

考虑尺寸效应的缺口疲劳寿命预测方法

刘 香^{1,2}, 王延荣^{1,2}, 田爱梅³, 石 亮^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 利用试样缺口根部归一化应力的分布规律,在考虑应力梯度的缺口疲劳寿命预测方法的基础上,着重考虑尺寸效应对缺口疲劳寿命的影响,构建了综合考虑平均应力、应力梯度和尺寸效应的缺口疲劳寿命预测方法.利用已有的 TC4 合金缺口疲劳试验数据对所发展的方法进行了验证,并与常用的几种局部应力应变法的寿命预测结果进行了对比分析.结果表明:所对比的几种局部应力应变法的寿命预测结果过于保守,而所发展的缺口疲劳寿命预测方法的预测结果几乎全在 3 倍分散带以内,且大多数预测结果在 2 倍分散带以内.

关 键 词: 缺口疲劳; 平均应力; 应力梯度; 尺寸效应; 局部应力应变法; 寿命预测

中图分类号: V232.3

文献标志码: A

A life prediction method for size effects on notched fatigue

LIU Xiang^{1,2}, WANG Yan-rong^{1,2}, TIAN Ai-mei³, SHI Liang^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: By use of the normalized stress distribution at the notch root of a specimen, and based on a notched fatigue life prediction method with consideration of the effects of stress gradient, a life prediction method for fatigue of notched specimen was constructed by taking mean stress, stress gradient and size effect into account with focus on the influence of size effect on the fatigue life of notched specimen. The developed method was verified by use of fatigue test data of TC4 alloy notched specimen, and the prediction results were comparatively analyzed with those of several commonly-used local stress-strain approaches, indicating that those local stress-strain approaches over-conservatively predicted the fatigue life of notched specimen. The developed method can predict the result more precisely with almost all the prediction results within the scatter band of 3 and more than three quarters of the results within the scatter band of 2.

Key words: notched fatigue; mean stress; stress gradient; size effect;
local stress-strain approach; life prediction

收稿日期: 2015-05-05

基金项目: 国家自然科学基金(51475022, 50571004)

作者简介: 刘香(1990—),男,硕士生,主要从事航空发动机结构强度、振动及可靠性研究.

引用格式: 刘香,王延荣,田爱梅,等.考虑尺寸效应的缺口疲劳寿命预测方法[J].航空动力学报,2017,32(2):429-437. LIU Xiang, WANG Yanrong, TIAN Aimei, et al. A life prediction method for size effects on notched fatigue[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 429-437.

实际结构在服役过程中,通常疲劳裂纹首先在结构几何发生突变的孔、缺口等应力集中部位萌生,由于这些部位应力梯度较高,有利于疲劳裂纹的萌生进而引起结构失效.因此,构件的疲劳寿命很大程度上取决于其应力集中区域的疲劳强度.经过不断地研究和发展,人们对如何更准确地预测应力集中构件的疲劳寿命取得了长足进步.目前,用于预测结构应力集中部位疲劳寿命的方法主要有名义应力法(nominal stress approach)、局部应力应变法(local stress-strain approach)、应力场强法(stress field intensity approach)和临界距离法(theory of critical distance)等.

名义应力法是一种传统的安全疲劳寿命估算方法,该方法认为材料相同的任意构件,只要它们具有相同的应力集中系数 K_t 和载荷历程,则它们具有相同的疲劳寿命.由于该方法需要材料在不同 K_t 下的 $S-N$ 曲线,试验量大,而且实际结构的 K_t 通常难以确定,特定 K_t 下的 $S-N$ 曲线只能通过插值获得,插值结果有时不准确,甚至不能用,因而该方法的预测精度并不高^[1].

局部应力应变法^[2-3]是一种应用较为广泛的缺口疲劳寿命预测方法,该方法认为,如果构件危险点的载荷历程与相同材料的光滑试件的载荷历程相同,则它们具有相同的疲劳寿命.该方法首先通过计算(采用 Neuber 法^[4]和有限单元法等)得到缺口局部的应力应变历程,然后对照相应材料的疲劳性能数据,按照疲劳累积损伤理论进行疲劳寿命预测.但该方法仅考虑了缺口危险点处一点的应力应变,没有考虑缺口根部的应力梯度和应力状态对疲劳寿命的影响,因此当缺口局部具有较高的应力梯度时,其疲劳寿命预测结果通常过于保守.

应力场强法^[5-6]以应力场强度 σ_{fi} 来反映缺口件受载严重程度,并假定,若缺口根部 σ_{fi} 的历程与光滑试件 σ_{fi} 的历程相同,则它们的寿命相同.该方法可解释尺寸效应等疲劳现象,且其预测精度也较好,但参数 σ_{fi} 的计算相对较为繁琐,是一种具有发展潜力的方法.

