation and inhibiting effects of thin-walled typical components under different connection modes

连接模式	最大变形量/mm	变形抑制效果/%
常规	1.64	—
静态温差拉伸法	1.24	24.4

4 母材预热温度参数化研究

对上述薄板试样(图 3)分别进行 200、300 和 400 °C 母材预热温度和常规连接情况下的连接对比试验。连接后试样见图 11,变形检测结果见图 12,最大变形量见表 3。结果证明连接变形量随着母材预热温度升高而变小。

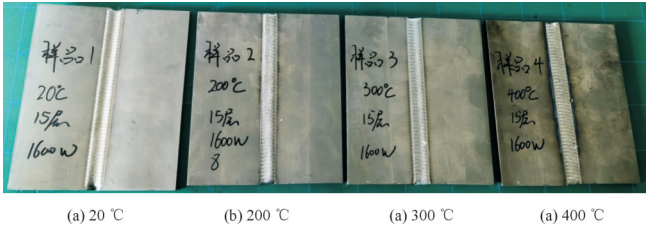


图 11 不同母材预热温度连接后试样

Fig.11 Specimens under different base metal preheating temperatures

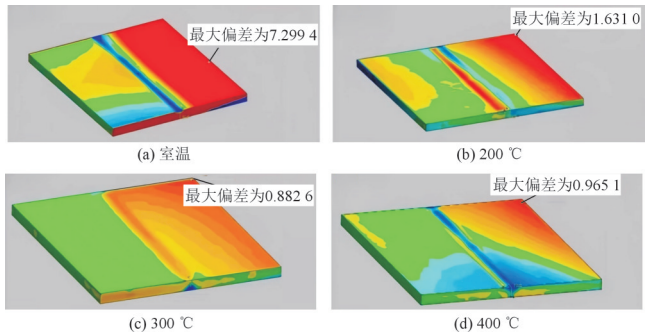


图 12 不同母材预热温度下变形检测结果

Fig.12 Deformation detection results under different base metal preheating temperatures

表 3 室温、200、300 和 400 °C 母材预热温度激光沉积连接最大变形结果

Tab.3 Maximum deformation results of laser deposition connection at room temperature and base material preheating temperatures of 200, 300 and 400 °C

温度/°C	最大变形量/mm
室温	7.30
200	1.63
300	0.97
400	0.88

5 结 论

(1)采用温差拉伸法可以对薄壁结构激光成形连接变形起到有效抑制效果,应用静态温差拉伸法效果更为显著。

(2)相比常规连接模式,应用静态温差拉伸法 4 mm 薄板连接件变形量减小了 49.6%,薄壁典型连接件变形量减小了 24.4%,连接变形量随着母材预热温度升高而变小。

参 考 文 献

[1] 王向明. 飞机新概念结构设计与工程应用[J]. 航空科学技术, 2020, 31(4): 1-7.
[2] 孙聪,王向明. 现代战斗机机体结构特征分析[M]. 北京:航空工业出版社,2007.

[3] 亦林. 从历代战斗机核心性能特征看国外六代机发展方向(上)[J]. 国防科技工业, 2023(3): 57-59.
[4] 陈黎,袁成. 从历代战斗机核心性能特征看国外六代机发展方向(下)[J]. 国防科技工业, 2023(4): 36-38.
[5] 王向明,苏亚东,吴斌. 增材技术在飞机结构研制中的应用[J]. 航空制造技术, 2014, 57(22): 16-20.
[6] 王华明. 高性能大型金属构件激光增材制造:若干材料基础问题[J]. 航空学报, 2014, 35(10): 2 690-2 698.
[7] 王向明,崔灿,苏亚东,等. 飞机高能束增材制造结构研究[J]. 航空制造技术, 2017, 60(10): 16-21.
[8] 巩水利,锁红波,李怀学. 金属增材制造技术在航空领域的发展与应用[J]. 航空制造技术, 2013, 433(13): 66-71.
[9] 邓贤辉,杨治军. 钛合金增材制造技术研究现状及展望[J]. 材料开发与应用, 2014, 29(5): 113-120.
[10] 吴斌,崔灿,胡宗浩,等. 未来战斗机对结构创新设计/制造一体化技术的发展需求[J]. 飞机设计, 2019, 39(2): 1-4, 9.
[11] 苏亚东,吴斌,王向明. 增材制造技术在航空装备深化应用中的研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(12): 42-48.
[12] 玄明昊,张瑞,邢本东,等. TC4激光选区熔化同轴送粉成形连接力学性能研究[J]. 航空制造技术, 2021, 64(1/2): 82-88.
[13] 沈佳佳,周宏,矫杨,等. 低应力无变形焊接技术对船舶制造的影响[J]. 现代制造技术与装备, 2018(4): 146-147.
[14] ZHOU G T, LIU B, SONG W, et al. Controlling welding residual stress and distortion of high-strength aluminum alloy thin plates by a trailing hybrid high-speed gas fluid field [J]. Materials, 2022, 15 (18): 6 451.
[15] KUMAR A P, MOHAN P P, SUNI P. Control of weld distortion through in-situ preheating of weld filler wire [J]. Materials and Manufacturing Processes, 2021, 36(7): 836-842.
[16] 曹政,姜仁杰,杜伟哲,等. 薄壁结构激光焊接随焊高频冲击变形控制[J]. 中国激光, 2020, 47(9): 88-93.
[17] 宁岳峰,丁振刚,李晓勇,等. 复杂截面薄壁梁结构的焊接变形控制[J]. 焊接技术, 2017, 46(5): 118-121.
[18] 卢序鑫,张乙宙,李明洋,等. 基于 Simufact 关键结构的关键焊缝优化[J]. 焊接技术, 2024, 53(2): 36-40.
[19] 玄明昊,邢本东,苏亚东,等. 基于正交试验的 TC4 钛合金激光成形连接工艺参数优化[J]. 航空制造技术, 2019, 62(8): 64-69.

(编辑:彭瑾)

欢迎登陆期刊官网

投稿、查稿、审稿

2024年起,《特种铸造及有色合金》杂志新版网站正式上线,期刊论文彩色版本均可在网站免费在线阅读或下载pdf文件,并可体验 AI 导读功能,网址:www.special-cast.com,欢迎访问!