

基于3SE模型的IC10合金涡轮叶片热机械疲劳寿命预测

吴云伍, 刘一雄, 王相平

(中国航空发动机集团 沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 110015)

摘 要:航空发动机涡轮叶片热机械疲劳寿命的快速准确预测是提高发动机安全性和可靠性的重要途径之一。本文以IC10合金涡轮叶片为研究对象,基于晶体的塑性理论建立了弹塑性本构关系和三参数幂函数能量法寿命预测模型。根据真实涡轮叶片载荷条件,确定叶片热机械疲劳寿命薄弱位置为叶根处气膜孔,并设计了薄壁模拟件开展数值模拟和试验研究,获取了4种热机械疲劳载荷条件下叶片的应力-应变关系和寿命。结果表明:以晶体塑性理论为基础的各向异性本构能够很好地表征IC10合金的弹塑性应力-应变关系;基于晶体塑性理论计算得到的薄壁圆管试验件的热机械疲劳寿命与试验结果基本一致,在2倍误差带以内;所构建的三参数幂函数能量法模型具有参数少、易获取的优势,可为复杂结构涡轮叶片热机械疲劳寿命计算提供一定的参考。

关 键 词:寿命预测;各向异性;涡轮叶片;热机械疲劳;晶体塑性理论

中图分类号:V231.95

文献标识码:A

DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2024.12.023

[引用本文格式]吴云伍,刘一雄,王相平.基于3SE模型的IC10合金涡轮叶片热机械疲劳寿命预测[J].热能动力工程,2024,39(12):205-212. WU Yunwu, LIU Yixiong, WANG Xiangping. Prediction of thermo-mechanical fatigue life of IC10 alloy turbine blades based on 3SE model[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(12): 205-212.

Prediction of Thermo-mechanical Fatigue Life of IC10 Alloy Turbine Blades based on 3SE Model

WU Yunwu, LIU Yixiong, WANG Xiangping

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang, China, Post Code: 110015)

Abstract: The rapid and accurate prediction of thermo-mechanical fatigue life of aeroengine turbine blades is one of the most important ways concerning the engine safety and reliability. In this paper, the thermo-mechanical fatigue life of a IC10 alloy turbine blades was studied. Based on the crystal plasticity theory, an elastic-plastic constitutive relationship and a three-parameter power function energy law-based fatigue life prediction model were established. By considering the actual loading conditions of the turbine blades, the weak spot for thermo-mechanical fatigue life was identified as the film-cooling hole at the blade root. A thin-walled simulating specimen was designed for numerical simulation and experimental research to obtain the stress-strain relationship and fatigue life of blade under four different loading conditions. The results demonstrate that the anisotropic constitutive model based on the crystal plasticity theory can well characterize the elastic-plastic stress-strain relationship of IC10 alloy. Based on the crystal plasticity theory, the calculated thermo-mechanical fatigue life of the thin-walled circular tube test specimen is in good agreement with the experimental results within a 2-fold error band; the three-parameter power function energy law-based model constructed in this study has the advantages of requiring fewer parameters.

收稿日期:2024-02-22; 修订日期:2024-05-08

基金项目:航空动力基金(HKDL-2022-002);基础性稳定支持项目(0200610005)

Fund-supported Project: Aerospace Power Fund (HKDL-2022-002); Foundational Support Project (0200610005)

作者简介:吴云伍(1992-),男,中国航空发动机集团沈阳发动机研究所工程师。

ters and being easily obtained, which can provide valuable insights for the calculation of thermo-mechanical fatigue life in complex turbine blades.

Key words: life prediction, anisotropy, turbine blade, thermal-mechanical fatigue, crystal plastic theory

引 言

IC10 合金是我国研制的新一代 Ni₃Al 基定向凝固高温合金,具有密度低、比强度高、熔点高、抗高温氧化性好的特点^[1-3],目前已经在航空发动机涡轮叶片中得到广泛应用。航空发动机涡轮叶片在真实工作时将经历多次启动、加速、减速和停车过程,造成燃气温度、压力和转子转速的变化。因此,涡轮叶片处于不断变化的热机械疲劳 (Thermal Mechanical Fatigue, TMF) 状态^[4-6],导致涡轮叶片材料力学性能的严重退化,对发动机结构的可靠性和耐久性造成了严峻考验^[7-8]。为了模拟涡轮叶片的 TMF 状态,需要在试验室条件下进行机械载荷和温度循环变化试验,并且机械载荷与温度要满足特定的相位关系。然而,由于涡轮叶片真实工作环境下的 TMF 试验的难度大、成功率低,因此工程上很难开展。

