

确定总应变寿命方程参数的一种方法

王延荣^{1,2}, 李宏新^{1,3}, 袁善虎¹, 魏大盛¹, 石 亮¹

(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. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了使总应变寿命方程能够在较大寿命范围内具有理想的预测精度且其参数物理意义明确, 基于总应变寿命方程中疲劳强度系数与疲劳延性系数的物理意义, 建立了总应变寿命方程参数与单调拉伸强度极限和断面收缩率之间的关系, 并结合 TC4, GH4169 及 GH901 合金的单调拉伸及疲劳试验数据, 对其各自的总应变寿命方程参数进行了拟合, 进而开展了疲劳寿命预测. 结果表明: 采用该方法确定的总应变寿命方程参数具有明确的物理意义, 且对 TC4, GH4169 及 GH901 合金的疲劳寿命预测结果较为理想, 其分散带基本在 2 倍以内.

关 键 词: 总应变寿命方程; 寿命预测; 疲劳强度系数; 疲劳延性系数; 参数拟合

中图分类号: V232.3

文献标志码: A

A method for determination of parameters in total strain life equation

WANG Yan-rong^{1,2}, LI Hong-xin^{1,3}, YUAN Shan-hu¹,
WEI Da-sheng¹, SHI Liang¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

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

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

3. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to improve the prediction precision of total strain life equation in a wide range of fatigue life with the equation parameters having definite physical significance, the relationship among parameters of total strain life equation, monotonic ultimate tensile stress and percentage reduction of area was established based on the physical significance of the fatigue strength coefficient and the fatigue ductility coefficient of total strain life equation. Parameters in the total strain life equation for TC4, GH4169 and GH901 alloy were fitted and fatigue life predictions were carried out combining with monotonic tensile and fatigue test data. The results show that fatigue life predictions using the total strain life equation with the parameters fitted by the developed approach give better estimation within a scatter band of about two for TC4, GH4169 and GH901 alloy.

Key words: total strain life equation; life prediction; fatigue strength coefficient; fatigue ductility coefficient; parameter fitting

疲劳是实际结构件失效的主要模式之一,特别是对于航空发动机,其零部件的疲劳失效有可能造成灾难性的后果,因而准确预测结构件的疲劳寿命对航空发动机结构完整性和可靠性具有重要意义。

随着人们对疲劳认识的加深和准确预测结构疲劳寿命的需要,疲劳寿命预测方法逐步发展起来。1910年Basquin^[1]提出了著名的应力幅寿命关系,指出应力和疲劳循环数的双对数关系在很大应力范围内表现为线性。由于认识到弹性和塑性对疲劳寿命影响不同,Manson^[2]与Coffin^[3]各自独立提出了塑性应变幅-疲劳寿命之间的经验关系,即Manson-Coffin方程。这两种经验关系几乎是目前所有基于维象学寿命预测方法的基础。基于这两种经验关系,Morrow^[4]于1965年提出了总应变幅与疲劳反向数表示的寿命关系,即总应变寿命方程,其形式为

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = \epsilon_a^e + \epsilon_a^p = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b + \epsilon_f' (2N_f)^c \quad (1)$$

式中 $\Delta \epsilon_t$ 为总应变范围; $\epsilon_a^e, \epsilon_a^p$ 为弹性应变和塑性应变; E 为弹性模量; N_f 为材料寿命循环数; σ_f', b 分别为疲劳强度系数和疲劳强度指数; ϵ_f', c 分别为疲劳延性系数和疲劳延性指数。该方程既可以反映应变为主导的低循环疲劳特征,同时又可以反映应力为主导的高循环疲劳特征,在实际应用中考虑载荷条件和结构件状态等影响,对方程进行修正,可演变出许多寿命预测方法^[5-10]。

总应变寿命方程中4个材料参数 $\sigma_f', b, \epsilon_f'$ 和 c 需要根据试验结果获得,但是由于总应变方程在双对数坐标系下不再是简单的线性关系,不易直接通过线性拟合得到,因而许多学者提出了不同的参数获得方法。简单近似法^[11]认为疲劳强度系数 σ_f' 近似等于材料单调拉伸时的断裂真应力 σ_f ,而疲劳延性系数 ϵ_f' 近似等于材料单调拉伸时的断裂真应变 ϵ_f ,而疲劳强度指数 b 值通常取为 $-0.05 \sim -0.12$,疲劳延性指数 c 值通常取为 $-0.5 \sim -0.7$ 。四点相关法^[12]通过 $1/4$ (单调拉伸), $10, 10^4$ 及 10^5 循环数的值确定总应变方程中的参数,在双对数坐标系中,弹性线用一次拉伸至断裂的应变历程弹性分量和 10^5 次循环时的应变历程弹性分量来确定,而塑性线则用10次循环时的应变历程塑性分量和 10^4 次循环的应变历程塑性分量来确定。通用斜率法^[13]假定所有材料的弹性线和塑性线都有相同的斜率,即 $b = -0.12, c = -0.6$,弹性线和塑性线的截距则通过2个经

