

引文格式: 姜廷宇, 王洋, 王鹏, 等. TB6 钛合金孔二次挤压残余应力及疲劳寿命仿真研究 [J]. 航空制造技术, 2021, 64(9): 77-84.
JIANG Tingyu, WANG Yang, WANG Peng, et al. Simulation study on residual stress and fatigue life of TB6 titanium alloy hole after double cold expansion[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(9): 77-84.

TB6 钛合金孔二次挤压残余应力及疲劳寿命仿真研究

姜廷宇¹, 王洋¹, 王鹏², 万志城², 张全利¹, 苏宏华¹

(1. 南京航空航天大学机电学院, 南京 210016;

2. 航空工业昌河飞机工业(集团)有限责任公司, 景德镇 333000)

[摘要] 二次挤压强化技术可以在保证底孔有足够的强化效果下, 实现衬套与孔壁的紧密配合, 从而有效提高连接件的疲劳寿命。采用仿真分析方法研究了二次挤压强化孔残余应力分布及疲劳寿命。首先, 基于有限元软件 ABAQUS 建立了 TB6 钛合金构件二次挤压强化有限元模型, 并分析了该仿真模型的准确性; 其次, 在有限元模拟结果的基础上利用疲劳分析软件 MSC.Fatigue 对二次挤压强化孔进行疲劳寿命分析; 最后, 分析了不同孔径偏差及挤压润滑情况对孔疲劳性能的影响。结果表明, 二次挤压强化可以有效缓解孔壁应力集中现象, 疲劳破坏位置由孔壁向远离孔壁位置转移; 不同孔径最小截面方向存在一个应力不变点, 相同挤压条件下, 孔径偏差过大对孔的疲劳寿命有不利影响, 孔壁润滑状况越好, 强化后的孔疲劳性能越好。

关键词: 二次挤压强化; 残余应力; 疲劳寿命; 有限元法; MSC.Fatigue 仿真

Simulation Study on Residual Stress and Fatigue Life of TB6 Titanium Alloy Hole After Double Cold Expansion

JIANG Tingyu¹, WANG Yang¹, WANG Peng², WAN Zhicheng², ZHANG Quanli¹, SU Honghua¹

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AVIC Changhe Aircraft Industry (Group) Corporation Ltd., Jingdezhen 333000, China)

[ABSTRACT] The double cold expansion strengthening technology can ensure that the hole has enough strengthened effect, and realize the close fit between bushing and the hole edge, so as to improve the fatigue life of connectors effectively. Residual stress distribution and fatigue life of double cold expanded hole were studied by simulation method. Firstly, a finite element model for the double cold expansion of TB6 titanium alloy components was established to analyze the accuracy of the simulation model. Secondly, based on the simulation results, the fatigue life of the double cold expanded hole was analyzed by MSC.Fatigue software. Finally, the effect of the hole diameter deviation and the expansion lubrication condition on the fatigue performance was taken into consideration. The results show that the stress concentration on the hole wall can be effectively alleviated by the double cold expansion process. The fatigue failure position transferred from the hole edge to the position far away. Furthermore, a constant stress level in the direction of the smallest cross-section with different apertures occurs. It is also found that the excessive diameter deviation has a negative effect on the fatigue life, where good lubrication condition is beneficial to the fatigue performance.

Keywords: Double cold expansion; Residual stress; Fatigue life; Finite element modeling; MSC.Fatigue simulation

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2021.09.077

直升机桨毂作为旋翼系统的核心部件, 其服役过程中承受高频交变载荷, 孔壁存在严重的应力集中, 导致

连接孔系存在较高的疲劳失效风险, 直升机的可靠性得不到保障。研究表明, 孔挤压强化技术作为一种便捷、

高效的抗疲劳制造方法,可以在孔壁引入残余压应力,缓解孔壁应力集中,提高连接孔疲劳寿命^[1-3]。TB6钛合金是一种具有高强度及韧性的近 β 相钛合金,被广泛应用于直升机桨毂中央件的制备,在中央件连接孔中安装铜或不锈钢衬套,可以减少孔壁的磨损^[4-5]。早在20世纪50年代波音公司便在707机型部件的连接中使用孔冷挤压加干涉配合铆接的方法^[6]。干涉配合法虽然能提高连接孔疲劳寿命^[7],但研究表明干涉量不易控制,过高会对孔壁造成损伤,较低则会在孔壁引入残余拉应力,且增加了孔壁与衬套间的微动磨损,降低连接孔疲劳性能^[5,8]。

针对上述孔抗疲劳制造技术的不足,目前二次挤压强化技术已经应用于含衬套孔的制造生产中。作为一种新型的抗疲劳制造技术,二次挤压强化指的是先用传统的冷挤压方法,对底孔进行挤压强化,保证孔壁具有一定深度的残余压应力层,然后安装衬套,采用一定过盈量的挤压芯棒,对衬套进行二次挤压,使衬套与孔壁紧密贴合。研究表明二次挤压强化技术可以显著改善孔壁表面粗糙度,提高钛合金表面硬度,并形成一定的残余压应力层,从而有效提高耳片孔的疲劳寿命^[5,9]。

