

确定总应变寿命方程中指数的一种方法

刘 香^{1,2}, 王延荣^{1,2}, 田爱梅³

(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: 在由材料的单调拉伸强度极限和断面收缩率确定总应变寿命方程中疲劳强度系数和疲劳延性系数的基础上,考查了利用材料在两个不同应力幅下的疲劳试验数据和单调拉伸延伸率来确定总应变寿命方程中疲劳强度指数和疲劳延性指数的一种方法,给出了只需较少的疲劳试验数据和单调拉伸力学性能参数即可确定材料的总应变寿命方程中全部 4 个参数的分析流程,并利用航空发动机中常用的钛合金和镍基合金材料的疲劳试验数据对该方法进行了验证,结果表明该方法所确定的总应变寿命方程对所考查的材料大多数情形的疲劳寿命预测结果较为理想,基本在 3 倍分散带以内。

关 键 词: 总应变寿命方程; 疲劳强度系数; 疲劳延性系数; 疲劳强度指数; 疲劳延性指数; 寿命预测
中图分类号: V232.3 **文献标志码:** A

A method for determination of exponents in total strain life equation

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

(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: The fatigue strength coefficient and fatigue ductility coefficient in total strain life equation for a material can be determined by the monotonic tensile ultimate strength and percentage reduction of area of specimens. A method was investigated to determine the fatigue strength exponent and fatigue ductility exponent in total strain life equation by use of the monotonic tensile elongation and the fatigue test data under two different stress amplitudes. An analysis procedure was developed to determine all the four parameters in the total strain life equation according to a few fatigue test data and the monotonic tensile mechanical performance parameters. This method was verified by use of the fatigue test data of several titanium alloys and nickel-based alloys commonly used in aero-engine. The results indicate that the total strain life equation with its parameters obtained by use of the developed method can make a relatively accurate fatigue life prediction nearly within a scatter band of 3.

收稿日期: 2015-05-15

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. 确定总应变寿命方程中指数的一种方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 105-113. LIU Xiang, WANG Yanrong, TIAN Aimei. A method for determination of exponents in total strain life equation[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 105-113.

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

如今尽管在结构的抗疲劳设计方面已经取得了显著的进展,但疲劳仍然是引起实际结构过早失效的主要原因之一,特别是对于工作载荷环境恶劣,承受交变载荷的航空发动机结构件,疲劳是其先于预期失效的主要原因之一^[1],因而可靠的疲劳寿命预测方法对安全高效的航空发动机构件的设计具有重要意义。

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^[2]首先提出了疲劳寿命预测模型的应力幅-寿命关系,指出材料的疲劳寿命和应力幅在双对数坐标系下很大的范围内呈线性关系。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^[3]与Coffin^[4]几乎同时提出了疲劳寿命预测模型的塑性应变幅-寿命关系,即著名的Manson-Coffin方程。上述两种寿命预测模型奠定了基于唯象的疲劳寿命预测的基础。1965年Morrow^[5]基于上述两种模型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

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

式中 $\Delta \epsilon_t$ 为总应变范围, ϵ_a^e 为弹性应变幅, ϵ_a^p 为塑性应变幅, E 为弹性模量, N_f 为疲劳寿命(循环数), σ'_f 为疲劳强度系数, ϵ'_f 为疲劳延性系数, b 为疲劳强度指数, c 为疲劳延性指数。式(1)能同时反映应变主导的低循环疲劳特性和应力主导的高循环疲劳特性。在用于实际结构的疲劳寿命预测时,可以根据结构件的实际服役情况对式(1)进行修正,从而演化出多种疲劳寿命预测方法^[6-10]。

一般地,总应变寿命方程中的材料参数(σ'_f , b , ϵ'_f 和 c)是利用材料的疲劳试验数据进行拟合来获得,这需要大量的疲劳试验数据,并且拟合得到的参数没有明确的物理意义。根据大量的试验研究,人们提出了一些如何获得参数的方法。简单近似法^[11]认为系数 σ'_f 和 ϵ'_f 分别近似等于材料的单调拉伸断裂真应力 σ_f 和断裂真应变 ϵ_f ,而指数 b 和 c 的取值范围分别为 $-0.05 \sim -0.12$ 和 $-0.5 \sim -0.7$ 。四点相关法^[12]是Manson建议的由4个特定寿命点的值来确定总应变方程参数的方法,即在双对数坐标系中,用1/4次循环(即单

