

基于试件疲劳寿命的内R成型铣刀铣削圆角参数优化*

罗 扬¹, 于建华², 李 勋¹

(1. 北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京 100191;

2. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

[摘要] 在研究利用内R成型铣刀加工孔口圆角工艺方法的基础上, 针对TB6高强度钛合金材料, 设计并开展了基于铣削参数的正交疲劳性能测试试验, 分析了内R成型铣刀的最大切削线速度 v_c 、每齿进给量 f_z 和切削深度 a_p 对试件疲劳寿命的影响规律, 得到对TB6钛合金材料疲劳极限影响最大的铣削参数是每齿进给量, 其次是切削深度和线速度。基于试件的疲劳寿命测试数据对铣削参数进行优化, 得到使TB6试件疲劳极限最高的铣削参数为 $v_c=20\text{m/min}$, $f_z=0.04\sim 0.08\text{mm/z}$, $a_p=0.1\text{mm}$ 。

关键词: 内R成型铣刀; 疲劳寿命; TB6; 倒角; 参数优化

Orifice Milling Parameter Optimization With Inner R Forming Milling Cutter Based on Fatigue Behavior of Workpieces

LUO Yang¹, YU Jianhua², LI Xun¹

(1. School of Mechanical Engineering & Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

[ABSTRACT] Based on the process of orifice chamfer machining with inner R forming milling cutter, orthogonal milling experiments on TB6 were carried out to analyze the influence of maximum cutting speed v_c , feed per tooth f_z and cutting depth a_p on the fatigue life of test specimens. The results show that the effect of feed per tooth on fatigue life is more pronounced than the effects of cutting depth and cutting speed. Meanwhile, under the milling conditions of experiments, the milling parameters are developed as $v_c=20\text{m/min}$, $f_z=0.04\sim 0.08\text{mm/z}$, $a_p=0.1\text{mm}$, which can make the fatigue life longest.

Keywords: Inner R forming milling cutter; Fatigue life; TB6; Chamfer; Parameter optimization

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.22.092

随着机械制造技术的发展, 零件的加工精度得到了显著提高, 对机械加工产品的要求逐渐从高精度转变到高可靠性方面, 而这些关键结构件的可靠性主要取决于重要结构细节的疲劳性能, 如孔、圆角、倒角及几何尺寸不连续处等部位, 其中孔的疲劳破坏是试件失效的最普遍形式之一, 约占航空承力动部件总失效的 50% ~ 80%^[1-2]。因此, 孔的疲劳性能将直接影响产品的使用性能和可靠性。

航空飞行器关键承力结构件上存在大量的连接孔和承力孔, 而孔边应力集中和潜在的裂纹造成了大量的孔边疲劳破坏, 如机翼主梁缘条与机身拉头、起落架连接的螺栓孔、飞机吊挂上的孔等^[3-5]。南京航空航天大学

学的夏天等^[6]对 100 多架某型飞机在外场使用过程进行观察与监测, 结果显示, 有两架飞机的前轮叉耳出现裂纹, 而且裂纹位置均位于前轮叉耳与活塞杆连接孔上表面的中间位置。航空工业朱宗强等^[7]在对某型飞机 500 飞行小时定检中, 发现后机身与垂尾连接头耳片处首先出现裂纹。通过力学分析和试验测试发现, 接头耳片与螺栓杆之间存在较大的预紧力, 在预紧力的作用下接头耳片产生弯曲变形, 与螺栓杆发生挤压, 从而在耳片孔口处产生较大的应力集中, 在循环应力和腐蚀环境的双重作用下, 最终耳片孔口处产生损伤裂纹, 导致零件失效。上海飞机设计研究院郑参谋^[8]以及中国直升机设计研究所吴国冰等^[9]对某型飞机失效耳片结构进行断口宏、微观观察, 确定了耳片的失效性质为疲劳开裂, 发现耳片上的裂纹几乎贯穿耳片宽度和厚度两个方

