

# 含保载弹性应力循环下 TA12 钛合金缺口 试样的蠕变疲劳损伤分析

胡绪腾, 马晓健, 宋迎东

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 对循环加卸载阶段仅发生弹性应力循环的 TA12 钛合金双边缺口试样在不同蠕变疲劳载荷下的应力-应变进行了有限元分析, 采用时间-循环分数法对不同载荷条件下的蠕变疲劳寿命进行了估算, 并对相应条件下的疲劳损伤和蠕变损伤进行了分析。结果表明: 蠕变损伤和疲劳损伤对缺口试样蠕变疲劳损伤的贡献度与峰值载荷大小以及峰值载荷保载时间有关; 当峰值载荷较小、缺口试样完全处于弹性状态时, 蠕变损伤对蠕变疲劳寿命的影响占绝对比例; 随着峰值载荷的增大, 保载时间相同时, 疲劳损伤的影响程度逐渐增大, 当保载达到一定时间后, 蠕变损伤的影响会超过疲劳损伤的影响。

**关键词:** TA12 钛合金; 缺口试样; 蠕变疲劳; 寿命预测; 时间-循环分数法

**中图分类号:** O346.2; V231.95

**文献标志码:** A

**文章编号:** 1000-3738(2013)03-0090-05

## Creep-Fatigue Damage Analysis of TA12 Titanium Alloy Notched Sample at Elastic Stress Cycle with Dwell Time

HU Xu-teng, MA Xiao-jian, SONG Ying-dong

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Stress-strain under different creep-fatigue loads of double edge notched sample of TA12 titanium alloy with only elastic response at cyclic loading and unloading process was analyzed by finite element method. The creep fatigue life under different loads conditions were estimated by time-cyclic fraction method, and the fatigue damage and creep damage under correspondant conditions were analyzed. The results show that the contribution of creep damage and fatigue damage to creep fatigue damage of notched sample depended on the amplitude of the peak loads and the holding time of peak load. When the peak load was low and the notched sample was in elastic state, the creep damage had a considerable effect to creep-fatigue life. When the holding time was same, the fatigue damage increased gradually with the increase of peak loading and when the holding time reached a period of time, the effect of creep damage would exceed that of fatigue damage.

**Key words:** TA12 titanium alloy; notched sample; creep-fatigue; life prediction; time-cycle fraction method

## 0 引 言

航空发动机高温部件在使用过程中承受着循环载荷和高温蠕变载荷的共同作用, 因此在其设计和定寿中需要考虑蠕变损伤对其疲劳寿命的影响及其交互作用(即蠕变疲劳问题)<sup>[1-3]</sup>。为准确预测这类部件的蠕变疲劳寿命, 几十年来人们已提出和发展

了上百种蠕变疲劳寿命的预测方法<sup>[4-5]</sup>, 其中应变范围区分法(SRP 法)、频率修正法等被认为较适用于发动机轮盘等部件的蠕变疲劳寿命预测<sup>[6]</sup>。在应用 SRP 法、频率修正法时通常需要对蠕变疲劳载荷下的循环非弹性滞后回线进行分析。然而分析表明发动机轮盘榫槽等高温部位在实际使用载荷谱下, 除载荷保持阶段会产生非弹性变形(蠕变)外, 在瞬时的循环加、卸载阶段往往仅发生弹性变形, 或塑性变形很小(可以忽略), 即不会产生明显的循环非弹性滞后回线。因此, 对于这种情况无法应用 SRP 法

收稿日期: 2012-04-08; 修订日期: 2012-12-08

基金项目: 国防基础科研项目资助(B2520110003)

作者简介: 胡绪腾(1980—), 男, 江苏沛县人, 讲师, 博士。

对其蠕变疲劳寿命进行预测和分析。

为研究仅发生弹性疲劳循环高温部件的蠕变疲劳问题及其损伤特点,作者以 TA12 钛合金双边缺口试样为例,对其在不同蠕变疲劳载荷下的应力、应变响应进行了有限元分析,然后采用时间-循环分数法对不同载荷下的蠕变疲劳寿命进行估算,最后对各种载荷情况下疲劳损伤和蠕变损伤对寿命的影响进行了计算和分析讨论。