在发动机设计定型前,常采用涡轮叶片仿真计算与模拟件循环疲劳试验相结合的方法来预测涡轮叶片的工作寿命,但由于仿真模型中的材料参数具有温度相关性,因此基于应变的低循环疲劳寿命模型预测 TMF 寿命的精度不足^[9]。张国栋等人^[10]在利用 Manson-Coffin 方程预测 IC10 合金的 TMF 寿命时发现,预测寿命的分散带是试验寿命的 8 倍。Vöse 等人^[11]在总应变幅中引入了平均应力、应力幅、温度以及循环周期等修正项,但改进的模型在实际运用中需要基于特定温度条件确定模型参数。Lee 等人^[12]基于塑性应变能,同时结合 Manson 通用斜率法推导出一种无量纲的塑性应变能密度模型,该模型能够对不同温度条件下的低循环疲劳寿命进行统一建模。Gocmez 等人^[13]综合考虑温度、最大应力以及平均应力对疲劳寿命的影响,在塑性应变能模型的基础上引入与以上因素相关的修正项,使得模型具备较高的预测精度。Azadi 等人^[14]通过引入 TMF 载荷因子将塑性应变能模型发展为能够同时预测铸铝合金有/无隔热涂层时的 TMF 寿命。由于能量在一定程度上可以表征疲劳过程中的损伤状态,因此相比于基于应变的寿命模型,塑性应

变能模型获得了更为广泛的运用^[15-16]。

然而,大多数 TMF 寿命预测模型仍停留在借助试验数据预测寿命的层面^[17-18]。虽然借助 TMF 数据建立寿命模型最能保证寿命预测的精度^[19-20],但 TMF 试验需要大量不同温度条件和载荷类型的数据,并引入较多的修正项和模型参数来提高寿命预测精度^[21-23]。这些修正的多参数模型存在计算复杂、成本高和收敛性差等问题,实用性不高,难以在工程中实现。相比于等温疲劳寿命预测模型的发展,修正的多参数模型仍处于初步发展阶段,不能满足工程使用要求。

本文基于晶体塑性和三参数幂函数能量法 (3SE) 理论,建立了综合考虑各向异性和复杂应力状态对定向 IC10 合金涡轮叶片寿命影响的预测模型。通过对真实服役工况下的 IC10 涡轮叶片进行仿真分析来确定叶片热机疲劳危险部位。设计了考虑涡轮叶片壁厚和温度梯度特征的薄壁圆管模拟件,通过数值仿真分析和模拟件试验验证,证明了预测模型的精度和工程适用性。

1 研究方法和模型

以 IC10 合金为代表的镍基高温合金是典型的定向合金材料,与其他各向异性金属材料一样,IC10 合金的力学性能不仅取决于外部的工作条件(如应力、温度等),还受到自身不可忽略的各向异性的影响^[24-26]。在实际服役条件下,多轴应力状态使得这种力学性能各向异性更加值得关注^[27]。

晶体本构模型从 Taylor 等人^[28]的理论中发展而来,在晶体塑性模型中,滑移梯度 F 可以分解为弹性和塑性两部分:

$$F = F^e F^p \tag{1}$$

式中:角标 e —弹性滑移指数;角标 p —塑性滑移指数。

当晶体发生变形和扭转时,晶格向量 $n^{(\alpha)}$ 也相对应改变,滑移方向 $m^{(\alpha)}$ 变为:

$$m^{*(\alpha)} = F^e m^{(\alpha)} \tag{2}$$

式中: $m^{*(\alpha)}$ —晶体滑移方向。

滑移面的法向量 $n^{*(\alpha)}$ 为:

$$\boldsymbol{n}^{*(\alpha)} = ((\boldsymbol{F}^e)^{-1})^T \boldsymbol{n}^{(\alpha)} \tag{3}$$

速度梯度 $\boldsymbol{L}$ 通过标准方程给出:

$$\boldsymbol{L} = \dot{\boldsymbol{F}} \boldsymbol{F}^{-1} = \dot{\boldsymbol{F}}^* (\boldsymbol{F}^*)^{-1} + \boldsymbol{F}^* \dot{\boldsymbol{F}}^p (\boldsymbol{F}^p)^{-1} (\boldsymbol{F}^*)^{-1} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{F}^*$ —考虑晶格畸变后的滑移梯度。

$\boldsymbol{L}$ 还可以表示为:

$$\boldsymbol{L} = \boldsymbol{D} + \boldsymbol{W} \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{D}$ —变形率张量; $\boldsymbol{W}$ —旋率张量。

由于塑性变形由位错和滑移组成,故有:

$$\boldsymbol{L}^p = \sum_{\alpha=1}^N \boldsymbol{P}^{(\alpha)} \dot{\boldsymbol{\gamma}}^{(\alpha)} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{P}^{(\alpha)} = (\boldsymbol{m}^{*(\alpha)} \otimes \boldsymbol{n}^{*(\alpha)} + \boldsymbol{n}^{*(\alpha)} \otimes \boldsymbol{m}^{*(\alpha)})/2 \tag{7}$$

式中: $\dot{\boldsymbol{\gamma}}^{(\alpha)}$ — α 滑移系的滑移率; $\boldsymbol{P}^{(\alpha)}$ — α 滑移系的 Schmidt 因子。