调拉断)和 10^5 次循环的两点对应的弹性应变分量来确定弹性线,而用10次循环和 10^4 次循环的两点对应的塑性应变分量来确定塑性线。通用斜率法是Manson根据29种材料的疲劳试验数据的拟合结果认为,对所有材料指数 b 和 c 可以取为相同的值,分别为 -0.12 和 -0.6 ;而系数 σ'_f 和 ϵ'_f 可分别由材料的单调拉伸强度极限 σ_b 和 ϵ_f 通过经验关系式来确定^[13]。

王延荣等^[14]从参数的物理意义及总应变寿命方程的预测精度出发,给出了参数具有明确物理意义的总应变寿命方程,即通过材料的单调拉伸性能参数 σ_b 和 ϕ 来确定总应变寿命方程中的系数 σ'_f 和 ϵ'_f ,然后通过试验数据拟合得到指数 b 和 c ,从而使总应变寿命方程的参数具有了明确的物理意义并且对几种合金材料的疲劳寿命预测结果都较为理想,但拟合指数 b 和 c 时仍需要一定数量的试验数据。

本文在已有研究的基础上,提出了一种根据材料少量的试验数据确定总应变寿命方程中疲劳强度指数 b 和疲劳延性指数 c 的方法,从而得到相应材料的总应变寿命方程参数,并用材料手册^[15-16]中的疲劳试验数据进行了验证,取得了较好的寿命预测精度。这对于工程研制初期,仅有部分或少量材料力学性能数据时的结构件疲劳寿命预测设计有实用价值,当然也可以大大减少建立材料的总应变寿命方程所需的试验量,从而节约成本和试验周期。

1 总应变寿命方程指数的确定

王延荣等^[14]根据总应变寿命方程中参数的物理意义,给出了材料的疲劳强度系数 σ'_f 和疲劳延性系数 ϵ'_f 与材料的单调拉伸强度极限 σ_b 和断面收缩率 ϕ 之间的关系,分别为

$$\sigma'_f = \frac{\sigma_f}{(0.5)^b} = \frac{\sigma_b}{(1-\phi)(0.5)^b} \quad (2)$$

$$\epsilon'_f = \frac{\epsilon_f}{(0.5)^c} = \frac{-\ln(1-\phi)}{(0.5)^c} \quad (3)$$

总应变寿命方程可写为

$$\frac{\Delta \epsilon_t}{2} = \frac{\sigma_b}{E(1-\phi)(0.5)^b} (2N_f)^b + \frac{-\ln(1-\phi)}{(0.5)^c} (2N_f)^c \quad (4)$$

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

为了减少确定总应变寿命方程指数所需的试验数据量,多年来,人们提出了通过循环应变硬化指数 n' 来确定 b 和 c 的方法. Morrow^[5] 给出的 b , c 与 n' 的关系为

$$b = -\frac{n'}{1 + 5n'}$$

(5)

$$c = -\frac{1}{1 + 5n'}$$

(6)

Tomkins^[17] 给出的 b, c 与 n' 的关系为

$$b = -\frac{n'}{1 + 2n'}$$

(7)

$$c = -\frac{1}{1 + 2n'}$$

(8)

Shen 和 Akanda^[18] 基于能量法给出了 n' 的计算方法,进而求得 b 和 c ,其表达式分别为

$$n' = \frac{\lg(\Delta\sigma_1/\Delta\sigma_2)}{\lg(N_{f2}/N_{f1}) - \lg(\Delta\sigma_1/\Delta\sigma_2)}$$

(9)

$$b = -\frac{n'}{1 + n'}$$

(10)

$$c = -\frac{1}{1 + n'}$$

(11)

可根据材料在两个不同应力范围 $\Delta\sigma_1$ 和 $\Delta\sigma_2$ 下相应的试验寿命 N_{f1} 和 N_{f2} ,利用式(9)先求得 n' ,然后由式(10)和式(11)分别确定 b 和 c . 比较上述几种由 n' 确定指数 b 和 c 的方法可以看出,不同之处在于分母中 n' 前的系数不同,但 b 与 c 的比值都等于 $n' = b/c$. 参照文献中给出的指数

b, c 与 n' 的关系式,假设 b, c 与 n' 存在如下关系:

$$b = -\frac{n'}{1 + \alpha n'}$$

(12)

$$c = -\frac{1}{1 + \alpha n'}$$

(13)

式中 α 为与材料有关的参数.

