

# 航空发动机叶片 TC4 材料的非线性 累积损伤及可靠度研究

李炳强

(沈阳工学院, 辽宁 抚顺 113122)

**摘要:** 以轴向拉压疲劳试验统计航空发动机叶片 TC4 材料在不同应力比下的损伤及寿命分布, 针对线性损伤模型的不足, 基于 Chaboche 非线性损伤模型和第四强度理论, 提出叶片 TC4 材料的非线性损伤演化方程, 并引入 Wöhler 曲线和 BP 神经网络计算结果进行比较。以压气机叶片在最大连续工作状态下流场仿真计算结果为依据, 计算出叶片应力时间历程。基于应力强度干涉模型, 从能量耗散角度描述 TC4 材料的剩余强度模型结合泊松随机过程, 完成航空发动机压气机叶片在最大连续工作状态下的可靠度预测。

**关键词:** 叶片; TC4 材料; 非线性损伤; 可靠度

**中图分类号:** TG146.2<sup>3</sup>

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1002-185X(2018)01-0113-06

叶片是航空发动机中非常重要的零部件, 在周期性气流激振力作用下, 叶片由于振动而产生的高周循环振动应力是压气机叶片的主要失效形式。研究叶片材料的损伤演化机理直接决定了预测叶片的寿命和计算航空发动机工作可靠性的准确度。

在疲劳损伤分析中, Miner 线性损伤法则<sup>[1]</sup>最为常用。然而, 损伤与载荷是息息相关的, 循环应力幅低于疲劳极限的损伤是不可以忽略的<sup>[2]</sup>。考虑到载荷参数对损伤的影响, Nijssen<sup>[3]</sup>采用基于强度的方法代替 Miner 法则的线性和, Chaboche<sup>[4]</sup>等学者建立了非线性损伤累积模型。相比于线性法则, 非线性损伤模型在求解航空材料损伤中具有更高的精度<sup>[5]</sup>。

本研究中叶片采用 TC4 钛合金材料。在国内外文獻中, 针对钛合金材料的变形行为<sup>[6]</sup>, 很多学者研究其微观组织和力学性能<sup>[7]</sup>, S. Mikheevskiy 等<sup>[8]</sup>总结了材料在多载荷谱工况下的疲劳断裂问题。

加工完成之后, 钛合金材料表面及内部会存在残余应力<sup>[9]</sup>, 影响结构内部的应力及能量分布, 进而影响到耐久性和动态断裂机制<sup>[10]</sup>。L. Xue 等<sup>[11]</sup>基于能量机理研究材料的损伤和可靠度问题。

衡量航空发动机质量的一项重要指标就是可靠性。求解可靠性的方法有很多种, 诸如 Petri 网方法<sup>[12]</sup>, Monte-Carlo 方法<sup>[13]</sup>, 人工神经网络法<sup>[14]</sup>, Bayes 方法<sup>[15]</sup>以及应力强度干涉方法<sup>[16]</sup>。在求解可靠性问题中, 应力-强度干涉方法是最为适合的<sup>[17]</sup>。虽然应力的分布难以用

数学公式表达, 但是可以采用有限元法进行求解<sup>[18]</sup>。

本研究采用两种应力比展开试验, 获得叶片 TC4 材料的寿命和损伤分布值并进行非线性参数拟合, 应用第四强度理论<sup>[19]</sup>改进了非线性损伤模型, 使之更适合叶片的复杂受力情况, 采用 Griffith 准则深化发展了 TC4 材料的损伤累积和剩余强度与载荷参数的关系表达, 建立非线性剩余强度模型, 引入泊松随机过程<sup>[20]</sup>建立叶片时变可靠度模型, 根据流场仿真及有限元计算结果, 合理预测出叶片在最大连续工作状态下的可靠度。

## 1 TC4 材料轴向拉压疲劳试验

航空发动机叶片材料为 TC4 钛合金, 其主要化学成分和主要材料参数见表 1。

为了研究 TC4 材料的累积损伤问题, 开展轴向拉压疲劳试验。试验设备选择 GPS200 高频疲劳试验机, 生产商是长春机械科学研究院, 最大试验力和静态力均为 200 kN, 最大循环应力幅为 100 kN, 可提供 80~250 Hz 的试验频率, 试验力的波动度为 0.5%FS。取 TC4 试件 40 个, 编号 TC1~TC40, 由  $\Phi 20$  mm 的棒材加工制成。采用升降法进行实验<sup>[21]</sup>, 试验频率为 130 Hz。选取  $R=-1$  和  $R=0.1$  两种应力比展开试验。编号 TC1~TC23 采用应