进一步有:

$$\boldsymbol{\tau} = (\det \boldsymbol{F}) \boldsymbol{\sigma} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{T} = \boldsymbol{F}^e \boldsymbol{\tau} \boldsymbol{F}^{e-1} \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{\sigma}$ —柯西应力张量; $\boldsymbol{\tau}$ —加权柯西应力张量; $\boldsymbol{T}$ —柯西应力。

分切应力 $\boldsymbol{\tau}^{(\alpha)}$ 是沿着滑移方向牵引力的组成部分,通过 Schmidt 因子与柯西应力关联:

$$\boldsymbol{\tau}^{(\alpha)} = \boldsymbol{P}^{(\alpha)} : \boldsymbol{T} \tag{10}$$

应变率使用幂函数方程表示:

$$\dot{\boldsymbol{\gamma}}^{(\alpha)} = \dot{\boldsymbol{\gamma}}_0^{(\alpha)} \left[\frac{\boldsymbol{\tau}^{(\alpha)}}{g^{(\alpha)}} \right] \left[\left| \frac{\boldsymbol{\tau}^{(\alpha)}}{g^{(\alpha)}} \right| \right]^{\frac{1}{m}-1} \tag{11}$$

式中: $\dot{\boldsymbol{\gamma}}_0^{(\alpha)}$ —参考剪切应变速率; m —应变率敏感指数,当 $m=0$ 时,则表示与应变率无关; $g^{(\alpha)}$ —参考剪切应力,表征晶体的当前应变硬化状态,在这里 $g^{(\alpha)}$ 取决于滑移剪切率 $\boldsymbol{\gamma}'$ 的总和。

$$g^{(\alpha)} = g^{(\alpha)}(\boldsymbol{\gamma}) \tag{12}$$

$$\boldsymbol{\gamma} = \sum_{\alpha} |\boldsymbol{\gamma}^{(\alpha)}| \tag{13}$$

式中: $\boldsymbol{\gamma}$ —累积滑移应变。

为简化计算,材料应变硬化可以用 $g^{(\alpha)}$ 的演化方程来代替:

$$\dot{g}^{(\alpha)} = \sum_{\beta} h_{\alpha\beta} |\dot{\boldsymbol{\gamma}}^{(\beta)}| \tag{14}$$

$$h_{\alpha\beta} = q_{\alpha\beta} h_{\beta} \tag{15}$$

$$h_{\beta} = H(1 - \frac{g_{\alpha}}{\eta})^{\beta} \tag{16}$$

式中: $h_{\alpha\beta}$ — $\boldsymbol{\gamma}$ 的函数,决定了滑移系 β 中的滑移剪

切量对滑移系 α 所造成的硬化; $q_{\alpha\beta}$ —潜硬化系数; h_{β} —单硬化率; H —硬化模量; η 和 β —晶体滑移模型参数。

基于上述理论建立了各向异性晶体的本构关系。在寿命预测模型中,三参数幂函数能量法(3SE)模型具有较高的精度和求解效率,其实质是在塑性应变能的基础上引入一个具有能量意义的疲劳极限 Δw_0 ,认为当材料吸收和耗散的能量低于该极限时,不会发生疲劳失效。3SE 模型以塑性应变能与疲劳极限的差值 $\Delta w - \Delta w_0$ 表征损伤,最终建立的模型如下:

$$N_f (\Delta w - \Delta w_0)^k = C \tag{17}$$

$$\Delta w = \Delta \varepsilon_{in} \Delta \sigma = \Delta \varepsilon_{in} (\sigma_{max} - \sigma_{min}) \tag{18}$$

式中: N_f —循环寿命; σ_{max} —最大压缩应力; σ_{min} —最小压缩应力;角标 k —常数; C —常数; $\Delta \varepsilon_{in}$ —非弹性应变范围。

疲劳极限时塑性应变极小,未做疲劳极限测试,可假设 $\Delta w_0 = 0$,则有:

$$N_f (\Delta w)^k = C \tag{19}$$

2 热机械疲劳危险部位确定

航空发动机涡轮叶片工作环境恶劣,承受高温、高转速等载荷,为评估涡轮叶片在高温服役环境下的热机疲劳寿命,首先采用真实发动机工况,确定其热机疲劳危险部位,再根据叶片的应力梯度设计模拟件,通过提出的热机疲劳寿命评估流程,对模拟件的热机疲劳寿命开展数值仿真,并进行试验验证。

以 IC10 合金涡轮叶片为研究对象,叶片的 Z 轴为晶体主轴[001]方向,最大工况的转速为 14 000 r/min。根据发动机各截面温度、压力等总体参数,结合引气、冷却需求,通过三维热仿真获得了涡轮叶片在最大工况下的温度分布,如图 1 所示。可以发现,该涡轮叶片的高温区主要集中叶片的上部,最高温度为 1 000 ℃。

通过有限元分析获得了最大工况下涡轮叶片的当量应力分布,如图 2 所示。可以发现,最大工况条件下叶片的最大应力为 788 MPa,出现在叶根前缘气膜孔和榫头部位。考虑到榫头部位受边界条件的影响较大,结合工程实际中的使用经验,暂不考虑榫头部位的等效塑性应变。