那么,只需要通过材料的单调拉伸试验数据由式(2)和式(3)确定 σ'_f 和 ϵ'_f ; n' 可利用 Ramberg-Osgood 关系式^[19] 来确定,或通过材料在两个不同应力范围下的疲劳试验数据由式(9)确定,然后用式(12)和式(13)确定指数 b 和 c ,从而利用较少的疲劳试验数据就可以建立材料的总应变寿命方程.

2 n' 和 α 的确定

循环应变硬化指数 n' 可以由材料的循环应力、应变数据通过 Ramberg-Osgood 关系式^[19] 拟合得到,其表达式为

$$\epsilon_a = \frac{\sigma_a}{E} + \left(\frac{\sigma_a}{K'}\right)^{1/n'}$$

(14)

式中 ϵ_a 和 σ_a 为循环稳定时的应变幅值和应力幅值, K' 为循环强度系数. 当然,还可以通过式(4)对材料的疲劳试验数据进行拟合,得到 b 和 c 的值后,由 b/c 计算得到 n' 的值;也可以由式(9)通过材料的疲劳试验数据计算得到 n' 的值.

材料手册中给出的几种材料的单调拉伸及循环性能参数见表 1,表中 δ_5 为材料的伸长率. 材料相应的疲劳试验数据及相关计算数据见表 2~表 10.

表 1 材料手册中给出的几种材料的力学性能参数^[15-16]

Table 1 Mechanical performance parameters of several materials in the handbooks^[15-16]

材料	$t/^{\circ}\text{C}$	E/GPa	σ_b/MPa	σ'_f/MPa	ϵ'_f	b	c	n'	K'/MPa	δ_5	ψ
TC4	室温	109	967	1564	2.69	-0.07	-0.96	0.07	1420	0.162	0.441
TC11	室温	123	1114	1578	1.12	-0.08	-0.85	0.09	1493	0.176	0.521
TC11	500	99	780	1723	1.12	-0.14	-0.79	0.17	1617	0.224	0.59
GH141	600	161.5	1083	1929	0.227	-0.112	-0.723	0.139	2192	0.25	0.293
GH141	760	138	1007	2073	0.219	-0.138	-0.759	0.081	1484	0.266	0.345
GH4169	650	146	1155	1229	0.138	-0.065	-0.657	0.098	1481	0.22	0.38
GH4133B	600	163	1031	1419	0.505	-0.10	-0.84	0.10	1420	0.23	0.35
GH901	300	184	1089	3334	1.09	-0.17	-0.84	0.19	2953	0.147	0.216
GH901	500	170	1038	2140	0.218	-0.13	-0.74	0.15	2220	0.13	0.21

表 2 TC4 合金室温光滑试件疲劳试验数据

Table 2 Fatigue test data of TC4 alloy smooth specimen at room temperature

$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
95	1092	0.04284	60.8
113	1064	0.03887	74.3
143	1037	0.03288	105.6
294	1005	0.02286	237.4
765	1022	0.01295	1023.7
1443	957	0.01078	1779.4
2720	932	0.00868	3698.8
10000	740	0.006879 *	9228.8
20000	640	0.005883 *	18855.5
29482	666	0.005800	20214.6
100000	470	0.004312 *	106149.2
200000	425	0.003899 *	205019.9
1000000	355	0.003257 *	744500.0
2000000	350	0.003211 *	828979.2

注:①试验应力(应变)比为-1;②表中带*号的为应力控制疲劳试验数据,手册中没有给出相应总应变幅数据,而是根据其应力幅值由式(14)计算而得,其余为应变控制试验数据;③ N_c 为预测寿命,见第3节;④表3~表10同此注.

