

仿生条纹制备顺序对襟翼滑轨表面 WC/TC4 熔覆仿生耐磨层的残余应力与变形影响的模拟分析

宋袁曾¹, 刘立君², 武梦瑶³, 李亚萍¹

(1. 上海飞机制造有限公司, 上海 201324; 2. 浙江大学宁波理工学院, 浙江 宁波 315100; 3. 南京航空航天大学, 南京 211106)

摘要: 在飞机襟翼滑轨(TC4 钛合金)表面激光熔覆制备仿生结构耐磨层试验过程中, 由于仿生层结构密集, 在激光熔覆过程中易产生较大的残余应力, 发生翘曲变形。针对不同的仿生条纹制备顺序导致襟翼滑轨内部的残余应力与变形存在差异化问题, 提出了激光仿生条纹制备顺序对襟翼滑轨表面 WC/TC4 熔覆层残余应力与变形的影响的数值模拟分析方法, 通过 CATIA 建立实体模型, 利用 HyperMesh 软件对实体模型划分网格, 然后把网格模型导入 MSC. Marc 软件并设置各种条件以及仿生条纹制备顺序, 建立了 4 种不同仿生条纹制备顺序的模型, 并对不同仿生条纹制备顺序的残余应力和变形进行了模拟。模拟结果表明, 残余应力主要集中在装夹点周围与熔覆层上, 而变形主要集中在远离装夹点处的基体中心部位, 一般在熔覆层上的变形量都较小, 采用先两边再中间的仿生条纹制备顺序均可以有效地控制残余应力与变形, 更进一步交替仿生条纹制备顺序较逐步仿生条纹制备顺序更优, 残余应力和变形分别为 792 MPa 和 1.08 mm。试验结果对飞机襟翼滑轨表面激光熔覆制备仿生结构耐磨层具有指导意义, 提高了试验效率。

关键词: TC4 钛合金; 仿生层; 仿生条纹制备顺序; 残余应力; 变形

中图分类号: TG456.7

0 前言

TC4 钛合金具有密度低、比强度高、耐腐蚀等优点, 是飞机襟翼滑轨的结构材料^[1-2]。而飞机在服役过程中, 由于受环境和各种应力的作用, 襟翼结构和附件会发生断裂、磨损及疲劳破坏^[3]。潮间带贝壳具有优异的耐磨和抗裂功能, 观察发现它们的结构是一种耦合结构, 即在软质母体上分布有不同形态的硬质单元。根据贝壳特殊耦合结构设计出适合飞机零部件表面强化的仿生耦合模型, 可显著提高飞机零部件的耐磨和抗裂性能^[4-6]。激光熔覆技术作为新兴的表面强化修复技术, 凭借其加工柔性好、材料利用率高、强化基体成形良好等优点, 成为制备金属基复合材料层最为理想的方法之一^[7-9]。曹青等人^[10]在煤矿用刮板运输机中部槽上成功制备了 Ni50 + WC 激光熔覆层, 研

究表明金属基复合材料的制备使零件耐磨抗裂性能得到了明显提升。因此使用激光熔覆技术在飞机襟翼滑轨表面制备仿生结构层能够有效地提高其耐磨性能。

但是由于仿生层结构密集, 实际熔覆过程比较复杂, 因此在激光熔覆过程中易产生较大的残余应力, 导致零件开裂倾向增大, 易发生翘曲变形, 对襟翼滑轨实际使用过程有严重影响^[11-12]。不同的仿生条纹制备顺序导致襟翼滑轨内部的残余应力与变形存在差异化, 采用试验方法探索最优仿生条纹制备顺序将造成时间、精力与成本的浪费, 因此有必要运用计算机数值模拟技术预测熔覆仿生层的残余应力分布与变形, 能够大幅度解决实际生产成本, 提高了试验效率。李雅莉等人^[13]采用 ANSYS 建立了 AlSi10Mg 在激光增材制造过程中热-应力顺序耦合有限元模型, 研究了激光功率与扫描速度对残余应力分布规律的影响。英国诺丁汉大学的 Parry 等人^[14-15]利用 MARC 有限元法软件研究了不同扫描方式(单向扫描与“S”扫描方式)对单层 TC4 合金激光增材过程的热应力进行了分析计算, 研究表明, 沿扫描方向的应力随着扫描线的长度增加而增加, 降低扫描线的长度旋转扫描线方向有利于获

