

表层梯度强化的缺口试样疲劳寿命数值研究

谢季佳^{1,2}

(1. 中国科学院力学研究所 非线性力学国家重点实验室, 北京 100190; 2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049)

摘要: 利用改进的 Tanaka-Mura 模型, 确定复杂疲劳载荷与拉压疲劳载荷之间的等效转换关系, 给出残余压应力的影响规律, 并利用这一模型, 针对含缺口的表面强化处理试样的疲劳寿命与裂纹起源位置进行系统地数值分析。结果表明: 缺口试样的疲劳形核寿命和位置与强化层的厚度、表面与基体硬度比以及残余应力相关; 强化层厚度变化会改变裂纹形核位置; 存在临界厚度, 当强化层厚度小于临界厚度, 裂纹形核于强化层与基体的界面, 否则, 形核于强化亚表层或表面; 表面与基体的硬度比增加会导致临界厚度增加; 残余压应力对疲劳萌生寿命影响较小, 而残余拉应力则明显降低疲劳萌生寿命。

关键词: 表面强化处理; 疲劳寿命; 疲劳萌生; 应力集中系数; 缺口

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2017.000094

中图分类号: O346.2⁺3

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2017)06-0041-09

表面强化处理指的是利用机械、化学等各种方法作用于材料表面, 以提高材料表层强度的处理方法。常见的表面强化处理方法包括: 喷丸、表面滚压、渗碳渗氮、激光改性、表面淬火等。经过表面强化处理的样品, 表层的微结构、力学性能、表面粗糙度以及残余应力等都将发生改变, 从而带来疲劳寿命的提高以及疲劳形核位置的改变。表面强化处理是提高构件疲劳性能的有效手段^[1], 被广泛用于各类航空、车辆以及能源动力的制造过程。

通常而言, 经过表面强化处理的样品, 表层到心部的显微组织会发生明显梯度变化。对表面机械研磨 (surface mechanical attrition treatment, SMAT) 与表面机械碾磨 (surface mechanical grinding treatment, SMGT) 的研究^[2-3]表明, 样品表层晶粒尺度发生了明显的细化, 最表层为等轴纳米晶组织, 而随着深度增加, 晶粒尺寸逐渐增大。对于表面淬火处理的 S38C 车轴钢, 研究^[4]表明其表层到心部从回火马氏体组织逐渐过渡到正火组织。

由于表面强化样品存在表层显微组织的梯度变化, 对应表层力学性能也呈现梯度分布特征。对镍基高温合金进行喷丸处理^[5]后测量表明, 梯

度层表面硬度达到 4.5 GPa, 与心部的硬度 2 GPa 相比提高了 1.25 倍, 硬度沿深度基本为线性下降分布, 梯度层厚度最多可达 660 μm 。钢材经渗碳或渗氮处理后^[6-8]典型的表面硬度可以提高到心部的 2 倍以上, 渗碳层深度达到 2 mm, 渗氮层达到 500 μm 。

对以上涉及的各类表面强化处理样品的疲劳研究均表明, 样品的疲劳性能有了明显的提高。然而, 由于表层梯度强化带来的显微组织、力学性能与残余应力呈梯度变化, 使得理论分析比较困难, 疲劳研究主要依赖于实验手段。尤其对于构件的缺口、拐角等应力梯度较大的位置, 目前还缺乏有效的理论评估方法。

缺口的存在会带来局部应力集中, 在这一应力集中区域, 存在着与缺口尺寸相关的应力梯度的分布。研究表明, 对均质材料样品, 同样的缺口应力集中系数条件下, 缺口尺寸越大对应的疲劳强度越低。通过对这一现象开展的系统研究, 给出了几种不同的确定疲劳缺口敏感系数的经验表达式^[9-10], 但是对于缺口根部存在梯度强化处理层的样品, 以上的方法难以开展。

本研究利用改进的能量平衡模型, 结合利用硬度确定材料疲劳 $S-N$ 曲线的经验公式, 对表层梯度强化样品的疲劳缺口效应进行系统的数值分析, 以确定表面强化层的厚度、硬度以及残余应力等对缺口样品疲劳萌生寿命与萌生位置的影响。

收稿日期: 2017-06-30; 修订日期: 2017-07-31

基金项目: 973 项目资助

通讯作者: 谢季佳 (1973—), 男, 博士, 高级工程师, 主要从事的研究方向为金属材料疲劳与断裂, (E-mail) xiej@lm.imech.ac.cn。

1 疲劳分析模型与方法

传统的疲劳分析模型主要是针对均质材料,一般首先通过疲劳实验获得材料的疲劳 $S-N$ 曲线,分析获得 Mason-Coffin 公式或 Basquin 公式中的疲劳强度系数、疲劳强度指数、疲劳延性系数与疲劳延性指数等;然后针对具体的服役载荷,利用各种等效应力的方法将复杂载荷等效为简单拉压疲劳的等效载荷;最后进行疲劳寿命的估算。然而,对于表层梯度强化的样品,其表面强化层内显微组织与力学性能、残余应力等均存在梯度的变化,不再是一个均质的材料样品,这给理论分析带来新的困难。可以预计强化层内不同位置的疲劳参数将随着距表面的距离变化而发生梯度变化,而疲劳参数的梯度分布规律难以实验测量,且梯度层内通常存在着较大的残余压应力,这使得采用传统的疲劳分析模型时难以进行准确的分析。