表 3 TC11 合金室温光滑试件疲劳试验数据

Table 3 Fatigue test data of TC11 alloy smooth specimen at room temperature

$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
746	917	0.012	819.9
1096	841	0.01	1935.4
3808	829	0.008	8036.7
5896	808	0.007	23802.0
10000	830	0.00822 *	6585.5
20000	775	0.00699 *	24101.5
24360	706	0.006	99722.1
73272	602	0.005	624194.7
100000	635	0.00524 *	386218.4
200000	590	0.00483 *	891607.8

表 4 TC11 合金 500℃ 光滑试件疲劳试验数据

Table 4 Fatigue test data of TC11 alloy smooth specimen at 500℃

$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
754	638	0.012	495.3
1556	601	0.01	952.4
2000	650	0.0113 *	605.7
3276	569	0.008	2648.6
4562	552	0.007	5696.1
6000	557	0.00752 *	3718.3
7520	521	0.006	16081.4
10000	520	0.00652 *	9010.5
20000	490	0.00584 *	19590.6
25044	459	0.005	65194.6
51356	374	0.004	415924.9
66636	324	0.0035	1300804.9
100000	450	0.00509 *	56505.9
200000	445	0.00500 *	65194.6

表 5 GH141 合金 600℃ 光滑试件疲劳试验数据

Table 5 Fatigue test data of GH141 alloy smooth specimen at 600℃

$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
268	1002	0.01008	285.4
554	949	0.00798	578.5
1614	870	0.00672	1075.6
2368	813	0.00601	1718.8
4624	743	0.00501	4320.8
10000	673	0.00437 *	10273.2
11376	686	0.00424	12746.6
20000	631	0.004036 *	18501.4
21504	635	0.00393	22864.1
57538	550	0.0034	82111.9
100000	544	0.00341 *	79853.8
200000	510	0.003186 *	154951.5
1000000	439	0.00273 *	778792.4
2000000	411	0.00255 *	1638783.2

表 6 GH141 合金 760℃ 光滑试件疲劳试验数据			
Table 6 Fatigue test data of GH141 alloy smooth specimen at 760℃			
$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
158	964	0.01202	159.0
298	954	0.01005	254.7
570	884	0.00801	516.3
1088	763	0.0067	1026.0
1564	790	0.00601	1691.3
3270	708	0.00513	4074.4
7588	586	0.00425	15453.1
10000	582	0.004227 *	16136.7
15120	525	0.0038	39634.5
20000	550	0.00399 *	25968.8
31672	480	0.00347	90779.0
100000	506	0.003668 *	54402.1
200000	495	0.003588 *	66542.7
1000000	480	0.003479 *	88603.0
2000000	477	0.003457 *	94032.7

表 7 GH4169 合金 650℃ 光滑试件疲劳试验数据			
Table 7 Fatigue test data of GH4169 alloy smooth specimen at 650℃			
$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
30	985	0.02118	32.7
100	911	0.01263	98.2
300	848	0.00877	313.0
1000	784	0.00659	1385.6
3000	730	0.00547	5960.5
4000	755	0.0062 *	2131.8
10000	675	0.00472	24395.6
10000	685	0.00507 *	12061.1
20000	640	0.00457 *	33843.9
30000	629	0.00425	71677.9
100000	565	0.00392 *	167880.2
100000	582	0.00386	197722.6
200000	535	0.0037 *	310224.0
1000000	495	0.0034 *	765974.7
2000000	480	0.0033 *	1054817.8

表 8 GH4133B 合金 600℃ 光滑试件疲劳试验数据			
Table 8 Fatigue test data of GH4133B alloy smooth specimen at 600℃			
$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
406	810	0.00705	438.4
982	732	0.0059	905.9
2228	691	0.00478	2907.1
5308	630	0.00386	15429.7
9626	601	0.0034	51587.7
10000	700	0.00514 *	1854.0
20000	650	0.00439 *	5307.6
31022	534	0.00292	247291
100000	535	0.00334 *	61654.0
200000	490	0.00303 *	167721.4
1000000	390	0.002395 *	2059358.0
2000000	352	0.00216 *	6288266.0

表 9 GH901 合金 300℃ 光滑试件疲劳试验数据			
Table 9 Fatigue test data of GH901 alloy smooth specimen at 300℃			
$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
2836	785	0.00562	2855.6
4733	782	0.00491	4429.1
10000	585	0.003379 *	17457.5
10385	695	0.00403	8848.9
20000	515	0.002901 *	33327.2
35472	568	0.00305	26773.0
100000	400	0.002201 *	127711.4
200000	360	0.001972 *	234411.5
200670	390	0.002	216290.0
1000000	300	0.001636 *	731735.9
2000000	290	0.001581 *	914567.5

