

孔挤压强化工艺参数对GH4169高温合金疲劳寿命影响分析*

肖值兴¹, 毛建兴², 胡殿印^{2,3}, 王欣⁴, 王荣桥^{1,2,3}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;

3. 北京航空航天大学 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191;

4. 中国航发北京航空材料研究院 表面工程研究所, 北京 100095)

摘要: 为探究孔挤压强化工艺参数对镍基高温合金GH4169低周疲劳寿命的影响规律, 首先建立了经试验验证的孔挤压强化后GH4169带孔平板低周疲劳寿命模型, 在此基础上研究了600℃、820MPa、应力比0.1条件下挤压量、前导角、后导角、摩擦因数、芯棒材料等典型工艺参数对孔挤压强化后疲劳寿命的影响规律。结果表明: 提高挤压量能明显提升疲劳寿命, 但过大的挤压量会导致疲劳寿命下降; 增加前导角有助于改善挤入面疲劳寿命; 后导角对疲劳寿命没有影响; 摩擦因数的提高会对孔挤压强化效益产生负面影响; 芯棒材料的屈服强度应大于被挤压材料。

关键词: 孔结构; 挤压强化; 镍基高温合金; 数值模拟; 工艺参数; 低周疲劳寿命

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 02-210502-07

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210502

Effects of Cold Expansion Process Parameters on Fatigue Life of GH4169 Superalloy

XIAO Zhi-xing¹, MAO Jian-xing², HU Dian-yin^{2,3}, WANG Xin⁴, WANG Rong-qiao^{1,2,3}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

4. Surface Engineering Institution, AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: In order to explore the influence of cold expansion process parameters on the fatigue life of nickel base superalloy GH4169, a low cycle fatigue life prediction model of GH4169 perforated plate after cold expansion was established, and its accuracy was verified by experiments. On this basis, five process parameters including interference value, front chamfer, back chamfer, friction coefficient and mandrel material were systematically studied under the conditions of 600℃, 820MPa and stress ratio of 0.1. The results show that increasing interference value can significantly improve the fatigue life, but too large interference value will lead to over extrusion. Increasing the front chamfer properly can help to improve the fatigue life of the extrusion surface. The back chamfer has

* 收稿日期: 2021-07-27; 修订日期: 2021-10-15。

基金项目: 国家自然科学基金 (51675024; 52022007); 国家科技重大专项 (2017-IV-0004-0041)。

作者简介: 肖值兴, 硕士生, 研究领域为金属疲劳及表面强化。

通讯作者: 胡殿印, 博士, 教授, 研究领域为发动机结构强度及疲劳可靠性。

引用格式: 肖值兴, 毛建兴, 胡殿印, 等. 孔挤压强化工艺参数对GH4169高温合金疲劳寿命影响分析[J]. 推进技术, 2022, 43(2):210502. (XIAO Zhi-xing, MAO Jian-xing, HU Dian-yin, et al. Effects of Cold Expansion Process Parameters on Fatigue Life of GH4169 Superalloy[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(2):210502.)

little effect on the fatigue life. The increase of friction coefficient will have a negative impact on the strengthening benefit of cold expansion. The yield strength of mandrel material should be greater than that of extruded material.

Key words: Hole structure; Expansion strengthening; Nickel-based superalloy; Numerical simulation; Process parameters; Low cycle fatigue life

1 引 言

航空发动机轮盘结构由于通气、连接等需要,存在通气孔、螺栓孔等孔特征部位。由于应力集中效应,在循环载荷作用下,孔边应力将会超过名义应力,成为疲劳失效的薄弱部位。JT8D-219 发动机曾因盘辐板螺栓孔疲劳失效造成了第一级风扇盘解体^[1],AL-31F 发动机的高压压气机篦齿盘也曾多次出现均压孔疲劳失效问题^[2]。孔挤压强化利用一定过盈量的芯棒挤压孔结构内表面,产生可控的径向塑性变形,在孔表面与结构内部引入数百 MPa 的残余压应力,从而降低孔边的应力水平、提高疲劳寿命^[3-4]。