表 1 TC4 材料的化学成分

Table 1 Chemical composition of TC4 material ( $\omega/\%$ )									
Ti	Al	V	Fe	Zr	Mn	Mo	Sn	Nb	Pd
88.16	5.18	3.91	0.15	0.10	0.10	0.50	0.50	0.50	0.19

收稿日期: 2017-01-04

基金项目: 国家自然科学基金 (51275081, 51135003)

作者简介: 李炳强, 男, 1986 年生, 博士, 沈阳工学院机械与运载学院, 辽宁 抚顺 113122, E-mail: ibingqiang@aliyun.com

力比  $R=0.1$  进行实验,编号 TC24~TC40 使用应力比  $R=-1$  进行实验。设定若干应力水平,如果前一个试件未完成基准循环次数 ( $10^7$ ),则降低一个应力水平。如果前一个试件越出,则提高一个应力水平。实验结果选取具有代表性的试件疲劳寿命与应力水平的关系,应力比  $R=0.1$  的实验结果见表 2 所示,应力比  $R=-1$  的实验结果如图 1 所示。

## 2 TC4 材料累积损伤准则

计算材料的累计损伤,工程上应用最多的是 Miner 线性累计损伤准则<sup>[1]</sup>,它的优点是简便容易求解,而缺点是精度较低<sup>[22]</sup>。在 TC4 材料的疲劳试验中 ( $R=-1$ ),选取 500 和 350 MPa 的两种应力水平,利用 Miner 线性累计损伤准则进行损伤预测并与试验结果展开对比,结果如图 2 所示。显然,Miner 线性累计损伤难以准确描

表 2 TC4 材料轴向拉压疲劳试验结果

Table 2 Axial tension and compression fatigue test results ( $R=0.1$ )

Serial number	Maximum stress/MPa	Fatigue life/ $\times 10^4$ cycle
4	496.1	1000.2
5	541.2	1002.7
6	631.4	1002.7
10	676.5	1000
11	631.4	1000.2
12	676.5	1000
13	721.6	9.6
14	676.5	14.6
16	586.3	1002.7
17	676.5	1000.1
18	721.6	1000
19	766.7	5.6
20	721.6	5.0
21	676.5	1002.7
22	721.6	196.9
23	721.6	7.7

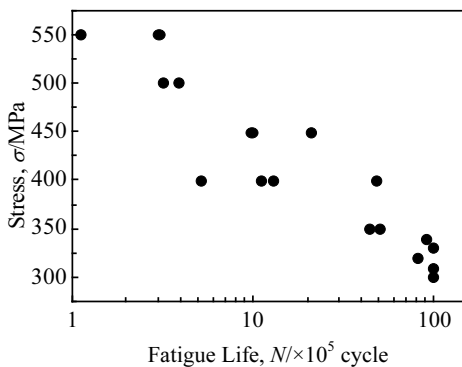


图 1 TC4 材料轴向拉压疲劳试验结果

Fig.1 Axial tension and compression fatigue test results ( $R=-1$ )

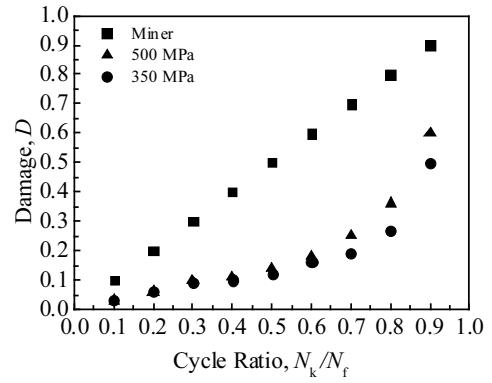


图 2 TC4 材料累计损伤值

Fig.2 Accumulated damage of TC4 material

述实际损伤累计情况<sup>[2]</sup>。

### 2.1 Chaboche 非线性损伤模型

由于线性累计损伤准则将载荷与损伤相互独立,所以不能真实描述材料的损伤信息。于是学者们将损伤变量与载荷参数相互关联,对于简单的单轴疲劳问题,Chaboche 给出了方程的形式:

$$dD = [1 - (1 - D)^{1+\beta}]^\alpha \left[ \frac{\sigma_a}{M(1 - b\sigma_m)(1 - D)} \right]^\beta dn \quad (1)$$