表 10 GH901 合金 500℃ 光滑试件疲劳试验数据			
Table 10 Fatigue test data of GH901 alloy smooth specimen at 500℃			
$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
8447	690	0.00402	11051.8
10000	620	0.00385 *	13026.3
12772	633	0.0035	18971.7

续表

$2N_f^{[16]}$	$\sigma_a/\text{MPa}^{[16]}$	$\epsilon_a^{[16]}$	$2N_c$
20 000	540	0.003 257 *	25 535.6
70 502	538	0.003 02	35 357.5
100 000	390	0.002 303 *	129 668.9
141 408	440	0.002 41	102 659.4
200 000	350	0.002 063 *	235 156.4
1 000 000	300	0.001 766 *	587 396.9
2 000 000	281	0.001 654 *	887 668.9

利用式(4)对材料的疲劳试验数据进行拟合,拟合结果见图 1 中的“拟合曲线”,得到的材料参数见表 11. 表 11 中同时给出了 n' 的拟合值和计算值,及其与材料手册中相应值的对比.

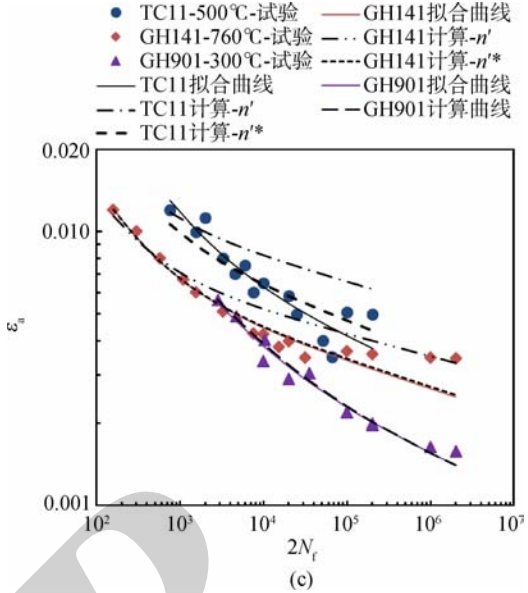
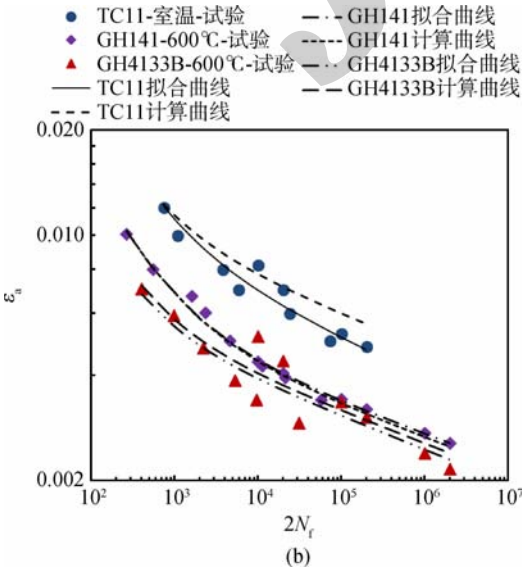
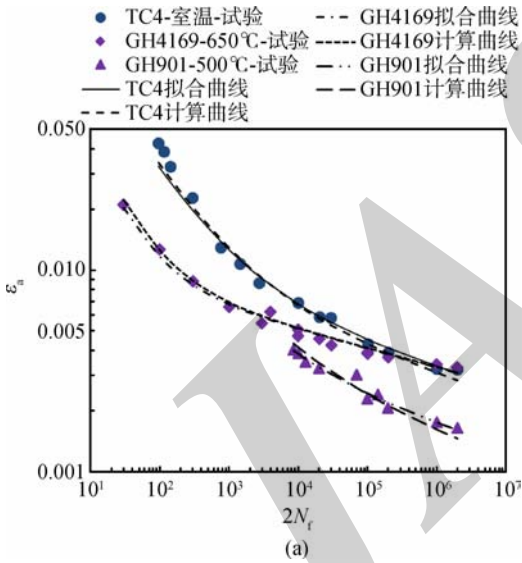


图 1 几种材料的疲劳试验数据拟合和计算结果
Fig. 1 Fitting and calculated curves for fatigue tests data of several materials