残余应力是评价孔挤压强化技术的重要指标,通常来说,切向残余压应力越高,孔的轴向拉伸疲劳寿命越高。但限于当前的测量技术,只能得到孔壁某一区域平均残余应力值,不能得到可靠的测量结果。随着数值模拟技术的发展,研究人员通过仿真分析的方法研究孔挤压强化残余应力分布。Yasniy等^[10]进行了Al 2024-T3铝合金冷挤压强化过程有限元分析,发现冷挤压残余应力沿厚度方向为非对称分布,挤入面残余压应力最小;观察了疲劳试样断口形貌,发现强化孔疲劳裂纹源通常出现在挤压入口处,与仿真得到的结果有较好的一致性。疲劳试验可以获得强化后孔的疲劳寿命,但开展疲劳试验存在较长的试验周期,试验投入成本较高,且不可控因素过多会导致试验结果不理想。通过合理的疲劳寿命仿真可以较好地预测产品疲劳寿命,判断零部件疲劳寿命薄弱位置,优化疲劳试验参数,减少试验样机数量,指导工艺方案的制定,减少试验成本^[11]。

钛合金材料高强度、高韧性等优良的物化性能也给加工带来了困难,制孔过程易出现加工精度及孔壁质量较差的问题,对于使用统一规格的挤压芯棒,孔径存在偏差使实际挤压量与理论值有一定误差;由于加工后孔壁质量得不到保证,在挤压强化过程中的润滑作用显得尤为重要。

因此,有必要考虑孔径偏差及润滑条件对二次挤压

强化后孔壁残余应力影响。

为了弥补试验方法的不足,本文借助商用有限元分析软件ABAQUS及疲劳分析软件MSC.Fatigue,提出了一种二次挤压孔疲劳性能预测方法,综合考虑加工后孔径偏差及强化过程润滑情况对二次挤压强化后孔壁残余应力孔疲劳性能的影响。

1 有限元模型建立

1.1 二次挤压强化有限元模型

本文借助ABAQUS强大的非线性计算能力对二次孔挤压强化过程进行建模。其中耳片试样的材料为TB6钛合金,衬套材料为1Cr17Ni3A不锈钢。材料的本构模型是影响有限元计算结果的重要影响因素,耳片和衬套两种材料的基本力学性能如表1所示,通过SANS电子万能试验机测得两种材料在准静态条件下的应力-应变曲线(图1)。挤压芯棒材料为M42高钴钢,因挤压结束后仅需考虑耳片及衬套的残余应力分布,将挤压芯棒定义为刚体,杨氏模量为218GPa。

表1 TB6钛合金和1Cr17Ni3A不锈钢基本力学性能
Table 1 Basic mechanical properties of TB6 titanium alloy and 1Cr17Ni3A stainless steel

材料	杨氏模量 /MPa	屈服强度 /MPa	泊松比 γ
TB6	102000	1030	0.3
1Cr17Ni3A	206000	880	0.29

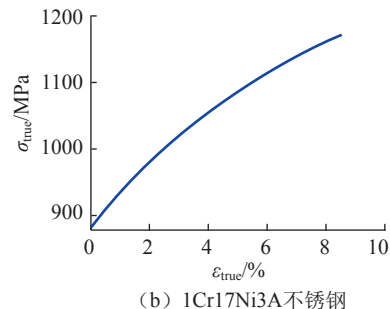
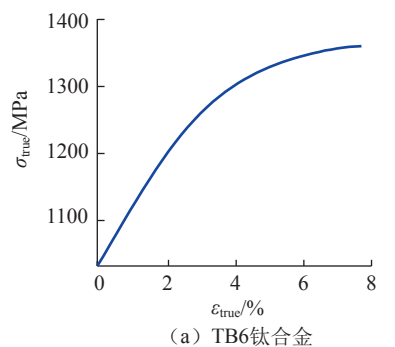


图1 两种材料在准静态加载塑性阶段应力-应变曲线

Fig.1 Plastic stage stress-strain curves of two materials at quasi-static loading

图2所示为基于ABAQUS所建立的孔的挤压强化三维有限元模型。设置单元类型为C3D8R六面体减缩积分单元,为了保证计算精度的前提下减少计算成本,在孔壁周围及衬套处进行了网格局部加密。为了准确模拟孔的二次挤压强化过程,本文采用的有限元模型可以实现两次挤压过程的连续仿真分析,这样可以直接在继承一次挤压的计算结果基础上完成二次挤压仿真,大大提高了计算效率。具体做法是:通过为挤压芯棒施加位移载荷,使挤压芯棒强制通过底孔,在一次挤压完成后,将衬套与底孔同轴装配,并利用二次挤压芯棒挤压衬套。强化过程中为底板添加支撑约束,挤压完成后改变耳片面约束为点约束,模拟挤压后的回弹过程,同时避免零件发生刚体位移。二次挤压强化试验中采用干膜润滑剂(GH-51)润滑孔壁,加工后孔壁表面质量难以控制,若润滑状况不佳,在挤压过程中易出现断棒、卡棒等现象,同时会对孔壁造成划伤,对强化后孔的疲劳寿命也会造成影响,在模拟过程中分别设置0.05、0.1、0.2、0.3这4种接触面的摩擦系数,研究润滑情况对二次挤压强化后残余应力分布及疲劳寿命的影响^[12-13]。

