

IC10 合金热机械疲劳性能与寿命预测

张国栋, 苏彬, 何玉怀, 黄朝晖, 赵希宏

(北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘要: 600~1 100 °C 时对 IC10 合金进行同相位、反相位、135°相位和-135°相位的应变控制热机械疲劳实验。发展了一种三参数幂函数能量方法的寿命预测方法, 并用于材料的热机械疲劳寿命预测。对 Manson-Coffin 方程、拉伸迟滞能模型(Ostergren)、基于微裂纹扩展模型的能量方法和三参数幂函数能量方法热机械疲劳寿命预测能力进行评估, 结果表明: 材料的热机械疲劳应力—应变滞后回线的形状与温度—机械载荷之间的相位角有关; 温度—机械载荷之间的相位角对材料的热机械疲劳性能有一定的影响; 三参数幂函数能量方法物理意义明确, 形式简单, 寿命预测结果分布在 2 倍的分散带内, 可以用来预测 IC10 合金的热机械疲劳寿命。

关键词: IC10 合金; 热机械疲劳; 同相位; 反相位; 寿命预测

中图分类号: O 346.2; V 231.95

文献标识码: A

Thermomechanical fatigue performance and life prediction in superalloy IC10

ZHANG Guo-dong, SU Bin, HE Yu-huai, HUANG Zhao-hui, ZHAO Xi-hong

(Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: Four types of test thermomechanical fatigue including in-phase, out-of-phase, 135° phase angle and -135° phase angle were performed on superalloy IC10, at a temperature ranging from 600 to 1 100 °C. A three-parameter strain energy function was developed for thermomechanical fatigue (TMF) life. The life prediction capability of Manson-Coffin equation, Ostergren method, the model based on microcrack propagation and a new method were evaluated by using superalloy IC10 TMF data. The experimental results show that the stress—strain loop depends on the loading form. The phase angle between the temperature and mechanical loading affects the thermomechanical fatigue life. The results of TMF life prediction show that this new method is better than Manson-Coffin equation, Ostergren method and the model based on microcrack propagation, so this new method can be used to predict the TMF life of superalloy IC10.

Key words: superalloy IC10; thermomechanical fatigue; in-phase; out-of-phase; life prediction

航空发动机的许多部件在高温、高压和高转速下工作, 因此, 在此类部件的结构强度设计中提出材料使用性能的要求。材料在模拟使用条件下的力学性能越来越受到结构强度设计部门重视。随着实验技术的发展, 国内外学者开展了模拟实际工况下的材料热疲劳^[1-2]、疲劳—蠕变交互作用^[3-4]和热机械疲劳^[5-11]等使用力学性能研究。在高温疲劳过程中, 除了承受典型

的疲劳损伤外, 还承受氧化损伤和蠕变损伤, 同时, 这 3 种损伤形式之间还存在交互作用。在高温疲劳条件下, 起主导作用的损伤形式以及各损伤形式之间的交互作用与材料承受的温度和载荷有关^[5]。目前的高温疲劳寿命预测模型在进行疲劳寿命预测时多是基于不同的损伤机制^[8]。在进行高温疲劳寿命预测时, 如果疲劳寿命预测模型选取的损伤参量或疲劳寿命表征

参量能够与材料疲劳破坏时起主导作用的损伤机制一致, 那这种疲劳寿命预测模型的疲劳寿命结果就趋于理想。Manson-Coffin 方程、微裂纹扩展模型、拉伸迟滞能(Ostergren)等寿命预测模型存在如下缺点: 在计算时使用了影响模型寿命预测精度的弹性模量, 模型不能反映出材料的疲劳极限, 这与实际情况不符, 模型的物理意义不清晰和处理方法复杂等。在既有循环热载荷和机械载荷下, 材料的损伤机理更为复杂, 疲劳损伤、氧化损伤和蠕变损伤之间的交互作用十分复杂, 也很难进行定量描述。同时, 热机械疲劳实验难度大, 周期长, 所需经费大, 在投入大量经费下得到的实验数据如果不能得到合理的表征并处理得到精度较高的寿命预测模型, 将造成巨大的浪费, 且不利于结构强度设计和寿命预测工作的开展。因此, 发展表达形式简单、方程参数物理意义明确并具有较高寿命预测精度的寿命预测方法意义重大, 成为国内外学者研究的重要课题。

IC10 合金作为航空发动机的涡轮导向叶片材料^[11], 开展其在模拟实际工况条件下的热机械疲劳性能和寿命预测研究, 将对该材料的工程应用有一定的指导意义。

1 实验

1.1 实验材料

本研究中采用的 IC10 合金是用于航空发动机涡轮导向叶片的 Ni3Al 基定向凝固合金, 其主要化学成分和力学性能特点见文献[11], 本研究中采用的试样是用纵向的 IC10 合金铸件加工而成的, 用于应变疲劳试样的结构示意图如图 1 所示。