在作者^[11]前期的工作中,提出了一个基于 Tanaka-Mura 模型^[12]的改进型能量平衡模型。这一模型的基本思想是:当驻留滑移面上随疲劳加载周次增加而累积的位错能量和疲劳裂纹形核时释放的弹性应变能的总和与裂纹形核所需的表面能相等时,将产生裂纹萌生。由于引入了裂纹形核时的弹性应变能释放项,使得这一模型可以用于含平均应力(包括压缩平均应力)或多轴应力条件下的疲劳萌生寿命分析。针对表面强化处理后强化层内的疲劳寿命分析,赵思聪等^[13]考虑到处理后的样品通常强度、硬度都很高,可以假定在疲劳过程中残余应力不随疲劳周次而衰减,从而将残余应力作为平均应力而考虑。通过对距离表面不同深度位置的微区分别使用这一模型,在模型中代入微区内的材料参数、残余应力参数以及外加载荷,就可以获得疲劳萌生寿命随深度的分布图,进而由寿命分布图确定整个含梯度强化层样品的疲劳萌生寿命和萌生位置。以上的分析虽然给出了梯度强化处理样品疲劳理论分析方法,但由于模型中位错滑移可逆性因子 P 无法准确确定,且简单的利用硬度的 $1/6$ 来估计微区的疲劳极限,这些都影响了疲劳寿命分析的准确性。

根据改进型的能量平衡模型^[11],定义一个反映疲劳寿命的参数 λ 对于单轴疲劳存在如下的关系:

$$\lambda = 4PN_f = \begin{cases} \frac{\sigma_{UTS}^2 - (\sigma_m + \sigma_a)^2}{(\sigma_a - \sigma_e)^2}, & \text{if } \frac{\sigma_m}{\sigma_a} \geq \frac{1 - \sqrt{2}}{1 + \sqrt{2}} \\ \frac{\sigma_{UTS}^2 - (\sigma_m - \sigma_a)^2/2}{(\sigma_a - \sigma_e)^2}, & \text{if } \frac{\sigma_m}{\sigma_a} < \frac{1 - \sqrt{2}}{1 + \sqrt{2}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: P 为位错滑移可逆性因子; N_f 为疲劳萌生寿命; σ_{UTS} 为抗拉强度; σ_m 为平均应力; σ_a 为应力幅; σ_e 为应力比 $R = -1$ 时对应的疲劳极限。由式(1)可见,参数 λ 为外加载荷与材料参数的组合,这一组合与疲劳寿命一一对应。

对于应力比 $R = -1$ 的情况,显然有

$$\lambda = 4PN_f = \frac{\sigma_{UTS}^2 - \sigma_{a,R=-1}^2}{(\sigma_{a,R=-1} - \sigma_e)^2} \quad (2)$$

这里 $\sigma_{a,R=-1}$ 为应力比 $R = -1$ 条件下的应力幅。

由式(1)和式(2),可以将任何含平均应力的加载条件转化为应力比 $R = -1$ 条件下的等效应力幅:

$$\sigma_{a,R=-1} = \frac{\lambda\sigma_e + \sqrt{(1 + \lambda)\sigma_{UTS}^2 - \lambda\sigma_e^2}}{1 + \lambda} \quad (3)$$

这样处理后将可以利用 $R = -1$ 时等效应力幅对应的疲劳寿命来确定复杂载荷条件下的疲劳寿命,从而避免了 P 因子不确定性带来的影响。

为了利用式(3)开展梯度强化样品的疲劳分析,可以利用相关的经验公式^[14-16]来进行不同深度处微区 $S-N$ 曲线的估计。由于渗碳渗氮、表面淬火等方法处理后的样品硬度很高,通常用于高周甚至超高周的加载条件下工作,因此利用硬度分布可以获得不同深度位置的 $S-N$ 曲线如下:

$$\sigma_{a,R=-1} = 1.5\sigma_{UTS}(2N_f)^{-0.09} \quad (4)$$

这里的材料抗拉强度可以用硬度值 $1/3$ 来估算^[17]。同时,根据式(4)也可以通过代入 10^7 周次的疲劳寿命来获得变质层内不同深度位置对应的疲劳极限 σ_e 。

因此,对于梯度强化样品的疲劳数值分析,可以按以下步骤来进行:

- 1) 测量梯度强化样品变质层内的硬度 H 、残余应力 σ_r 随深度的变化曲线;
- 2) 由硬度 H 分布曲线通过式(4)获得疲劳极限 σ_e 随深度的变化曲线;
- 3) 利用有限元软件对梯度强化样品在外加名义载荷作用下应力幅与平均应力随深度的变化曲线进行计算;
- 4) 根据式(1),由不同深度处的应力幅与平均应力、抗拉强度、疲劳极限,计算不同深度处的疲劳寿命参数 λ 。这里将残余应力等同为平均应力;
- 5) 根据式(3)计算出不同深度处的等效应力幅 $\sigma_{a,R=-1}$,并代入公式(4)计算出不同深度处的疲劳萌生寿命 N_f ;
- 6) 由计算的疲劳萌生寿命 N_f 随深度的分布曲

线 取其极小值 $\text{MIN}(N_f)$ 为整个含梯度强化层样品的整体疲劳萌生寿命,对应的深度即为疲劳萌生的位置。

2 含梯度强化层缺口样品模型与参数的表征

参考赵思聪等^[13]对含梯度强化层的缺口样品所开展的工作,利用新模型对 M50NiL 渗碳样品及渗碳渗氮样品展开疲劳寿命的分析工作。

如图 1 所示,针对含梯度强化层的单边半圆形缺口样品在拉压疲劳条件下展开疲劳寿命分析,名义应力集中系数 $K_t = 3$ 。

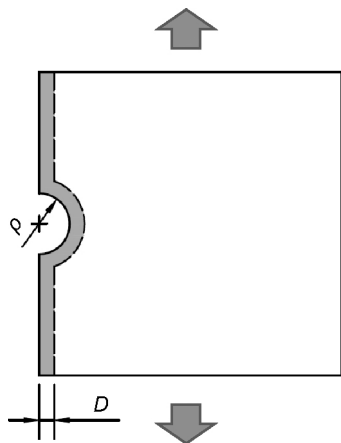


图 1 含梯度强化层的半圆形缺口样品剖面示意图
Fig.1 Schematic diagram of notched specimen with surface strengthening layer