验方程获得。Socie等^[13]则提出弹性线截距由 $\sigma_f' = \sigma_f$ 确定,斜率则结合反向数为 10^4 时的纵坐标 $0.5 \sigma_b$ 确定,其中 σ_b 为材料单调拉伸极限,而塑性线截距则通过 $\epsilon_f' = \ln(1 - \psi)^{-1}$ 确定,式中 ψ 为断面收缩率,疲劳延性指数对延性材料为 $c = -0.6$,对高强度材料为 $c = -0.5$ 。非线性拟合方法则是通过试验点采用非线性拟合的方式获得方程中的参数。综上,近似方法或经验方法确定的参数有相对明确的物理意义,但其参数确定经验成分太大,寿命预测结果精度偏低,而非线性拟合的方式其数值精度虽然较高,但是其参数物理意义不够明确,有时偏差较大,结果不甚理想。

另一方面,在实际工作中常需要利用手册^[14-15]中提供的材料数据及相关寿命参数进行寿命评估,由于前述原因,所得结果并不理想。此外,由于民用运输机发动机轮盘等构件的循环数已达 10^5 左右,因此急需寿命预测的相关方法。本文在已有研究的基础上,根据总应变方程中参数的物理意义,建立了其与单调拉伸时强度极限和断面收缩率之间的关系,并结合TC4, GH4169及GH901合金单调拉伸及疲劳试验数据,分别拟合得到了其各自的总应变寿命方程参数,进而开展了疲劳寿命预测,取得了较为理想的寿命预测精度。

1 总应变寿命方程参数的确定

由于一次单调拉伸相当于疲劳循环时的 $1/4$ 个循环,即一次拉伸断裂时的疲劳寿命为 $1/4$ 个循环数,因此给出一次单调拉伸时的断裂真应力 σ_f 、断裂真应变 ϵ_f 与疲劳强度系数 σ_f' 、疲劳延性系数 ϵ_f' 的关系

$$\sigma_f = \sigma_f' (0.5)^b \quad (2)$$

$$\epsilon_f = \epsilon_f' (0.5)^c \quad (3)$$

另一方面,一次单调拉伸时的断裂真应力 σ_f 、断裂真应变 ϵ_f 又可表示为

$$\sigma_f = \frac{P}{A_f} \quad (4)$$

$$\epsilon_f = \ln(A_0/A_f) \quad (5)$$

式中 P 为施加载荷, A_0 为材料试样初始截面面积, A_f 为拉伸断裂时截面面积,由断面收缩率表示的两者关系为

$$\psi = \frac{A_0 - A_f}{A_0} \quad (6)$$

则一次单调拉伸时的断裂真应力 σ_f 、断裂真应变 ϵ_f 可由拉伸强度极限 σ_b 和断面收缩率 ψ 表示为

$$\sigma_f = \frac{P}{A_f} = \frac{\sigma_b A_0}{A_f} = \frac{\sigma_b}{1-\psi} \quad (7)$$

$$\epsilon_f = \ln(A_0/A_f) = \ln\left(\frac{1}{1-\psi}\right) \quad (8)$$

结合式(2)及式(3)可得

$$\sigma'_f = \frac{\sigma_f}{(0.5)^b} = \frac{\sigma_b}{(1-\psi)(0.5)^b} \quad (9)$$

$$\epsilon'_f = \frac{\epsilon_f}{(0.5)^c} = \frac{-\ln(1-\psi)}{(0.5)^c} \quad (10)$$

则总应变方程可写为

$$\frac{\Delta\epsilon_f}{2} = \frac{\sigma_b}{E(1-\psi)(0.5)^b} (2N_f)^b + \frac{-\ln(1-\psi)}{(0.5)^c} (2N_f)^c \quad (11)$$

通过试验数据拟合参数 b 和 c , 便可得到材料的总应变寿命方程, 此处之所以采用上式进行拟合, 一方面可以充分利用材料手册中的数据; 另一方面则可以较好地保证总应变寿命方程中的参数具有明确的物理意义。