目前,国内外已开展的孔挤压强化工艺研究多针对铝合金、钛合金等轻金属材料^[5-9],并形成了 HB/Z 170-2005 等标准^[10]。然而,针对镍基高温合金的研究仍相对初步。近年来,王欣等^[11-12]对 GH4169 材料开展试验研究,证明了孔挤压强化对镍基高温合金孔结构同样能起到增寿效果,但其所研究参数较少,难以确定强化工艺参数对孔结构疲劳寿命的影响规律。

孔挤压强化包含多种工艺参数,部分学者曾尝试用试验方法探究其影响规律^[13-14],但由于试验工作量大,成本高,所研究的参数种类及取值较少,难以得到全面的参数影响规律。文献[15-16]基于有限元方法实现孔挤压强化工艺模拟,探究了挤压量、摩擦因数等对挤压效果的影响。但其研究仅以强化后初始残余应力场作为强化效果的评判标准,未考虑高温和循环载荷下的残余应力松弛行为^[17-18]及残余应力场与孔结构疲劳寿命之间的关联。

鉴于此,本文以 GH4169 中心孔平板试验件为对象,开展孔挤压强化工艺模拟及残余应力松弛分析,建立孔结构低周疲劳寿命模型,并开展试验验证;对比研究芯棒挤压量、前导角、后导角、摩擦因数、芯棒材料等五种工艺参数对疲劳寿命的影响规律,为孔挤压强化工艺在航空发动机高温合金结构应用提供技术支持。

2 数值模拟方法

2.1 孔挤压强化工艺模拟

2.1.1 试验件几何及材料模型

中心孔平板试验件和芯棒几何尺寸分别如图 1、

2 所示。中心孔平板试验件孔径为 10.5mm,记为 d_0 ,孔边有 0.5mm 的倒角;芯棒为参数化模型, d 表示芯棒最大直径, α 表示芯棒前导角, β 表示芯棒后导角,芯棒长度可由其它尺寸自动计算得到。挤压量 i 定义为

$$i = \frac{d - d_0}{d_0} \times 100\%$$
 (1)

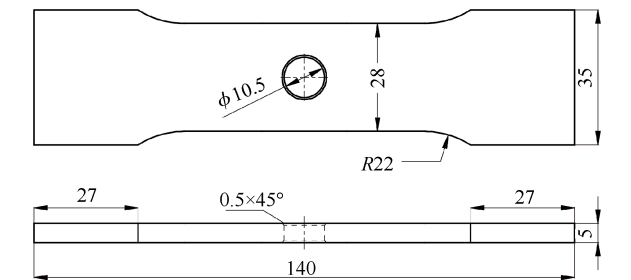


Fig. 1 Dimensions of the plate specimen with central hole (mm)

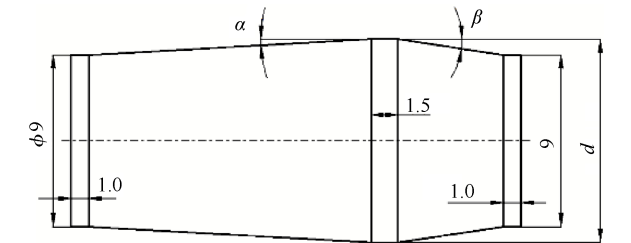


Fig. 2 Dimensions of the mandrel (mm)

中心孔平板试验件材料为 GH4169,芯棒材料为 300M 钢,采用 Ramberg-Osgood 方程描述常温下材料的应力-应变关系,如式(2)所示,其材料参数如表 1 所示。其中 E 为弹性模量, K 为强度系数, n 为应变硬化指数, ν 为泊松比。

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} + \left(\frac{\sigma}{K} \right)^{\frac{1}{n}}$$
 (2)

Table 1 Material parameters of GH4169 and 300M steel^[16]

Material	E/GPa	K/MPa	n	ν
GH4169	196.0	1874.58	0.08464	0.30
300M steel	178.9	2425.42	0.03894	0.32