临界距离法^[7-9]主要采用距离热点(hot spot)应力给定“临界距离”处的应力,或给定临界距离、面积或体积上的平均应力值表示局部参量来预测缺口的疲劳寿命.由于该方法考虑了缺口根部一定区域的应力应变对疲劳寿命的影响,因而其预测精度相对较高.但在实际应用中难以确定实际结构的临界距离,因而把该方法用于实际结构的

疲劳寿命预测还有待进一步研究.

王延荣等^[10]根据缺口根部的应力分布,发展了一种综合考虑平均应力、应力梯度和尺寸效应的缺口疲劳寿命预测方法,并利用 TC4 合金室温缺口疲劳试验数据进行了验证,取得了较好的预测精度.本文在已有研究基础上,重新考虑了尺寸效应的影响,并将应力梯度和尺寸效应对寿命的影响分开来考虑,发展了一种缺口疲劳寿命预测方法,并利用 TC4 合金室温下的缺口疲劳试验数据进行了验证,取得了较好的预测效果.

1 缺口疲劳寿命方程的构建

疲劳寿命预测方法的发展体现了人们对疲劳问题认识的不断加深,1910 年 Basquin^[11] 首先提出了疲劳寿命预测模型的应力幅-寿命关系

$$\sigma_a = \sigma'_f (2N_f)^b \quad (1)$$

式中 σ_a 为应力幅值, σ'_f 为疲劳强度系数, b 为疲劳强度指数, N_f 为疲劳寿命.

由于认识到变形过程中弹性和塑性对材料的疲劳特性具有不同的影响, Manson^[12] 与 Coffin^[13] 几乎同时提出了塑性应变幅-寿命关系,即著名的 Manson-Coffin 方程

$$\epsilon_a^p = \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (2)$$

式中 ϵ_a^p 为塑性应变幅值, ϵ'_f 为疲劳延性系数, c 为疲劳延性指数.

基于以上两式,1965 年 Morrow^[14] 提出了同时考虑弹性和塑性的总应变幅与疲劳反向数表示的寿命预测模型,即总应变寿命方程

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = \epsilon_a^e + \epsilon_a^p = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (3)$$

式中 $\Delta \epsilon_t$ 为总应变范围, ϵ_a^e 为弹性应变幅, E 为弹性模量.在实际应用中,根据结构件的实际服役情况可以对上式进行修正,从而演化出多种寿命预测方程.

1.1 总应变寿命方程的修正

王延荣等^[15]根据总应变寿命方程中参数的物理意义,建立了材料的疲劳强度系数 σ'_f 和疲劳延性系数 ϵ'_f 的确定关系式

$$\sigma'_f = \frac{\sigma_f}{0.5^b} = \frac{\sigma_b}{0.5^b(1-\phi)} \quad (4)$$

$$\epsilon'_f = \frac{\epsilon_f}{0.5^c} = \frac{-\ln(1-\phi)}{0.5^c} \quad (5)$$

式中 σ_f 为断裂真应力, ϵ_f 为断裂真应变, σ_b 为单调拉伸强度极限, ϕ 为断面收缩率,进而可将总应变寿命方程改写为

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = \frac{\sigma_b}{0.5^b E (1 - \psi)} (2N_f)^b + \frac{-\ln(1 - \psi)}{0.5^c} (2N_f)^c \quad (6)$$

式中疲劳强度指数 b 和疲劳延性指数 c 通过试验数据拟合得到,从而得到材料参数具有明确物理意义的总应变寿命方程。

上述方程是在对称循环条件下建立的,而实际结构在工作中其平均应力并不为零,已经有很多学者研究了平均应力对疲劳寿命的影响,如 Morrow^[16], Smith-Watson-Topper^[17] (SWT) 以及 Walker^[18] 分别考虑了平均应力对材料疲劳特性的影响并对总应变寿命方程进行了修正

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \quad (7)$$

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} \sigma_{\max} = \frac{(\sigma'_f)^2}{E} (2N_f)^{2b} + \sigma'_f \epsilon'_f (2N_f)^{b+c} \quad (8)$$

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^b + \epsilon'_f \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^c \quad (9)$$

式中 σ_m 为平均应力, $\sigma_{\max}$ 为最大应力, R 为应力比, γ 为平均应力影响指数。

Dowling^[19] 对目前广泛应用的几种考虑平均应力影响的疲劳寿命预测方法进行了对比分析,认为 Walker 修正总应变寿命方程,即式(9),由于其参数 γ 可调,因而其寿命预测结果的精度相对较高。本文即采用 Walker 修正的总应变寿命方程考虑平均应力的影响。结合式(6)和式(9)可以得到材料参数具有明确物理意义的修正的总应变寿命方程