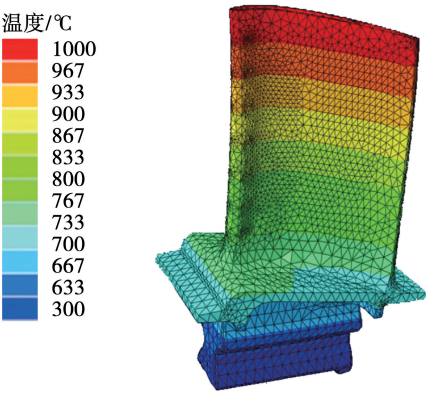


图 1 最大工况下涡轮叶片的温度分布
Fig.1 Temperature distribution of turbine blade
under peak condition

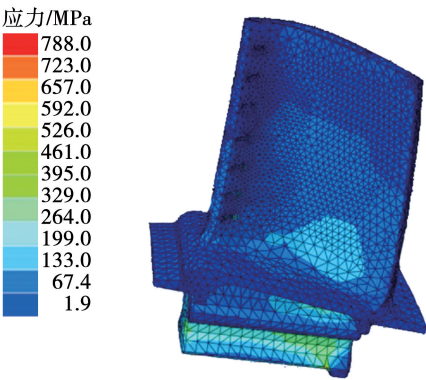
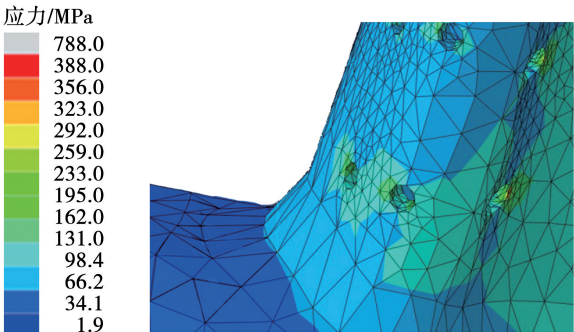


图 2 最大工况下叶片当量应力分布
Fig.2 Von Mises stress distribution of turbine
blade under peak condition

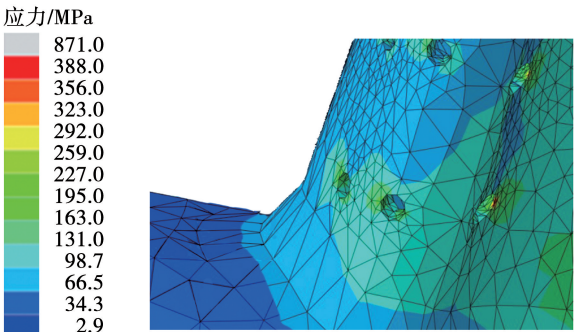
图 3 给出了最大工况下叶片根部气膜孔附近的当量应力分布和剪切应力分布。可以发现,气膜孔处的当量应力为 454 MPa,并未超过材料的屈服强度,但其最大剪应力达到了 508 MPa。对于各向异性塑性模型,如果材料受剪切应力的方向与滑移系正好平行,此时塑性应变将在特定的滑移系产生。因此分析认为,根部气膜孔处的塑性应变是由材料各向异性特点和此处特定滑移系开动造成的。

对叶片的热机疲劳寿命进行分析时,需重点关注叶片气膜孔、空腔等部位,尤其是叶片根部的气膜孔部位^[29]。涡轮叶片根部气膜孔部位等效塑性应变分布如图 4 所示。由图 4 可以发现,叶片各气膜孔处均出现了较大的等效塑性应变,靠近叶根的气膜孔处的等效塑性应变最大,达到 0.26%。结合叶片应力和塑性应变分析结果,最终确定叶根气膜孔

处为叶片热机械疲劳的最危险部位。



(a) 当量应力



(b) 剪切应力

图 3 最大工况下叶片根部气膜孔部位应力分布
Fig.3 Stress distributions in film cooling holes at
the root of blade under peak condition

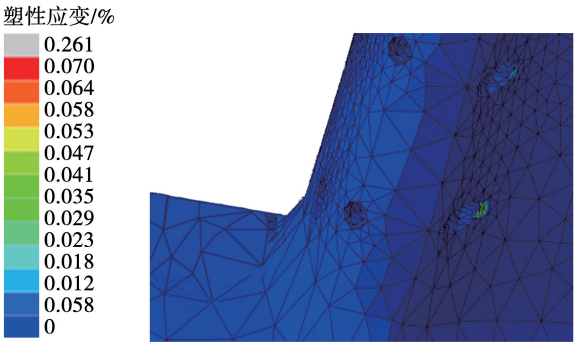


图 4 涡轮叶片根部气膜孔部位等效塑性应变分布
Fig.4 Equivalent plastic strain distribution in film cooling
holes at the root of turbine blade

3 叶片模拟件寿命预测及试验验证

3.1 寿命预测流程

考虑到在真实工作条件下很难试验模拟发动机涡轮叶片的热机疲劳载荷,因此通过设计薄壁圆管模拟件,将所提出的晶体塑性本构模型和三参数应用于模拟件的模拟及寿命预测,并通过薄壁圆