2 TC4, GH4169 及 GH901 合金 相关材料参数的拟合

由材料数据手册可得 TC4 合金在室温条件下材料参数、GH4169 合金在 650℃ 条件下材料参数以及 GH901 合金在 500℃ 条件下材料参数见表 1。其中 E 为弹性模量, K 为循环强度系数, n' 为循环应变硬化指数, 3 种合金对应条件下光滑试样对称循环疲劳试验数据见表 2~表 4 (表中标注①的总应变数据材料手册中并未给出, 该数据通过给出的对称循环试验应力幅值及循环应力应变曲线确定)。

表 1 TC4, GH4169 及 GH901 合金的材料参数^[12-13]

Table 1 Material parameters of TC4, GH4169 and GH901 alloy^[12-13]

参数	TC4 合金 (室温)	GH4169 合金 (650℃)	GH901 合金 (500℃)
E/MPa	109 000	153 000	170 000
K'/MPa	1 420	1 481	2 220
n'	0.07	0.098	0.15
σ'_f	1 564	1 229	2 140
b	-0.07	-0.065	-0.13
ϵ'_f	2.69	0.138	0.218
c	-0.96	-0.657	-0.74
σ_b/MPa	969	1 155	1 067
$\psi/\%$	45.5	38	24

表 2 TC4 合金室温条件光滑试样疲劳试验数据^[12]

Table 2 Fatigue tests data of TC4 alloy smooth specimen at room temperature^[12]

总应变范围 $\Delta\epsilon_f$	反向数 $2N_f/\text{cycles}$	试验应力幅值 σ_a/MPa
0.085 68	95	1 092
0.077 74	113	1 064
0.065 76	143	1 037
0.045 72	294	1 005
0.025 9	765	1 022
0.021 56	1 443	957
0.017 36	2 720	932
0.013 758 ^①	10 000	740
0.011 766 ^①	20 000	640
0.011 6	29 482	666
0.008 624 ^①	100 000	470
0.007 798 ^①	200 000	425
0.006 514 ^①	1 000 000	355
0.006 422 ^①	2 000 000	350

表 3 GH4169 合金 650℃ 条件光滑试样疲劳试验数据^[13]

Table 3 Fatigue tests data of GH4169 alloy smooth specimen at 650℃^[13]

总应变范围 $\Delta\epsilon_f$	反向数 $2N_f/\text{cycles}$	试验应力幅值 σ_a/MPa
0.042 36	30	985
0.025 26	100	911
0.017 54	300	848
0.013 18	1 000	784
0.010 94	3 000	730
0.009 44	10 000	675
0.008 749 ^①	20 000	640
0.008 5	30 000	629
0.007 72	100 000	582
0.007 055 ^①	200 000	535
0.006 498 ^①	1 000 000	495
0.006 295 ^①	2 000 000	480

表4 GH901合金500℃条件光滑试样疲劳试验数据^[12]Table 4 Fatigue tests data of GH901 alloy at 500℃^[12]

总应变范围 $\Delta\epsilon_t$	反向数 $2N_f/\text{cycles}$	试验应力幅值 σ_s/MPa
0.00804	8447	690
0.0077 ^①	10000	620
0.007	12772	633
0.006514 ^①	20000	540
0.00604	70502	538
0.004606 ^①	100000	390
0.00482	141408	440
0.004126 ^①	200000	350
0.003532 ^①	1000000	300
0.003308 ^①	2000000	281