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = \frac{\sigma_b}{0.5^b E (1 - \psi)} \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^b + \frac{-\ln(1 - \psi)}{0.5^c} \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^c \quad (10)$$

1.2 应力梯度的影响

如图 1 所示,缺口局部区域由于应力集中而具有较高的应力梯度。考虑应力梯度影响的方法有修正体积法、应力场强法等。文献[10]通过定义应力梯度影响因子 Y 来考虑应力梯度的影响

$$Y = \frac{1}{2S_{0.5}} \quad (11)$$

式中 $S_{0.5}$ 为应力归一化曲线与归一化坐标轴在 $[0, 0.5]$ 区间上围成的面积。图 2 是通过有限元计算得到的应力集中系数 $K_t=3$ 和 $K_t=5$ 的 V 形

缺口试样的应力分布,图中 $\sigma_{\max}$ 为缺口根部的最大应力, σ 为缺口平分线上不同位置处的应力, x 为距缺口根部的距离, r 为缺口根部的半径。

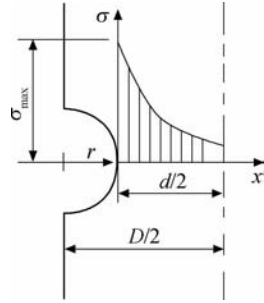


图 1 缺口局部坐标系及应力分布示意图
Fig. 1 Local coordinate system and stress distribution at the root of notch

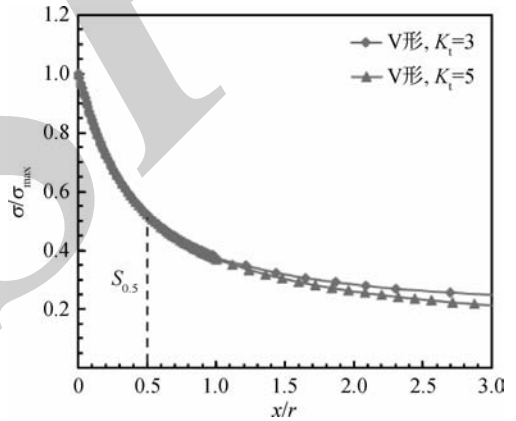


图 2 缺口局部归一化应力沿归一化距离的分布
Fig. 2 Normalized stress distribution along normalized distance at the root of notches

引入应力梯度影响因子后,确立的考虑缺口疲劳的总应变寿命方程为^[10]

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = Y^m \left\{ \frac{\sigma_b}{0.5^b E (1 - \psi)} \cdot \left[2N_f \left(\frac{1-R'}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^b + \frac{-\ln(1 - \psi)}{0.5^c} \cdot \left[2N_f \left(\frac{1-R'}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^c \right\} \quad (12)$$

式中 R' 为缺口局部应力比, m 为应力梯度影响指数,其与试验寿命存在如下关系^[10]:

$$m = A(2N_f)^B \quad (13)$$

式中 A, B 为常数,可由试验数据拟合得到。

1.3 尺寸效应的影响

实际构件在服役中其应力分布并不均匀,即

使其危险点最大应力相同,但应力梯度不同,则构件的疲劳寿命也不相同,这即是应力不均匀的结构存在尺寸效应的原因^[20].文献[10]引入平均应力梯度来表征尺寸效应的影响,其定义的尺寸影响因子 C 为

$$C = \frac{g_c}{g_3}$$

(14)

式中 g_3 为应力集中系数 $K_t=3$ 时的平均应力梯度,平均应力梯度 g_c 的定义为

$$g_c = \frac{\sigma_{\text{nom}}|_{x=r/2} - \sigma_{\text{nom}}|_{x=0}}{r/2}$$

(15)

式中 σ_{nom} 为缺口平分线上归一化应力.

综合考虑平均应力、应力梯度和尺寸效应的缺口疲劳寿命方程为^[10]

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = Y^m C^a \cdot \left\{ \frac{\sigma'_f}{E} \left[2N_f \left(\frac{1-R'}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^b + \epsilon'_f \left[2N_f \left(\frac{1-R'}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^c \right\}$$

(16)

式中 α 为尺寸效应影响指数.

文献[1]中提到,应力均匀和不均匀的试件,其尺寸效应是不同的,前者是由于大尺寸试件具有更多的疲劳损伤源,属于统计力学的范畴,而后者是由于应力严重程度不同,属于传统宏观力学的范畴.因此,这两种情况下的尺寸效应应分别考虑,而不同缺口的疲劳试验数据相对较多,因而本文主要考虑应力不均匀时的尺寸效应.