式中,  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $b$ ,  $M$  是材料参数,  $\alpha$  还与载荷相关:

$$\alpha = 1 - H \langle \sigma \rangle = 1 - H \left\langle \frac{\sigma_a - \sigma_R}{\sigma_b - \sigma_a} \right\rangle \quad (2)$$

式中,  $\sigma_b$  是抗拉强度,  $\sigma_R$  是特定应力比下材料的疲劳极限,  $H$  是材料参数,  $\langle x \rangle = \begin{cases} 0, & x \leq 0 \\ x, & x > 0 \end{cases}$ 。

考虑到压气机叶片本身狭长的特点以及复杂的气动激励工作环境,扭转振动对叶片的累计损伤影响非常大,而且叶片自身具备初始扭转角,必须考虑转矩对损伤的作用<sup>[19]</sup>,根据第四强度理论,有

$$\sigma_B = (\sigma_n^2 + 3\sigma_t^2)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

式中,  $\sigma_B$  是总应力,  $\sigma_n$  是法向应力,  $\sigma_t$  是切应力,代入式(1),可得

$$dD = [1 - (1 - D)^{1+\beta}]^\alpha \left[ \frac{1 - R}{2} \frac{(\sigma_n^2 + 3\sigma_t^2)^{\frac{1}{2}}}{M(1 - b\sigma_m)(1 - D)} \right]^\beta dn \quad (4)$$

考虑到疲劳发生的全过程,从  $D=0$  到  $D=1$  对上式积分,可得任意载荷水平下以载荷为自变量的疲劳寿命表达式:

$$N_f = \frac{1}{1 - \alpha} \frac{1}{1 + \beta} \left[ \frac{2}{1 - R} \frac{M(1 - b\sigma_m)}{(\sigma_n^2 + 3\sigma_t^2)^{\frac{1}{2}}} \right]^\beta \quad (5)$$

由式(5)可以得出材料在该恒幅加载条件下的损伤累积方程为

$$D=1-\left\{1-\left[\frac{H\langle\sigma\rangle}{M^\beta}(1+\beta)\left(\frac{1-R(\sigma_n^2+3\sigma_t^2)^{\frac{1}{2}}}{2M(1-b\sigma_m)}\right)^\beta\right]n\right\}^{H(\sigma)} \quad (6)$$

### 2.2 模型参数确定和检验

为了确定材料的参数，选取 TC4 钛合金在应力比  $R=-1$  和  $R=0.1$  的常温疲劳试验数据，得到相应的材料参数值，如表 3 所示

在  $R=-1$  的对称循环试验中，平均应力为 0，可得到寿命预测表达式：

$$N_f = \frac{1}{1-\alpha} \frac{1}{1+\beta} \left[ \frac{M}{\sigma_a} \right]^\beta = \frac{1.094 \times 10^5}{\sigma_a^{9.899 \times 10^{-4}}} \left( \frac{1005 - \sigma_a}{\sigma_a - 345} \right) \quad (7)$$

为了验证疲劳寿命表达式(7)的准确性，引入经典 Wöhler 曲线计算疲劳寿命，同时采用 BP 神经网络进行数据对比<sup>[8]</sup>，选择 10 个隐层神经元来构建 BP 网络，Wöhler 曲线、Chaboche 非线性累积损伤模型和 BP 神经网络计算结果与试验结果对比见图 3。

从图 3 中可以看出，Miner 线性模型精度较低，Chaboche 非线性损伤模型和 BP 神经网络拟合精度较高，BP 网络的缺点是不能给出损伤演化具体的表达式，因而没有明确的物理意义<sup>[8]</sup>。

## 3 压气机叶片动态仿真

### 3.1 叶盘系统流场仿真

根据某型航空发动机压气机转子系统，建立了其立

表 3 TC4 材料的参数值

Table 3 Parameter values of TC4 material

$R$	$M^\beta H^{-1}(1+\beta)^{-1}$	$\beta$	$b$
-1	$1.094 \times 10^5$	$9.899 \times 10^{-4}$	-
0.1	$3.274 \times 10^3$	1.312	0.0029