结合表1~表4中的数据,采用式(11)进行拟合得到TC4、GH4169及GH901合金各自温度条件下的曲线如图1~图3所示,拟合结果见表5。

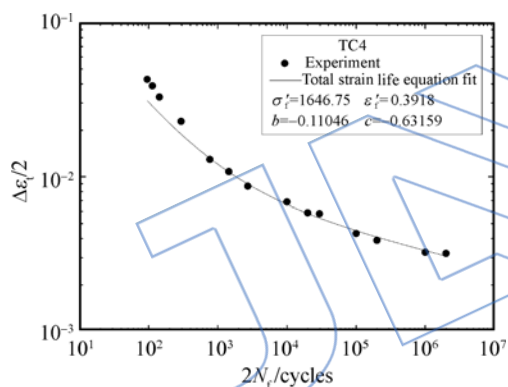


图1 TC4合金疲劳试验数据的拟合结果
Fig. 1 Fitting curve for fatigue tests data of TC4 alloy

表5给出了疲劳强度系数和疲劳延性系数与断裂真应力和断裂真应变的对比,可以看出采用

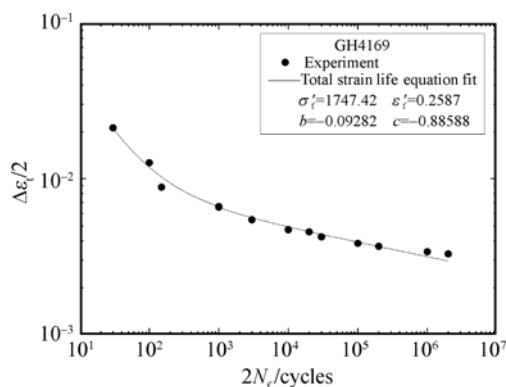


图2 GH4169合金疲劳试验数据的拟合结果
Fig. 2 Fitting curve for fatigue tests data of GH4169 alloy

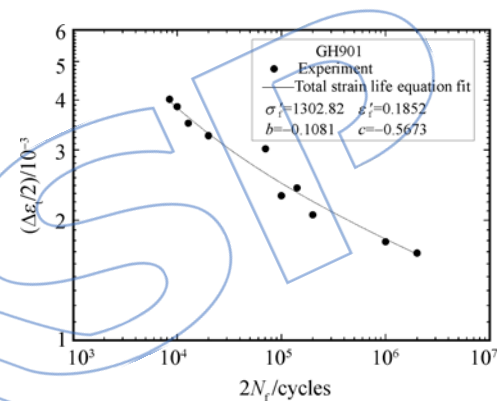


图3 GH901合金疲劳试验数据的拟合结果
Fig. 3 Fitting curve for fatigue tests data of GH901 alloy

本文方法拟合得到的疲劳强度系数和疲劳延性系数,其值与单调拉伸时断裂真应力和断裂真应变较为接近,如表1中给出的 $\epsilon'_f=2.69$,而本文方法的 $\epsilon'_f=0.3918$,具有较明显的物理意义,疲劳强度指数和疲劳延性指数也在通常取值范围内,因而采用该方法拟合结果较为理想。

表5 本文方法确定的TC4、GH4169及GH901合金的材料参数

Table 5 Material parameters of TC4, GH4169 and GH901 alloy fitted by method in this paper

参数	TC4合金(室温)	GH4169合金(650℃)	GH901合金(500℃)
$\sigma'_f, \sigma/\text{MPa}$	1646.75, 1777.98	1747.42, 1862.9	1302.82, 1403.95
b	-0.11046	-0.09282	-0.1081
ϵ'_f, ϵ_t	0.3918, 0.607	0.2587, 0.478	0.1852, 0.2744
c	-0.63159	-0.88588	-0.5673

3 新确定材料参数的寿命预测

采用本文确定的总应变寿命方程参数对 TC4, GH4169 和 GH901 合金的疲劳试验结果进行了寿命预测及对比,预测结果如图 4~图 6 所示。

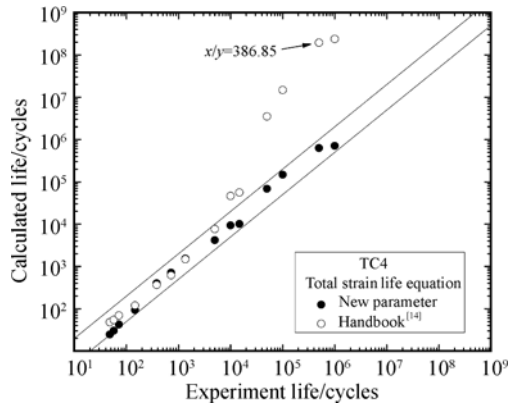


图4 TC4 合金两种参数总应变寿命方程的预测结果
Fig. 4 Life prediction by total strain life equation with two kinds of parameters for TC4 alloy

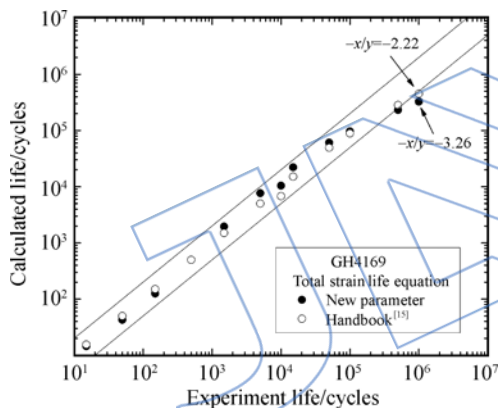


图5 GH4169 合金两种参数总应变寿命方程的预测结果
Fig. 5 Life prediction by total strain life equation with two kinds of parameters for GH4169 alloy