由图 1 可知,王延荣等^[14]提出的式(4)对上述几种材料的疲劳试验数据都能取得较好的拟合结果.而由表 11 可以看出,用式(4)拟合得到的 b 和 c 求得的 n' (即 n'_f) 和材料手册中用 Ramberg-Osgood 关系式拟合得到 n' (即 n'_b) 存在差别,特别是对 TC4(室温),TC11(室温),GH141(760℃)和 GH901(500℃)这 4 种情况差别更加明显.用反向数为 2000 和 100 000 及相应的应力幅值数据由式(9)求得的 n' (即 n'_c) 与 n'_f 除了 TC11(500℃)和 GH141(760℃)两种情况外,其他都符合得较好.上述两种情况之所以符合得不好是由于上述情况下,当疲劳寿命达到 50 000 个循环时对应的应力幅值已经逼近此时材料的疲劳极限了,因此,随着循环数的增加,相应的应力幅值下降变缓^[16],因而由式(9)计算得到的 n' (即 n'_c) 偏小.

利用式(12)可以由表 11 中的 n'_f 和 b 的值求得相应的 α 值,见表 12.

通过分析可以发现 α 与材料的伸长率 δ_5 存在一定的关系,见图 2, α 和 δ_5 的关系可表达为

$$\alpha = -3091600\delta_5^5 + 2783816\delta_5^4 - 973890.89\delta_5^3 + 165431.21\delta_5^2 - 13681.63\delta_5 + 446.510$$

(15)

综上,可以在文献[14]的基础上,通过少量疲劳试验数据确定总应变寿命方程中的指数,从而建立材料的总应变寿命方程,具体步骤如下:

表 11 确定的几种材料的疲劳参数及 n' 值的对比

Table 11 Fatigue parameters of several materials and the comparison of the values of n'

材料	$t/^{\circ}\text{C}$	σ_f/MPa	σ'_f/MPa	ϵ_f	ϵ'_f	b	c	n'_h	n'_f	n'_c
TC4	室温	1729.87	1603.88	0.58161	0.38181	-0.1091	-0.6072	0.07	0.1795	0.1925
TC11	室温	2325.68	2161.68	0.73605	0.44374	-0.1085	-0.7301	0.09	0.1486	0.1249
TC11	500	1902.44	1739.83	0.89160	0.55098	-0.1289	-0.6944	0.17	0.1856	0.1034
GH141	600	1531.82	1442.78	0.34672	0.21604	-0.0864	-0.6825	0.139	0.1266	0.1294
GH141	760	1537.40	1435.94	0.42312	0.25234	-0.0985	-0.7457	0.081	0.1321	0.1002
GH4169	650	1862.90	1745.88	0.47804	0.25479	-0.0936	-0.9078	0.098	0.1031	0.1067
GH4133B	600	1586.15	1484.97	0.43078	0.24223	-0.0951	-0.8306	0.10	0.1145	0.1143
GH901	300	1389.03	1283.05	0.24335	0.16957	-0.1145	-0.5211	0.19	0.2197	0.2236
GH901	500	1313.92	1222.46	0.23572	0.16160	-0.1061	-0.5387	0.15	0.1970	0.2294

注:①表中 $\sigma_f, \sigma'_f, \epsilon_f$ 和 ϵ'_f 由式(2)和式(3)求得, b 和 c 由式(4)对材料的疲劳试验数据拟合得到;② n'_h 是手册中给出的 n' 值,由式(14)拟合得到; n'_f 为表中 b 和 c 的比值; n'_c 是用反向数为 2000 和 100000 的试验数据由式(9)求得的 n' 值.

表 12 式(12)中的 α 值
Table 12 Values of α in Eq. (12)

材料	$t/^{\circ}\text{C}$	α
TC4	室温	3.59
GH4169	650	0.98
GH4133B	600	1.78
TC11	室温	2.49
	500	2.37
GH141	600	3.67
	760	2.58
GH901	300	4.18
	500	4.35