归一化应力在缺口平分线上的分布见图 3,而缺口局部高应力区的大小是影响缺口疲劳寿命的主要因素之一.本文用缺口平分线上归一化应力从 1.0 降到 0.9 的距离 L_c 来表征高应力区的大小,并定义尺寸影响因子

$$C = L_c/L_3$$

(17)

式(16)中尺寸效应项 C^a 为梯度影响因子 Y 的指数项,即尺寸效应最终是通过作用于应力梯度来影响疲劳寿命的.但实际上,尺寸效应对疲劳寿命的影响并不是依赖于应力梯度的,它们是影响材料疲劳性能的两种独立因素,因此应将应力梯度和尺寸效应的影响分开考虑,从而得到

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = Y^m C^a \cdot \left\{ \frac{\sigma_b}{0.5^b E (1-\phi)} \left[2N_f \left(\frac{1-R'}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^b + \frac{-\ln(1-\phi)}{0.5^c} \left[2N_f \left(\frac{1-R'}{2} \right)^{\frac{1-\gamma}{b}} \right]^c \right\}$$

(18)

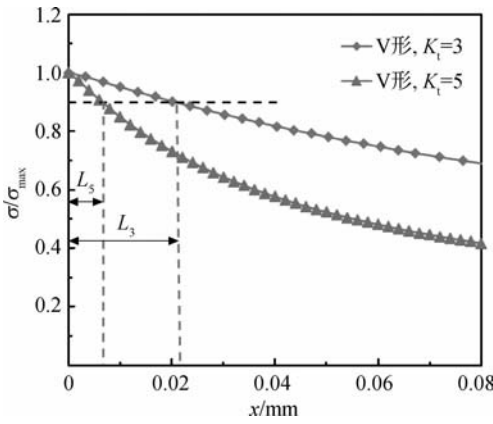


图 3 缺口平分线上归一化应力的分布及 L_c 的定义
Fig. 3 Normalized stress distribution along bisector of notches and definition of L_c

式中 α 与疲劳寿命存在如下关系

$$\alpha = p(2N_f)^q$$

(19)

式中 p, q 为常数,可由试验数据拟合得到.

1.4 参数的确定方法

本文给出的将应力梯度和尺寸效应的影响分别考虑的疲劳寿命预测方法(即式(18))中各参数的确定方法如下:

- 1) 首先由材料的单调拉伸试验获得参数 E , σ_b 和 ϕ ,然后由材料在不同应力比 R 下的光滑疲劳试验数据拟合得到参数 b, c 和 γ .
- 2) 对不同缺口试件进行有限元分析,然后由式(11)和式(17)分别确定参数 Y 和 C .
- 3) 利用材料在某一缺口形式下的疲劳试验数据按照式(13)确定参数 m 与疲劳寿命的关系,再利用材料在另一缺口形式下的疲劳实验数据按照式(19)确定参数 α 与疲劳寿命的关系.

2 TC4 合金缺口疲劳寿命预测

为考查本文发展的疲劳寿命预测方程式(18)的准确性,本文利用材料手册中 TC4 合金室温疲劳试验数据进行了验证分析.

2.1 Walker 修正总应变寿命方程参数的确定

TC4 合金室温单调拉伸性能参数及疲劳性能参数见表 1,表中 K' 为循环强度系数, n' 为循环应变硬化指数.光滑试样疲劳试验数据见表 2.

表 1 TC4 合金室温材料参数^[21]
Table 1 Material parameters of TC4 alloy at room temperature^[21]

E/GPa	σ_b/MPa	ϕ	K'/MPa	n'
109	967	0.441	1420	0.07

表 2 TC4 合金室温光滑试样疲劳试验数据^[21]

Table 2 Fatigue tests data of TC4 alloy smooth specimen at room temperature^[21]

<i>R</i>	$\Delta\epsilon_t/2$	$2N_{fe}/\text{cycle}$	$\sigma_{\max}/\text{MPa}$
-1	0.04284	95	1092
	0.03887	113	1064
	0.03288	143	1037
	0.02286	294	1005
	0.01295	765	1022
	0.01078	1443	957
	0.00868	2720	932
	0.006879*	10000	740
	0.005883*	20000	640
	0.0058	29482	666
	0.004312*	100000	470
	0.003899*	200000	425
	0.003257*	1000000	355
	0.003211*	2000000	350
	0.003901*	10000	945
	0.003489*	20000	845
0.1	0.002766*	100000	670
	0.002560*	200000	620
	0.002271*	1000000	550
0.5	0.001984*	100000	865
	0.001858*	200000	810
	0.001686*	1000000	735