为验证模拟方法准确性,参考文献[16]中的试验条件,在 $\alpha=3^\circ$, $\beta=8^\circ$, $\mu=0.1$ (润滑剂为 GH51), $i=1.90\%$ 条件下进行数值模拟,提取挤入面,挤出面沿

径向深度 h 的周向残余应力 σ_θ , 并与试验结果进行对比, 结果如图 3 所示。考虑残余应力测量结果的分散性和准确性, 模拟结果与试验结果较为吻合, 验证了模拟方法的有效性。

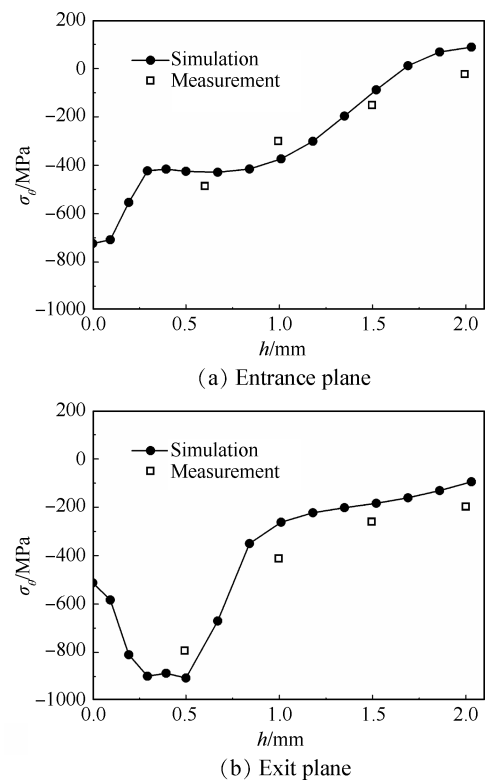


Fig. 3 Comparison between experimental data and simulation results of residual stresses

2.1.2 残余应力松弛行为模拟

基于 ABAQUS 进行孔挤压强化过程模拟, 获取残余应力场。分别采用 Bailey-Norton 本构模型和 Chaboche 本构模型描述高温和循环加载下的残余应力松弛行为, 分别如式 (3), (4) 所示。参考《中国高温合金手册》^[19] 中的试验数据对本构模型进行拟合, 参数如表 2, 其中 σ_{l_0} 为初始屈服应力的大小, Q_∞ 为屈服应力的最大改变量, b 反映屈服面的大小随等效塑性应变变化的速率, C, γ 为材料随动硬化特性的参数, A, n, m 均为材料蠕变的参数。下标 c 表示蠕变; p 表塑性应变; pl 为等效塑性应变。

基于 ABAQUS 开展高温循环加载过程残余应力松弛数值模拟, 试验温度 600℃、最大名义应力 820MPa、应力比为 0.1, 后续所有试验、模拟均以此条

件为前提。

$$\dot{\varepsilon}_c = \left\{ A \sigma^n \left[(m + 1) \varepsilon_c \right]^m \right\}^{\frac{1}{m+1}} \tag{3}$$

$$\sigma = \sigma|_0 + Q_\infty \left[1 - \exp \left(- b \bar{\varepsilon}_{pl} \right) \right] + \frac{C}{\gamma} \left[1 - \exp \left(- \gamma \varepsilon_p \right) \right] \tag{4}$$

在 2.1.1 节孔挤压强化的基础上进行残余应力松弛分析, 对松弛前后挤入面、挤出面的残余应力进行对比, 结果如图 4 所示。可知, 在高温和循环载荷的作用下, 孔挤压所造成的残余应力有明显的松弛行为, 挤入面孔边残余压应力减小 17.7%; 挤出面残余应力由近壁段向孔边移动, 孔边增加 62.4%, 近壁段降低 25.3%。