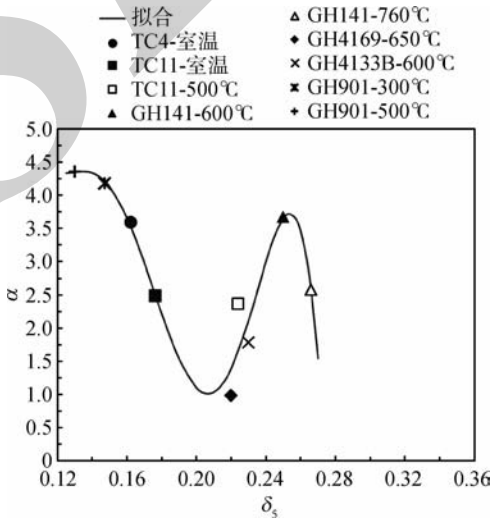


图 2 α 和 δ_5 的关系

Fig. 2 Relationship between α and δ_5

1) 通过单调拉伸试验确定参数 E, σ_b, ψ 和 δ_5 , 然后由 δ_5 确定 α ;

2) 通过两个应力幅(σ_{a1} 和 σ_{a2})下的疲劳试验数据确定 n' ;

3) 根据 n' 和 α 确定指数 b 和 c .

通过以上 3 步, 只需单调拉伸力学性能参数和少量疲劳试验数据就可以建立材料的总应变寿命方程式(4). 第 2 步选择的两个试验应力幅值应尽量远离材料的疲劳极限(即应力幅值相对较大), 这样由式(9)计算得到的 n' 才更为合理, 这也有利于缩短疲劳试验所消耗的时间.

3 结果分析与讨论

利用上述方法和流程对几种材料进行寿命预测, 参数 E, σ_b, ψ 和 δ_5 的取值见表 1, 指数 b 和 c 取值见表 13, 寿命预测曲线见图 1 中的“计算曲线”.

由表 11 和表 13 中的数据可以看出, 对于 TC11(500 $^{\circ}\text{C}$)和 GH141(760 $^{\circ}\text{C}$)两种情况采用反向数为 2000 和 20000 的两点计算 n' 更为合理, 图 1 中的寿命预测曲线也表明用带 * 的 n' 值确定的寿命预测曲线更接近拟合曲线.

表 13 指数 b 和 c 的计算值

Table 13 Calculated values of exponents b and c

材料	$t/^{\circ}\text{C}$	n'	α	b	c
TC4	室温	0.1925	3.53	-0.1146	-0.5952
TC11	室温	0.1249	2.52	-0.0950	-0.7606
GH141	600	0.1294	3.65	-0.0879	-0.6793
GH4169	650	0.1067	1.39	-0.0929	-0.8708
GH901	300	0.2236	4.21	-0.1151	-0.5149
GH901	500	0.2294	4.34	-0.1149	-0.5009
TC11	500	0.1034	1.64	-0.0884	-0.8547
		0.1424 *		-0.1154	-0.8103
GH141	760	0.1002	2.58	-0.0796	-0.7945
		0.1302 *		-0.0975	-0.7485
GH4133B	600	0.1143	2.11	-0.0921	-0.8054

注:①表中 α 是用 δ_5 由式(15)计算而得;② n' 由式(9)计算而得,其中带 * 的是用反向数为 2000 和 20000 的两点计算而得,其余是用反向数为 2000 和 100000 的两点计算所得。

利用上述方法确定的总应变寿命方程的寿命预测结果见表 2~表 10 中 $2N_c$ 列及图 3。

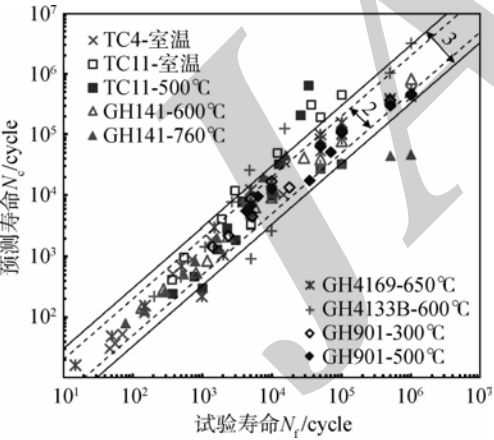


图 3 本文确定的总应变寿命方程的疲劳寿命预测结果
Fig. 3 Fatigue life prediction by total strain life equation developed in this paper

由寿命预测结果可知,利用本文方法确定的总应变寿命方程对 TC4(室温),GH141(600℃),GH4169(650℃),GH901(300℃)和 GH901(500℃)这 5 种情况的寿命预测结果全部在 3 倍分散带以内,且绝大多数在 2 倍以内。