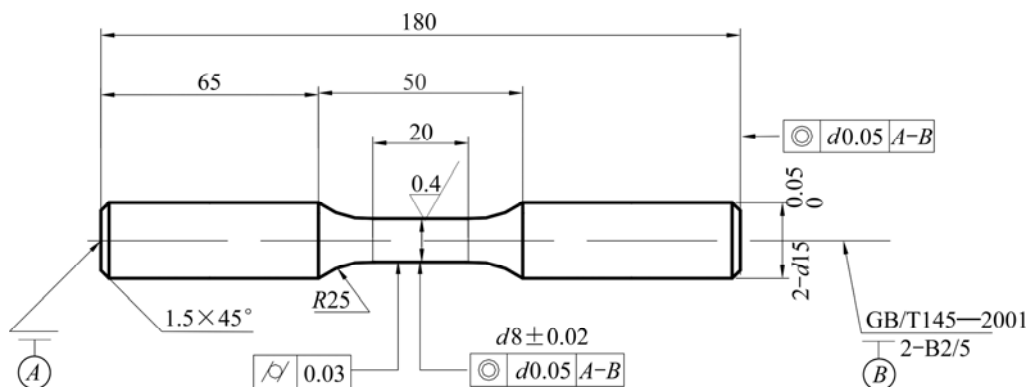


图 1 热机械疲劳试样的结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of specimen for thermomechanical fatigue (mm)

1.2 实验方案

进行了应变速率为 1.6×10^{-4} /s 的应变控制, 应变比 $R_s = -1.0$ 的同相位、反相位、 135° 相位和 -135° 相位热机械疲劳实验, 所有热机械疲劳实验的温度循环均为 $600 \sim 1100^\circ\text{C}$, 实验在 MTS810 热机械疲劳实验机上进行。

2 实验结果

2.1 实验载荷的特点

同相位、反相位、 135° 相位和 -135° 相位热机械疲劳实验的温度—应变—时间变化分别如图 2、4、6 和 8 所示, 其温度—应力—应变曲线分别如图 3、5、7 和 9 所示。

2.2 循环应力—应变回线及平均应力的特点

通过对 IC10 合金的热机械疲劳中应力—应变回线和平均应力的研究发现, 热机械疲劳应力—应变回线的形状与热机械疲劳相位角有关, 同时与恒温低周疲劳应力—应变回线的形状存在较大的差异。虽然进行的是应变对称(应变比为 -1)的热机械疲劳实验, 但在循环中由于温度与机械应变之间存在一定的相位关系, 导致该合金的热机械疲劳平均应力不为零。

由图 3 可知, 同相位的热机械疲劳应力—应变回线的头部呈现出明显的海豚头形状, 向压应力方向弯曲, 但随应变水平的降低, 该形状将逐渐消失, 平均应力为压应力。由图 5 可知, 反相位的热机械疲劳应力—应变回线的尾部呈现出明显的海豚头形状, 向拉应力方向弯曲, 但随应变水平的降低, 此种形状将逐渐消失, 平均应力为拉应力。

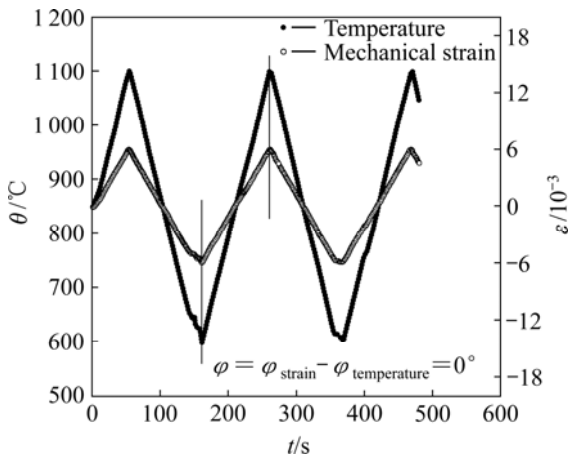


图2 同相位热机械疲劳实验的温度—应变—时间曲线
Fig.2 Temperature—strain—time curves of IP thermomechanical fatigue

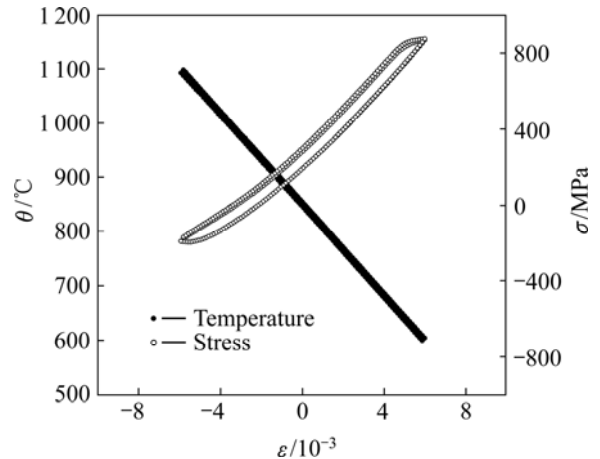


图5 反相位热机械疲劳实验的温度—应力—应变曲线
Fig.5 Temperature—stress—strain curves of OP thermomechanical fatigue