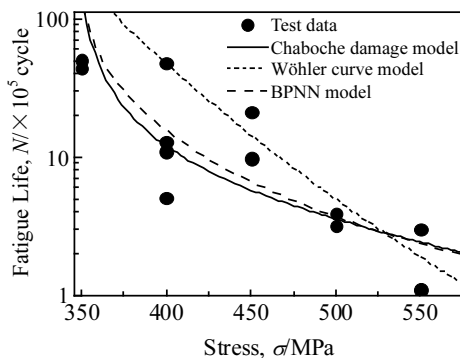


图 3 3 种计算方法的比较

Fig.3 Comparison of three kinds of calculation methods

体几何模型和三维流场模型，利用滑移网格，通过前一级静叶压力的输入，来考虑静叶尾迹的影响。该航空发动机在最大连续工作状态的旋转速度是  $\omega=11\ 383\ \text{r/min}$ ，流体介质是空气，已知静叶入口的总压  $P_{\text{inlet}}=100\ \text{kPa}$ 、总温  $T_{\text{inlet}}=300\ \text{K}$ （标准大气压），出口的静压  $P_{\text{outlet}}=108\ \text{kPa}$ 、总温  $T_{\text{outlet}}=300\ \text{K}$ ，进口的马赫数为 0.07，流动是可压缩的，具体边界情况如图 4 所示。

气动载荷的计算以前一级静叶和下游动叶的三维流场为研究对象<sup>[23]</sup>，动、静叶片数量相等为 38，结构模型和流场模型见图 8。选取单扇区流场通道作为计算区域，应用商用 CFD 软件的专业前处理工具 Gambit 生成结构化六面体网格，网格单元总数为 106 758，其中动叶流场区域单元数为 31 046，静叶流场区域为 75 712，经过检查网格的长宽比小于 5，网格的质量良好，见图 5。

运用 Fluent 生成周期流场模型，见图 6。

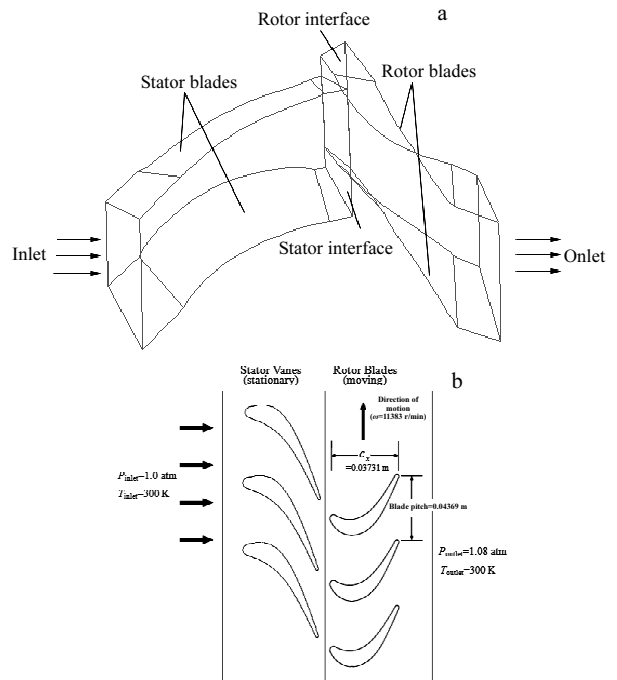


图 4 压气机叶盘流场问题描述

Fig.4 Description of compressor flow field: (a) three-dimensional single sector flow field channel's boundary and (b) two-dimensional flow field boundary condition

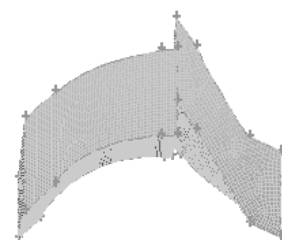


图 5 Gambit 流场单个扇区模型

Fig.5 Gambit model of single sector flow field

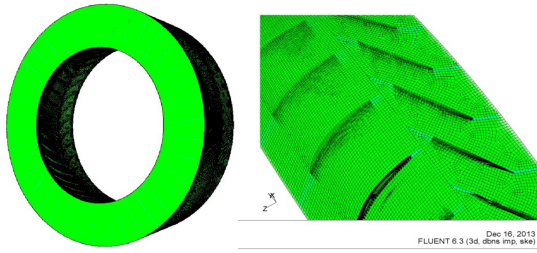


图 6 Fluent 周期流场模型

Fig.6 Fluent periodical model of flow field

设置求解方法为隐式耦合求解，进行 500 步的定常分析，再以该稳定流场作为初场，进行非定长分析。选定物理时间步长为  $T/60$ ，其中  $T$  为动静干涉周期，虚拟迭代步数设为 20，计算时间步为 2280。迭代计算结果收敛后，叶片吸力面和压力面的气动载荷分布均呈现周期性变化，其峰值载荷结果见图 7。