* 基金项目: 国家自然科学基金(51875028); 国家科技重大专项(2018ZX04005001); 航空科学基金资助项目(2016ZE51039)。

向,裂纹起源于孔边切口处,沿着耳片宽度和厚度方向同时扩展。可见,在航空领域中,由于在零件和构件中孔、槽等部位未倒角或是倒角质量较差,导致孔口存在严重的应力集中问题,从而使孔口部位最容易发生疲劳损坏,成为构件中最薄弱的区域^[10-13]。

目前,通过减小孔边缘的应力集中系数来抑制疲劳开裂已经成为孔口疲劳特性的一个主要研究方向。已有研究表明,通过对孔的尖锐边缘进行倒角可以有效减小孔边缘的应力集中系数,从而大幅减小孔边处的疲劳开裂倾向^[3,14-15]。常见的倒角方法主要包括倒棱和倒圆角,倒棱对刀具的要求较低,但是倒棱后在两条倒角棱边处仍然存在较大的应力集中,形成疲劳断裂源^[16];倒圆角能够实现倒角处的圆弧平滑过渡,倒角后不存在明显的棱边,应力集中较小,有利于提高零件的疲劳寿命,但是倒圆角对倒角工艺和刀具的要求相对较高。

本文针对利用内R成型铣刀加工孔口圆角的参数优化问题进行研究,通过具体试件的疲劳性能测试试验,分析了内R成型铣刀的最大切削线速度、每齿进给量和切削深度对试件疲劳寿命的影响规律,得到了较佳的孔口圆角铣削加工参数。

1 试验条件

采用 HDK S550 D8R3.0 硬质合金 4 齿内 R 成型铣刀进行加工,刀具实物如图 1 所示。与普通铣刀相比,该类刀具最大的特点是切削宽度大,切削效率高,倒角过程中一次性走刀,不会因多次走刀而在试件表面产生明显的刀路相交的痕迹,倒角效果较好。

内 R 成型铣刀的切削过程和切削特点如图 2 所示,可以看出,随着加工过程的进行,参与切削的切削刃长度逐渐增加,切削宽度逐渐增大,直到铣刀的切削刃全部参与切削,完成孔口的倒圆角加工。

孔在承受交变拉力时,一般会在垂直于载荷的径

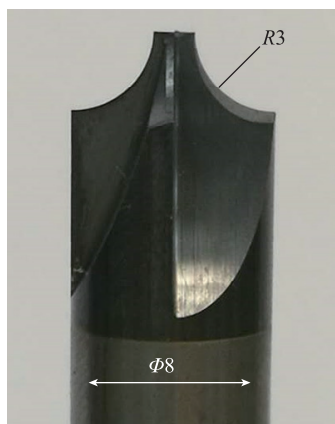


图1 内R成型铣刀

Fig.1 Inner R forming milling cutter

向薄弱截面处形成疲劳破坏^[6],如图 3 (a) 所示。因此,提高承力孔的抗疲劳性能关键是提高径向薄弱截面处的抗疲劳性能。为了排除零件其他结构特征对孔薄弱截面处疲劳性能的影响,如孔径尺寸精度、零件外部棱边及加工质量等,可以将薄弱截面处的结构特征等效为图 3 (b) 所示结构。另一方面,本文主要是针对利用内 R 成型铣刀加工孔口圆角的参数优化问题进行研究,因此,进一步排除孔壁和孔口端面加工