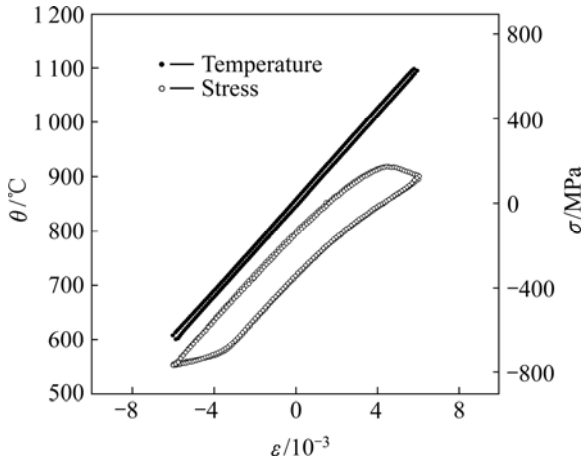


图3 同相位热机械疲劳实验的温度—应力—应变曲线
Fig.3 Temperature—stress—strain curves of IP thermomechanical fatigue

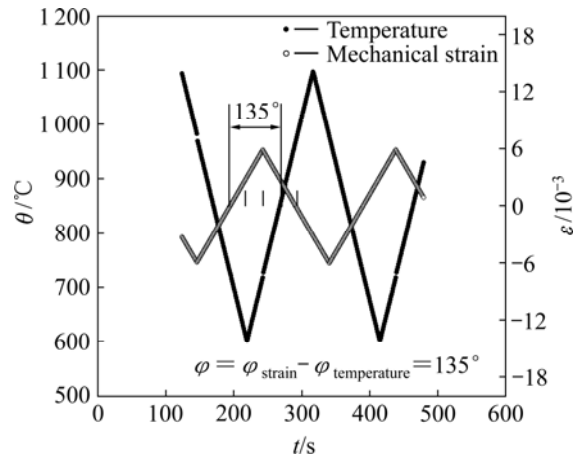


图6 135°相位热机械疲劳实验的温度—应变—时间曲线
Fig.6 Temperature—strain—time curve of 135° phase angle thermomechanical fatigue

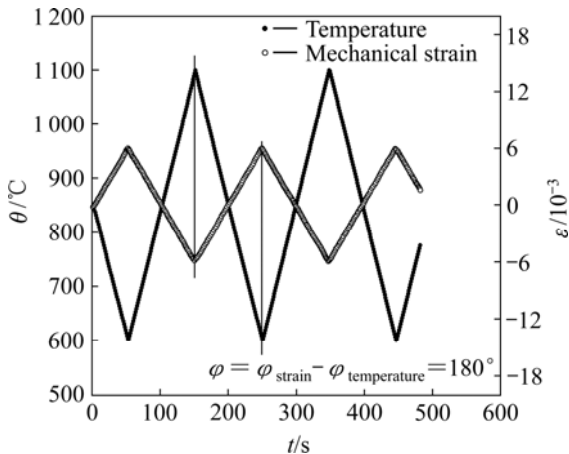


图4 反相位热机械疲劳实验的温度—应变—时间曲线
Fig.4 Temperature—strain—time curves of OP thermomechanical fatigue

由图 7 可知，135°相位的热机械疲劳应力—应变回线呈现出没有手柄的砍刀形状，但随应变水平的降低，这种形状将逐渐消失，平均应力为拉应力。由图 9 可知，-135°相位的热机械疲劳应力—应变回线呈现出蝌蚪形状，但随应变水平的降低，这种形状将逐渐消失，平均应力为拉应力。

2.3 相对热机械疲劳寿命的影响

对 IC10 合金的不同相位进行热机械疲劳实验，结果发现，温度—机械应变之间的相位角影响材料的热机械疲劳寿命，而且这种影响与应变有关，结果如图 10 所示。当总应变范围在 0.8%~1.2%之间时，-135°相位的热机械疲劳寿命最长，同相位、反相位和 135°相位的热机械疲劳寿命相当；当总应变范围为 1.6%

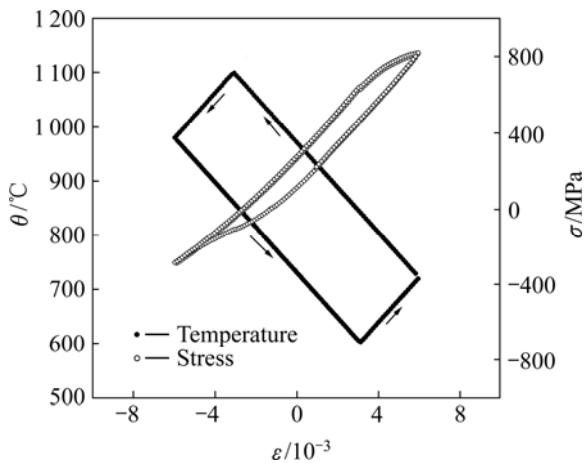


图 7 135°相位热机械疲劳实验的温度—应力—应变曲线
Fig.7 Temperature—stress—strain curves of 135° phase angle thermomechanical fatigue