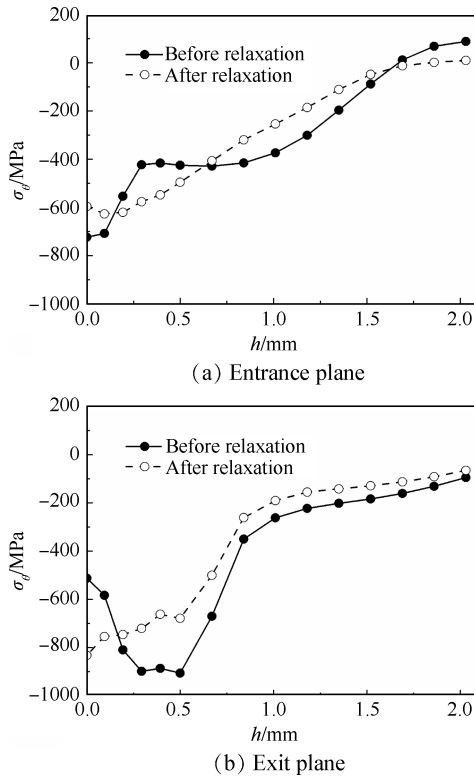


Fig. 4 Comparison of residual stress before and after relaxation

2.2 挤压强化结构的疲劳寿命预测

2.2.1 孔结构低周疲劳寿命模型

为量化孔边应力梯度对疲劳寿命的影响, 本文采用一种基于临界距离的 SWT 寿命预测模型^[17], 即

Table 2 Material properties of GH4169 superalloy under 600℃

σ_{l_0} /MPa	E /GPa	ν	Q_∞ /MPa	b	C /GPa	γ	A	n	m
840	150	0.32	187.5	1167.42	10.52	42.815	1.154×10^{-15}	2.916	-0.3602

$$(\sigma_{\max} \frac{\Delta \varepsilon_i}{2}) \Big|_{r=L} = \frac{(\sigma'_f)^2}{E} (2N_f)^{2b} + \sigma'_f \varepsilon'_f (2N_f)^{(b+c)} \quad (5)$$

式中 $\Delta \varepsilon_i$ 为总应变范围, $\sigma_{\max}$ 为最大应力, σ'_f 为疲劳强度系数, b 为疲劳强度指数, ε'_f 为疲劳延性系数, c 为疲劳延性指数。通过对循环载荷中的峰谷值分别进行有限元分析, 对两个状态下计算出的应变求差得到 $\Delta \varepsilon_i$, 峰值载荷下所对应的应力即为 $\sigma_{\max}$ 。

临界距离 L 与疲劳寿命的关系可以用幂函数描述, 即

$$L = AN_f^B \quad (6)$$

式中 A, B 为材料参数, 具体数值见表 3。

根据有限元分析结果, 选取最大主应力方向确定临界距离平面, 根据临界距离平面内最速应力梯度下降方向确定临界距离路径, 提取临界距离路径上的 $\Delta \varepsilon_i, \sigma_{\max}$, 利用式 (5), (6) 进行迭代计算, 即可得到疲劳寿命。

Table 3 GH4169 material parameters of SWT model based on critical distance^[17]

<i>A</i>	<i>B</i>	σ'_f	<i>b</i>	ε'_f	<i>c</i>
13.288	-0.303	1367.11	-0.021	-1.974	-3.429

依据有限元分析结果及临界距离路径的选取方法, 在中心孔平板试验件的最小截面上选取挤入面、圆孔中部、挤出面为特征路径, 如图 5 中虚线所示, 其中路径 1 为挤入面、路径 2 为圆孔中部、路径 3 为挤出面。提取特征路径上的最大周向应力值和应变幅值, 计算疲劳寿命, 分别记为 N_{f1}, N_{f2}, N_{f3} , 以其中最小寿命作为试验件寿命 N_f , 即

$$N_f = \min(N_{f1}, N_{f2}, N_{f3}) \quad (7)$$



Fig. 5 Extraction path of data

2.2.2 挤压强化疲劳寿命试验验证

为验证上述寿命预测方法的有效性, 开展不同挤压量的孔挤压强化中心孔平板件疲劳试验和无强化中心孔平板件疲劳试验。固定芯棒前倒角 $\alpha=3^\circ$, 芯棒后导角 $\beta=5^\circ$, 摩擦因数 $\mu=0.1$ (润滑剂为 GH51), 分别采用 $i=0.95\%, 1.43\%, 1.90\%$ 挤压量进行孔挤压强化试验。孔挤压强化后, 在 600°C 下开展低周疲劳