而 TC11(室温),TC11(500℃),GH141(760℃)和 GH4133B(600℃)这 4 种情况出现了 5 倍分散带以外的预测结果,其中 TC11(500℃)

和 GH4133B(600℃)这两种情况是由于手册中给出的疲劳试验数据本身就存在很大的分散性,见图 1;而 GH141(760℃)是由于反向数超过 100000 后,其寿命曲线趋于平缓,而在反向数小于 200000 的情况下,预测结果基本全部在 3 倍分散带以内(仅一个预测结果 $N_f/N_c=3.01$);而对于 TC11(室温),寿命预测结果不甚理想,出现了一个预测结果的 $N_c/N_f=8.52$,其余预测结果均在 5 倍分散带内。

4 结 论

在由材料的单调拉伸强度极限和断面收缩率确定总应变寿命方程中疲劳强度系数和疲劳延性系数的基础上,考查了利用材料在两个不同应力幅下的疲劳试验数据和单调拉伸延伸率来确定总应变寿命方程中疲劳强度指数和疲劳延性指数的一种方法,它只需较少的疲劳试验数据和单调拉伸力学性能参数即可确定材料的总应变寿命方程,并利用航空发动机中常用的几种材料(包括钛合金和镍基高温合金)的疲劳试验数据进行了验证,可以得到以下结论:

- 1) 基于材料单调拉伸力学性能参数确立的具有明确物理意义的总应变寿命方程对航空发动机中常用的钛合金和镍基高温合金材料取得了较为理想的疲劳寿命预测结果。
- 2) 以材料两个不同应力幅下的疲劳试验数据计算得到的循环应变硬化指数 n' 与由拟合指数 b 和 c 求得的 n' 是相近的,但实践中要注意试验应力幅值的选取。
- 3) 基于参数具有明确物理意义的总应变寿命方程,以少量疲劳试验数据和单调拉伸延伸率确定的指数而建立的总应变寿命方程对大多数钛合金和镍基高温合金材料取得了较理想的寿命预测结果,预测结果基本在 3 倍分散带以内(但对 TC11 室温下的疲劳寿命预测结果不甚理想,基本在 5 倍分散带以内)。

需要说明的是,本文给出的 α 与 δ_5 的关系式(15)仅是一种尝试,关于 α 的表达式还有待进一步研究。此外,本文给出的确定 $\sigma'_f, \epsilon'_f, b$ 和 c 的方法在试验数据较少的情况下,可能具有应用价值,若试验数据相对较多时,可作为拟合的参数初值使用,以提高分析的准确度。

参考文献:

[1] 宋兆泓. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京:北京航

空学院出版社,1988.

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

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

[4] 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.

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

[6] Morrow J D. Fatigue properties of metals[M]//Fatigue design handbook. Richard C. Warrendale,US:SAE,1965.

[7] 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.

[8] Walker K. The effect of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum[R]. ASTM STP-462,1970.

[9] 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)

[10] 石亮,魏大盛,王延荣. 考虑应力梯度的轮盘疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报,2013,28(6):1236-1242.
SHI Liang, WEI Dasheng, WANG Yanrong. Fatigue life prediction of turbine disk based on stress gradient[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(6):1236-1242. (in Chinese)

[11] Draper J. Modern metal fatigue analysis[M]. Sheffield, UK:EMAS Publishing Company,1999.

[12] Manson S S. Fatigue;a complex subject-some simple approximations[J]. Experiment Mechanics,1965,5(7):193-226.

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

[14] 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)

[15] 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.

[16] 《工程材料实用手册》编辑委员会. 工程材料实用手册 第2卷 变形高温合金、铸造高温合金[M]. 2版. 北京:中国标准出版社,2001.

[17] Tomkins S. Fatigue crack propagation: an analysis[J]. Philosophical Magazine,1968,18(155):1041-1066.

[18] Shen M H,Akanda S R. An energy-based approach to determine the fatigue strength and ductility parameters for life assessment of turbine materials[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2015, 137 (7): 072503. 1-072503. 7.

[19] Ramberg W, Osgood W R. Description of stress-strain curves by three parameters[R]. NACA TN-902,1943.

(编辑:陈 越)