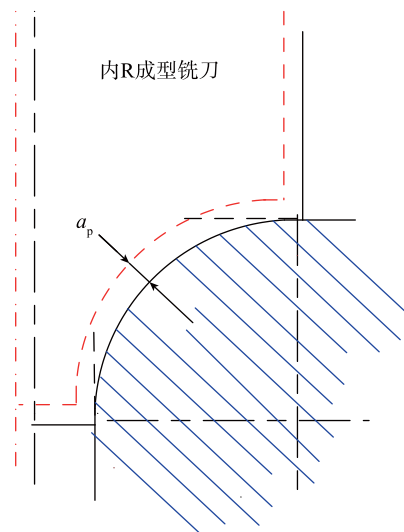


图2 内R成型铣刀倒角原理

Fig.2 Chamfering principle of inner R forming milling cutter

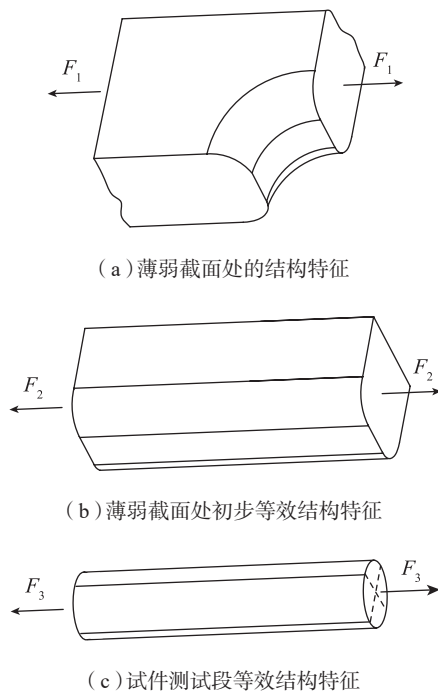


图3 等效测试结构示意图

Fig.3 Diagrammatic sketch of equivalent test structure

质量的影响,将试件测试目标段的结构等效为图 3(c) 所示结构。

基于以上的分析,为了便于研究内 R 铣刀倒圆角参数对试件疲劳性能的测试试验,本文设计了如图 4 所示的疲劳试验件。试件主要包括:工作考核区、圆弧过渡区和螺纹连接区 3 个部分,其中工作考核区的半径为 3mm,是理论的疲劳断裂区域。

如图 5 所示,在试件的加工过程中,依次对试件工作考核区的 1、2、3、4 区域进行加工。试件区域 1 加工完成后,将疲劳试件绕轴线旋转 90°,进行区域 2 的加工,以此类推,旋转 3 次后,完成疲劳试件的整个加工过程。试件工作考核区 4 个区域的加工,相当于孔口圆角的 4 次加工的叠加,每次的加工参数相同,形成的表面质量也相同,因此,得到的关于加工参数的优化方案以及疲劳试件寿命的测定规律,同样适用于棱边或孔边倒角情况,而且试验结果更具有代表性。

加工得到的疲劳试件在图 6 所示的高频疲劳试验机上进行疲劳试验,该高频疲劳试验机的最大平均载荷为 ±100kN,最大交变载荷为 50kN,频率范围为 80~250Hz。

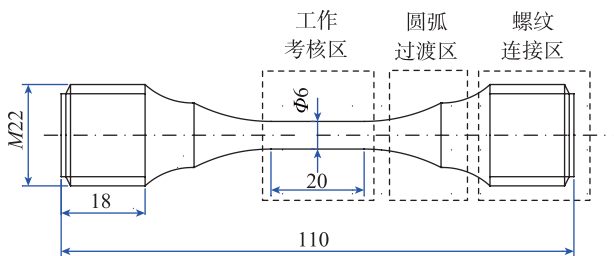


图 4 疲劳试件结构和主要尺寸
Fig. 4 Structure and main dimensions of fatigue specimens

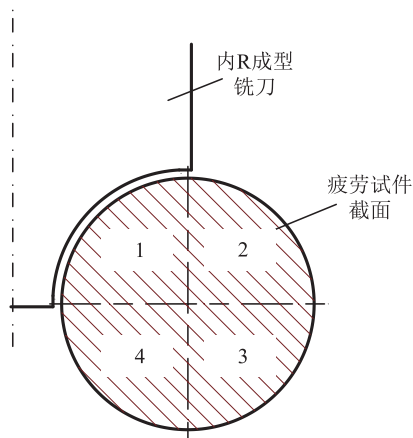


图 5 疲劳试件工作考核区内 R 成型铣刀加工过程
Fig.5 Processing of fatigue specimens with inner R forming milling cutter