管热机疲劳试验进行验证。通过对比分析寿命预测结果和试验结果的误差来评估模型的准确性,最终形成工程可用的高精度涡轮叶片热机疲劳寿命的预测方法,并建立了如图 5 所示的寿命预测流程。

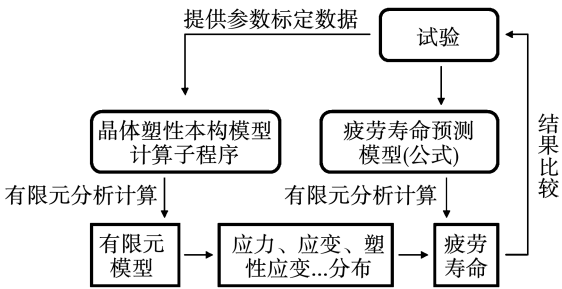


图 5 疲劳寿命预测流程图

Fig. 5 Flow chart of fatigue life prediction

需要说明的是,在将晶体塑性本构模型应用于热机疲劳寿命预测时,由于直接计算每个循环导致的损伤非常耗时,所以采用在后处理中通过 3SE 模型进行寿命分析的方法,可以分为以下 5 个步骤:

- (1) 采用晶体塑性模型在有限元中计算多个循环的疲劳加载,直至迟滞回线趋于稳定;
- (2) 通过 Python 程序,调用 ABAQUS 软件的 ODB 结果文件,提取每个循环的应力和应变数据;
- (3) 根据采用的模型,找到单元中所有滑移面上的塑性应变能耗散 Δw ;
- (4) 根据当前温度插值模型参数;
- (5) 代入 3SE 模型,计算疲劳寿命。

3.2 模拟件设计

采用薄壁管件模拟真实叶片的薄弱部位,通过模拟气膜孔边的受力状态,使模拟件考核部位与真实部件关键部位的局部应力及应力梯度相当,同时保证模拟件的加工工艺与真实部件相同。在模拟件的设计过程中,需要保证模拟件材料的性能与真实叶片一致,最好能在真实叶片上取样,目的是使得模拟件的破坏模式和破坏位置与真实叶片基本一致。同时,需要保证所设计模拟件的计算寿命与涡轮叶片的计算寿命基本一致。

采用以上原则设计了如图 6 所示的薄壁圆管模拟件。随后,通过设计相应工况条件下的热机疲劳试验,开展叶片模拟件服役寿命的考核验证。

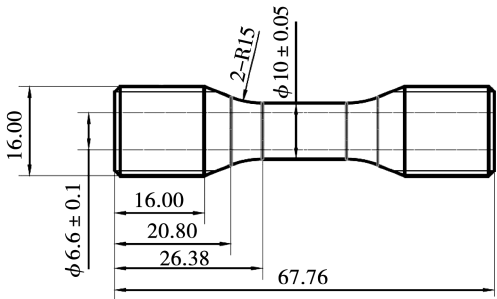


图 6 薄壁圆管模拟件尺寸 (mm)

Fig. 6 Simulating specimen dimensions with thin-walled circular tube (mm)

3.3 模拟件工况设置

为更真实地模拟发动机真实工作状态,设计了 A1 ~ A4 共 4 种工况,加载的峰值应力分别为 80, 100, 150 和 200 MPa,谷值应力为 10 MPa,各进行 5 次循环。根据 IC10 合金叶片真实工况,以峰值应力为 100 MPa 为例将发动机载荷谱简化为如图 7 所示的温度、应力循环载荷谱。其中,叶片的峰值温度为 1 000 ℃,谷值温度为 600 ℃,升/降温速率设置为 5 ℃/min,升温加降温时间共计 200 s 一次循环,以 100 s 为界,前 100 s 为荷载状态,后 100 s 为卸载状态。根据图 7 开展薄壁圆管模拟件的寿命数值仿真预测和试验验证。

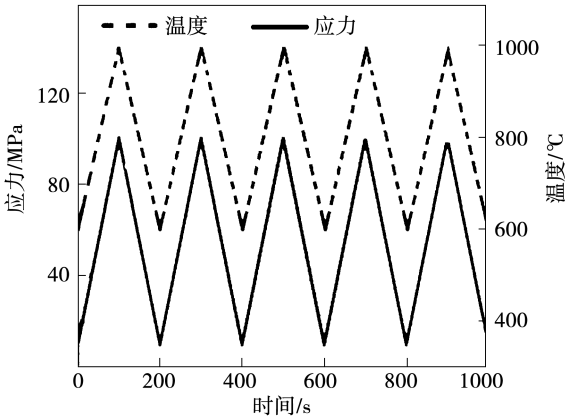


图 7 简化的温度、应力循环载荷谱

Fig. 7 Simplified temperature and stress cyclic load spectrum

3.4 模拟件的寿命预测

采用图 5 所示的热机疲劳寿命预测流程,开展圆管模拟件的寿命预测。首先计算得到了不同机械和温度载荷、不同循环次数下的叶片位移,结果如图 8 所示。不同加载条件下塑性应变随时间的变化如图 9 所示。