根据量纲分析的结果,如式(5)所示,含梯度强化层的缺口样品的疲劳寿命 N_f 与萌生位置 x_i 与应力集中系数 K_t 、无量纲的强化层厚度、表面硬度与基体硬度比、外加应力幅以及残余应力相关。

$$N_f = f\left(\frac{x}{\rho}, K_t, \frac{D}{\rho}, \frac{H_s}{H_m}, \frac{\sigma_a}{H_m}, \frac{\sigma_{r,max}}{H_m}\right)$$

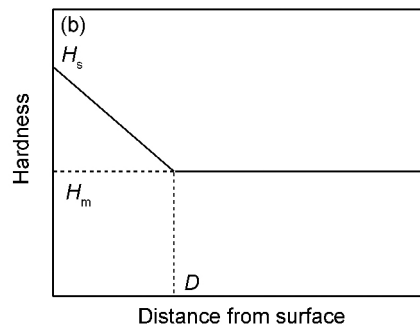
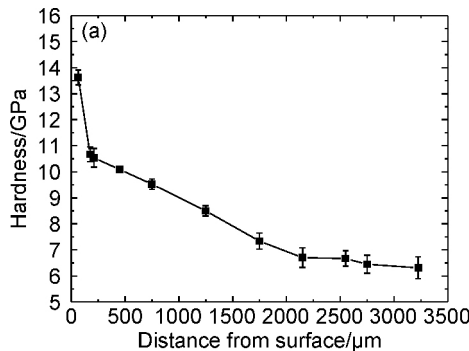


图 2 M50NiL 渗碳渗氮样品变质层内硬度分布曲线 (a) 和线性化的硬度分布示意图 (b)
Fig.2 Hardness distribution of M50NiL carburizing specimen (a) and hardness distributions (b)

$$\frac{x_i}{\rho} = f\left(K_t, \frac{D}{\rho}, \frac{H_s}{H_m}, \frac{\sigma_a}{H_m}, \frac{\sigma_{r,max}}{H_m}\right) \quad (5)$$

式中: ρ 为缺口半径; D 为强化层厚度; H_s 为强化层表面的硬度; H_m 为基体硬度; σ_a 为外加名义应力幅; $\sigma_{r,max}$ 为强化层残余应力峰值。在本工作中,主要研究无量纲的强化层厚度、表面硬度与基体硬度比、外加应力幅以及残余应力峰值对疲劳萌生寿命与萌生位置的影响。

需要注意的是,计算时尽管针对的是 M50NiL 渗碳渗氮样品的情况,其规律性的结果也可以用于其他材料的各种表面强化处理后构件的疲劳分析。当然,这一数值分析方法需要进一步在实践中验证其有效性,以确定方法的适用材料与工艺的范围。此外,在模拟计算时为简化问题,未考虑表面粗糙度、表面与内部夹杂物带来的影响,这些因素在实际构件的分析时要加以修正。

2.1 硬度分布的模型化

如图 2 所示,根据实验测试的结果,M50NiL 渗碳后表面的硬度可以达到 11 GPa,而经过渗碳再渗氮处理后,表面硬度可以达到 14 GPa,而基体硬度约为 6.5 GPa,随深度增加硬度逐渐由表层硬度下降到基体硬度。为了简化计算,分析中将利用式(6)的线性函数关系来表征硬度随深度的变化曲线。

$$H(x) = \begin{cases} \left[R_H - \frac{x}{D}(R_H - 1) \right] H_m & x < D \\ H_m & x \geq D \end{cases} \quad (6)$$

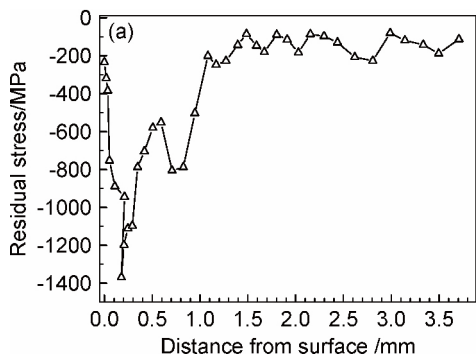
式中: x 为距缺口根部表面的距离; D 为强化层的深度; $R_H = H_s/H_m$,为表面硬度与基体的硬度比值。在分析中,为了考虑 R_H 变化带来的影响,将维持 M50NiL 基体的硬度 H_m 不变,在 1 ~ 1.69 之间对渗碳层样品的 R_H 值进行调整。具体将取 $R_H = 1.69, 1.55, 1.42, 1.28, 1.14, 1$ 五种情况进行分析。

2.2 残余应力的模型化

对于渗碳样品,残余应力通常为残余压应力。在梯度强化层内,残余应力随深度的分布曲线可以用式(7)所给出的余弦函数来模型化。

$$\sigma_r = \sigma_{r,max} \cos\left[\frac{\pi}{2} \cdot \left(\frac{x - x_c}{D - x_c}\right)\right] \quad x \leq D \quad (7)$$