## 1 TA12 合金缺口试样蠕变疲劳响应的有限元分析

### 1.1 TA12 合金弹塑性和蠕变本构模型

TA12 合金是一种近  $\alpha$  钛合金,可在 550 °C 下长期工作,常用于制造航空发动机高压压气机盘、叶片和机匣等。

TA12 合金在 550 °C 下拉伸时的应力-应变曲线如图 1 所示。550 °C 时合金的基本弹性性能参数(弹性模量和泊松比)见表 1。对其塑性变形部分,采用 ANSYS 软件中提供的如下非线性各向同性硬化模型来描述:

$$\sigma_y = \sigma_0 + R_0 \epsilon^{pl} + R_\infty (1 - e^{-b \epsilon^{pl}}) \quad (1)$$

式中: $\sigma_y$  为屈服应力; $\sigma_0$  为初始屈服应力; $\epsilon^{pl}$  为塑性应变; $R_0, R_\infty$  和  $b$  为硬化参数。

根据图 1 所示的拉伸应力-应变曲线数据可拟合获得 TA12 合金在 550 °C 下的非线性各向同性硬化模型材料参数,见表 1。

TA12 合金在 550 °C 时不同应力下的蠕变曲线如图 2 所示。根据其蠕变曲线,可知合金在 550 °C 时的蠕变变形可采用第二阶段 Norton 蠕变模型来描述,拟合结果如图 3 所示。Norton 模型的表达式为

$$\dot{\epsilon}_c = A \sigma^n \quad (2)$$

式中: $\dot{\epsilon}_c$  为稳态蠕变率; $A$  和  $n$  分别为 Norton 模型的系数和指数,参数拟合结果见表 1。

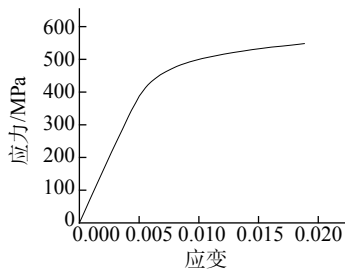


图 1 TA12 合金在 550 °C 拉伸时的应力-应变曲线

Fig. 1 Stress-strain curve of TA12 alloy during drawing at 550 °C

表 1 TA12 合金在 550 °C 时的弹性、塑性和蠕变模型参数

Tab. 1 Elasticity, plasticity and creep parameters of TA12 alloy at 550 °C

$E$ /GPa	$\nu$	$\sigma_0$ /MPa	$R_0$ /MPa	$R_\infty$ /MPa	$b$	$A$	$n$
79.5	0.27	432	2 740	87	322	$4.093 \times 10^{-12}$	2.773

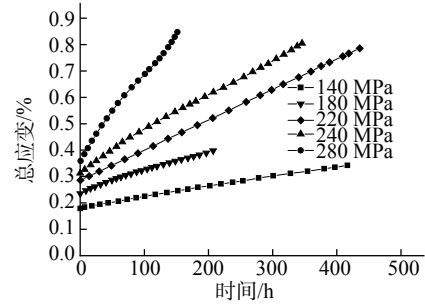


图 2 TA12 合金在 550 °C 时的蠕变曲线

Fig. 2 Creep curve of TA12 alloy at 550 °C

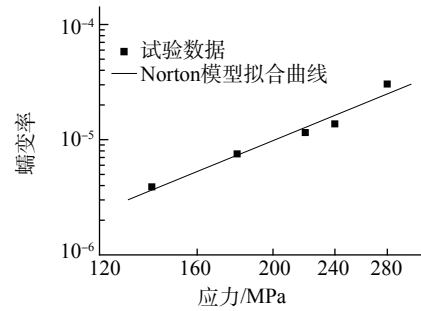


图 3 Norton 模型的拟合结果

Fig. 3 Fitting result of Norton model

### 1.2 缺口试样有限元模型的建立

以图 4 所示的双边缺口平板试样<sup>[7]</sup>为研究对象,选取其中的平行段进行建模。由于平板较薄,在拉伸载荷作用下可以看作是平面应力问题。考虑到对称性,仅选取平行段的 1/4 建立如图 5 所示的平面有限元模型。模型采用 8 节点四边形网格进行划分。在模型的两个对称面均施加对称边界条件,模型上方施加均布拉伸载荷(应力) $P$ 。

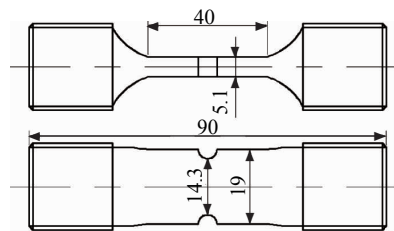


图 4 双边缺口平板试样

Fig. 4 Double edge notch plate sample

### 1.3 载荷条件

为研究上述缺口试样在不同蠕变疲劳载荷下的损伤情况,所选取的蠕变疲劳载荷形式如图 6 所示,即在“零→最大→零”疲劳循环的峰值载荷处进行保载。缺口试样处于 550 °C 条件下,蠕变疲劳加载保持时间均为 0, 0.001, 0.01, 0.1, 0.5, 1 h。当峰值载荷  $P_{\max}=120$  MPa 时,缺口根部最大应力约为材料初始屈服应力的 80%,整个试样在疲劳峰值载荷时仍处于弹性变形范围; $P_{\max}=160$  MPa 时,缺口根部最大应力刚超过材料的初始屈服应力; $P_{\max}=270$  MPa 时,缺口根部产生较大(初始)塑性变形。