试验, 最大名义应力为 820MPa , 应力比为 0.1 , 试验结果如表 4 所示。

Table 4 Low cycle fatigue life test results of hole structure

Test No.	Interference value	Quantity	Fatigue life/cycle
1	No expansion	5	6151
			6397
			7057
			7340
			8339
2	0.95%	3	6988
			7412
			14738
3	1.43%	3	15633
			52306
4	1.90%	1	79785
			71965

采用 2.1.1 节、2.1.2 节和 2.2.1 节建立的孔挤压强化工艺模拟、残余应力松弛分析、低周疲劳寿命预测方法计算试验件疲劳寿命, 结果如图 6 所示。相比于试验寿命均值, 不同挤压量下的预测寿命误差在两倍分散带以内。

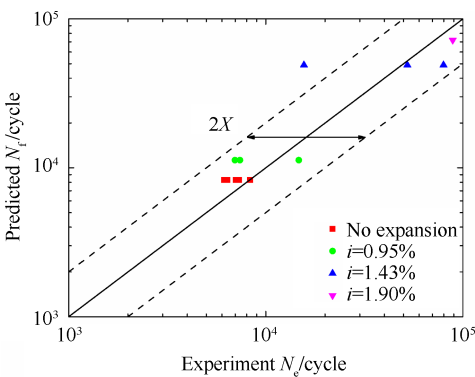


Fig. 6 Comparison of forecast results and test life

3 强化工艺参数影响分析

3.1 挤压量对寿命的影响

选定芯棒材料为 300M 钢、芯棒前导角 $\alpha=3^\circ$, 芯棒后导角 $\beta=5^\circ$, 摩擦因数 $\mu=0.1, i$ 在 $0\sim 2.86\%$ 变化, 开展孔挤压强化模拟及寿命预测, 结果见图 7。

由图 5 可知, 当 i 较小时, N_{f2} 最小, 试验件中部疲劳性能最差。随着 i 的增大, N_{f2} 迅速增加, 并逐渐超过 N_{f1} , 挤入面转变为试验件的寿命薄弱区; 随着 i 的进一步增大, N_{f1} 迅速增大, 并在 $i=2.38\%$ 时达到最大值, 随后 N_{f1} 逐渐下降。

对于未挤压中心圆孔平板试样, 其中部应力/应

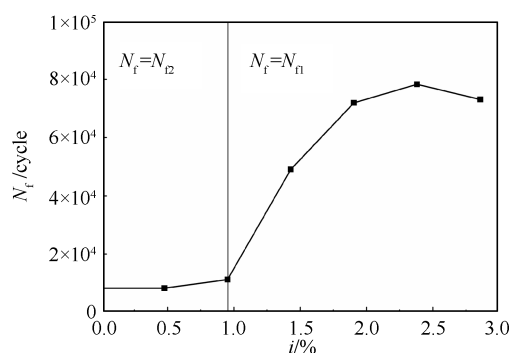


Fig. 7 Simulation life under different interference value

变水平更高,寿命较低。当 i 较小时,圆孔主要发生弹性变形,挤压效果较弱, N_{f2} 较低。但随着 i 的进一步增加,孔壁塑性变形程度增加,形成一定深度的残余压应力层,能有效降低工作载荷,提高疲劳寿命。而在挤入面和挤出面上,虽然同样能引入一定的残余压应力层,但相对于中部的强化效果较弱。此外,孔挤压过程中会造成材料的塑性流动,部分材料从挤入面向挤出面方向移动,造成挤出面挤压效果更强,因此 N_{f1} 相对于 N_{f3} 较小。