式中: $\sigma_{r,max}$ 为残余应力的峰值; x_c 为峰值对应的深



度。根据文献[18]报道,通常可以将 x_c 取为整个梯度强化层深度 D 的 $1/4$ 。

根据实验测试的结果,如图 3(a) 所示,残余应力的峰值可以达到 -1000 MPa 以上。为了全面反映残余应力对疲劳形核寿命带来的影响,在数值分析中将不仅局限于残余压应力的情况,具体将取 $\sigma_{r,max} = 0, \pm 200$ MPa, ± 400 MPa, ± 600 MPa, ± 800 MPa 九种情况来分析残余应力的影响。

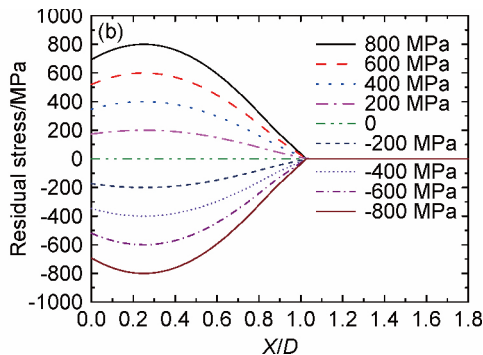


图 3 M50NiL 渗碳渗氮样品残余应力分布曲线 (a) 和模型化的残余应力分布示意图 (b)

Fig. 3 Residual stress distribution of M50NiL carburizing specimen (a) and residual stress distributions used in this simulation (b)

2.3 缺口附近应力场计算

对于名义应力集中系数 $K_t = 3$ 的缺口样品在拉压载荷下应力随距离缺口根部表面深度的变化规律,利用 Abaqus 有限元软件进行了计算。

为了保证接近半无限大平板的条件,取样品的宽度为缺口半径的 30 倍。为了保证缺口应力集中区域的计算精度,对缺口附近的计算网格进行了细

化。对于渗碳样品,测试表明渗碳层的弹性模量与基体基本相等,计算时取弹性模量 204 GPa,泊松比 0.3。

图 4 给出了有限元分析的应力云图以及沿缺口根部向样品内部随深度的应力集中系数分布曲线。由图 4 可见,应力集中只发生在缺口根部很小的范围内,当距离达到 2 倍缺口半径时,应力集中系数已经降到了 1.1 以下。

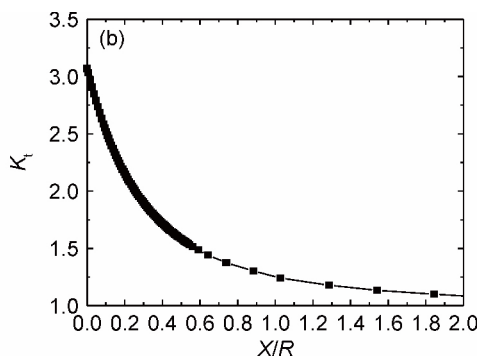
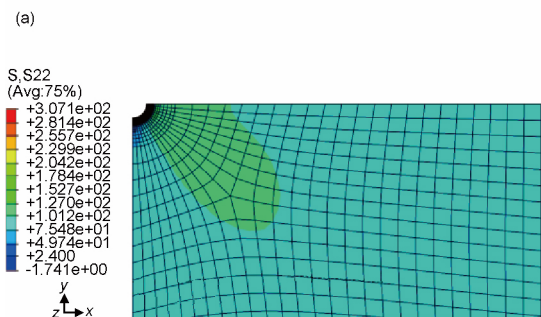


图 4 含半圆缺口的样品受拉伸应力时的应力分布云图 (a) 和缺口根部附近应力集中系数沿深度的分布曲线 (b)

Fig. 4 FEM stress nephogram of notched specimen under tensile stress (a) and normalized stress distribution near the notch root (b)

3 疲劳寿命分析的结果与讨论

3.1 梯度强化层厚度对疲劳寿命的影响

图 5 给出了 $R_H = 1.69, \sigma_{r,max} = -400$ MPa 时不

同名义应力幅加载条件下具有不同强化层厚度样品的疲劳寿命分布曲线。在疲劳寿命分布曲线上,其寿命的最小值就是样品的疲劳萌生寿命,而最小值对应的位置就是疲劳裂纹萌生的位置。