注:表中 N_{fe} 为试验疲劳寿命,带* 的总应变幅是根据给出的应力比和最大应力通过迟滞回曲线计算得到。

利用 Walker 修正总应变寿命方程对 TC4 合金室温光滑疲劳试验数据进行拟合,得到各参数值见表 3,表中 σ'_i 和 ϵ'_i 是由式(4)和式(5)计算得到,拟合结果见图 4,可以看出 Walker 修正总应变寿命方程对室温下 TC4 合金不同应力比 R 的光滑试样的寿命预测与试验相比有很好的一致性。图 4 中横坐标 N_w 为 Walker 修正寿命,即

$$N_w = N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b}$$

(20)

表 3 Walker 寿命方程中的参数

Table 3 Parameters of Walker life equation

σ'_i/MPa	b	ϵ'_i	c	γ
1603.94	-0.109	0.38186	-0.607	0.4893

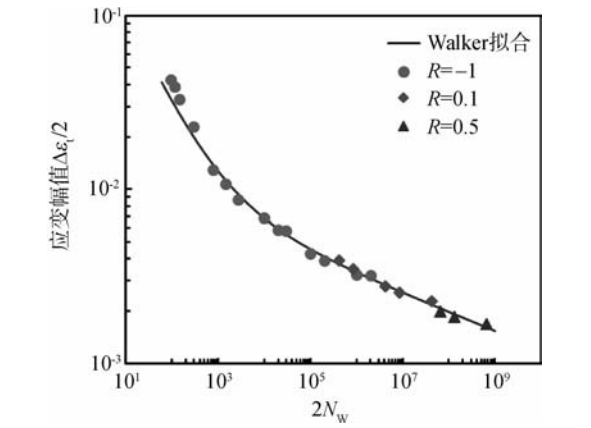


图 4 TC4 合金 Walker 修正寿命预测曲线

Fig. 4 Walker's modified life prediction curve for TC4 alloy

2.2 梯度影响因子的确定

TC4 合金室温缺口疲劳试验采用的是 $K_t=3$ 和 $K_t=5$ 的 60°V 形缺口试样,缺口疲劳试验数据见表 4、表 5。手册中^[21] $K_t=3$ 的缺口试样尺寸为 $d=5\text{ mm}$, $D=7.5\text{ mm}$, $r=0.34\text{ mm}$; $K_t=5$ 的缺口试样尺寸为 $d=5\text{ mm}$, $D=10\text{ mm}$, $r=0.1\text{ mm}$ 。对 TC4 合金缺口试样进行弹性有限元分析,得到其缺口局部归一化应力沿归一化距离的分布见图 2,由式(11)可求得 $K_t=3$ 时, $Y=1.4196$; $K_t=5$ 时, $Y=1.4064$ 。

表 4 TC4 合金 $K_t=3$ 的缺口疲劳试验数据^[21]

Table 4 Notched fatigue tests data of TC4 alloy specimen for $K_t=3$ ^[21]

<i>R</i>	$N_{fe}/10^3\text{ cycle}$	$S_{\max}/\text{MPa}$	$\sigma_{\max}/\text{MPa}$	$\Delta\epsilon_t/2$	R'
-1	5	395	970.7	0.01327	-1.0
	10	330	905.6	0.00993	
	50	220	659.3	0.006065	
	100	190	569.7	0.00523	
0.1	5	580	1064.6	0.00727	-0.454
	10	480	1022.8	0.00595	
	50	315	884.2	0.003905	
	100	280	819.0	0.003465	
0.5	5	840	1135.3	0.005785	-0.109
	10	690	1098.9	0.00475	
	50	475	1020.3	0.00327	
	100	420	988.6	0.00289	

注:表中 $S_{\max}$ 为最大应力; $\Delta\epsilon_t/2$, $\sigma_{\max}$ 和 R' 为用 Neuber 法计算得到的缺口局部应变幅值、最大应力和应力比。

表 5 TC4 合金 $K_t=5$ 的缺口疲劳试验数据^[21]

Table 5 Notched fatigue tests data of TC4 alloy specimen for $K_t=5$ ^[21]

R	$N_{fe}/10^3 \text{ cycle}$	S_{max}/MPa	σ_{max}/MPa	$\Delta\epsilon_t/2$	R'
-1	5	300	1032.4	0.019995	-1.0
	10	250	986.3	0.014535	
	50	150	744.5	0.00693	
	100	120	599.4	0.005505	
	500	80	400.0	0.003670	
0.1	5	410	1097.1	0.00895	-0.590
	10	360	1071.5	0.00756	
	50	245	980.6	0.00506	
	100	205	920.2	0.00423	
	500	135	673.7	0.002785	
0.5	10	550	1150.9	0.006325	-0.192
	50	345	1062.8	0.003955	
	100	290	1024.5	0.003325	
	500	200	910.0	0.002295	

应力梯度影响指数 m 可采用 $K_t=3$ 的缺口疲劳试验数据拟合得到. 首先用式(12)求出 $K_t=3$ 时不同寿命下的 m 值, 然后拟合得到式(13)中的 A 和 B 的值, 拟合结果见图 5, 其中 $A=4.9611, B=-0.156$.