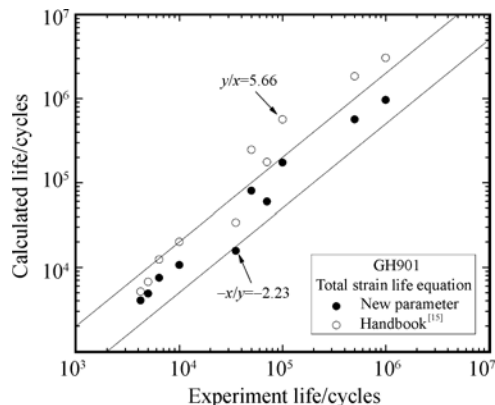


图6 GH901 合金两种参数总应变寿命方程的预测结果
Fig. 6 Life prediction by total strain life equation with two kinds of parameters for GH901 alloy

由图 4~图 6 可以看出,采用本文的方法确定参数的总应变寿命方程对 TC4, GH4169 及 GH901 3 种合金在较大寿命范围内的预测结果均较为理想,其分散带基本在 2 倍以内,而手册^[14-15]中给出的参数的寿命预测偏差较大,尤其是循环数在 10^4 及其以上范围,不能满足当前的工程设计需要。

4 结 论

通过建立总应变方程中疲劳强度系数及疲劳延性系数与单调拉伸时强度极限和断面收缩率之间的关系,发展了一种总应变寿命方程参数的确定方法,并以 TC4, GH4169 及 GH901 合金光滑试样对称循环疲劳试验数据为例进行了验证,取得了较好的寿命预测结果。

1) 通过建立疲劳强度系数及疲劳延性系数与一次单调拉伸是断裂真应力和断裂真应变的关系,可以保证总应变方程中参数具有明确的物理意义。

2) 采用所发展的参数确定方法通过总应变寿命方程对航空发动机常用的 3 种材料 TC4, GH4169 及 GH901 合金在较大寿命范围内的预测结果都十分理想,其分散带基本在 2 倍以内。

本文方法为材料疲劳寿命预测中的总应变寿命方程参数的确定及疲劳寿命预测精度的提高提供了一条切实可行的途径,从而为应用总应变寿命方程的修正方程奠定基础,具有工程实用价值。该方法对本文中的 3 种材料而言,寿命预测结果十分理想,但还需要更多的材料数据进行检验,其工程应用也有待于进一步深入研究。本文所确定的材料参数值,亦可作为进一步参数优化的初值,以满足不同的需要。

参考文献:

- [1] Basquin O H. The exponential law of endurance tests[J]. American Society for Testing and Materials Proceedings, 1910, 10: 625-630.
- [2] Manson S S. Behavior of materials under conditions of thermal stress[R]. NACA Report 1170, 1954.
- [3] Coffin L F Jr. A study of the effect of cyclic thermal stresses on a ductile metal[M]. New York: Knolls Atomic Power Laboratory, 1953.
- [4] Morrow J D. Cyclic plastic strain energy and fatigue of metals[R]. ASTM STP 378, 1965.
- [5] Morrow J D. Fatigue design handbook section 3. 2[J]. Society for Automotive Engineers (SAE) Advances in Engineering, 1968, 4(1): 21-29.

- [6] 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.
- [7] Walker K. The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum[R]. ASME STP 462, 1970.
- [8] Susmel L, Taylor D. An elasto-plastic reformulation of the 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(2): 021002. 1-021002. 8.
- [9] Shang D G, Wang D K, Li M. Local stress-strain field intensity approach to fatigue life prediction under random cyclic loading[J]. Internal Journal of Fatigue, 2001, 23(10): 903-901.
- [10] Li J, Zhang Z P, Sun Q, et al. A new multiaxial fatigue damage model for various metallic materials under the combination of tension and torsion loadings[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(4): 776-781.
- [11] Draper J. Modern metal fatigue analysis[M]. Sheffield, UK: EMAS Publishing Company, 1999.
- [12] Manson S. Fatigue; a complex subject-some simple approximations[J]. Experiment Mechanics, 1965, 5(4): 193-226.
- [13] Socie D F, Mitchell M R, Caulfield E M. Fundamentals of modern fatigue analysis[R]. University of Illinois, FCP Report No. 26, 1977.
- [14] 航空发动机设计用材料数据手册委员会. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2010.
- [15] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 1988.