从图 5 中可见,对于无强化层的样品,显然由于

缺口附近应力集中的原因,随距离缺口根部位置的增加其疲劳萌生寿命呈现递增的趋势。而对于有强

化层存在的样品,由于强化层具有更高的疲劳抗力,导致强化层内的疲劳萌生寿命均大于无强化层样品。

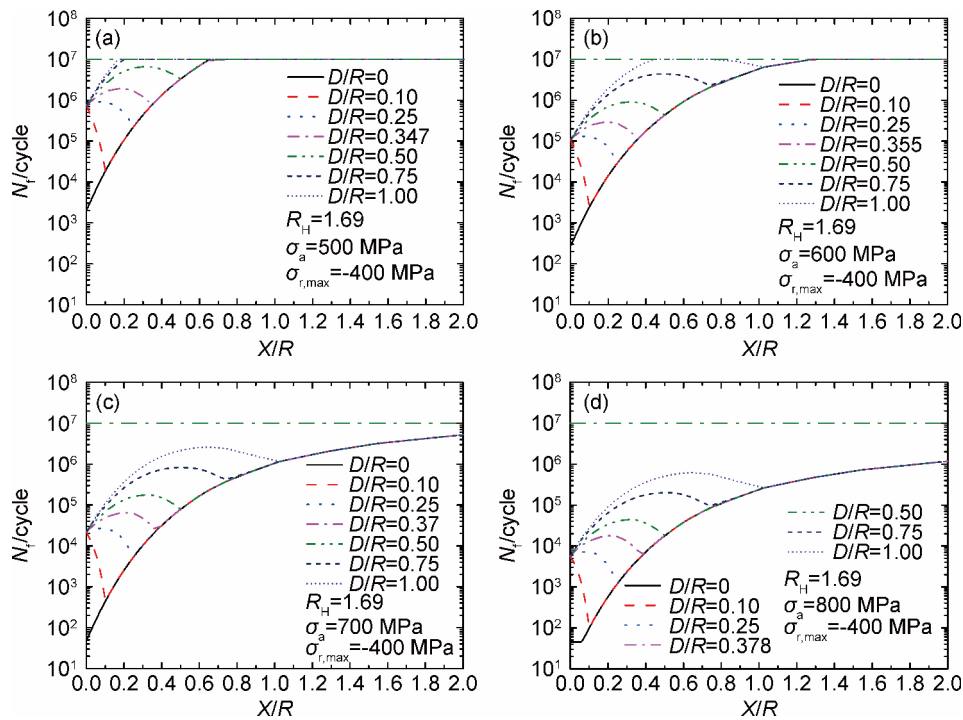


图 5 不同名义应力幅条件下的疲劳寿命分布图 ($R_H = 1.69$, $\sigma_{r,max} = -400$ MPa 图中上方水平点划线为疲劳极限)

(a) 名义应力幅 500 MPa; (b) 名义应力幅 600 MPa; (c) 名义应力幅 700 MPa; (d) 名义应力幅 800 MPa

Fig. 5 Fatigue life distribution map of specimens under different stress amplitudes ($R_H = 1.69$, $\sigma_{r,max} = -400$ MPa, horizontal dash dot line in figures is the fatigue limit) (a) $\sigma_a = 500$ MPa; (b) $\sigma_a = 600$ MPa; (c) $\sigma_a = 700$ MPa; (d) $\sigma_a = 800$ MPa

需要注意的是,对于不同的强化层厚度的样品,强化层内的疲劳萌生寿命分布具有不同的特征。对于厚度较小的样品,其疲劳萌生寿命随着与缺口根部距离的增加而减小,其疲劳寿命分布曲线的最小值出现在强化层与基体的连接位置。而对于厚度较大的样品,其疲劳萌生寿命随着与缺口根部距离的增加而出现先增加后减少的趋势,其疲劳寿命分布曲线的最小值出现在样品的表面。这一结果表明,存在一个临界厚度,此时样品的疲劳萌生寿命在表面与界面处是相等的。

将各种不同厚度样品的疲劳萌生寿命整理如图 6 所示,可见随着强化层厚度的增加,样品整体的疲劳萌生寿命将随着厚度的增加而增大。当强化层厚度超过临界厚度后,疲劳寿命不再增加。通过这一结果可知,对于任一存在应力集中作用的零件,在进行表面强化处理时,如果处理不改变样品表面的硬度,那么最多只需要使强化层厚度达到临界厚度即可。超出临界厚度的处理并不会进一步提高零件的疲劳萌生寿命。

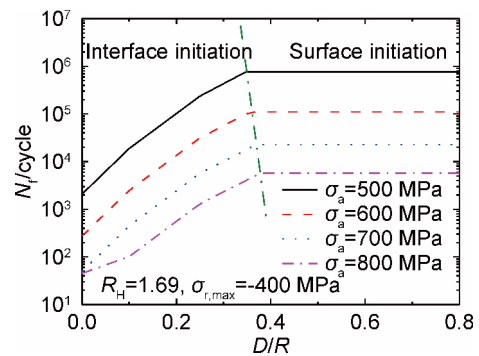


图 6 不同疲劳应力幅加载下强化层厚度 D/R 对样品疲劳寿命的影响曲线

Fig. 6 Influence of normalized thickness of strengthening layer on fatigue life of specimens under different stress amplitudes

由图 6 还可发现,不同的外载荷对应的强化层临界厚度会有少量的变化。

3.2 硬度比对疲劳寿命的影响

图 7 给出了不同硬度比对应的疲劳萌生寿命分布,其规律与图 5 是相似的,表明在不同的硬度比条

件下均存在临界强化层厚度。

强化层厚度对样品整体疲劳萌生寿命的影响规律如图 8(a) 所示。可见当固定硬度比时, 样品的整体疲劳萌生寿命将随着强化层厚度的增加而增加,

直到超过临界厚度后不再发生变化。对临界厚度随着表面与基体硬度比 R_H 的变化规律进行整理, 如图 8(b) 所示, 可见 R_H 值越大, 对应的强化层临界厚度也越大。