因为钛合金属于典型的难加工材料^[14],孔壁加工精度难以控制,虽然已有研究表明存在某一个相对挤压力量可以使孔疲劳寿命增益最大^[15],但加工精度对孔疲劳性能的影响不可忽略。本文以孔径偏差作为加工精度评价指标,研究相同条件下,不同的孔径偏差对二次挤压强化后孔残余应力及疲劳性能影响。挤压过程参数如表2所示,其中相对挤压力量如式(1)定义:

$$E_r = \frac{D-d}{d} \times 100\% \quad (1)$$

其中, E_r 为相对挤压力量; D 为芯棒工作段直径; d 为底孔直径或衬套内径。本文根据工程实际,选用的一次挤压芯棒工作端直径为20.4mm,二次挤压芯棒工作端直径为16.3mm,其余零件尺寸参数如表2所示。

1.2 单向拉伸有限元仿真

为了探究二次挤压强化对孔疲劳寿命的增益效果,

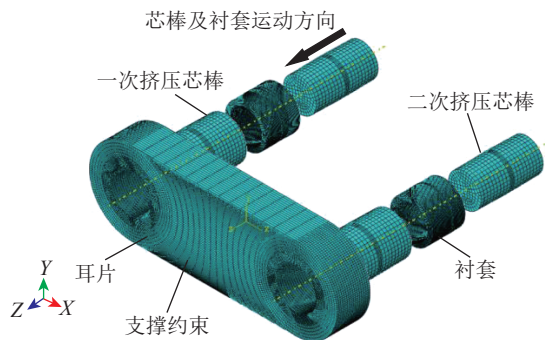


图2 二次挤压强化有限元模型

Fig.2 Finite element model of double cold expansion

需要对强化前及强化后的耳片构件进行拉-拉疲劳试验,利用有限元软件可以模拟耳片在峰值疲劳载荷下的应力分布情况,同时可以在后续疲劳仿真中确定疲劳载荷施加位置。试验过程中,将螺栓杆安装于衬套孔内,沿两孔轴线方向施加拉-拉疲劳载荷。有限元模拟过程中,对衬套内壁施加一级疲劳载荷,峰值应力 $\sigma_{\max}=165\text{MPa}$,根据实际工装对耳片施加约束,如图3所示为单向拉伸有限元模型受载状态。

为了研究二次挤压强化对受载耳片孔壁应力分布影响,首先对孔壁进行了二次挤压强化有限元模拟,之后对衬套内壁施加拉伸均匀布载荷。

2 二次挤压强化孔疲劳仿真

由上述有限元模拟可以得到二次挤压强化后构件残余应力分布结果,再利用MSC.Fatigue疲劳分析软件计算二次挤压强化构件疲劳寿命。图4为疲劳分析流程图。

对于二次挤压强化构件的疲劳分析,需要导入孔挤压强化后的残余应力分布以及单位静载工况。即在ABAQUS的.inp文件中添加输出指令,生成可导入疲劳分析软件MSC.Fatigue中的.fil文件^[16]。为了确定疲劳仿真分析中试样的受载位置以及定义疲劳载荷的大小,需要将挤压强化后的残余应力工况与静态时间历程相关联,单位静载工况与疲劳载荷谱相关联。疲劳仿真载荷为恒幅正弦载荷谱,具体信息如表3所示。

表2 二次挤压试件尺寸参数

Table 2 Dimension parameters of double cold expansion samples

编号	耳片厚度 / mm	孔径 / mm	衬套外径 / mm	衬套内径 / mm	相对挤压力量 / %
1	16	19.96	20.1	16	2.2
2	16	20	20.1	16	2
3	16	20.06	20.1	16	1.69
4	16	20.1	20.1	16	1.49