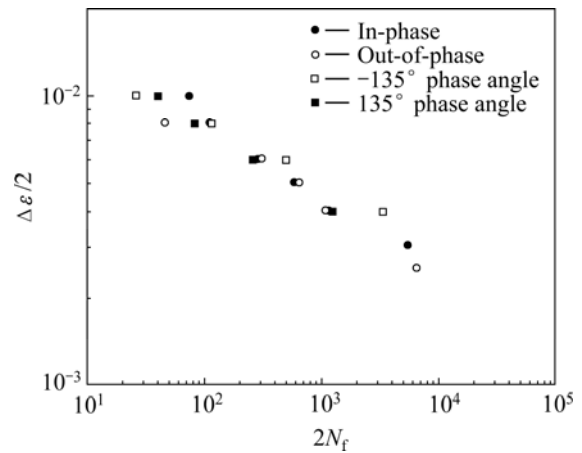


图 10 IC10 合金的热机械疲劳应变—寿命曲线
Fig.10 Stain—life curves of thermomechanical fatigue for superalloy IC10

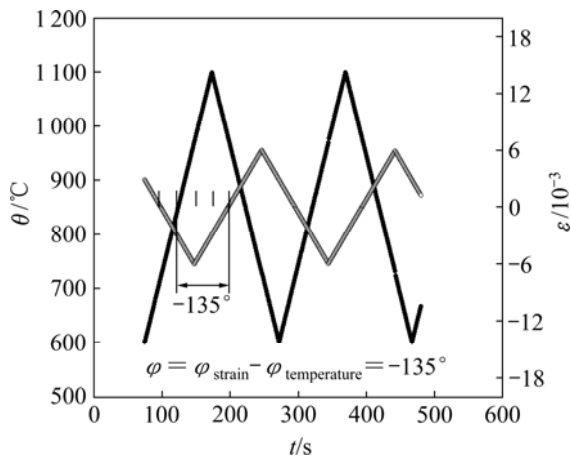


图 8 -135°相位热机械疲劳实验的温度—应变—时间曲线
Fig.8 Temperature—strain—time curves of -135° phase angle thermomechanical fatigue

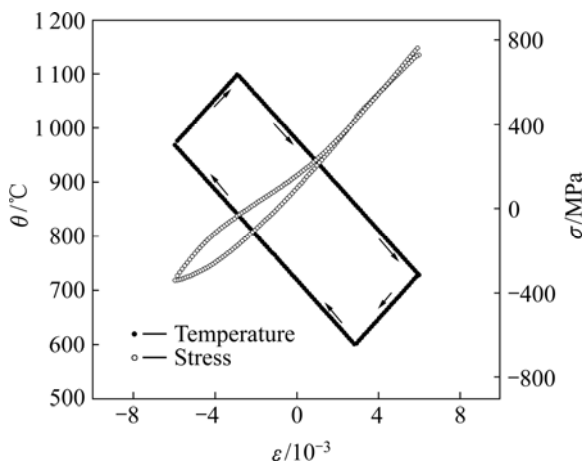


图 9 -135°相位热机械疲劳实验的温度—应力—应变曲线
Fig.9 Temperature—stress—strain curves of -135° phase angle thermomechanical fatigue

时, 同相位和-135°相位的热机械疲劳寿命相当且最长, 反相位热机械疲劳寿命最短, 135°相位的热机械疲劳寿命介于同相位和反相位的之间; 当总应变范围为 2.0%时, 同相位热机械疲劳寿命最长, -135°相位热机械疲劳寿命最短, 135°相位的热机械疲劳寿命介于同相位和反相位的之间。

3 热机械疲劳寿命预测

3.1 Manson-Coffin 方程

采用 Manson-Coffin 方程对 IC10 合金热机械疲劳寿命进行预测。与等温低周疲劳不同的是, 在热机械疲劳实验中, 由于温度的变化, 材料的弹性模量在温度循环中不断变化, 结果如图 11 所示。在用 Manson-Coffin 方程进行热机械疲劳寿命预测时, 用平均温度时的弹性模量进行计算, Manson-Coffin 方程表达式如下:

$$\Delta \varepsilon_t / 2 = \Delta \varepsilon_e / 2 + \Delta \varepsilon_p / 2 = \frac{\sigma'_f}{E_m} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (1)$$