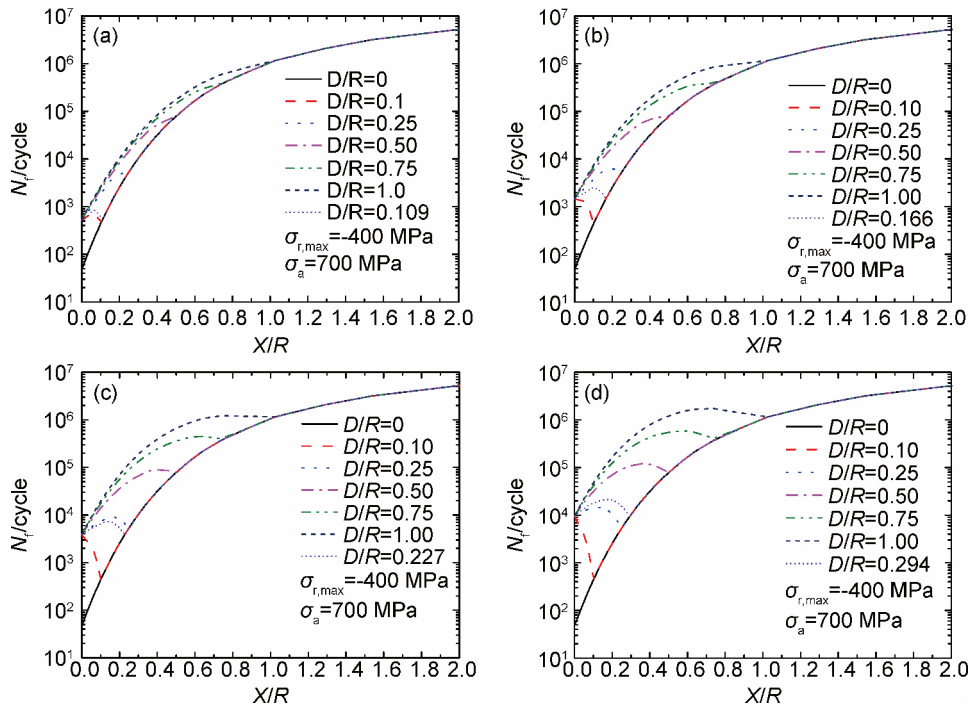


图 7 不同硬度比对应的疲劳寿命分布

Fig. 7 Influence of surface-to-internal hardness ratio on fatigue life distribution from notch root into the matrix (a) $R_H = 1.14$; (b) $R_H = 1.28$; (c) $R_H = 1.42$; (d) $R_H = 1.55$

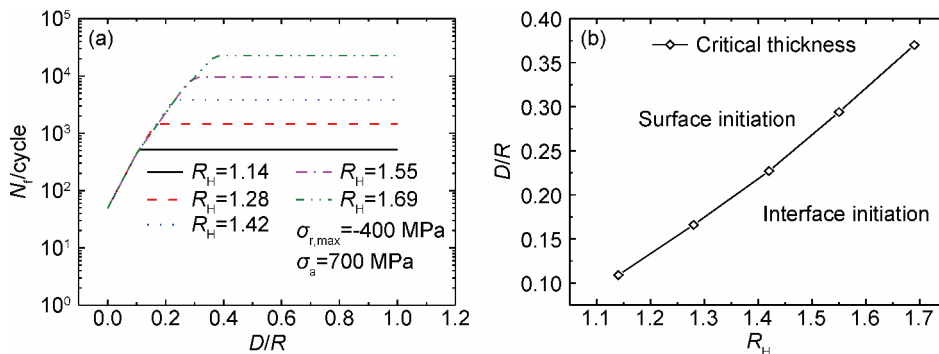


图 8 不同强化层厚度样品的整体寿命变化曲线 (a) 和硬度比对临界厚度的影响 (b)

Fig. 8 Influence of normalized thickness of strengthening layer on fatigue life of specimens (a) and influence of surface-to-internal hardness ratio on critical normalized thickness of strengthening layer (b)

为进一步说明硬度比的影响, 图 9 给出了不同强化层厚度对应的疲劳萌生寿命分布。由图 9(a) 可见, 对于强化层厚度相对较薄的样品, 其疲劳裂纹萌生位置在本研究的条件下全部位于强化层与基体的界面处。此时, 增加表面与基体的硬度比尽管可以提高强化层内的疲劳萌生寿命, 但样品的整体寿命并不发生改变。对这一类样品无法通过提高表面

硬度来提高寿命, 因此在进行处理时无须进一步去增加表面硬度; 由图 9(b) 可见, 对于中间厚度的样品, 当增加表面与基体的硬度比时, 同样存在疲劳萌生位置的变化。存在一个临界硬度比, 当硬度比 R_H 小于临界值时, 增加硬度比可以有效地提高样品的疲劳萌生寿命。而当硬度比大于临界值时, 由于此时裂纹萌生于界面位置, 因此增加硬度比不会提高