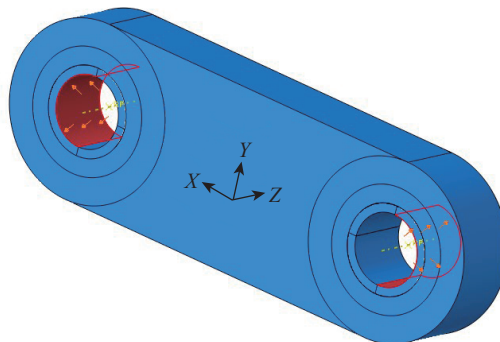


图3 单向拉伸有限元模型受载情况

Fig.3 Loading situation of uniaxial tensile finite element model

3 结果与讨论

3.1 残余应力仿真分析

大量研究表明, 交变疲劳载荷下对零件疲劳寿命影响最大的是切向残余应力^[2], 因此本文主要关注切向残余应力分布。二次挤压强化有限元模型中板长方向为X方向, 因此挤压完成后 S_{11} 方向的应力即为耳片最小截面切向残余应力 σ_{θ} 。图5所示为二次挤压完成后切向残余应力分布云图, 不同厚度下残余应力分布规律如图6所示。可以看出, 残余应力沿孔轴线方向为对称分布, 衬套受挤压后, 内部均为切向残余压应力, 在衬套与孔壁接触位置残余压应力最大。孔壁表面残余压应力达到400MPa以上, 有较好的强化效果。在距底孔2mm范围内, 均为残余压应力, 且距孔壁越远, 残余压应力越小, 之后逐渐转变为残余拉应力, 且残余拉应力先逐渐增大后减小到0。耳片孔壁处, 挤出面残余应力最大, 挤入面残余应力最小, 但整体差别不大, 这是因为在挤压过程中孔壁材料的轴向流动, 导致挤出面参与塑性变形的金属较多, 其周向残余压应力较高。但由于二次挤压衬套的作用, 衬套紧密压合孔壁使其残余应力重新分布, 耳片孔壁残余应力在厚度方向上分布趋于一致。在衬套内部, 挤出面残余应力相较于挤入面和中间面较低, 主要因为在一次挤压孔壁过程中, 挤出面存在较大

的变形, 二次挤压衬套过程中, 衬套在挤出面受到孔壁约束较弱, 所以残余压应力水平较低。本文中残余应力分布与文献[9]中二次挤压孔壁表层残余应力分布有较好的一致性, 验证了本文建立的二次挤压强化有限元模型的合理性。

图7为未挤压强化构件单向拉伸应力分布云图, 图8为受拉耳片构件最小截面应力分布规律。由仿真结果可知, 衬套内部应力基本为零, 但耳片孔壁处出现严重的应力集中现象。

图9所示为二次挤压强化后受拉试样最小截面应力分布, 在165MPa的均布载荷作用下, 孔壁处由未挤压时的应力集中转变为压应力状态, 应力水平低于截面平均值, 且距离孔壁1.15mm内均为压应力, 随着距孔壁距离的增加, 逐渐转变为拉应力。由此可见, 二次挤压强化可以有效缓解孔壁应力集中现象, 使拉应力主要分布于不危险区域, 避免孔疲劳性能的削弱, 增强危险区域的疲劳性能。

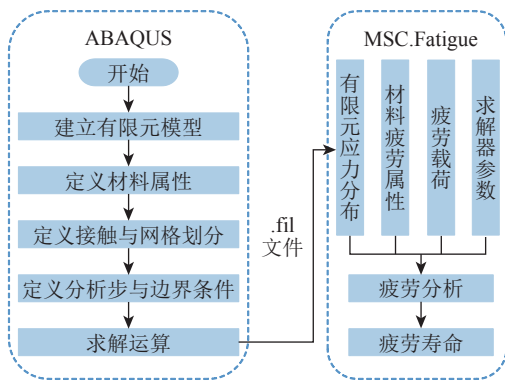


图4 疲劳仿真流程图

Fig.4 Flow chart of fatigue simulation

表3 疲劳载荷信息

Table 3 Fatigue load information

载荷级别	最大应力 σ_{max} /MPa	应力比 R	频率 /Hz
一级	165	0.1	6
二级	181.5	0.1	6
三级	198	0.1	6
四级	214.5	0.1	6

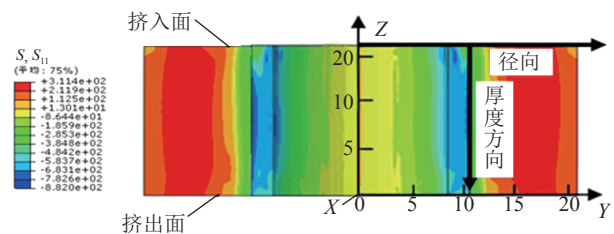


图5 最小截面切向残余应力分布

Fig.5 Tangential residual stress contour plot at minimum cross section

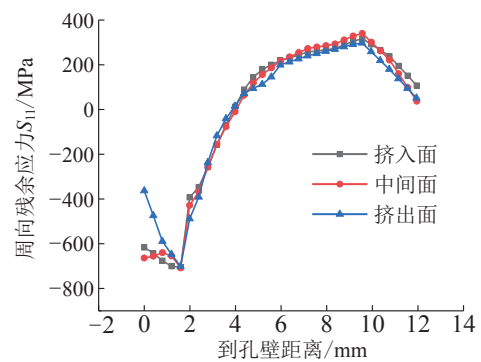


图6 二次挤压切向残余应力分布规律

Fig.6 Distribution of tangential residual stress in double cold expansion



图7 单向拉伸应力分布云图

Fig.7 Uniaxial tensile stress distribution contour plot

通常由于挤压入口面切向残余应力较低,疲劳裂纹源有较大概率出现在挤入面,因此主要研究孔径与润滑对挤入面的孔壁应力分布的影响。图10所示为4种不同孔径下耳片构件切向残余应力分布规律,可以看到,相同条件下,不同孔径耳片最小截面方向存在一个应力不受影响区域,对于挤入面,该应力不变点在距孔壁约3.2mm处。随着孔径的增加,由于相对挤压量的减小,在应力不变点前切向残余压应力减小。因耳片内部应力平衡,应力不变点之后残余拉应力随着孔径减小而增大。