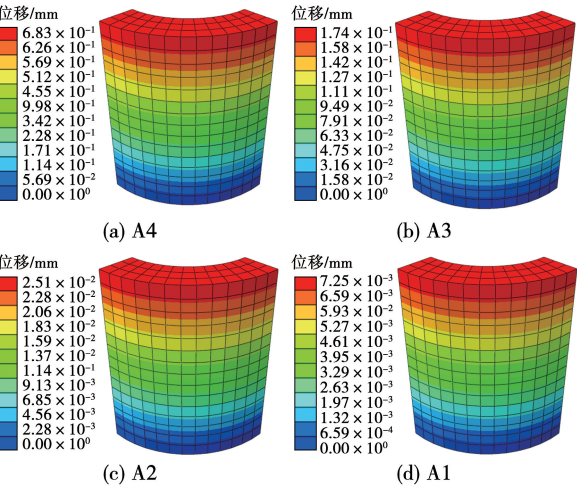


图 8 不同载荷条件下模拟件的位移分布

Fig. 8 Displacement contours of simulating specimen under different loading conditions

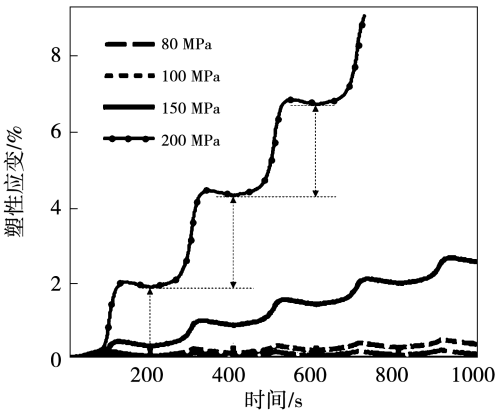


图 9 不同加载条件下塑性应变随时间的变化

Fig. 9 Variation of plastic strain with time under different loading conditions

结合图 8 和图 9 可以看出,在每个循环(0~200 s、200~400 s、400~600 s)内均产生一定的塑性应变,并在第 2~3 个循环加载后达到稳定状态,即加载到第 2~3 个循环后,继续增加循环不会导致每个循环的塑性应变增加。随着峰值载荷增加,塑性应变显著增加,在最大应力 200 MPa、最高温度 1 000 ℃ 条件下,塑性应变达到最大,接近 10%。在不同载荷条件下,每个循环后均会产生不可恢复的塑性应变,总工程应变呈现逐渐升高的态势。

3.5 模拟件试验验证

结合图 7,采用 Instron 液压伺服疲劳试验机,开展涡轮叶片模拟件的热机械疲劳试验。试验过程中采用应力控制结合应变监测的方式,开展 IC10 合金薄壁管件在 600~1 100 ℃ 温度循环范围内的同相位热

机械疲劳试验,分析薄壁管件的热机械疲劳响应行为。试验结果如表 1 所示,拟合得到的 S-N 曲线如图 10 所示,应力寿命关系为 $\sigma = 405.6 \times N_f^{-0.226}$ 。试验结果表明,随应力梯度升高,TMF 寿命急剧降低,呈现为 Basquin 方程的指数规律^[30]。

表 1 TMF 试验结果

Tab. 1 Experimental results of TMF

工况	外径/mm	内径/mm	最大应力/MPa	寿命/次
A1	10	6	80	1 423
A2	10	6	100	564
A3	10	6	150	58
A4	10	6	200	27

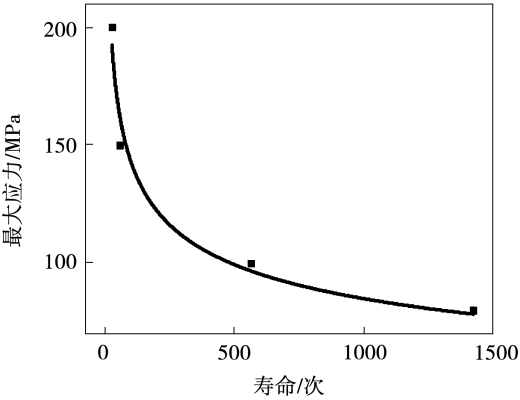


图 10 TMF 试验的 S-N 曲线

Fig. 10 S-N curve obtained from TMF test

3.6 结果对比

开展叶片模拟件的仿真与试验结果的对比分析,以最大应力 150 MPa 条件下的一次循环为例,绘制了仿真和试验得到的工程应变随时间变化的曲线,如图 11 所示。

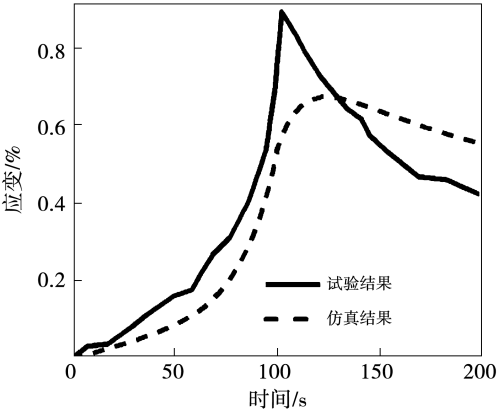


图 11 A3 试样一次加载应变随时间变化的曲线对比

Fig. 11 Comparison of variation curves of strain with time for A3 sample during one loading