式中 E_m 是平均温度时的弹性模量。

Manson-Coffin 方程和寿命预测结果如图 12 所示。由图可知, 所有的数据点落在 8.03 倍的分散带之内。

3.2 拉伸迟滞能模型

拉伸迟滞能模型于 1976 年由 OSTERGREN^[12]提出, 该方法认为, 低循环疲劳损伤是由试样吸收的拉伸滞后能或应变能控制, 由损伤函数来近似的这个能量为非弹性应变范围 $\Delta \varepsilon_m$ 和峰值拉伸应力 σ_s 的乘积,

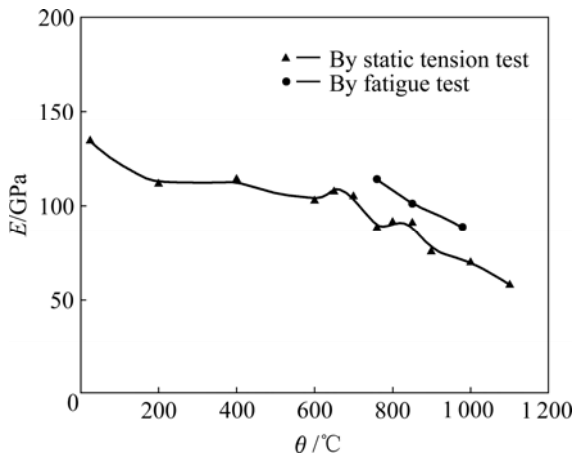


图 11 IC10 合金的弹性模量随温度的变化曲线

Fig.11 Curves of elastic modulus with temperature for superalloy IC10

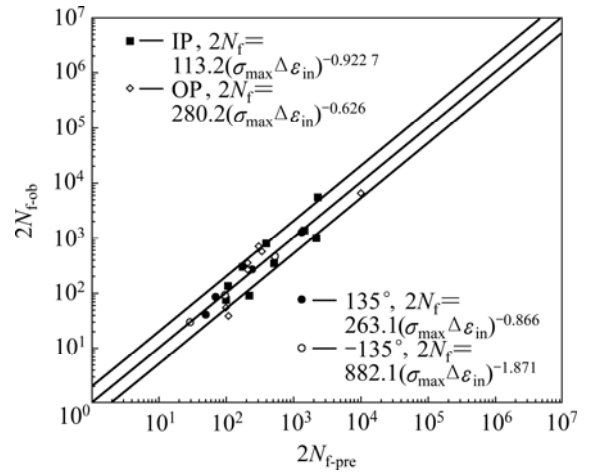


图 13 拉伸迟滞能模型寿命预测结果

Fig.13 Life prediction results by Ostergren model

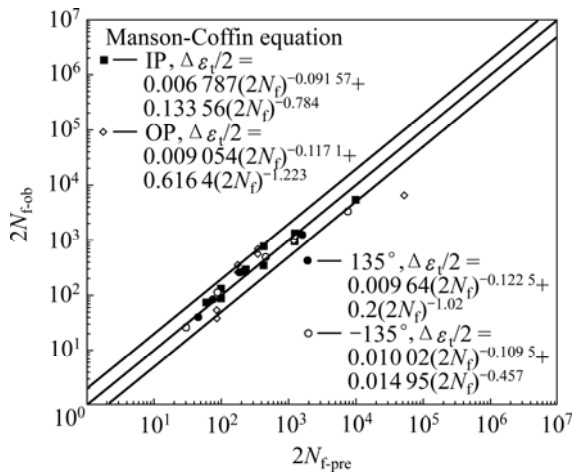


图 12 采用 Manson-Coffin 方程预测寿命的结果

Fig.12 Life prediction result predicted by Manson-Coffin equation

即

$$\Delta W_t = \Delta \epsilon_{in} \sigma_s \quad (2)$$

滞后能与疲劳寿命之间遵循幂指数关系:

$$\Delta W_t N_f^\alpha = C \quad (3)$$

拉伸迟滞能寿命预测模型的寿命方程和预测结果如图 13 所示。由图可知,所有的数据点落在 2.83 倍的分散带之内。

3.3 微裂纹扩展模型

MILLER 和 MCDOWELL 等^[13]提出的微裂纹扩展模型考虑疲劳、蠕变和氧化对构件的损伤作用。DOWLING 将 SHIH 和 HUTCHINSON 对于含裂纹的

无限大板的参量 α 定义为

$$\alpha = \alpha_e + \alpha_p = \frac{\Delta \sigma \Delta \epsilon_e}{2} + \frac{f(1/n')}{2\pi} \Delta \sigma \Delta \epsilon_p \quad (4)$$