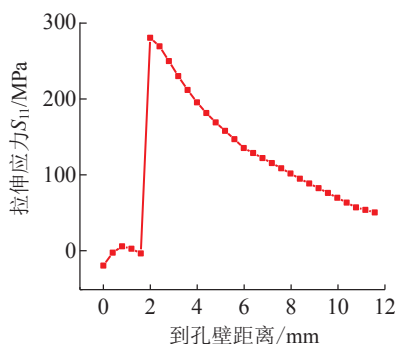


图8 最小截面拉伸应力分布规律

Fig.8 Distribution of tensile stress at minimum cross section

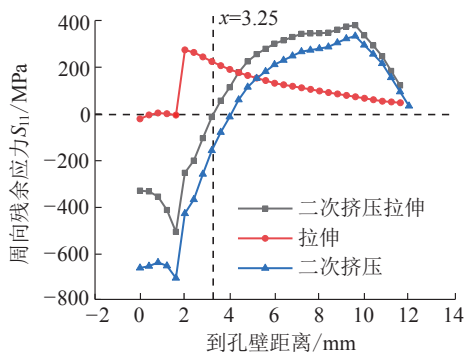


图9 强化受载试样应力分布规律

Fig.9 Stress distribution of strengthened specimen under load

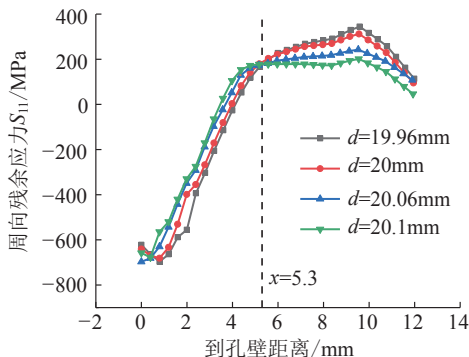


图10 不同孔径试样残余应力分布规律

Fig.10 Residual stress distribution in different diameters

二次挤压强化试验中使用了GH-51干膜润滑剂,摩擦系数越低代表润滑效果越好,图11为不同摩擦系数下耳片在挤入面残余应力分布规律,可以看出在孔壁附近,润滑情况越差,周向残余压应力越大,这是因为润滑不佳产生的较大挤压力使材料发生轴向流动,孔壁产生更高的压应力。在距孔壁约1~3mm区域,残余应力分布基本一致,但在远离孔壁位置,随着摩擦系数的增大,即润滑效果变差,残余拉应力增加。对比图12可以发现,当摩擦系数 f 为0.05及0.1,即润滑情况较好时,挤入面孔壁切向残余压应力约为360MPa,且应力分布趋势基本一致。随着润滑情况变差,孔壁整体残余应力变大,挤入面与挤出面应力差值减小,摩擦系数为0.3时孔壁切向残余压应力达到575MPa。

3.2 疲劳寿命仿真分析

图13为在一级载荷下未经二次挤压强化受载试样疲劳寿命仿真云图,可以看出孔壁为构件最先发生疲劳失效的部位,疲劳寿命为 2.99×10^5 次循环,衬套在使用过程中不发生疲劳失效,对构件疲劳寿命没有影响。图14为完整四级载荷下经二次挤压强化后的构件疲劳寿命仿真云图,对比未挤压试样及图9可以看出,因二次

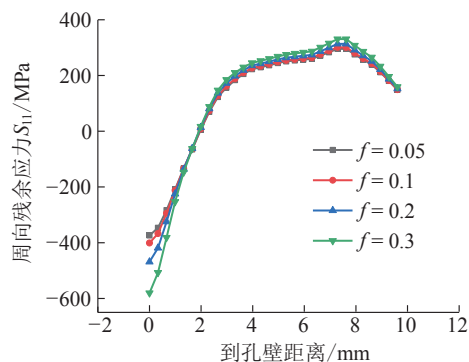


图11 不同润滑条件残余应力分布规律

Fig.11 Residual stress distribution in different lubrication conditions

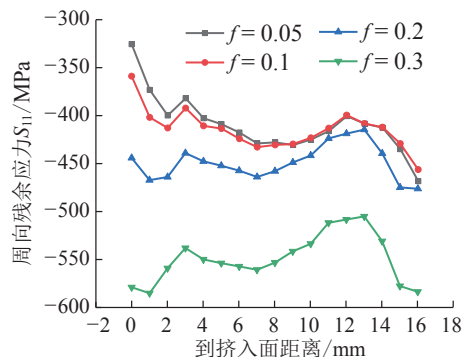


图12 孔壁在厚度方向残余应力分布规律

Fig.12 Residual stress distribution of hole edge in direction of thickness

挤压强化缓解了孔壁应力集中,疲劳危险部位向远离孔壁方向转移,一级载荷下疲劳寿命为 6.98×10^5 次循环,是无挤压强化试样的 2.33 倍。观察图 14 可以看出,随着疲劳载荷的增加,疲劳危险区域明显增大,且疲劳寿命降低。采用 MTS322.21 试验机(100kN)对未强化及二次挤压强化后试样进行了疲劳试验,根据《中国航空材料手册》第四卷^[17]中关于 TB6 钛合金耳片元件轴向加载疲劳 $S-N$ 曲线及疲劳试验方法,将试验载荷频率定为:一级载荷最大应力 $\sigma_{max}=165\text{MPa}$,应力比 $R=0.1$,试验频率 6Hz。疲劳试验过程将螺栓杆插入衬套孔中,沿试样长轴线方向施加疲劳载荷,其试验现场装夹方式如图 15 所示。不同的装配工艺下,试样的破坏模式一致,均在耳孔处发生疲劳失效,图 16 为一级载荷下温差配合试验件疲劳破坏形式,因衬套材料刚度大于耳片刚度,且由上述仿真结果可知,耳片孔壁附近出现严重应