收稿日期: 2019-01-21

基金项目: 商用飞机制造工程技术研究中心创新基金项目(COMAC-SFGS-2017-36736)

doi:10.12073/j.hj.20190121002

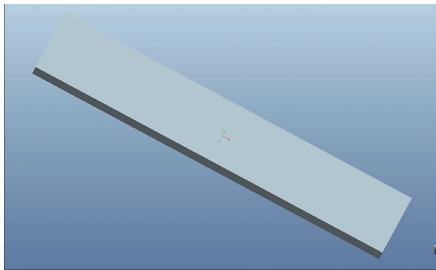
得均匀的应力分布。

激光熔覆强化 TC4 表面残余应力与应变数值模拟属于热力耦合模拟,采用 MARC 中的热力耦合方法可以很好的解决该问题。文中利用 MARC 有限元软件,对襟翼滑轨式样件表面 WC/TC4 仿生层的激光熔覆过程进行模拟,分析不同熔覆路径对式样内部残余应力和焊接变形的影响,获得较优仿生条纹制备顺序,为实际生产中优化激光熔覆工艺提供参考与指导。

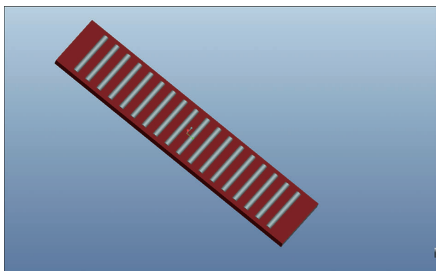
1 飞机襟翼滑轨有限元模型的建立

1.1 几何模型及材料属性

文中针对飞机襟翼滑轨 TC4 表面仿生层进行激光熔覆模拟。为简化计算将熔覆层材料与基体材料均一化设置为 TC4 钛合金。采用“生死单元”实现粉末的添加。基体材料是尺寸为 200 mm × 40 mm × 6 mm,几何模型如图 1a 所示;熔覆层高度为 1 mm,宽度为 4 mm;图 1b 为飞机襟翼表面仿生层的模型图,由飞机襟翼滑轨基体与 18 道长度为 30 mm 的熔覆层组成。