本研究中,在用微裂纹扩展模型对 IC10 合金的热机械疲劳实验结果进行分析时,由于蠕变损伤和氧化损伤很难定量计算,故采用不含蠕变项和氧化项的微裂纹扩展模型。采用表征参量 α 与疲劳寿命之间符合幂函数的关系:

$$2N_f = a(\Delta \alpha)^m \quad (5)$$

简化的微裂纹扩展模型的寿命方程和预测结果如图 14 所示。由图可知,所有的数据点落在 1.77 倍的分散带之内。

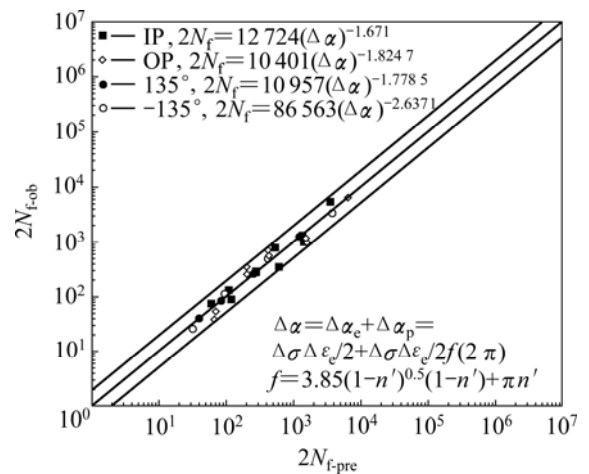


图 14 微裂纹扩展模型寿命预测结果

Fig.14 Life prediction results by microcrack propagation model

3.4 三参数幂函数能量方法寿命预测模型

综合 Manson-Coffin 方程、拉伸滞后能损伤函数法和微裂纹扩展模型的优缺点, 张国栋等^[14]提出三参数幂函数能量方法(3SE)寿命预测模型, 并将其成功应用于多种材料的高温低周疲劳寿命, 得到较好的效果, 而本文作者又将其应用于热机械疲劳寿命预测, 拓宽该寿命预测模型的应用范围。采用的模型如下:

$$N_f(\Delta W - \Delta W_0)^m = C \quad (6)$$

$$\Delta W = \Delta \varepsilon_{in} \Delta \sigma = \Delta \varepsilon_{in} (\sigma_{max} - \sigma_{min}) \quad (7)$$

式中 ΔW_0 为疲劳极限; ΔW_0 , m , C 均为待定常数; 纯疲劳时非弹性应变范围 $\Delta \varepsilon_{in}$ 用 $\Delta \varepsilon_p$ 代替。

三参数幂函数能量方法的寿命方程和预测结果如图 15 所示。由图可知, 所有的数据点落在 1.89 倍的分散带之内。

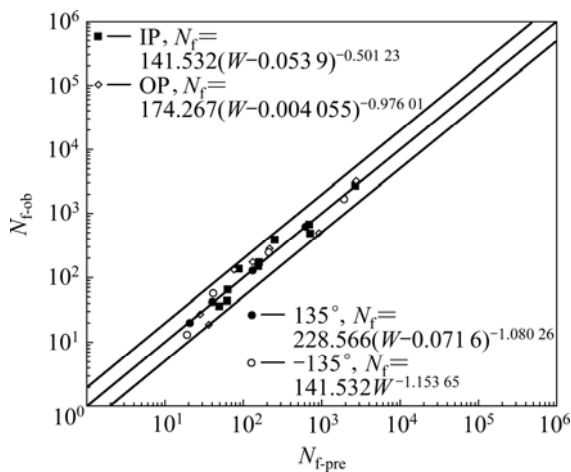


图 15 三参数幂函数能量方法寿命预测结果

Fig.15 Life prediction results of three-parameter strain energy function

4 寿命预测模型分析与预测能力评估

Manson-Coffin 方程虽然在工程中得到广泛应用, 但也暴露出它的很多不足^[15]。同时, Manson-Coffin 寿命模型从室温发展到高温时存在一定的缺陷。用 Manson-Coffin 方程对高温合金的高温低周应变疲劳实验结果进行处理计算时, 要用到材料的弹性模量, 因此, 材料的弹性模量的测试误差和测试方法对 Manson-Coffin 方程的寿命预测精度有很大的影响^[16]。滞后能损伤函数法在表征方法上比 Manson-Coffin 方程有了一定的进步, 采用能量参量来表征材料的低周疲劳性能, 但同时也存在一定的局限性与不足^[14]。微

裂纹扩展模型也采用能量参量来表征材料的低周疲劳性能, 但同时也存在与滞后能损伤函数法同样的局限性与不足。

以上模型存在同样的局限性与不足: 模型计算时用到了影响模型寿命预测精度的弹性模量, 模型不能反映出材料的疲劳极限, 这与实际情况不符, 模型的物理意义不清晰和处理方法复杂等。

综合 Manson-Coffin 方程、拉伸滞后能损伤函数法和微裂纹扩展模型的优缺点, 张国栋等^[14]提出三参数幂函数能量方法(3SE)寿命预测模型, 并将其成功应用于多种材料的高温低周疲劳寿命, 得到较好的效果, 而本文作者又将其应用于热机械疲劳寿命预测, 拓宽该寿命预测模型的应用范围。