2 试验过程及结果分析

根据以上的试验条件,开展铣削参数的正交试验,研究不同水平的切削线速度 v_c 、每齿进给量 f_z 以及切削深度 a_p 对铣削疲劳极限 S_o 的影响,并利用得到的试验数据进行极差分析,得到各个切削因素对疲劳寿命影响的显著水平和主次地位。

对切削参数的各个因素水平进行定义,并进行编号。切削线速度、每齿进给量、切削深度等切削参数分别用字母 A、B、C 表示,每个切削因素的不同水平分别用 1、2、3 表示。具体铣削参数的定义如表 1 所示。

设计三因素三水平的正交试验方案,按照该试验方案对疲劳试件进行加工和疲劳性能测试,最后进行数据分析处理,得到疲劳极限关于不同因素水平的正交试验极差分析表,如表 2 所示。

通过对各个因素极差大小的比较得出,每齿进给量 f_z 对试件疲劳极限的影响最显著,切削深度 a_p 的影响次之,切削线速度 v_c 的影响最小。

为了进一步探寻各个切削参数对试件疲劳性能的影响规律,后续试验中,重点分析单个铣削参数对试件疲劳极限的影响规律。

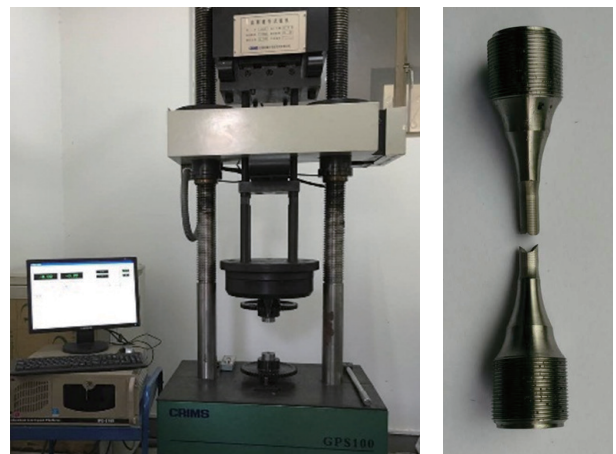


图 6 高频疲劳试验机及疲劳试件
Fig.6 High-frequency fatigue testing machine and fatigue specimen

表 1 疲劳极限正交试验因素-水平表
Table 1 Fatigue orthogonal test factor-level table

水平	A	B	C
	切削线速度 $v_c/(m \cdot \min^{-1})$	每齿进给量 $f_z/(mm \cdot z^{-1})$	切削深度 a_p/mm
1	20	0.06	0.1
2	30	0.08	0.2
3	40	0.10	0.3

首先,保持切削线速度和切削深度不变,分析每齿进给量对试件疲劳极限的影响规律,具体的试验参数和试件疲劳性能测试结果如表3所示。

从以上试验数据可以看出,随着每齿进给量从0.04mm/z递增到0.16mm/z,试件的疲劳极限值整体呈下降趋势;当进给量在0.04~0.08mm变化时,疲劳极限值较高;进给量超过0.08mm,疲劳极限值迅速下降;当进给量达到0.12mm,疲劳极限值稳定在较低的水平。

通过前期的研究结果可知^[17-22],加工表面粗糙度对试件的疲劳性能有较大的影响,而每齿进给量又是影响试件表面粗糙度最主要的因素,每齿进给量越小,获得的表面粗糙度数值越低。因此,为获得较高的表面质量和疲劳极限值,在满足其他加工和设计要求的条件下,应选取较小的每齿进给量。在本文的试验参数范围内,应选取每齿进给量在区间0.04~0.08mm。

由于采用内R成型铣刀加工孔口属于一次成形加工,切削深度与切削宽度存在一定的耦合关系,即切削深度的变化直接影响切削宽度数值的改变,所以,需要对切削深度 a_p 进行优选。