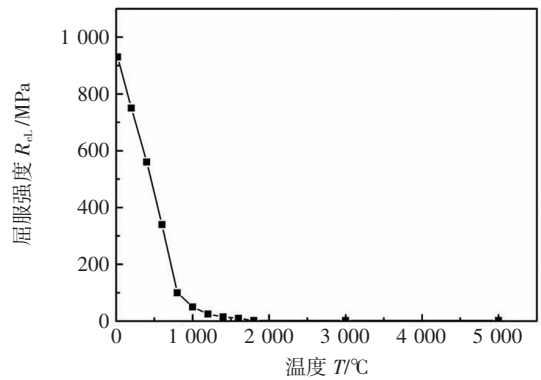
(a) 飞机襟翼滑轨用 TC4 基体几何模型



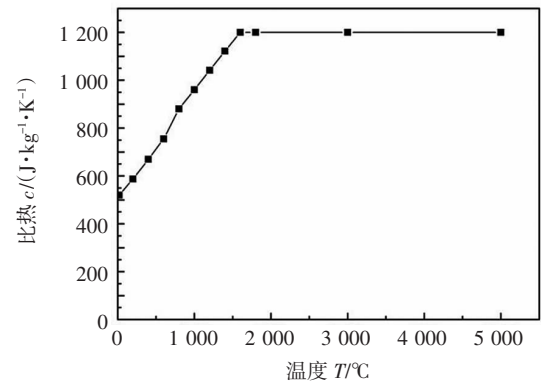
(b) 飞机襟翼滑轨用 TC4 表面仿生层几何模型

图 1 TC4 基体与仿生层几何模型

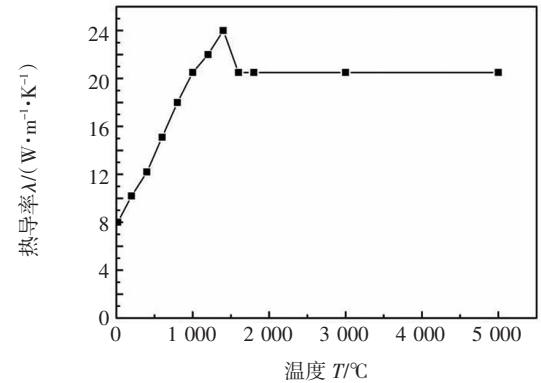
随着激光熔覆过程的进行,熔池材料的属性随温度变化而变化,为使仿真模拟得到更精准的结果,有必要准确定义随温度变化的 TC4 物性参数:热膨胀系数、比热容、热导率、杨氏模量和屈服强度。常温下的 TC4 物性参数是查阅基础数据库所得,而高温下的 TC4 物性参数是通过线性外推法获取,具体数据如图 2a ~ 2d 所示。



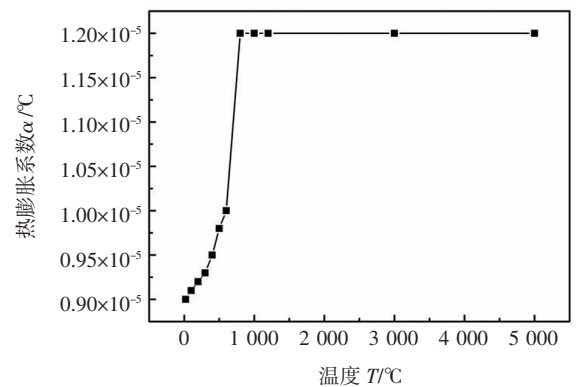
(a) 屈服强度



(b) 比热



(c) 热导率

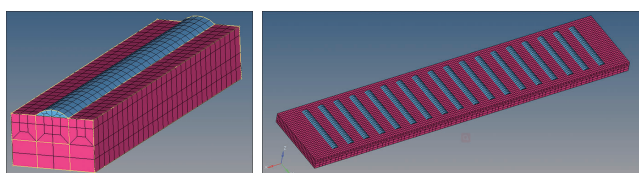


(d) 热膨胀系数

图 2 TC4 物性参数

1.2 网格模型

在有限元分析过程中,网格尺寸和计算精度与效率紧密相关:网格越细,则网格数量越多,因此计算精度越高,结果越准确,但是计算时间随之越长;网格粗大,计算时间大大缩短,却导致计算精度低。因此文中针对激光热源特点,采用疏密网格过渡的方式进行划分,即熔覆层与热影响区部分采用较细网格,远离熔池部分则采用较粗网格,保证计算精度的同时,提高了模拟效率。网格模型如图3所示,其中单元数为22 656,节点数为28 385。



(a) 单道熔覆层网格模型 (b) 仿生层整体网格模型

图3 网格模型

1.3 热源模型

激光熔覆选用的热源模型通常是高斯热源模型,但是文中选用的激光光斑直径为4 mm,能量集中程度低,导致了高斯热源模型计算结果误差较大,因此选用双椭球热源模型,其结构如图4所示,由前后两个半椭球体组成。采用的激光熔覆参数为:激光功率为1 300 W,熔覆速度为12 mm/s。