为便于观测气动载荷随时间的周期性变化，求取压力面和吸力面的气动载荷均值，计算均值载荷的时域变化历程，如图 8 所示。

### 3.2 计算叶片应力时间历程

运用 MSC.Nastran 软件以局部应力应变法展开时域的动态求解，求解时长为 1 s，时间步为 1000。考虑

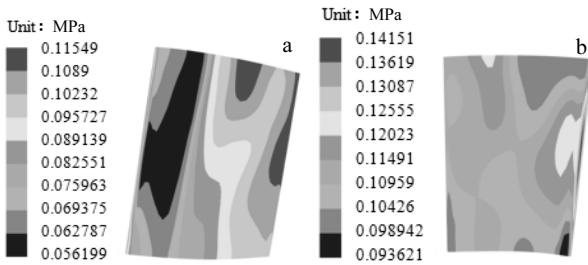


图 7 压气机叶片气动峰值载荷

Fig.7 Aerodynamic peak load of compressor blades: (a) pressure surface and (b) suction surface

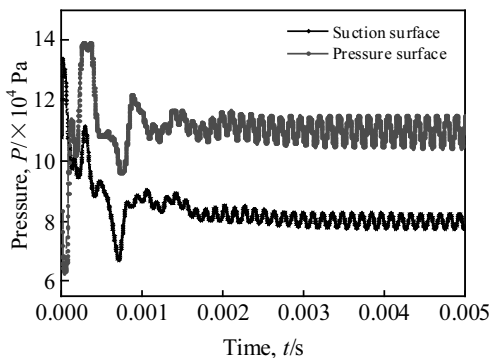


图 8 气动载荷均值的时域历程

Fig.8 Time domain history of the mean aerodynamic loads

叶片受扭矩的作用，根据第四强度理论式 (5)，应力幅选择为 Von Mises 应力<sup>[19]</sup>。计算结果显示，最大应力点位于叶片凸起一侧的中部，距离根部为 5~6 mm，最大应力点处峰值应力达到 781 MPa，应力比  $R$  约为 0.2，如图 9a 所示。叶片尖端振动频率更高，应力幅值较小，快速振动的同时也随着叶身整体进行周期性振动，如图 9b 所示。

## 4 叶片可靠度计算

应力-强度干涉模型可以表示为<sup>[13]</sup>

$$R = P(r > s) = \int_{-\infty}^{+\infty} f_s(s) \int_s^{+\infty} f_r(r) dr ds \quad (8)$$

式中， $f_r(r)$  是结构的强度概率密度函数， $f_s(s)$  是结构的应力概率密度函数。该模型建立在应力和强度相互独立的基础上，没有考虑强度退化和载荷循环之间的关系。

叶片在实际工作过程中，强度退化是载荷的函数。当载荷循环数为  $n$  时，叶片不发生失效的概率是<sup>[19]</sup>：

$$R(n) = \prod_{i=1}^n R_i = \prod_{i=1}^n \int_0^{\infty} f_s(s) \int_s^{\infty} f_i(r, s, i) dr ds \quad (9)$$

式中， $f_i(r, s, i)$  是在第  $i$  个循环内叶片强度的概率密度函数。

描述剩余强度的表达式为：

$$r(n) = \sigma_f \left\{ \frac{U}{U_n} \int_{-\infty}^{\infty} \left[ 1 - \left[ \frac{M^\beta (1 - b\sigma_m)^\beta}{nH(\sigma)(1+\beta)f(s)^\beta} \right]^{-H(\sigma)} \right]^{-(1+\beta)} ds \right\}^{\frac{1}{4}} \quad (10)$$