参考每齿进给量的优化结果,保持每齿进给量数值为0.06mm/z,选取切削线速度为30m/min不变,研究切

削深度对试件疲劳极限的影响,试验参数和测试结果如表4所示。

从以上试验结果可以看出,随着切削深度的增大,试件的疲劳极限值呈逐渐下降趋势。当切削深度从0.1mm增大到0.3mm时,试件的疲劳极限值从780MPa降低到753MPa左右,降幅达到3.5%。分析原因,主要是因为随着切削深度的减小,加工表面的残余压应力幅值逐渐增大^[23],而残余压应力的幅值越大,试件的疲劳寿命越长^[24-27]。因此,在本文的试验参数范围内,切削深度 a_p 应取0.1mm。

保持每齿进给量0.1mm/z与切削深度0.1mm不变,研究最大切削线速度对试件疲劳性能的影响规律,具体的试验参数和测试结果如表5所示。

从以上试验结果可以看出,随着最大切削线速度的逐渐增大,试件疲劳极限逐渐降低,当最大切削线速度从 $v_c=20\text{m/min}$ 增大到 $v_c=30\text{m/min}$ 时,试件的疲劳极限从787MPa降低到754MPa左右,降幅达到4.2%。分析原因主要是因为当切削线速度增大时,TB6材料表面加工硬化会逐渐降低,导致试件疲劳极限值降低。因此,

表3 每齿进给量对疲劳极限的试验影响参数和试验结果

Table 3 Experimental parameters and results of feed per tooth on fatigue limit

序号	加工参数			疲劳极限 S_{∞}/MPa
	切削线速度 $v_c/(\text{m}\cdot\text{min}^{-1})$	每齿进给量 $f_z/(\text{mm}\cdot\text{z}^{-1})$	切削深度 a_p/mm	
1	30	0.04	0.1	794.87
2	30	0.06	0.1	779.57
3	30	0.08	0.1	800.37
4	30	0.10	0.1	756.27
5	30	0.12	0.1	734.20
6	30	0.14	0.1	762.77
7	30	0.16	0.1	731.04

表4 切削深度对疲劳极限的试验影响参数和试验结果

Table 4 Experimental parameters and results of cutting depth on fatigue limit

序号	加工参数			疲劳极限 S_{∞}/MPa
	切削线速度 $v_c/(\text{m}\cdot\text{min}^{-1})$	每齿进给量 $f_z/(\text{mm}\cdot\text{z}^{-1})$	切削深度 a_p/mm	
1	30	0.06	0.1	779.57
2	30	0.06	0.2	768.02
3	30	0.06	0.3	753.47

表2 疲劳极限正交试验极差分析

Table 2 Fatigue orthogonal test range analysis

试验号	A	B	C	空白	疲劳极限
	1	2	3	4	S_{∞}/MPa
1	1	1	1	1	803.06
2	1	2	2	2	780.88
3	1	3	3	3	723.74
4	2	1	2	3	771.00
5	2	2	3	1	736.08
6	2	3	1	2	757.31
7	3	1	3	2	771.15
8	3	2	1	3	769.68
9	3	3	2	1	699.08
K_{1j}	2307.68	2345.21	2330.05	2238.22	—
K_{2j}	2264.39	2286.64	2250.96	2309.34	—
K_{3j}	2239.91	2180.13	2230.97	2264.42	—
R_j	67.77	165.08	99.08	71.12	—
因素 (主→次)	B → C → A				6811.98
优化方案	B ₁ C ₁ A ₁				—

注:其中, K_{ij} 表示第j列上水平为i的各试验结果之和; R_j 为第j列的极差。

表5 切削线速度对疲劳极限的试验影响参数和试验结果

Table 5 Test parameters and results of cutting speed on fatigue limit

序号	加工参数			
	切削线速度 $v_c/(m \cdot min^{-1})$	每齿进给量 $f_z/(mm \cdot z^{-1})$	切削深度 a_p/mm	疲劳极限 S_e/MPa
1	20	0.1	0.1	787.15
2	30	0.1	0.1	756.27
3	40	0.1	0.1	754.17