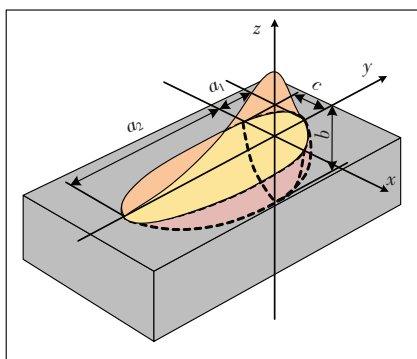


图4 高斯热源模型

1.4 边界条件

实际焊接是发生在室温下的,因此将模拟的初始条件设为20 ℃;焊接过程中钢板与空气会产生对流散热,将基体与空气的对流系数设为40 W/(m²·K)。飞机襟翼滑轨这类长板类结构在激光的热作用下,不可避免地会发生变形,因此需要对该平板添加约束条件,熔覆边界条件如图5所示。

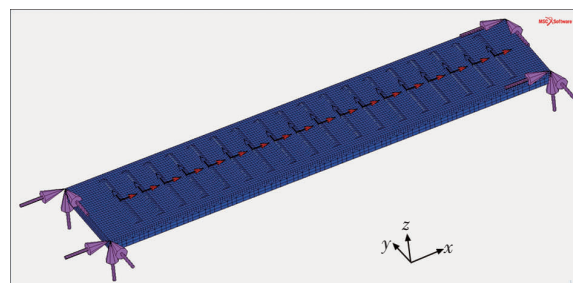


图5 熔覆边界条件

1.5 熔覆方案

对激光熔覆过程中,初始模拟基板与环境温度均设置为20 ℃。为了探究不同仿生条纹制备顺序对襟翼滑轨残余应力与变形的影响,文中设计了四种不同的焊接顺序,如图6所示,具体制定方式如下:

方案一:从左至右依次熔覆,如图6a所示。

方案二:最外围两道熔覆层最先熔覆,随后从两边向中间对称熔覆,如图6b所示。

方案三:中间两道熔覆层最先熔覆,随后从中间向两边对称熔覆,如图6c所示。

方案四:首先是熔覆最外围两道熔覆层,随后熔覆中间两道熔覆层,然后选取不相邻两道熔覆层的中间值进行熔覆,循环至仿生层被熔覆完全,如图6d所示。



(a) 方案一



(b) 方案二



(c) 方案三



(d) 方案四

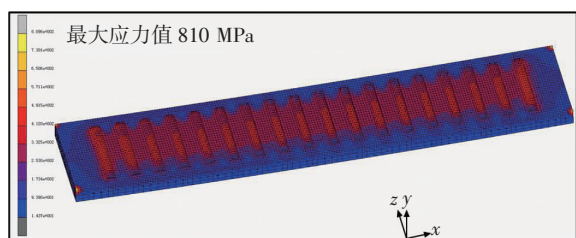
图6 仿生条纹制备顺序

2 模拟结果与分析

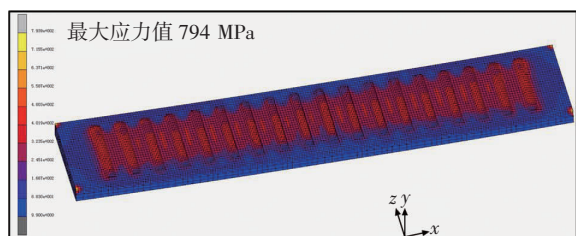
2.1 残余应力模拟结果与分析

通过对上述四种熔覆仿生层方案进行模拟,得到的等效应力场分布如图 7 所示。结果显示,应力主要集中在熔覆层与装夹点处,并且基本呈现对称分布,其中装夹点处的应力值最大。所有方案中仅有方案一的应力最大,其他的三个方案应力值区别很小,具体的最大应力值排序为:方案一 > 方案三 > 方案二 > 方案四,其中最小应力值为方案四的 792 MPa,最大的应力值是方案一的 810 MPa。