当 $i>0.95\%$ 时,孔挤压强化中试验件已有一定的塑性变形,随 i 的增大,塑性变形占挤压变形的比例不断增加,形成更大更深的残余应力层,使 N_f 迅速增加;但当 i 过大时, N_f 反而有所下降,出现过挤压现象,是因为过大的 i 引起远离孔壁端残余拉应力增加,同时加剧了材料塑性流动,导致挤入面强化效果削弱。基于此, i 最优值为2.38%,此时孔挤压强化带来的寿命增益最大,疲劳寿命可达78299次循环。

3.2 芯棒前导角对寿命的影响

选定芯棒材料300M钢, $i=2.38\%$, $\beta=5^\circ$, $\mu=0.1$,在 $3^\circ\sim 8^\circ$ 内更改 α ,开展孔挤压强化模拟及寿命预测,模拟结果如图8所示。本节所选条件下, N_{f1} 均远小于 N_{f2} 和 N_{f3} ,故挤入面寿命是试验件疲劳寿命的决定因素。

在 α 较小时,随 α 增大 N_f 有一定的提升,但当 α 达

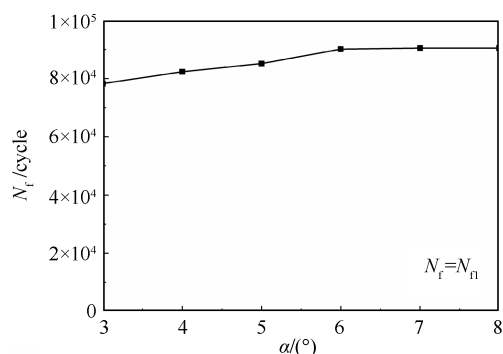


Fig. 8 Simulation life under different front chamfer

到 6° 时, N_f 达到稳定。

一方面, α 增大导致挤压面积减小,挤压力增大,对孔壁的强化效果增强。另一方面,由于角度的影响,沿挤压方向的分力增加,导致材料的滑移加重,对强化效果有一定的削弱作用。两者共同作用导致了 N_f 先增大后趋于稳定,故可选择较大的 α 以提高 N_f 。此外,在实际工艺中, α 过大会影响棒体的导向性,不利于挤压强化,故推荐 α 选择 6° 。

3.3 芯棒后导角对寿命的影响

选定芯棒材料300M钢, $i=2.38\%$, $\alpha=3^\circ$, $\mu=0.1$,在 $3^\circ\sim 8^\circ$ 内更改 β ,开展孔挤压强化模拟及寿命预测,模拟结果如图9所示,挤入面寿命是试验件疲劳寿命的决定因素。

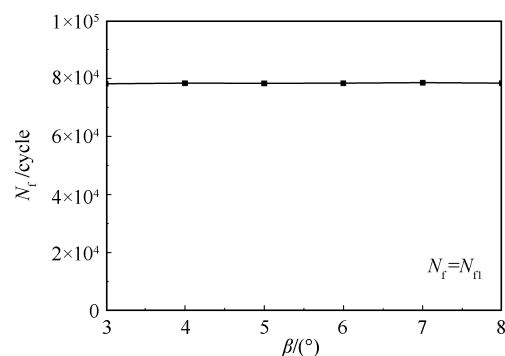


Fig. 9 Simulation life under different back chamfer

由模拟结果可知, β 对强化后寿命的影响极小,随 β 的改变, N_f 仅在100次循环内变化, N_f 变化率小于0.15%,故认为 β 对孔挤压强化后的寿命几乎没有影响。

3.4 摩擦因数对寿命的影响

选定芯棒材料300M钢, $i=2.38\%$, $\alpha=3^\circ$, $\beta=5^\circ$,考虑实际润滑剂效果,在0.03~0.2内更改 μ ,开展孔挤压强化模拟及寿命预测,模拟结果如图10所示,挤入面寿命是试验件疲劳寿命的决定因素。