在满足加工工艺要求的前提下,应选取较小的最大线速度值,在本文的试验参数范围内,最大线速度选取 20m/min 较为合适。

3 结论

针对内 R 成型铣刀的孔口倒圆角工艺和 TB6 高强度钛合金材料,设计并开展了铣削参数正交疲劳性能测试试验以及铣削参数单因素试验,分析了最大切削线速度 v_c 、每齿进给量 f_z 和切削深度 a_p 对试件疲劳性能的影响规律,得到以下结论:

(1) 铣削参数中,每齿进给量对试件的疲劳极限影响程度最大,切削深度次之,切削线速度对疲劳极限的影响程度较小。

(2) 随着每齿进给量、切削深度和最大切削线速度的增大,试件疲劳寿命整体呈下降趋势,因此,在满足试件加工工艺和设计的前提下,3 个切削参数都应尽量选取较小的值。在本文的试验参数范围内,选取切削参数 $f_z=0.04\sim 0.08mm/z$ 、 $a_p=0.1mm$ 、 $v_c=20m/min$ 时,试件疲劳极限值最大,大约为 780MPa。

参考文献

[1] 陈锦东,黎向锋,左敦稳,等.基于 MSC.Fatigue 的带孔板疲劳寿命仿真[J].机械制造与自动化,2009,38(1):91-93.
CHEN Jindong, LI Xiangfeng, ZUO Dunwen, et al. Fatigue life simulation for the board with a hole based on the MSC.Fatigue[J]. Machine Building & Automation, 2009, 38(1): 91-93.

[2] 刘军,岳珠峰,刘永寿.孔口划痕对紧固孔疲劳寿命的影响[J].材料科学与工程学报,2007,25(1):67-70.
LIU Jun, YUE Zhufeng, LIU Yongshou. Effect of scratch on fatigue life of fasten holes[J]. Journal of Materials Science & Engineering, 2007, 25(1): 67-70.

[3] 王华,张凌峰,孙智军.高压涡轮导向叶片裂纹定性分析[J].特种铸造及有色合金,2007,27(7):536-537.
WANG Hua, ZHANG Lingfeng, SUN Zhijun. Quantitative analysis of crack in guide blade of high pressure turbine[J]. Special Casting & Nonferrous Alloys, 2007, 27(7): 536-537.

[4] 王丽娟,王纪高,侯淑娥.某机尾桨轴颈叉耳耳环断裂分析[J].材料工程,2001(10):39-41.

WANG Lijuan, WANG Jigao, HOU Shue. Failure analysis of a certain aircraft fork earrings[J]. Journal of Materials Engineering, 2001(10): 39-41.

[5] 颀连元,段明新.机械加工引起桨毂轴套耳片疲劳裂纹分析[J].直升机技术,2001(2):41-44.

XIE Lianyuan, DUAN Mingxin. Fatigue crack analysis to the tail rotor inner sleeve clevis of one type of helicopter[J]. Helicopter Technique, 2001(2): 41-44.

[6] 夏天,彭志军,张志林,等.某型飞机前轮叉裂纹失效分析与解决措施[J].教练机,2013(3):52-57.

XIA Tian, PENG Zhijun, ZHANG Zhilin, et al. Failure analysis and solving measures of cracks on front wheel fork of a certain type of aircraft[J]. Trainer, 2013(3): 52-57.

[7] 朱亲强,马常亮,王学强,等.某型飞机接头耳片裂纹原因分析[J].中国科技博览,2014(2):485.

ZHU Qinqiang, MA Changliang, WANG Xueqiang, et al. Cause analysis of cracks in lugs of aircraft[J]. China Science and Technology Review, 2014(2): 485.

[8] 郑参谋.某型飞机耳片结构断口宏、微观及定量分析[J].中国科技信息,2015(S1):24-26.

ZHENG Canmou. Macro and quantitative analysis of the fracture of a certain type of aircraft[J]. China Science and Technology Information, 2015(S1): 24-26.

[9] 吴国冰,喻澹鉴,王建,等.直升机主桨轴颈损伤容限分析研究[J].直升机技术,2014(2):14-17.