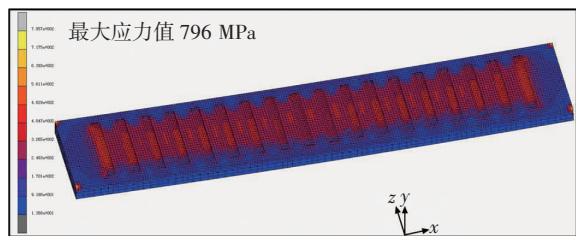
从图 7 中还可以看出,方案一与方案二的 18 道熔覆层内部之间的残余应力数值差别不大。而在方案三



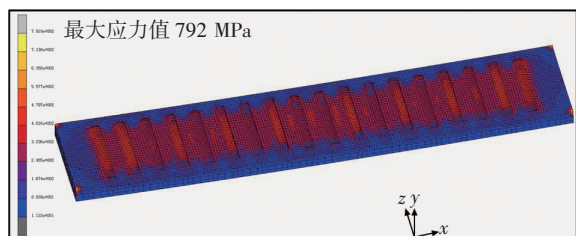
(a) 方案一



(b) 方案二



(c) 方案三



(d) 方案四

图 7 不同仿生条纹制备顺序下的应力场分布

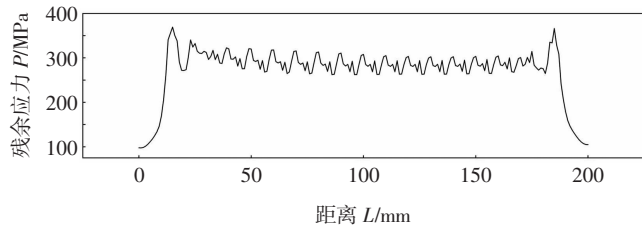
中,后熔覆仿生层(第 18 道)内部的残余应力要明显高于先熔覆仿生层(第 1 道)。这是因为最外围两道熔覆层是最靠近装夹点处,位移约束最大,因此残余应力最大;且最后的熔覆层受到已熔覆层的位移约束最大。同样在方案四中,除最靠近装夹点的两道熔覆层之外,先熔覆区域残余应力值明显低于后熔覆区域。这也是因为方案四的先熔覆区域对后熔覆区域造成的位移约束过大,因此应力集中现象明显。

为了对 TC4 钛合金激光熔覆仿生层上的应力进行定量的分析,在四个方案的同一位置选取了横跨 18 道熔覆层的中心线,并将每个节点处对应的温度绘制成折线图,如图 8 所示。结果显示,四种方案都在最外围两道熔覆层处的应力呈现出最大值,这两道熔覆层靠近装夹点,位移约束最大,因此在 18 道熔覆层中的内应力值最大。一般在每道熔覆层处呈现波峰,而波谷都分布在熔覆层之间。如图 8a 所示,方案一的后九道熔覆层比前九道熔覆层应力值小,这是因为随着熔覆的进行,热应力逐渐累积,已熔覆区域的残余应力值逐渐增大;如图 8b 所示,方案二的 18 道熔覆层上的应力值较为均匀,数值都偏大,最先开始熔覆的区域受后熔覆区域的热应力积累与装夹点的位移约束,因此残余应力数值偏大,而后熔覆区域位移约束大,残余应力值较大,因此方案二中的熔覆层上的应力值差别小。对比图 8b 和图 8c 可以发现,两种方案在波峰处(即熔覆层)的应力值都比较均匀,而在波谷处(即熔覆层之间的基板)的应力分布却不同:方案二中波谷处的应力值从两边到中间逐渐降低,而方案三中波谷处的应力值比较均匀。这是因为最先开始熔覆的区域受后熔覆区域的热应力积累与装夹点的位移约束,先熔覆区域的残余应力较大。如图 8d 所示,方案四中个别熔覆层之间的应力值较大,而熔覆层上的应力值较小。这是因为采用先两边再中间的方法进行熔覆,最先熔覆的区域不受太大的约束,因此内部应力低,而随着熔覆过程的进行,已熔覆区域的距离相差越来越小,因此随着位移约束增加,中间熔覆层的应力值增大,同时由于过大的位移约束,基体上的应力值也偏大。将四种方案的波形进行对比,如图 8e 所示,方案一、方案二和方案三的波峰与波谷基本重合。