样品的整体疲劳萌生寿命。

如图 9 (c) (d) 所示,对于强化层相对较厚的样

品,其疲劳裂纹总是在表面萌生,此时增加表面与基体的硬度比 R_H 对提高样品的整体疲劳寿命是有效的。

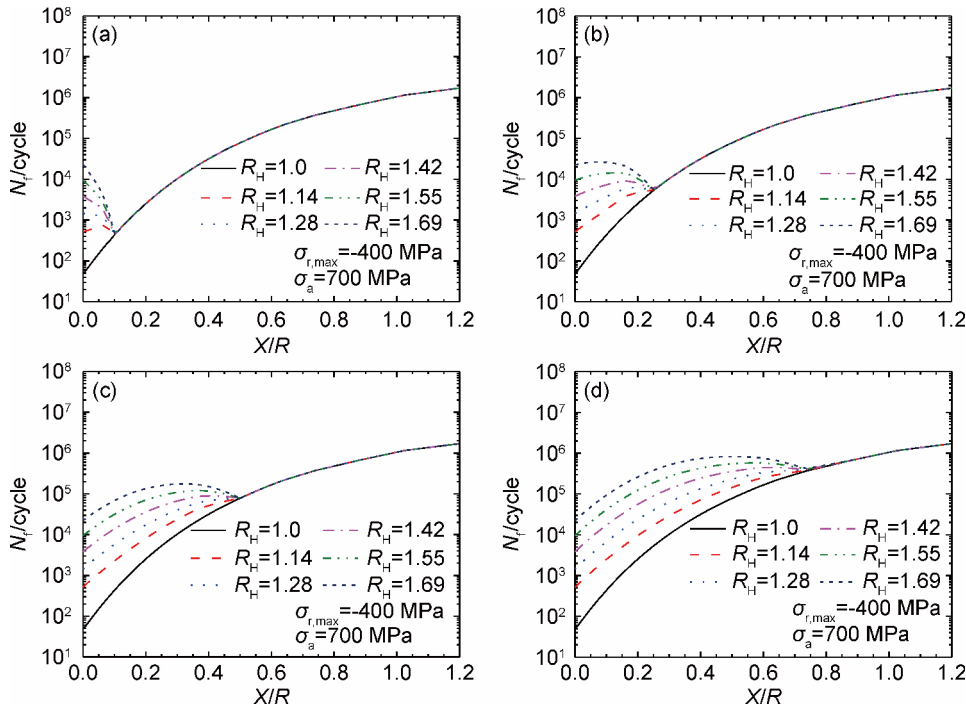


图 9 不同强化层厚度对应的疲劳寿命分布 (a) 强化层厚度 $D/R=0.1$; (b) 强化层厚度 $D/R=0.25$; (c) 强化层厚度 $D/R=0.5$; (d) 强化层厚度 $D/R=0.75$

Fig. 9 Influence of normalized thickness of strengthening layer on fatigue life distribution from notch root into matrix (a) $D/R=0.1$; (b) $D/R=0.25$; (c) $D/R=0.5$; (d) $D/R=0.75$

3.3 残余应力对疲劳寿命的影响

残余应力对梯度强化层内疲劳寿命分布的影响如图 10 所示。当硬度比 $R_H=1.69$ 时,外加应力幅 700 MPa 时的变化规律为:残余压应力从 0 增加到 400 MPa 时,可略提高强化层内的疲劳萌生寿命,而当其进一步增加时,疲劳萌生寿命反而会略有下降。总体而言,残余压应力对疲劳萌生寿命的影响不明

显。对于残余拉应力,则随着其增大,强化层内的疲劳萌生寿命会出现整体单调下降,其影响程度要明显高于同样大小的残余压应力的作用。

对于强化层厚度较薄的样品,在较大的残余应力范围内,疲劳起源均发生在界面位置。所以残余应力的大小对样品整体疲劳萌生寿命没有大的影响。只有当残余拉应力足够大时,才有可能使得疲

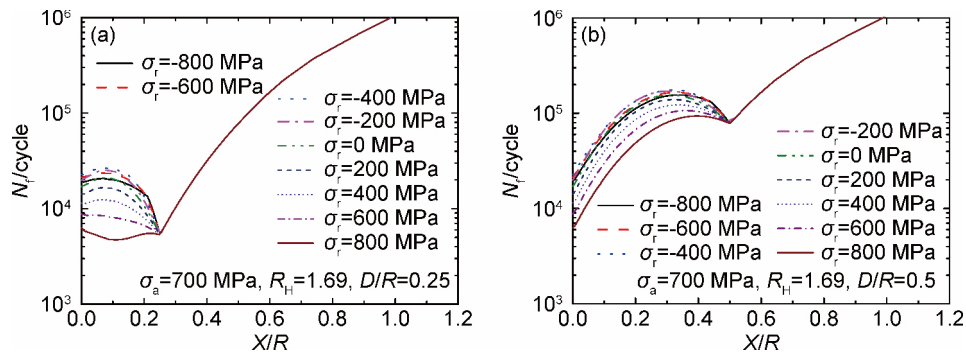


图 10 残余应力对疲劳萌生寿命分布的影响 (a) 强化层厚度 $D/R=0.25$; (b) 强化层厚度 $D/R=0.50$

Fig. 10 Influence of residual stress on fatigue life distribution from notch root into matrix (a) normalized thickness of strengthening layer $D/R=0.25$; (b) normalized thickness of strengthening layer $D/R=0.50$

劳萌生位置向表面转移,从而改变样品的整体寿命;而对于强化层厚度较厚的样品,其疲劳裂纹萌生均发生在样品表面,此时改变残余应力会影响到样品的整体疲劳萌生寿命。

需要注意的是,本研究只分析了疲劳裂纹萌生寿命。尽管残余压应力对疲劳裂纹萌生的影响较小,但对疲劳裂纹的扩展却是有着明显的影响。因此,对于表面萌生裂纹的情况,在疲劳裂纹萌生完成后,会由于残余压应力的作用导致疲劳裂纹难以扩展,而最终使样品的整体疲劳寿命有明显的提高。

4 结论

(1) 梯度强化层厚度对缺口样品的疲劳裂纹萌生位置与寿命有重要的影响。存在临界厚度,当强化层厚度小于临界厚度时,疲劳裂纹将从强化层与基体的界面处萌生;当强化层厚度大于临界厚度时,疲劳裂纹将从强化层表面萌生。

(2) 表面与基体的硬度比越大,梯度层的疲劳抗力越大。在不改变梯度强化层厚度的情况下,存在临界硬度比,硬度比小于临界硬度比时,疲劳裂纹萌生于样品表面;而当硬度比大于临界硬度比时,疲劳裂纹将转为从梯度强化层与基体的界面处萌生。