力集中,而衬套内部应力较为平缓,因此疲劳破坏均发生在耳孔处。图 17 为仿真与试验疲劳寿命对比情况,因仿真过程基于孔壁无微观缺陷的假设,所以仿真值较试验值普遍偏低,仿真误差为 8%~20%,考虑到疲劳试验的波动性,可以认为该仿真误差在允许范围内。对比图 13、14 及图 16 可以看出,仿真与试验疲劳破坏位置均在耳孔处,且预测疲劳寿命误差也在允许范围内,仿真结果与试验有较好的一致性。

对不同孔径及摩擦系数的耳片孔进行了二次挤压强化疲劳寿命仿真分析,图 18 为摩擦系数为 0.1 的条件下不同孔径偏差的疲劳寿命规律,发现对于同一应力

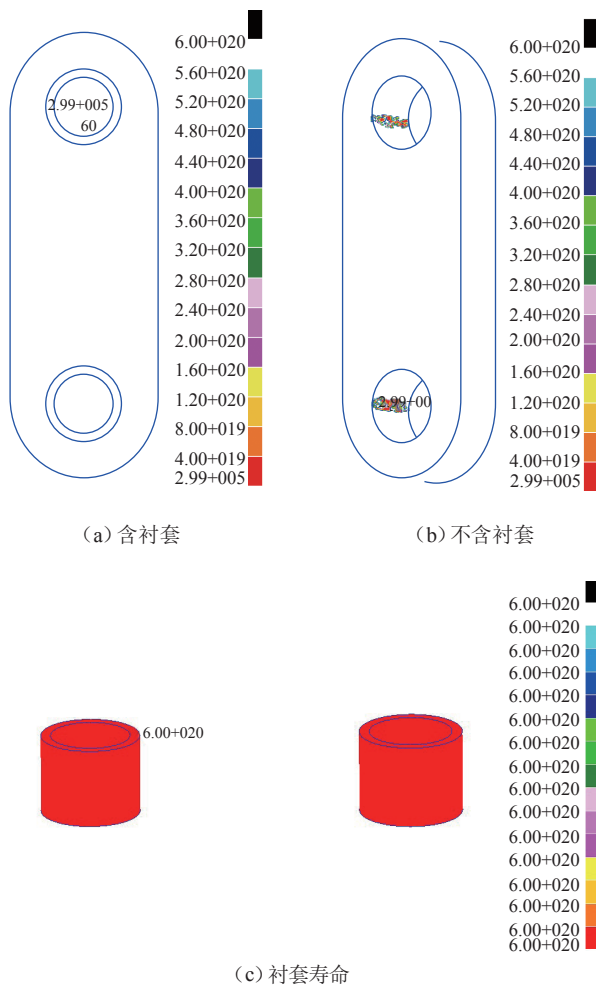


图 13 未挤压构件疲劳寿命仿真云图 ($d = 20\text{mm}, f = 0.1$)
Fig.13 Fatigue life simulation contour plot of unexpanded component ($d = 20\text{mm}, f = 0.1$)