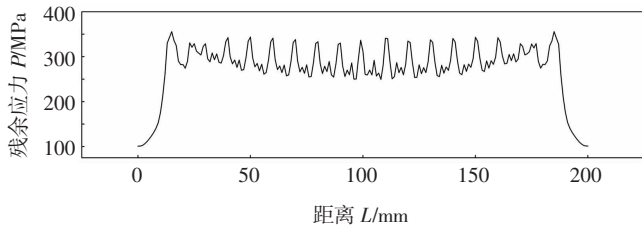
2.2 变形模拟结果与分析

四种仿生条纹制备顺序下的仿生层变形如图 9 所示,发现变形主要集中在远离装夹点的区域,且呈现对称分布。在激光熔覆过程中,未约束区域发生了自由变形,因而变形量较大。其中方案二的最大变形量最

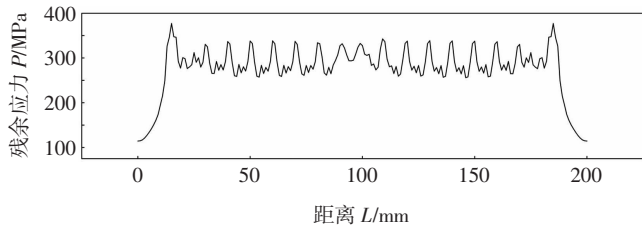
小,为 1.07 mm;而方案三的最大,为 1.29 mm。图 9 显示最后熔覆层的变形量要明显小于最先熔覆层的变形量。且一般来说,变形主要集中在基体上,如图 9a~9b 所示;但图 9c~9d 显示中间两道熔覆层的变形量较大,这是因为与方案一与方案二相比,较先开始熔覆的两道熔覆层(中间两道)不受装夹点的位移约束且不受已熔覆区域的位移约束,因此熔覆层变形较大。