孔挤压过程中, μ 直接影响芯棒与孔壁之间的摩

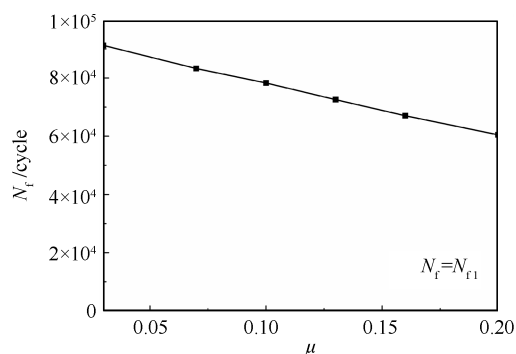


Fig. 10 Simulation life under different friction factors

擦力。由模拟结果可知,挤压后的寿命最小位置是挤入面, μ 对此处寿命起负面影响。虽然目前工艺上无法对 μ 进行绝对的测量与控制,但通过图 8 的对比分析,建议在孔挤压强化时采取减小 μ 的方案,如使用润滑性能较好的润滑剂、减小孔壁及芯棒的粗糙度等。

3.5 芯棒材料对寿命的影响

除 300M 外,常见的芯棒材料还包括 EN24 钢,其材料参数见表 5。针对 EN24 钢芯棒,选定 $i=0\sim 2.38\%$, $\alpha=3^\circ$, $\beta=5^\circ$, $\mu=0.1$,开展孔挤压强化模拟及寿命预测,并与前述 300M 钢芯棒强化结果进行对比,如图 11 所示。对于 EN24 钢芯棒孔挤压强化,圆孔中部寿命是试验件疲劳寿命的决定因素。

Table 5 Material parameters of EN24 steel^[16]

Material	E/GPa	K/MPa	n	ν
EN24	208	952.08	0.04825	0.3

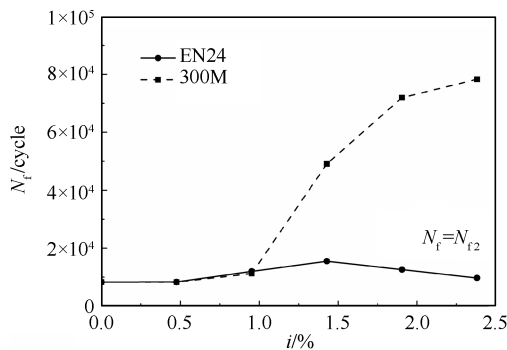


Fig. 11 Simulation life under different mandrel materials

由模拟结果可知, i 较小时,EN24 钢挤压效果略优于 300M 钢,随着 i 的增大,300M 钢芯棒强化后的寿命远大于使用 EN24 钢强化后的寿命。这是因为 i 较小时芯棒主要发生弹性变形,而 EN24 钢弹性模量较大,变形较小,能产生较好的强化效果; i 较大时芯棒本身受到较大的挤压力,会发生塑性变形,EN24 钢的屈服强度较低,在挤入初期就产生严重变形,达到圆孔中部时实际挤压量小于原定挤压量,强化效果较差。因此,针对不同材料的孔挤压强化处理,需要选择合适的芯棒材料,从而保证强化效果。针对本文所讨论 GH4169 材料,推荐使用 300M 钢作为芯棒材料。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1) 挤压量影响孔挤压强化的塑性变形程度,对

强化后的孔结构疲劳寿命影响较大;过大的芯棒尺寸会导致过挤压现象,使疲劳寿命降低。

(2) 芯棒前导角会影响孔挤压时的压力和材料塑性流动量,适当地增大前导角有助于改善挤入面疲劳寿命;芯棒后导角对强化后的孔结构疲劳寿命几乎没有影响。

(3) 摩擦因数的提高会对孔挤压强化效益产生负面影响,推荐使用润滑剂并控制接触面粗糙度以提高强化效果。

(4) 针对 GH4169 材料的强化,芯棒推荐使用屈服强度较高的 300M 钢,以保证芯棒不发生过大的塑性变形,保证整个孔结构的强化效果。

致 谢:感谢国家自然科学基金、国家科技重大专项的资助。

参考文献

[1] Hall J E. Aircraft Accident Report: Uncontained Engine Failure Delta Air Lines Flight 1288 McDonnell Douglas MD-88 [J]. Washington, DC: National Transportation Safety Board Public Inquiries Section, 1996.