可以看出,仿真得到的工程应变与试验应变的变化趋势基本一致,在 0 ~ 100 s 之间,应变先随荷载与温度升高逐渐增大。在 100 s 之后,随着卸载的进行,应变逐渐降低并最终产生不可恢复的塑性应变。试验中的最大总应变峰值较大,达到了 0.87%,并且卸载刚开始发生后,应变即发生快速恢复。仿真得到的峰值总应变较小,为 0.64%,并且恢复过程是在卸载发生一段时间后才开始较为平缓地进行。因此,仿真中的峰值应变并非在最大荷载处出现,而是在开始卸载约 25 s 之后出现。

金属在高温下表现为较强的塑性特征,如果此时恢复的塑性应变小于仍然在进行的塑性应变,则总应变仍然表现为上升的趋势,管件仍然沿荷载轴伸长。随后,发生恢复的弹性应变逐渐增大,而塑性应变随着应力与温度的减小而逐渐减小,所以管件的整体形变为沿荷载轴收缩。

通过拉伸应变 - 应力关系,获得了三参数幂函数能量法模型公式为:

$$\Delta w_i = \Delta \varepsilon_{in} \sigma$$

(20)

$$N_f = \left(\frac{33.14}{\Delta w}\right)^{\frac{1}{0.9897}}$$

(21)

采用上述方法对叶片模拟件的寿命进行预测,并与试验结果进行对比,如图 12 所示。可以看出,二者之间的误差在 2 倍误差带以内,能够满足工程研制中对热机械疲劳寿命预测精度的需求。

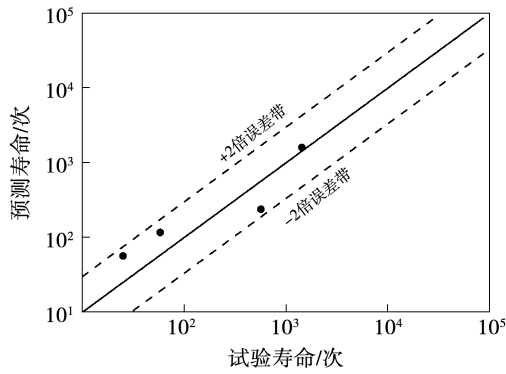


图 12 模拟件寿命的预测值和试验值对比

Fig. 12 Comparison of fatigue life of simulating specimen between predicted and experimental values

4 结 论

(1) 在物理转速为 14 000 r/min 的最大工况

下,IC10 合金涡轮叶片的叶根气膜孔部位最大剪应力达到了 508 MPa,出现了较大的等效塑性应变,表明该部位是热机械疲劳寿命的薄弱部位,并且受材料各向异性影响较为明显,剪切应力方向与滑移系方向平行。

(2) 为了预测 IC10 涡轮叶片的热机械疲劳寿命,建立了基于晶体塑形本构模型和三参数密函数能量法模型的预测方法和流程,通过模拟件寿命分析与试验验证,提出的方法可以准确描述 IC10 合金的弹塑性应力应变关系。

(3) 采用晶体塑性和 3SE 模型的寿命预测方法能够准确识别涡轮叶片 TMF 的薄弱部位,并且与实际寿命误差在 2 倍误差带以内,可以为工程中涡轮叶片的设计提供支撑。

参考文献:

[1] YANG J J, JING F L, YANG Z M, et al. Thermomechanical fatigue damage mechanism and life assessment of a single crystal Ni-based superalloy [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2021, 872:159578.

[2] NEU R, SEHITOGLU H. Thermomechanical fatigue, oxidation, and creep, Part I; Damage mechanisms [J]. Metallurgical Transactions A, 1989, 20(9):1755 - 1767.

[3] 于慧臣, 吴学仁. 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.
YU Huichen, WU Xueren. Aeroengine design material data manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010.

[4] RETTBERG L H, CALLAHAN P G, GOODLET B R, et al. Rejuvenation of directionally solidified and single-crystal nickel-base superalloys [J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2021, 52(5):1609 - 1631.

[5] SASS V, GLATZEL U, FELLER-KNIEPMEIER M. Anisotropic creep properties of the nickel-base superalloy CMSX-4 [J]. Acta Materialia, 1996, 44(5):1967 - 1977.

[6] SANGID M D. The physics of fatigue crack initiation [J]. International Journal of Fatigue, 2013, 57:58 - 72.

[7] ZHU Y C, CHAPMAN S J. A natural transition between equilibrium patterns of dislocation dipoles [J]. Journal of Elasticity, 2014, 117:51 - 61.