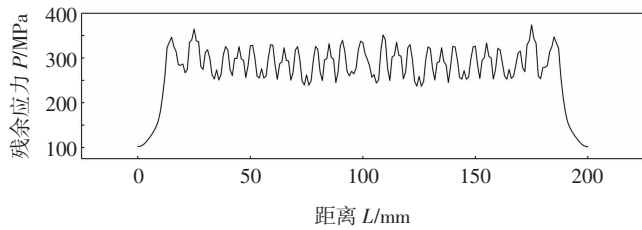
(a) 方案一的波形



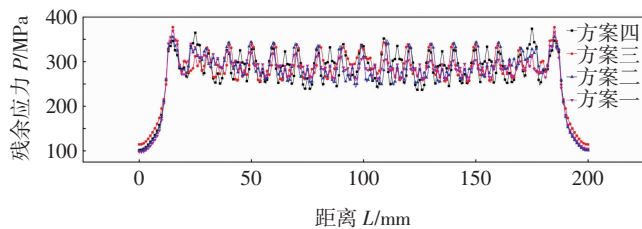
(b) 方案二的波形



(c) 方案三的波形

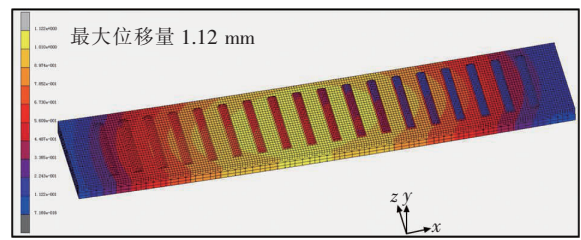


(d) 方案四的波形

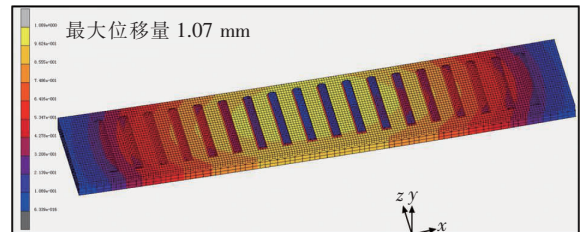


(e) 四种方案数值对比

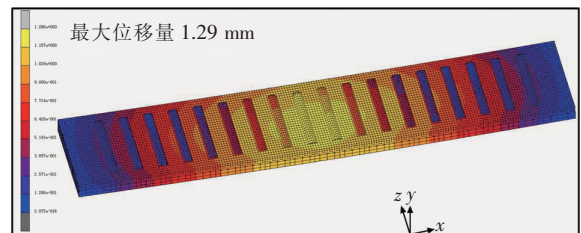
图 8 特定路径上的应力值



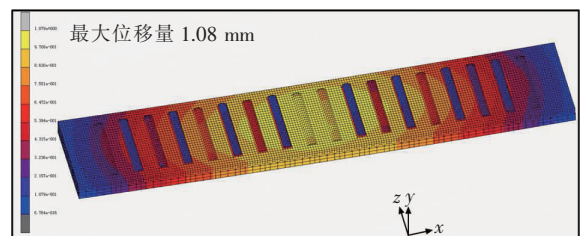
(a) 方案一



(b) 方案二



(c) 方案三



(d) 方案四

图 9 不同仿生条纹制备顺序下的位移分布

最大变形的数值并不能充分地对比仿生层的仿生条纹制备顺序的优劣进行对比,为了对 TC4 激光熔覆仿生层的变形进行定量分析,采集了横跨 18 道熔覆层的中心线处的位移量,其结果如图 10 所示。综合来说,方案二、方案三与方案四的变形量呈现明显的对称分布,其中方案四与方案二的变形相近且最小;方案三变形量最大。方案二、方案三和方案四的变形量呈现明显对称分布,而方案一由于先熔覆区域受到的位移约束小,因此前 9 道熔覆层的变形量要明显大于后 9 道。

结合对仿生层应力与变形的定量分析,变形量存在如下规律:方案二(1.07 mm) < 方案四(1.08 mm) < 方案一(1.12 mm) < 方案三(1.29 mm),其中方案二

与方案四的变形量相差甚微。而应力值存在如下规律:方案四(792 MPa) < 方案二(794 MPa) < 方案三(796 MPa) < 方案一(810 MPa),其中前三者最大应力值相差不大。由此可知,方案四的仿生条纹制备顺序获得的仿生层最佳。

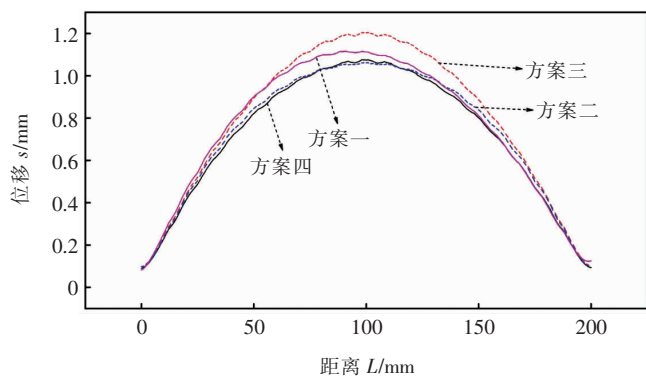


图 10 特定路径上的位移量

3 结论

针对不同的仿生条纹制备顺序导致襟翼滑轨内部的残余应力与变形存在差异化问题,提出了激光仿生条纹制备顺序对襟翼滑轨表面 WC/TC4 熔覆层残余应力与变形的影响的数值模拟分析方法,研究了不同仿生条纹制备顺序下,TC4 钛合金表面仿生层的残余应力与变形,结果表明:

(1) 激光熔覆后式样的应力主要集中在熔覆层处,而变形主要集中在远离装夹点的位置。先熔覆仿生层的变形量明显大于后熔覆仿生层的变形量;先熔覆区的残余应力则小于后熔覆仿生层。

(2) 先两边再中间的仿生条纹制备顺序的残余应力和变形均小于其他仿生条纹制备顺序。综合比较,先两边再中间的仿生条纹制备顺序中交替仿生条纹制备顺序(792 MPa 和 1.08 mm)要比逐步仿生条纹制备顺序(794 MPa 和 1.07 mm)更有效的控制残余应力与变形。

参考文献

[1] Yang Y, Cao S, Zhang S, et al. Microstructure and wear resistance of Ti-Cu-N composite coating prepared via laser cladding/laser nitriding technology on Ti-6Al-4V alloy[J]. Applied Physics A, 2017, 123(7):474-479.

[2] 赵恒章,侯红苗,贾蔚菊,等. 钛合金激光冲击强化技术的研究与应用[J]. 钛工业进展,2016(4):7-11.

[3] 赵勇,甘学东,倪孟龙. 飞机结构抗疲劳强化技术应用思

考[J]. 航空制造技术,2015(3):8-11.

[4] 任露泉,王再宙,韩志武. 仿生非光滑表面滑动摩擦磨损试验研究[J]. 农业机械学报,2003,34(2):82-88.

[5] Lu Q R, Zhi Q H, Jian Q L, et al. Effects of non-smooth characteristics on bionic bulldozer blades in resistance reduction against soil[J]. Journal of Terram Echanics, 2003(39):221-230.

[6] 陈莉,周宏,赵宇,等. 不同形态和间隔非光滑表面模具钢的磨损性能[J]. 机械工程学报, 2008,44(3):173-176.

[7] 胡芳友,胡宝良. 激光技术在飞机结构损伤修理中的应用[J]. 航空制造技术,2012(20):53-55.

[8] 曹强,程宗辉,张志强. 激光熔覆技术在飞机修理中的应用[J]. 长沙航空职业技术学院学报,2015(1):39-42.

[9] 李其连,崔向中. 航空表面涂层技术的应用与发展[J]. 航空制造技术, 2016(14):32-36.

[10] 曹青,蔡志海,秦航,等. WC 增强镍基合金激光熔覆层性能及其在刮板输送机中部槽上的应用[J]. 应用激光, 2018, 38(4): 522-526.

[11] Bykovskiy D P, Petoskey V N, Polka V I, et al. Development of the recovery technology for nickel superalloy blades of the aircraft engine by laser cladding[J]. Journal of Physics, 2016, 747(1):1-5.

[12] Xiong Z, Chen G X, Zeng X Y, et al. Effects of process variables on interfacial quality of laser cladding on aeroengine blade material GH4133[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2009(2):930-936.

[13] 李雅莉. 选区激光熔化 AlSi10Mg 温度场及应力场数值模拟研究[D]. 南京:南京航空航天大学硕士学位论文, 2015.

[14] Parry L, Ashcroft I A, Wildman R D. Understanding the effect of laser scan strategy on residual stress in selective laser melting through thermo-mechanical simulation[J]. Additive Manufacturing, 2016, 12(10):1-15.

[15] Kistler N A, Corbin D J, Nassar A R, et al. Effect of processing conditions on the microstructure, porosity, and mechanical properties of Ti-6Al-4V repair fabricated by directed energy deposition[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2019, 264: 172-181.

第一作者简介: 宋袁曾,1983 年出生,高级工程师;主要从事商用飞机表面处理及热加工相关方面工艺和科研工作。

通信作者简介: 刘立君,1968 年出生,博士,教授。