工程上常用一种寿命预测模型对试验数据的相关能力来评定该预测模型的预测能力。实验数据的相关能力可用分散带(表明预测寿命和观测寿命的偏离程度)和标准差(表明数据点偏离平均值的程度)2 个统计量来表示。分散带通常定义为预测寿命与观测寿命的比值或观测寿命与预测寿命的比值之中的最大值, 即

$$S_b = \max(N_{ob} / N_{pre}, N_{pre} / N_{ob}) \quad (8)$$

标准差则定义为:

$$E_s = \left[\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\lg N_{pre} - \lg N_{ob})^2 \right]^{1/2} \quad (9)$$

式中 N_{pre} 为预测寿命; N_{ob} 为观测寿命; n 为数据点总数。Manson-Coffin 方程、微裂纹扩展模型、拉伸迟滞能(Ostergren)寿命预测模型和三参数幂函数能量方法对 IC10 合金的热机械疲劳寿命预测能力的评定结果如表 1 所列。

由表 1 可知, Manson-Coffin 方程寿命预测的寿命结果最差, 拉伸迟滞能模型预测的寿命结果较 Manson-Coffin 方程预测的寿命结果有所改善, 微裂纹扩展模型预测的寿命较以上 2 种方法有很大提高, 三参数幂函数能量方法的寿命预测能力与微裂纹扩展模型的寿命预测能力相当。

Manson-Coffin 方程、拉伸迟滞能模型和微裂纹扩展模型在进行数据处理时都使用弹性模量, 结果表明^[14, 16]: 在低应变水平长疲劳寿命区, 弹性模量对疲劳寿命的预测精度有很大的影响, 而三参数幂函数能量方法的非弹性应变是直接从应力-应变滞后回线中读取, 这在很大程度上减小了弹性模量对疲劳寿命预测精度的影响。由于热机械疲劳实验复杂且费用高, 本研究中没有进行低应变水平长疲劳寿命区的疲劳实验。因此, 三参数幂函数能量方法(3SE)的优点没有得

表1 寿命预测能力评估结果

Table 1 Evaluation results of life prediction

Prediction method	Loading style	Scatter band	Standard deviation
Manson-Coffin equation	In-phase	1.85	0.15
	Out-of-phase	8.03	0.958
	-135° phase angle	2.27	0.218
	135° phase angle	1.38	0.109
	Total	8.03	0.545
Ostergren model	In-phase	2.52	0.264
	Out-of-phase	2.83	0.743
	-135° phase angle	1.20	0.068
	135° phase angle	1.23	0.074
	Total	2.83	0.469
Microcrack propagation model	In-phase	1.74	0.142
	Out-of-phase	1.77	0.181
	-135° phase angle	1.24	0.089
	135° phase angle	1.01	0.004
	Total	1.77	0.134
Three-parameter strain energy function	In-phase	1.57	0.126
	Out-of-phase	1.89	0.200
	-135° phase angle	1.42	0.133
	135° phase angle	1.05	0.008
	Total	1.89	0.135

到充分体现。即便如此,三参数幂函数能量方法(3SE)寿命预测模型物理意义更加明确,处理方法简单,表征方法先进,又能够用能量形式来反映出材料的疲劳极限,寿命预测结果分布在2倍的分散带内,可以用于IC10合金的热机械疲劳寿命预测。

5 结论

1) 材料的热机械疲劳应力—应变滞后回线的形状与温度—机械载荷之间的相位角有关。同相位的热机械疲劳应力—应变回线的头部呈现出明显的海豚头形状,向压应力方向弯曲,平均应力为压应力;反相位的热机械疲劳应力—应变回线的尾部呈现出明显的海豚头形状,向拉应力方向弯曲,平均应力为拉应力;135°相位的热机械疲劳应力—应变回线呈现出没有手柄的砍刀形状,平均应力为拉应力;-135°相位的热机械疲劳应力—应变回线呈现出蝌蚪形状,平均应力为拉应力。

2) 温度—机械载荷之间的相位角对材料的热机械疲劳寿命有一定的影响。当总应变范围在0.8%~1.2%之间时,-135°相位的热机械疲劳寿命最长,同相位、反相位和135°相位的热机械疲劳寿命相当;当总应变范围为1.6%时,同相位和-135°相位的热机械疲劳寿命相当且最长,反相位热机械疲劳寿命最短,135°相位的热机械疲劳寿命介于同相位和反相位之间;当总应变范围为2.0%时,同相位热机械疲劳寿命最长,-135°相位热机械疲劳寿命最短,135°相位的热机械疲劳寿命介于同相位和反相位之间。