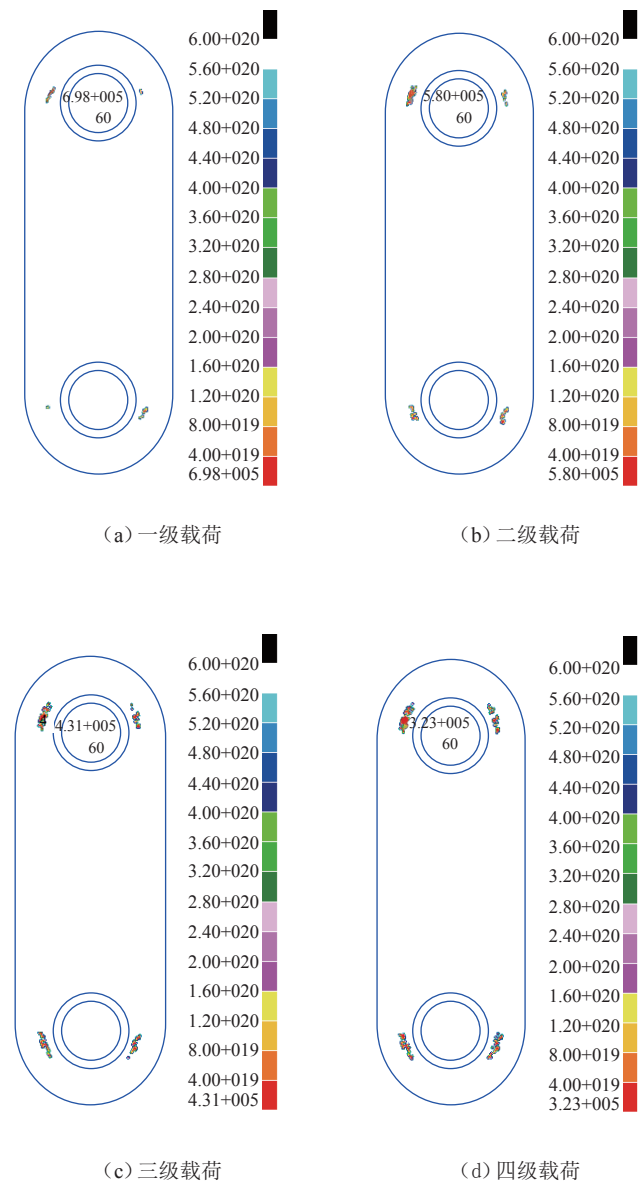


图 14 二次挤压强化后疲劳寿命分布云图 ($d = 20\text{mm}, f = 0.1$)
Fig.14 Fatigue life simulation contour plot of double expanded component ($d = 20\text{mm}, f = 0.1$)



图 15 试验装夹方式
Fig.15 Test fixing method



图 16 试验件疲劳破坏形式
Fig.16 Fatigue failureform of test specimen

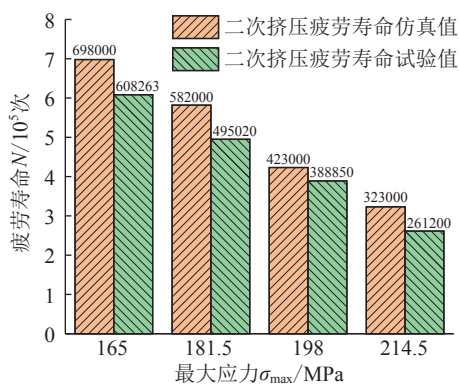


图 17 仿真与试验对比
Fig.17 Comparison between simulation and experiment

水平,因为孔径偏差较小,挤压量及残余应力差别不大,不同孔径试样的疲劳寿命围绕某一固定值上下波动,随着应力幅值的增加,疲劳寿命降低。整体看来,直径为 19.96mm 及 20.1mm 的底孔疲劳寿命较低,这是因为直径较小虽然可以在孔壁引入较大的残余压应力,但衬套安装过程中与孔壁发生接触,造成孔壁残余应力波动较大,同时远离孔壁处过大的残余拉应力也可能导致构件过早疲劳失效;直径过大会导致一次挤压量不足,强化效果不佳,同样也会削弱孔挤压强化的疲劳寿命增益。图 19 为直径 20mm 孔在不同摩擦系数下二次挤压强化后疲劳寿命规律,可以看出随着摩擦系数的增加,即定性地表示润滑情况的变差,二次挤压强化孔疲劳寿命逐渐降低。在实际生产过程中,若润滑情况不佳,会造成孔壁材料的轴向流动,使孔壁残余应力在厚度方向上分布不均匀,从而削弱疲劳寿命的增益。此外,本仿真模拟是基于孔壁无微观缺陷的假设下进行的,在实际二次挤压强化中,润滑效果不佳,会出现断棒、卡棒等问题,且芯棒与衬套在挤压装配过程中会对孔壁造成较大的损伤,增加了裂纹萌生的概率,也会大幅降低构件的疲劳寿命。

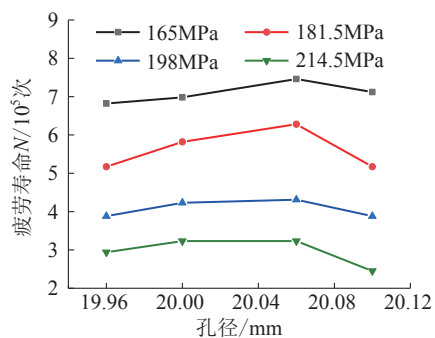


图 18 孔径对疲劳寿命影响 ($f = 0.1$)
Fig.18 Effect of diameter on fatigue life ($f = 0.1$)

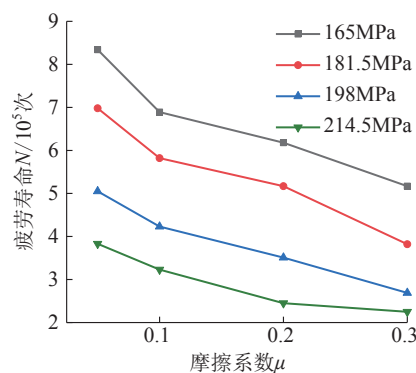


图 19 润滑对疲劳寿命影响 ($d = 20\text{mm}$)
Fig.19 Effect of lubrication on fatigue life ($d = 20\text{mm}$)

4 结论

(1)建立了TB6钛合金孔的二次挤压强化有限元模型,可以准确地模拟二次挤压强化过程。在有限元模拟结果的基础上,进行了二次挤压强化孔疲劳寿命仿真分析,仿真结果与实际生产试验有较好的一致性。

(2)二次挤压强化后孔壁残余压应力可达400MPa以上,保证了孔壁有足够的切向残余压应力,能有效缓解孔壁应力集中。在衬套内部均为切向残余压应力,且挤出面应力水平较低,因二次挤压衬套的缘故,耳片孔壁残余应力分布在厚度方向上趋于一致。