(3) 强化层的临界厚度受外加应力幅、表面与基体的硬度比等参数的影响。随外加应力幅增加,临界厚度会略有增加;随表面与基体的硬度比增加,临界厚度增加明显。

(4) 残余压应力对疲劳裂纹的萌生影响较小,而残余拉应力则明显导致疲劳裂纹萌生寿命的降低。只有对强化层厚度大于临界厚度,疲劳裂纹起源于表面的样品,残余应力才会对疲劳萌生寿命产生影响。

参考文献:

- [1] 赵振业. 材料科学与工程的新时代[J]. 航空材料学报, 2016, 36(3): 1-6.
(ZHAO Z Y. A new age of materials science and engineering[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(3): 1-6.)
- [2] ROLAND T, RETRAINT D, LU K, *et al.* Fatigue life improvement through surface nanostructuring of stainless steel by means of surface mechanical attrition treatment [J]. Scripta Materialia, 2006, 54: 1949-1954.
- [3] YANG A L, TAO N R, LU K, *et al.* Enhanced fatigue resistance of Cu with a gradient nanograined surface layer

[J]. Scripta Materialia. 2013, 68: 801-804.

- [4] 张晓乐, 孙成奇, 刘小龙, 等. 车轴材料(S38C)显微组织、显微硬度和(EA4T)小试样疲劳性能[R]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2013.
(ZHANG X L, SUN C Q, LIU X L, *et al.* Experimental report on microstructure, micro-hardness of S38C axle steel and fatigue of EA4T axle steel [R]. Beijing: Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2013.)
- [5] SHAW L L, TIAN J W, ORTIZ A L, *et al.* A direct comparison in the fatigue resistance enhanced by surface severe plastic deformation and shot peening in a C-2000 superalloy [J]. Materials Science and Engineering: A, 2010, 527: 986-994.
- [6] LIU Y, WANG M, SHI J, *et al.* Fatigue properties of two case hardening steels after carburization [J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31: 292-299.
- [7] AGARWAL N, KAHN H, AVISHAI A, *et al.* Enhanced fatigue resistance in 316L austenitic stainless steel due to low-temperature paraequilibrium carburization [J]. Acta Materialia, 2007, 55: 5572-5580.
- [8] GENEL K, DEMIRKOL M, CAPA M. Effect of ion nitriding on fatigue behaviour of AISI4140 steel [J]. Materials Science and Engineering: A. 2000, 279: 207-216.
- [9] DOWLING N E. Mechanical behavior of materials—engineering methods for deformation, fracture and fatigue [M]. [S. l.]: Prentice-Hall, Inc. 1993: 404.
- [10] 疲劳试验测试分析理论与实践[M]. 张然治, 译. 北京: 国防工业出版社, 2011: 109-111.
- [11] ZHAO S C, XIE J J, ZHAO A G, *et al.* An energy-equilibrium model for complex stress effect on fatigue crack initiation [J]. Sci China-Phys Mech Astron, 2014, 57: 916-926.
- [12] TANAKA K, MURA T. A Dislocation model for fatigue crack initiation [J]. J Appl Mech, 1981, 48: 97-103.
- [13] 赵思聪, 谢季佳, 武晓雷. 含表面梯度强化层的缺口样品疲劳起源寿命数值分析 [J]. 中国科学: 物理学力学天文学, 2014, 44: 737-745.
(ZHAO S C, XIE J J, WU X L. Numerical simulation of fatigue initiation life for notched specimens with gradient surface layer [J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2014, 44: 737-745.)
- [14] MEGGIOLARO M A, CASTRO JTP. Statistical evaluation of strain-life fatigue crack initiation predictions [J]. International Journal of Fatigue, 2004, 26: 463-476.
- [15] PARK J H, SONG J H. Detailed evaluation of methods for estimation of fatigue properties [J]. International Journal of Fatigue, 1995, 17(5): 365-373.
- [16] LEE K S, SONG J H. Estimation methods for strain-life fatigue properties from hardness [J]. International Journal

- of Fatigue ,2006 ,28: 386-400.
- [17] TABOR D. The hardness of metals [M]. Oxford: Oxford University Press ,1951.
- [18] 高玉魁 高强度钢喷丸强化残余压应力场特征 [J]. 金属热处理 ,2003 ,28:42-44.
- (GAO Y K. Characteristics of compressive residual stress field in high-strength steel caused by shot peening [J]. Heat Treatment of Metals ,2003 ,28: 42-44.)

Numerical Simulation Study on Fatigue Life of Notched Specimens with Gradient Surface Strengthening Layer

XIE Jijia^{1 2}

(1. State Key Laboratory of Nonlinear Mechanics , Institute of Mechanics , Chinese Academy of Sciences , Beijing 100190 , China; 2. School of Engineering Science , University of Chinese Academy of Sciences , Beijing 100049 , China)

Abstract: A modified Tanaka-Mura model is carried out to derive the equivalent stress amplitude at stress ratio $R = -1$ of complex fatigue stress and the effect of compress residual stress on fatigue life. Then , the fatigue of notched specimens with gradient surface strengthening layer were investigated by means of numerical simulation. The results indicate that the fatigue initiation life and the initiation site of notched specimen are related with the thickness of the strengthening layer , the surface-to-internal hardness ratio and the residual stress. There is a critical thickness. If the strengthening layer thickness is less than the critical value , fatigue crack is initiated at the interface of the matrix and the strengthening layer , otherwise at the surface of the notch root. The critical thickness value is increased with the increase of surface-to-internal hardness ratio. Residual compress stress has little effect on the fatigue initiation life , but the residual tensile stress decreases the fatigue initiation life obviously.

Key words: surface strengthening process; fatigue life; fatigue initiation; stress concentration factor; notch

(责任编辑: 徐永祥)