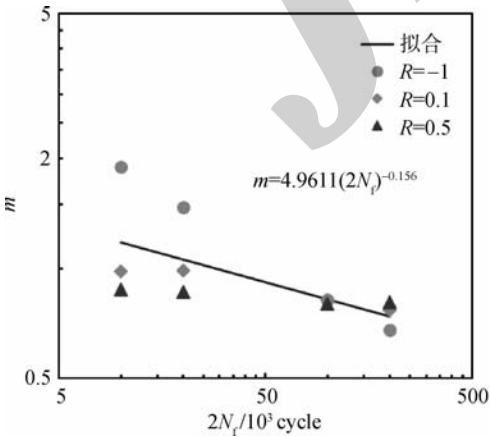


图 5 m 与 $2N_f$ 的关系

Fig. 5 Relationship between m and $2N_f$

2.3 尺寸影响因子的确定

TC4 合金缺口试样缺口平分线上归一化应

力的分布见图 3, 分别求得 $L_3=0.020700 \text{ mm}$, $L_5=0.006423 \text{ mm}$, 即 $K_t=5$ 时的尺寸影响因子 $C=0.3103$; 若 L 定义为归一化应力从 1.0 减小到 0.8 时的距离, 则此时 $L_3=0.044740 \text{ mm}$, $L_5=0.013883 \text{ mm}$, 则 $C=0.3103$, 可见即使定义的高应力区的大小有所不同, 但 C 值相对比较稳健.

在求得尺寸影响因子 C 的基础上利用 $K_t=5$ 的疲劳试验数据可以拟合得到尺寸效应影响指数 α . 首先由式(18)求出相应寿命下的 α 值, 然后拟合得到式(19)中 p 和 q 的值, 见图 6, 其中, $p=-1.8354, q=-0.248$.

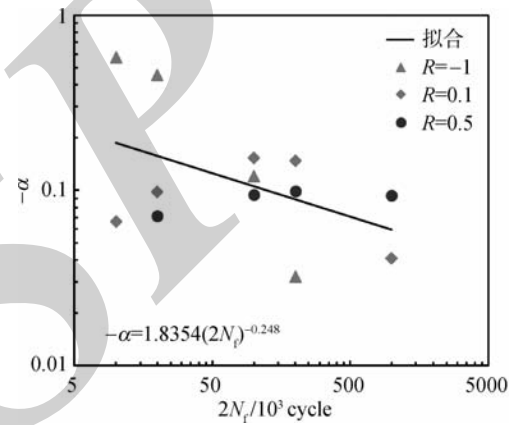


图 6 α 与 $2N_f$ 的关系

Fig. 6 Relationship between α and $2N_f$

2.4 缺口疲劳寿命预测

采用 Neuber 法计算 TC4 合金缺口试样局部应力、应变, 进而得到缺口局部应力比, 计算结果见表 4、表 5. 然后分别用 Morrow, SWT, Walker 修正的总应变寿命方程和本文所发展的缺口疲劳寿命方程预测 TC4 室温缺口疲劳寿命, 结果见表 6 和图 7.

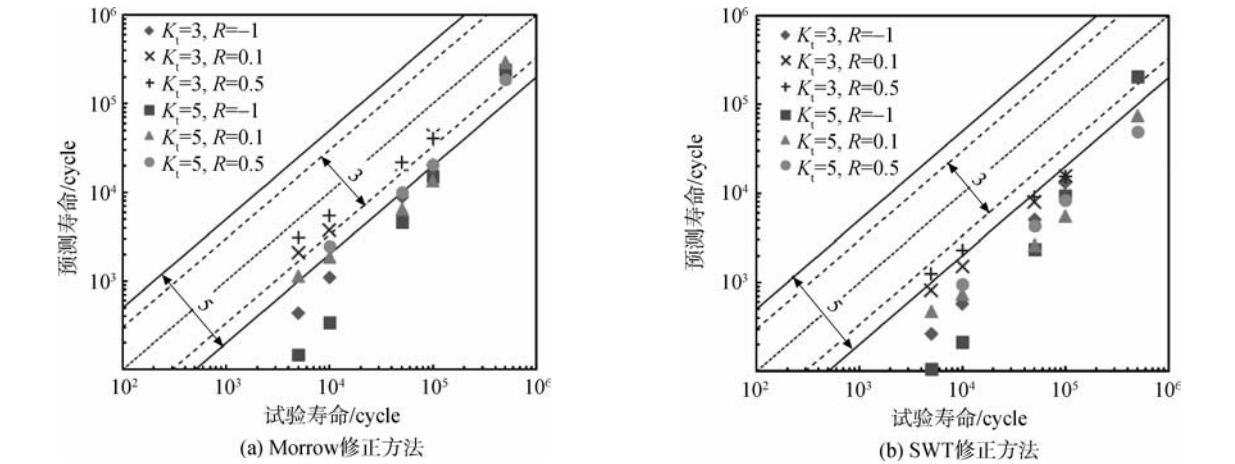
由寿命预测结果及其分散性可以看出, 若采用局部应力应变法, Morrow, SWT 和 Walker 修正总应变寿命方程的预测结果均小于试验值, 且大部分预测结果在 5 倍分散带以外. 相对而言, Morrow 修正总应变寿命方程的预测结果要好于 SWT 和 Walker 修正总应变寿命方程的预测结果; 而本文所发展的缺口疲劳寿命预测方法所预测的结果几乎全在 3 倍分散带以内 (仅一个点的 $N_{fe}/N_e=3.38$), 且大多数预测结果在 2 倍分散带以内 (仅 4 个点在 2 倍分散带以外).