[8] ANTOLOVICH S D. Microstructural aspects of fatigue in Ni-base superalloys [J]. Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 2015, 373:20140128.

[9] CHARKALUK E, BIGNONNET A, CONSTANTINESCU A, et al. Fatigue design of structures under thermomechanical loadings [J].

- Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2002, 25(12):1199–1206.
- [10] 张国栋, 苏 彬, 何玉怀, 等. IC10 合金热机械疲劳性能与寿命预测[J]. 中国有色金属学报, 2009, 19(1):62–69.
ZHANG Guodong, SU Bin, HE Yuhuai, et al. Thermomechanical fatigue performance and life prediction in superalloy IC10[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2009, 19(1):62–69.
- [11] VÖSE F, BECKER M, FISCHERSWORRING-BUNK A, et al. An approach to life prediction for a nickel-base superalloy under isothermal and thermo-mechanical loading conditions[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 53:49–57.
- [12] LEE K O, HONG S G, LEE S B. A new energy-based fatigue damage parameter in life prediction of high-temperature structural materials[J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 496(1/2):471–477.
- [13] GOCMEZ T, AWARKE A, PISCHINGER S. A new low cycle fatigue criterion for isothermal and out-of-phase thermomechanical loading[J]. International Journal of Fatigue, 2010, 32(4):769–779.
- [14] AZADI M, FARRAHI G H, WINTER G, et al. Damage prediction for uncoated and coated aluminum alloys under thermal and mechanical fatigue loading based on a modified plastic strain energy approach[J]. Materials & Design, 2015, 66:587–595.
- [15] 彭智伟, 吕 爽. 某型飞机疲劳试验中的损伤特点分析[J]. 无损检测, 2019, 41(6):28–31.
PENG Zhiwei, LYU Shuang. Analysis of damage characteristics in fatigue testing of a aircraft[J]. Nondestructive Testing, 2019, 41(6):28–31.
- [16] ANAND L, KOTHARI M. A computational procedure for rate-independent crystal plasticity[J]. Journal of Mechanics Physics of Solids, 1996, 44(4):525–558.
- [17] WANG C L, XU J Q, HU X H, et al. Elastic and thermodynamic properties of NiAl and Ni3Al from first-principles calculations[J]. International Journal of Modern Physics B, 2009, 25(27):3623–3631.
- [18] EKINCI A E, UCAR N, CANKAYA G, et al. Effect of temperature on slip and deformation twinning in Cd single-crystals[J]. Indian Journal of Engineering and Materials Sciences, 2002, 9(4):295–298.
- [19] ROTERS F, EISENLOHR P, HANTCHERLI L, et al. Overview of constitutive laws, kinematics, homogenization and multiscale methods in crystal plasticity finite-element modeling; Theory, experiments, applications[J]. Acta Materialia, 2010, 58(4):1152–1211.
- [20] QI H Y, YANG X G. Life prediction of thermal barrier coatings[J]. Thermal Barrier Coatings, 2011, 294–316.
- [21] TEKKAYA A E, BOUCHARD P O, BRUSCHI S, et al. Damage in metal forming[J]. CIRP Annals, 2020, 69(2):600–623.
- [22] FRODAL B H, THOMESSEN S, BORVIK T, et al. On the coupling of damage and single crystal plasticity for ductile polycrystalline materials[J]. International Journal of Plasticity, 2022, 142:102996.
- [23] KACHANOV L M. The theory of creep[M]. Boston Spa, England: National Lending Library for Science and Technology, 1967.
- [24] RICE J R, TRACEY D M. On the ductile enlargement of voids in triaxial stress fields[J]. Journal of the Mechanics & Physics of Solids, 1969, 17(3):201–217.
- [25] HOLZAPFEL G A. Variational principles nonlinear solid mechanics: A continuum approach for engineering[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc, 2000.
- [26] LEE S, LU Y, LIAW P, et al. Hold-time effects on elevated-temperature low-cycle-fatigue and crack-propagation behaviors of HAYNES © 188 superalloy[J]. Journal of materials science, 2009, 44(11):2945–2956.
- [27] LU Y, CHEN L, WANG G, et al. Hold time effects on low cycle fatigue behavior of HAYNES 230 superalloy at high temperatures[J]. Materials Science and Engineering: A, 2005, 409(1/2):282–291.
- [28] TAYLOR G I. The mechanism of plastic deformation of crystals, Part I: Theoretical[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A, Containing Papers of a Mathematical and Physical Character, 1934, 145(855):362–387.
- [29] 宋 洋, 耿 瑞, 吴云伍, 等. 涡轮叶片结构完整性设计研究[J]. 汽轮机技术, 2023, 65(1):23–26.
SONG Yang, GENG Rui, WU Yunwu, et al. The summary of the development of structural integrity technology of turbine blades[J]. Turbine Technology, 2023, 65(1):23–26.
- [30] WU Yunwu, LIU Yixiong, WANG Wei, et al. High cycle fatigue life prediction of single-crystal specimen based on TCD method and crystal plasticity theory[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2023, 2023:1–14.

(刘 颖 编辑)