WU Guobing, YU Jianjian, WANG Jian, et al. Damage tolerance analysis on main hub mandril of helicopter[J]. Helicopter Technique, 2014(2): 14-17.

[10] 周中玉.基于双级线圈径向驱动的孔电磁强化方法研究[D].武汉:华中科技大学,2014.

ZHOU Zhongyu. Research of hole electromagnetic strengthening method based on two-stage coils and radially driven[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2014.

[11] 李成,郑艳萍.不同孔口形状对含孔复合材料板孔边应力状态影响的研究[J].工程力学,2007,24(10):19-24.

LI Cheng, ZHENG Yanping. Influence of different orifice figure on hole-edge stress of composite material plate with hole[J]. Engineering Mechanics, 2007, 24(10):19-24.

[12] 沙璘,梁伟,杨嘉陵.拉挤互锁复合材料格栅结构格栅肋的应力集中[J].强度与环境,2007,34(5):42-48.

SHA Lin, LIANG Wei, YANG Jialing. Stress concentration in rib of interlocked composite grid-stiffened structures[J]. Structure & Environment Engineering, 2007, 34(5): 42-48.

[13] 刘军,刘勇俊,刘永寿,等.开孔试件的表面粗糙度对疲劳寿命影响的定量分析[J].中国机械工程,2008,19(3):327-329.

LIU Jun, LIU Yongjun, LIU Yongshou, et al. Quantitative analysis of roughness effect on fatigue life of specimen with open holes[J]. China Mechanical Engineering, 2008, 19(3): 327-329.

[14] 庞小超,白明远.钛合金螺栓断裂原因分析[J].失效分析与预防,2011,6(3):182-185.

PANG Xiaochao, BAI Mingyuan. Fracture analysis of titanium alloy

bolt[J]. Failure Analysis and Prevention, 2011, 6(3): 182–185.

[15] 李有堂, 于立群. 扭转条件下过渡圆角半径及径比对圆轴疲劳寿命的影响[J]. 兰州理工大学学报, 2008, 34(5): 32–35.

LI Youtang, YU Liqun. Influence of radius of rounded corner of stepped shafts and radius ratio on fatigue life of shafts subjected to torsion[J]. Journal of Lanzhou University of Technology, 2008, 34(5): 32–35.

[16] 罗学昆, 王欣, 胡仁高, 等. 孔挤压强化对 Inconel718 高温合金疲劳性能的影响[J]. 中国表面工程, 2016, 29(3): 327–329.

LUO Xuekun, WANG Xin, HU Rengao, et al. Effects of hole cold expansion on fatigue property of Inconel 718 superalloy[J]. China Surface Engineering, 2016, 29(3): 327–329.

[17] 裴旭明, 陈五一, 任炳义, 等. 加工工艺对 7075 铝合金紧固孔表面形貌和组织的影响[J]. 中国有色金属学报, 2001, 11(4): 655–660.

PEI Xuming, CHEN Wuyi, REN Bingyi, et al. Influence of machining processes on surface microphotograph and microstructure of fastening holes[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2001, 11(4): 655–660.

[18] 姚倡锋, 武导侠, 靳淇超, 等. TB6 钛合金高速铣削表面粗糙度与表面形貌研究[J]. 航空制造技术, 2012, 55(21): 90–93.

YAO Changfeng, WU Daoxia, JIN Qichao, et al. Research on surface roughness and surface topography of high-speed milling TB6 titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012, 55(21): 90–93.

[19] 周子同, 陈志同, 熊曦耀, 等. 钛合金 TB6 侧铣表面完整性实验[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(6): 849–854.

ZHOU Zitong, CHEN Zhitong, XIONG Xiyao, et al. Experiment on surface integrity of side milling titanium TB6[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(6): 849–854.

[20] YAO C F, WU D X, JIN Q C, et al. Influence of high-speed milling parameter on 3D surface topography and fatigue behavior of TB6 titanium alloy[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2013, 23(3): 650–660.