表 6 TC4 合金缺口疲劳寿命预测结果

Table 6 Life prediction results for notched fatigue of TC4 alloy

K_t	R	$\Delta\epsilon_t/2$	$N_{fe}/10^3\text{ cycle}$	N_{cM}/cycle	N_{cS}/cycle	N_{cW}/cycle	N_c/cycle
3	-1	0.01327	5	439	264	439	2156
		0.00993	10	1101	579	1101	5724
		0.006065	50	8923	5031	8923	50139
		0.00523	100	20469	13250	20469	112442
	0.1	0.00727	5	2095	824	837	6825
		0.00595	10	3773	1511	1158	11396
		0.003905	50	20526	8046	4840	50511
		0.003465	100	43997	15719	10171	93331
	0.5	0.005785	5	3118	1240	725	8544
		0.00475	10	5489	2293	1099	14711
		0.00327	50	21931	9014	4412	52444
		0.00289	100	40512	15347	8176	85469
	-1	0.019995	5	147	105	147	1478
		0.014535	10	338	212	338	3362
		0.00693	50	4632	2369	4632	46357
		0.005505	100	15159	9353	15159	140000
5	-1	0.003670	500	240973	205660	240973	1468528
	0.1	0.00895	5	1137	474	546.5	8270
		0.00756	10	1870	739	782	13228
		0.00506	50	6456	2646	1682	37703
	0.5	0.00423	100	13577	5473	3264	68770
		0.002785	500	290965	75056	57479	574487
	-1	0.006325	10	2465	957	636	15436
		0.003955	50	10142	4315	1987	53566
		0.003325	100	20379	8412	4110	93312
		0.002295	500	187626	49169	31084	387842

注： N_{cM} ， N_{cS} ， N_{cW} 和 N_c 分别为用 Morrow，SWT，Walker 和本文所发展方法的寿命预测结果。



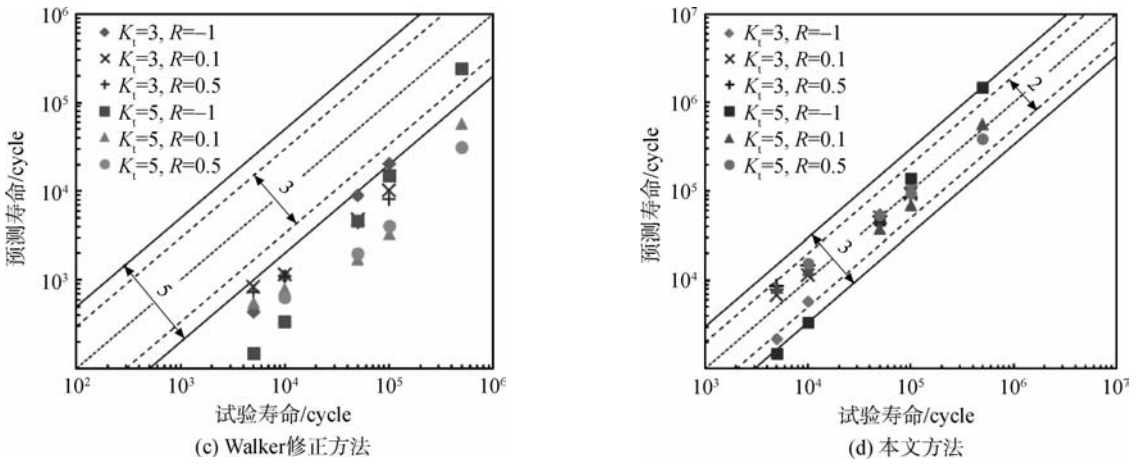


图 7 TC4 合金缺口疲劳寿命预测结果

Fig. 7 Life prediction results for notched fatigue of TC4 alloy

3 结 论

本文在已有研究基础上重新考虑了尺寸效应的影响,发展了综合考虑平均应力、应力梯度和尺寸效应的缺口疲劳寿命预测方法,并对 TC4 合金缺口疲劳寿命进行了预测,并与常用的几种局部应力应变法的寿命预测结果进行了比较,可以得到如下结论:

1) 局部应力应变法的预测结果普遍过于保守,对 TC4 合金缺口疲劳的大部分预测结果在 5 倍分散带以外;相对而言,Morrow 修正总应变寿命方程的预测结果优于 SWT 和 Walker 修正总应变寿命方程的预测结果。

2) 重新定义了应力不均匀构件的尺寸影响因子,并将尺寸效应的影响从应力梯度的影响中分离出来,发展了综合考虑平均应力、应力梯度和尺寸效应的缺口疲劳寿命预测方法。

3) 所发展的缺口疲劳寿命预测方法对 TC4 合金缺口疲劳寿命预测的结果几乎全在 3 倍分散带以内,且大部分预测结果在 2 倍分散带以内。

参考文献:

[1] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.

[2] Topper T H, Wetzel R M, Morrow J. Neuber's rule applied to fatigue of notched specimens[J]. Journal of Materials, 1969, 4(1): 200-209.

[3] Dowling N E, Brose W R, Wilson W K. Notched member fatigue life prediction by the local strain approach[M]// Wetzel R M. Fatigue under complex loading. Warrandale, PA, US: SAE, 1977: 55-84.

[4] Neuber H. Theory of stress concentration for shear-strained prismatical bodies with arbitrary nonlinear stress-

strain law[J]. Journal of Applied Mechanics, 1961, 28(4): 544-550.

[5] Yao W X. Stress field intensity approach for predicting fatigue life[J]. International Journal of Fatigue, 1993, 15(3): 243-246.

[6] 姚卫星. 金属材料疲劳行为的应力场强度描述[J]. 固体力学学报, 1997, 18(1): 38-49.

YAO Weixing. The description for fatigue behaviours of metals by stress field intensity approach[J]. Acta Mechanica Sinica, 1997, 18(1): 38-49. (in Chinese)

[7] Qylafku G, Azari Z, Gjonaj M, et al. On the fatigue failure and life prediction for notched specimens[J]. Materials Science, 1998, 34(5): 604-618.

[8] Luca S. The theory of critical distances: a review of its applications in fatigue[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(7): 1706-1724.

[9] Luca S, David T. An reformulation of the elasto-plastic theory of critical distances to estimate lifetime of notched components failing in the low/medium-cycle fatigue regime [J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 2010, 132(1): 1-8.

[10] 王延荣, 李宏新, 袁善虎, 等. 考虑应力梯度的缺口疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1208-1214.

WANG Yanrong, LI Hongxin, YUAN Shanhu, et al. Method for notched fatigue life prediction with stress gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1208-1214. (in Chinese)

[11] Basquin O H. The exponential law of endurance tests[J]. American Society for Testing and Materials Proceedings, 1910(10): 625-630.

[12] Manson S S. Behavior of materials under conditions of thermal stress[R]. NACA TR 1170, 1954.

[13] Coffin L F, Jr. A study of the effect of cyclic thermal stresses on a ductile metal[R]. New York: Knolls Atomic Power Laboratory KAPL-853, 1953.

[14] Morrow J D. Cyclic plastic strain energy and fatigue of metals[R]. ASTM STP 378, 1965.

[15] 王延荣,李宏新,袁善虎,等. 确定总应变寿命方程参数的一种方法[J]. 航空动力学报,2014,29(4):881-886.
WANG Yanrong, LI Hongxin, YUAN Shanhu, et al. A method for determination of parameters in total strain life equation[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 881-886. (in Chinese)

[16] Morrow J D. Fatigue design handbook[M]. New York: SAE,1968.

[17] Smith K N, Watson P, Topper T H. A stress-strain function for the fatigue of metals[J]. Journal of Materials, 1970, 5(4):767-778.

[18] Walker K. The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum[R]. ASTM STP462,1970.

[19] Dowling N E. Mean stress effects in stress-life and strain-life fatigue[R]. Society of Automotive Engineers, Technical Paper F2004/51,2004.

[20] Stamoulis K, Giannakopoulos A E. Size effects on strength, toughness and fatigue crack growth of gradient elastic solids[J]. International Journal of Solids and Structures, 2008, 45(18/19):4921-4935.

[21] 北京航空材料研究所. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 北京:中国航空发动机总公司,1988.

(编辑:陈 越)