3) 三参数幂函数能量方法方程的物理意义明确,形式简单,寿命预测结果分布在2倍的分散带内,可以用来对IC10合金的热机械疲劳寿命进行预测。

REFERENCES

- [1] 徐文娟, 吴申庆. Al₂O₃/ZL109 复合材料的热疲劳短裂纹的扩展行为[J]. 中国有色金属学报, 2000, 10(2): 155-158.
XU Wen-juan, WU Shen-qing. Short thermal fatigue crack growth of Al₂O₃/ZL109 composites[J]. The Chinese of Nonferrous Metals, 2000, 10(2): 155-158.
- [2] 司乃潮, 郭毅, 李国强. 稀土 Ce 对 Al-Cu4.5%合金热疲劳性能的影响[J]. 中国有色金属学报, 2006, 16(4): 606-611.
SI Nai-chao, GUO Yi, LI Guo-qiang. Effect of RE cerium on thermal fatigue property of Al-4.5% Cu alloy[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2006, 16(4): 606-611.
- [3] 陈志平, 蒋家羚, 陈凌. 1.25Cr0.5Mo 钢疲劳—蠕变交互作用的损伤研究[J]. 金属学报, 2007, 43(6): 637-642.
CHEN Zhi-ping, JIANG Jia-ling, CHEN Ling. Research on fatigue-creep interaction damage of steel 1.25Cr0.5Mo[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2007, 43(6): 637-642.
- [4] 王延荣, 宋兆泓, 侯贵仓. 涡轮叶片高温低循环疲劳/蠕变寿命试验评定[J]. 航空动力学报, 2002, 17(4): 407-411.
WANG Yan-rong, SONG Zhao-hong, HOU Gui-cang. Experimental evaluation of high temperature low cycle fatigue/creep life of turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(4): 407-411.
- [5] EGLY T A, LANG K H, LOHE D. Influence of phase shift and strain path on the thermomechanical fatigue behavior of CMSX-4 specimens[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 249-256.
- [6] PAHLAVANYALI S, DREW G, RAYMENT A. Oxidation assisted thermomechanical fatigue failure of polycrystalline superalloys[J]. Materials Science and Technology, 2007, 23(12): 1454-1460.
- [7] HUANG Z W, WANG Z G, ZHU S J, YUAN F H, WANG F G. Thermomechanical fatigue behavior and life prediction of a cast nickel-based superalloy[J]. Mater Sci Eng A, 2006, 432(1/2):

- 308-316.
- [8] BOISMIER D A, SEHITOGU H. Thermomechanical fatigue of Mar-247 (Part 2): Life prediction [J]. ASME Journal of Engineering and Materials Technology, 1990, 112: 80-89.
- [9] BECK T, PITZ G. Thermal-mechanical and isothermal fatigue of IN792CC[J]. Mater Sci Eng A, 1997, 234/236: 719-722.
- [10] 张国栋, 刘绍伦, 何玉怀, 陈荣章, 周柏卓. 相位角对定向合金 DZ125 热机械疲劳行为与寿命影响的试验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 8(3): 383-387.
- ZHANG Guo-dong, LIU Shao-lun, HE Yu-huai, CHEN Rong-zhang, ZHOU Bai-zhuo. The effects of phase angle on thermomechanical fatigue behavior and life in DS superalloy DZ125[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 383-387.
- [11] 赵希宏, 黄朝晖, 谭永宁, 张强, 余乾, 徐惠彬. 新型 Ni₃Al 基定向高温合金 IC10[J]. 航空材料学报, 2006, 26(3): 20-24.
- ZHAO Xi-hong, HUANG Zhao-hui, TAN Yong-ning, ZHANG Qiang, YU Qian, XU Hui-bin. New Ni₃Al-based directionally-solidified superalloy IC10[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2006, 26(3): 20-24.
- [12] OSTERGREN W J. A damage function and associated failure equation for predicting hold time and frequency effects in elevated temperature low cycle fatigue[J]. Journal of Testing and Evaluation, 1976, 4(5): 327-339.
- [13] MILLER M P, MCDOWELL D L, OCHMKE R L F, ANTOLOVICH S D. A life prediction model for thermomechanical fatigue based on microcrack propagation[C]// SEHITOGU H, ed. Thermomechanical Fatigue Behavior of Materials. ASTM STP 1186. Philadelphia: American Society for Testing and Materials, 1993: 35-49.
- [14] 张国栋, 苏彬. 高温低周应变疲劳的三参数幂函数能量方法研究[J]. 航空学报, 2007, 28(2): 314-318.
- ZHANG Guo-dong, SU Bin. A method based on energy and three-parameter power function for low cycle fatigue[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(2): 314-318.
- [15] 傅惠民. $\epsilon-N$ 曲线三参数幂函数公式[J]. 航空学报, 1993, 14(3): 173-176.
- FU Hui-min. A formula of three-parameter power function for $\epsilon-N$ curves[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(3): 173-176.
- [16] 张国栋, 苏彬, 王泓, 何玉怀, 许超, 李骋. 弹性模量对高温低周应变疲劳参数的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 768-771.
- ZHANG Guo-dong, SU Bin, WANG Hong, HE Yu-huai, XU Chao, LI Cheng. Effect of elastic modulus on parameter of low cycle fatigue performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(5): 768-771.

(编辑 龙怀中)