[21] YANG D, LIU Z. Surface topography analysis and cutting parameters optimization for peripheral milling titanium alloy Ti-6Al-4V[J]. International Journal of Refractory Metals & Hard Materials, 2015, 51: 192–200.

[22] 史恺宁, 靳淇超, 武导侠, 等. 钛合金 TB6 铣削参数对表面完整性的影响研究[J]. 航空制造技术, 2013, 56(7): 83–87.

SHI Kaining, JIN Qichao, WU Daoxia, et al. Effect of milling parameter on surface integrity of TB6 titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(7): 83–87.

[23] BERRUTI T, UBERTALLI G. Influence of cutting parameters on residual stresses induced by milling in pressure die-cast aluminum alloy components[J]. Journal of Manufacturing Science & Engineering, 2001, 123(4): 547–551.

[24] 胡奈赛, 张定铨. 残余力对疲劳寿命的影响[J]. 汽车工艺与材料, 1992(5): 16–18.

HU Naisai, ZHANG Dingquan. Effect of residual forces on fatigue life[J]. Automobile Technology & Material, 1992(5): 16–18.

[25] 何少杰, 杨文玉, 郭步鹏, 等. 机加工表面残余应力及其疲劳寿命评价的研究进展[J]. 表面技术, 2015(6): 120–126.

HE Shaojie, YANG Wenyu, GUO Bupeng, et al. Research progress

on evaluation of surface residual stress and fatigue life of machined products[J]. Surface Technology, 2015(6): 120–126.

[26] 陈雷, 吕泉, 马艳玲, 等. 表面完整性对航空发动机零件疲劳寿命的影响分析[J]. 航空精密制造技术, 2012, 48(5): 47–50.

CHEN Lei, LÜ Quan, MA Yanling, et al. Analysis of effect of surface integrality on aero engine parts fatigue life failure[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2012, 48(5): 47–50.

[27] 杜东兴. 表面改性对钛合金疲劳行为的影响[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.

DU Dongxing. Effects of surface modification and integrity on fatigue behaviors of titanium alloy[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.

通讯作者: 李勋, 博士、副教授, 研究方向为高性能材料切削磨削技术及表面完整性, E-mail: lixun@buaa.edu.cn.

(责编 铃兰)

(上接第91页)

[27] CHO J, NA S. Implementation of real-time multiple reflection and Fresnel absorption of laser beam in keyhole[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2006, 39(24): 5372–5378.

[28] DAI D H, GU D D. Influence of thermodynamics within molten pool on migration and distribution state of reinforcement during selective laser melting of AlN/AlSi10Mg composites[J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 2016, 100: 14–24.

[29] KRUTH J P, FROYEN L, VAN VAERENBERGH J, et al. Selective laser melting of iron-based powder[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 149(1): 616–622.

[30] LIU Y, YANG Y, WANG D. A study on the residual stress during selective laser melting (SLM) of metallic powder[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 87(1/4): 647–656.

[31] LEUDERS S, THÖNE M, RIEMER A, et al. On the mechanical behaviour of titanium alloy TiAl6V4 manufactured by selective laser melting: Fatigue resistance and crack growth performance[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 48: 300–307.

[32] 张霜银, 林鑫, 陈静, 等. 热处理对激光立体成形 TC4 残余应力的影响[J]. 稀有金属材料与工程, 2009(5): 774–778.

ZHANG Shuangyin, LIN Xin, CHEN Jing, et al. Influence of heat treatment on residual stress of Ti-6Al-4V alloy by laser solid forming[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2009(5): 774–778.

[33] CHENG B, SHRESTHA S, CHOU K. Stress and deformation evaluations of scanning strategy effect in selective laser melting[J]. Additive Manufacturing, 2016, 12: 240–251.

[34] WANG D, YANG Y, YI Z, et al. Research on the fabricating quality optimization of the overhanging surface in SLM process[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 65(9/12): 1471–1484.

通讯作者: 孙中刚, 副教授, 研究方向为增材制造技术, E-mail: sunzgg@njtech.edu.cn.

(责编 铃兰)