(3)对不同孔径的底孔进行二次挤压强化,在同一厚度上,孔壁最小截面方向存在一个应力不变点,在该点之前,切向残余压应力与孔径呈负相关,在该点之后趋势相反。润滑情况越好,孔壁附近残余压应力越小,远离孔壁处拉应力越小。

(4)在一级疲劳载荷下,二次挤压强化构件疲劳寿命为未挤压试样的2.33倍。当挤压芯棒规格一定时,孔径偏差较大及润滑情况不佳都会削弱二次挤压强化的疲劳增益,其中润滑状况对二次挤压强化孔疲劳寿命影响较大。在实际生产中,应尽量保证较好的孔加工精度及挤压润滑条件。

参考文献

[1] 王燕礼,朱有利,曹强,等.孔挤压强化技术研究进展与展望[J].航空学报,2018,39(2):6-22.
WANG Yanli, ZHU Youli, CAO Qiang, et al. Progress and prospect of research on hole cold expansion technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(2): 6-22.

[2] FU Y C, DE GE E, SU H H, et al. Cold expansion technology of connection holes in aircraft structures: A review and prospect[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4): 961-973.

[3] 艾剑波,郭俊贤,覃海鹰,等. Ti1023主桨毂中央件的微动疲劳及其防护[J].直升机技术,2011(2):25-29.
AI Jianbo, GUO Junxian, QIN Haiying, et al. Fretting fatigue of Ti1023 main rotor hub central part and protection[J]. Helicopter Technique, 2011(2): 25-29.

[4] SUN J F, HUANG S, WANG T M, et al. Research on surface integrity of turning titanium alloy TB6[J]. Procedia CIRP, 2018, 71: 484-489.

[5] 罗学昆,艾莹珺,王欣,等.二次孔挤压强化对TB6钛合金疲劳性能的影响[J].航空材料学报,2017,37(6):88-94.
LUO Xuekun, AI Yingjun, WANG Xin, et al. Effect of double cold expansion of hole on fatigue property of TB6 titanium alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2017, 37(6): 88-94.

[6] 王珉.抗疲劳制造原理与技术[M].南京:江苏科学技术出版社,1999.
WANG Min. Principle & technology of anti-fatigue manufacture[M]. Nanjing: Phoenix Science Press, 1999.

[7] HUANG Y J, LI H T, YANG X, et al. Improving the fatigue life of 2297-T87 aluminum-lithium alloy lugs by cold expansion, interference fitting, and their combination[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2017, 249: 67-77.

[8] BROWN M A, EVANS J L. Fatigue life variability due to variations in interference fit of steel bushings in 7075-T651 aluminum lugs[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 44: 177-187.

[9] 杨广勇,李萌,宋颖刚,等.二次孔挤压强化对Ti1023钛合金孔疲劳性能影响[J].航空材料学报,2016,36(6):68-73.
YANG Guangyong, LI Meng, SONG Yinggang, et al. Effect of twice hole expansion on fatigue property of Ti1023 alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(6): 68-73.

[10] YASNIY P, GLADO S, IASNI V. Lifetime of aircraft alloy plates with cold expanded holes[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 104: 112-119.

[11] 周传月,郑红霞,罗慧强,等. MSC.Fatigue 疲劳分析应用与实例[M].北京:科学出版社,2005.
ZHOU Chuanyue, ZHENG Hongxia, LUO Huiqiang, et al. MSC. Fatigue application and example of fatigue analysis [M]. Beijing: Science Press, 2005.

[12] 汤明军,胡超鹏,应少军,等.一种双叉耳孔的挤压强化方法:CN108754102B[P].2020-01-14.
TANG Mingjun, HU Chaopeng, YING Shaojun, et al. Expansion strengthening method of double-forked ear hole: CN108754102B[P]. 2020-01-14.

[13] 霍鲁斌,曹增强,张帆,等. TC4-DT钛合金结构二次冷挤压强化数值模拟与实验研究[J].西北工业大学学报,2018,36(4):701-708.
HUO Lubin, CAO Zengqiang, ZHANG Fan, et al. Numerical and experimental study on TC4-DT titanium alloy structure after double cold expansion[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(4): 701-708.

[14] 杜舜尧.新型钛合金加工表面完整性与疲劳性能研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.
DU Shunyao. Research on surface integrity and fatigue property in machining of new titanium alloy[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.

[15] SEIFI R. Total fatigue lives, crack growth paths and cycles in cold expanded adjacent holes[J]. International Journal of Fatigue, 2018, 113: 69-77.

[16] 王彩勇.小直径开缝衬套冷挤压强化孔疲劳寿命研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.
WANG Caiyong. Research on fatigue life for small diameter split sleeve cold expansion strengthening hole[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.

[17] 颜明皋.《中国航空材料手册》第4卷:钛合金,铜合金[M].北京:中国标准出版社,2001.
YAN Mingao. Manual of aeronautical materials of China, Vol. 4: Titanium alloy, copper alloy[M]. Beijing: Standards Press of China, 2001.

通讯作者:苏宏华,教授,主要研究方向为超硬材料工具技术、难加工材料的切/磨削加工、难加工材料及其结构的制造技术, E-mail: shh@nuaa.edu.cn.

(责编 阳光)