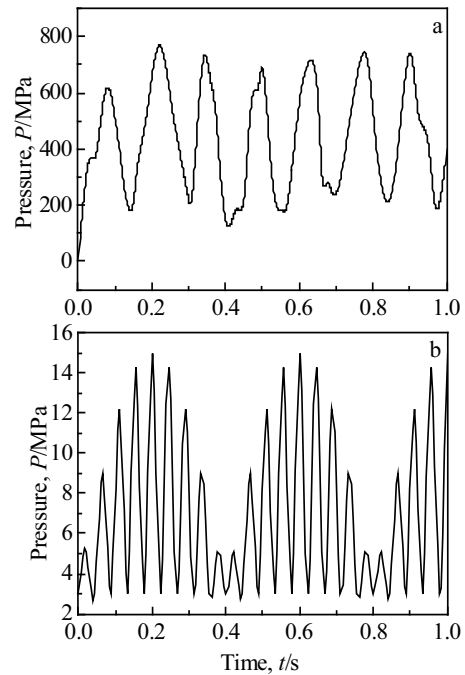


图 9 叶片振动应力的时域历程

Fig.9 Time domain history of vibrational stress: (a) maximum stress point of blade and (b) tip node of leading edge

式中， $U$  是材料的初始应变能， $U_n$  是材料在载荷循环  $n$  次后的剩余应变能， $\sigma_f$  是断裂应力，其值等于材料静强度， $r(n)$  代表材料在载荷循环  $n$  次后的剩余强度。

以强度为  $\lambda$  的泊松过程来描述循环次数的计数，叶片在时刻  $t+\Delta t$  时的可靠度可表示为<sup>[24]</sup>：

$$R(t+\Delta t) = R(t) \left\{ \sum_{x=0}^{\infty} P(n=x) [1-\lambda\Delta t + \lambda\Delta t P(r(x)>s)] \right\} \quad (11)$$

$$= R(t) \left\{ \sum_{x=0}^{\infty} P(n=x) [1-\lambda\Delta t + \lambda\Delta t F_s r(n)] \right\}$$

当  $\Delta t$  足够小时，就转变为微分方程的形式：

$$\frac{dR(t)}{R(t)dt} = \frac{R(t+\Delta t) - R(t)}{R(t)\Delta t} = -\lambda e^{-t} \sum_{x=0}^{\infty} \frac{t^x}{x!} [1 - F_s r(n)] \quad (12)$$

求解该微分方程，可得叶片在  $t$  时刻的可靠度表达式为  $R(t)=$

$$\exp \left\{ - \int_0^t \lambda e^{-s} \sum_{x=0}^{\infty} \frac{s^x}{x!} \left\{ 1 - F_s \left\{ \sigma_f \frac{U}{U_n} \int_{-\infty}^{\infty} \left[ 1 - \left[ \frac{M^\beta (1 - b\sigma_m)^\beta}{nH(\sigma)(1+\beta)f(s)^\beta} \right]^{t/(\sigma)} \right]^{-(1+\beta)} ds \right\}^{\frac{1}{4}} \right\} ds \right\} \quad (13)$$

以叶片在最大连续工作状态下的应力时域历程来计算这一工况下的时变可靠度。损伤和剩余强度的计算是以循环数为单位进行的，转化为对应的时间分布就可以以时间为单位来衡量 TC4 叶片的可靠度分布。该工况下叶片的可靠度计算结果见图 10。

从计算结果看出，3000 h 以内，叶片工作可靠度一直维持在 0.9 以上，从 4000 h 后，可靠度下降比较快，到 5500 h 左右，可靠度邻近 0.5。

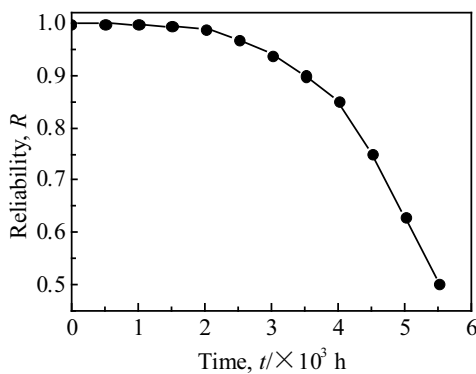


图 10 叶片的可靠度分布计算结果

Fig.10 Calculation results of reliability distribution of blades

## 5 结 论

1) 针对 TC4 材料试件，通过  $R=-1$  的对称循环和  $R=0.1$  的非对称循环的轴向拉压疲劳试验得到了不同应力比下的疲劳寿命分布和损伤变量。

2) 基于 Chaboche 非线性损伤模型和第四强度理

论，推导 TC4 材料的损伤演化方程和寿命分布方程。运用试验数据拟合损伤演化方程的参数并验证其准确性，引入传统线性损伤模型和 BP 神经网络进行寿命分布的比较，证明其计算精度高的特点。