[2] 杨兴宇,董立伟,郑小梅,等. 某压气机轮盘均压孔挤压强化数值仿真和挤压头设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1769-1776.

[3] Rufin A C. Extending the Fatigue Life of Aircraft Engine Components by Hole Cold Expansion Technology [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1993, 115(1): 165-171.

[4] Chakherlou T N, Vogwell J. The Effect of Cold Expansion on Improving the Fatigue Life Fasteners Holes [J]. Engineering Failure Analysis, 2003, 10(1): 13-24.

[5] Shahriary P, Chakherlou T N. Investigating the Effect of Cold Expansion on Frictional Force Evolution During Fretting Fatigue Tests of Al2024-T3 Plates[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2018, 135: 146-157.

[6] Farhangdoost K, Hosseini A. Finite Element Modeling of Mandrel Speed in Cold Expansion Process [J]. International Journal of Structural Integrity, 2012, 3(4): 441-456.

[7] 李 宁,秦锋英. 孔挤压强化对 TC18 钛合金耳片疲劳性能的影响[J]. 热加工工艺, 2018, 47(9): 125-127.

[8] 葛恩德,傅玉灿,苏宏华,等. TC21 钛合金板孔冷挤压残余应力与疲劳性能研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2016, 45(5): 1189-1195.

[9] Panaskar N J, Sharma A. Combined Cold Expansion and Friction Stir Processing of Fastener Holes in Aluminum Alloy Al-2014-T6 [J]. Transactions of the Indian Institute of Metals, 2016, 70(1): 1-8.

- [10] 沈阳飞机工业(集团)有限公司. HB/Z 170-2005 航空金属零件孔挤压强化工艺[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所, 2005.
- [11] 王欣, 胡仁高, 胡博, 等. 孔挤压对于高温合金 GH4169 孔结构高温疲劳性能的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 89-95.
- [12] 罗学昆, 王欣, 胡仁高, 等. 孔挤压强化对 Inconel 718 高温合金疲劳性能的影响[J]. 中国表面工程, 2016, 29(3): 116-122.
- [13] 杨洪源, 刘文斑. 孔挤压强化疲劳增寿效益的试验研究[J]. 机械强度, 2010, 32(3): 446-450.
- [14] Gopalakrishna H D, Murthy H, Krishna M, et al. Cold Expansion of Holes and Resulting Fatigue Life Enhancement and Residual Stresses in Al 2024 T3 Alloy: An Experimental Study [J]. *Engineering Failure Analysis*, 2010, 17(2): 361-368.
- [15] Liu Y, Shao X, Liu J, et al. Finite Element Method and Experimental Investigation on the Residual Stress Fields and Fatigue Performance of Cold Expansion Hole [J]. *Materials and Design*, 2010, 31(3): 1208-1215.
- [16] 靳盛哲, 胡殿印, 刘辉, 等. 镍基高温合金 GH4169 孔挤压强化数值模拟方法及参数影响[J]. 航空动力学报, 2020, 35(1): 30-40.
- [17] Liu H, Hu D, Wang R, et al. Experimental and Numerical Investigations on the Influence of Cold Expansion on Low Cycle Fatigue Life of Bolt Holes in Aeroengine Superalloy Disk at Elevated Temperature [J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 132.
- [18] Clark D A, Johnson W S. Temperature Effects on Fatigue Performance of Cold Expanded Holes in 7050-T7451 Aluminum Alloy [J]. *International Journal of Fatigue*, 2003, 25(2): 159-165.
- [19] 中国金属学会高温材料分会. 中国高温合金手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2012.

(编辑: 史亚红)