3) 对叶盘系统流场展开模拟仿真计算，基于应力强度干涉模型，采用泊松随机过程，建立强度退化的可靠度时变函数，计算结果显示，叶片在最大连续工作状态工作 3000 h，可靠度仍可以维持在 0.9 以上。

## 参考文献 References

[1] Miner M A. *Journal of Applied Mechanics*[J], 1945, 67: 159

[2] Fatemi A, Yang L X. *International Journal of Fatigue*[J], 1998, 20(1): 9

[3] Nijssen R P L. *Delft University of Technology*[R]. Delft: Knowledge Centre Wmc & Dpcs Group of Aerospace Engineering, 2006

[4] Chaboche J L, Lesne P M. *Fatigue Fract Eng Mater Struct*[J], 1988, 11(1): 1

[5] Chung W K. *Microelectron Reliab*[J], 1982, 22(2): 277

[6] Chen Haisheng(陈海生), Liu Xianghong(刘向宏), Tang Xiaodong (唐晓东) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2016, 45(4): 901

[7] Sun Shuyun(孙曙宇), Lv Weijie(吕维杰). *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2016, 45(5): 1138

[8] Mikheevskiy S, Bogdanov S, Glinka G. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*[J], 2015, 79(10): 25

[9] Meng Longhui(孟龙晖). *Rare Metal Materials and Engineering* (稀有金属材料与工程)[J], 2015, 44(10): 2381

[10] Xu Yuan(徐媛), Xiang Wenli(向文丽), Yang Hongbin(杨红斌) *et al. Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2015, 44(8): 1924

[11] Xue L, Rong L, Robert L L. *Mechanisc of Materials*[J], 2014, 70(3): 18

[12] Sadou N, Demmou H. *Reliab Eng Syst Saf*[J], 2009, 94(11): 1848

[13] Cadoso J B, Almeida J R, Dias J M *et al. Advances in Engineering Software*[J], 2008, 39(6): 505

[14] Gomes H M, Awruch A M. *Struct Saf*[J], 2004, 26(1): 49

[15] Calabria R, Guida M. *IEEE Trans Reliab*[J], 1992, 41(4): 616

[16] Paul R K, Uddin M D B. *Microelectron Reliab*[J], 1997, 37(6): 923

[17] Freudenthal A M, Gumbel E J. *Adv Appl Mech*[J], 1956, 4(1): 117

[18] Bao W, Han H, Huang Z. *Comput Methods Appl Mech Eng*[J], 2001, 190(37): 4831

[19] Wu Ying(吴颖). *Fracture and Fatigue*(断裂与疲劳)[M]. Wuhan: China University of Geosciences Press, 2008: 101

- [20] Zhang J H, Lin J W, Yang S *et al. Advanced Materials Research* [J], 2011, 37: 686
- [21] Shang Deguang(尚德广), Yao Weixing(姚卫星). *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 1998, 19(6): 647
- [22] Gu Yongwei(顾永维), An Weiguang(安伟光), An Hai(安海). *Acta Armamentarii* (兵工学报)[J], 2007, 12: 1473
- [23] Kulisa P, Dano C. *European Journal of Mechanics-B/Fluids*[J], 2006, 25(3): 379
- [24] Wang Zheng(王正), Xie Liyang(谢里阳), Li Bing(李兵). *China Mechanical Engineering*(中国机械工程)[J], 2008, 19(12): 1393

## Nonlinear Accumulated Damage and Reliability Research of TC4 Material Used in Aero-engine Blades

Li Bingqiang

(Shenyang Institute of Technology, Fushun 113122, China)

**Abstract:** To determine the damage and life distribution of TC4 material used in aero-engine blades under different stress ratios, axial tension and compression fatigue test was conducted. Nonlinear damage evolution equation was put forward for TC4 material based on Chaboche nonlinear damage model and the fourth strength theory. Computation results were compared with Wöhler curve and BP neural network model. According to the simulation and calculation results of the flow field of compressor blades in the maximum continuous working condition, the stress-time history for blades was calculated. From the viewpoint of energy dissipation, the residual strength model of TC4 material was described based on stress strength interference. Combined with Poisson stochastic process, reliability prediction of the aero-engine's compressor blades at maximum continuous working condition was accomplished.

**Key words:** blades; TC4 material; nonlinear damage; reliability

---

Corresponding author: Li Bingqiang, Ph. D., Machinery and Transport Academy, Shenyang Institute of Technology, Fushun 113122, P. R. China, E-mail: ibingqiang@aliyun.com