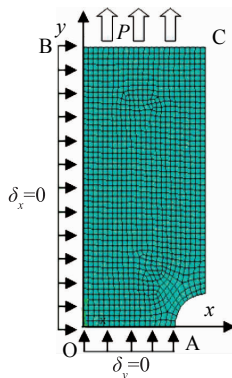


图 5 缺口试样的 1/4 有限元模型

Fig. 5 Finite element model of notch sample

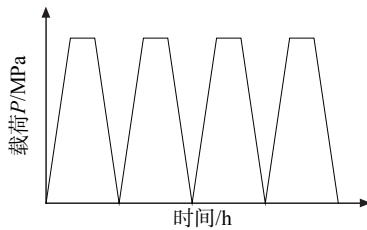
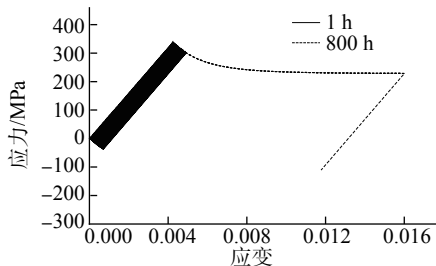


图 6 蠕变疲劳载荷形式

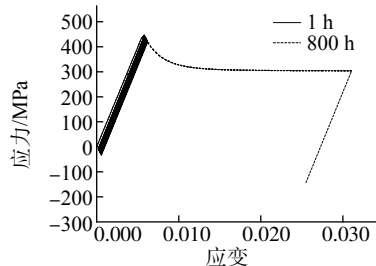
Fig. 6 Creep-fatigue loading mode

### 1.4 TA12 缺口试样循环响应计算结果与分析

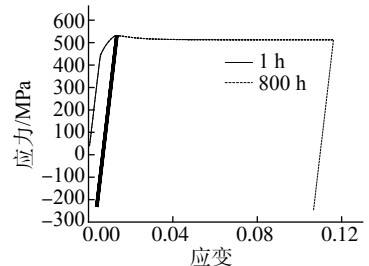
根据上述蠕变疲劳加载方案,对 TA12 缺口试样分别在各蠕变疲劳载荷下的循环应力-应变响应进行有限元分析。缺口试样危险点位于缺口根部,三种峰值载荷条件下危险点 y 向(试样轴向)循环



(a) 120 MPa



(b) 160 MPa



(c) 270 MPa

图 7 不同峰值载荷下 y 向的循环应力-应变曲线

Fig. 7 Cyclic stress-strain response curves of y direction at different peak loads

应力-应变响应的有限元计算结果分别如图 7 所示。每幅图中均给出了试验时间分别为 800, 1 h 的循环响应计算结果。从图中可以看出,三种峰值载荷条件下不同保载时间时的循环响应曲线几乎重合在一起,只是相同时间内循环加、卸载的次数不同。另外,由于峰值保载时间分别为 0.5, 0.1, 0.01, 0.001 h 时的循环加、卸载曲线较多,这里未在图中一一给出,但其循环响应计算结果和上述其他保载时间下的蠕变响应计算结果是重合的。

从图 7 中还可以看出,三种峰值载荷条件下,由于拉伸保载使得缺口根部出现应力松弛现象,随着累积循环次数的增加,拉伸保载阶段的缺口根部应力逐渐趋于稳定。而对于循环加、卸载过程(首次加载过程除外),三种峰值载荷条件下均为弹性加载和卸载过程。即在上述三种峰值载荷条件下,没有形成闭合的循环滞后回线,而是蠕变过程与弹性卸载-加载疲劳循环先后发生。

## 2 TA12 合金缺口试样的蠕变疲劳损伤分析

从上述循环响应分析结果可以看出,TA12 缺口试样危险部位在蠕变疲劳载荷条件下所产生的局部循环应力-应变响应没有形成闭合的滞后回线,而是蠕变损伤过程与弹性循环疲劳损伤过程先后发生。因此不方便采用 SRP 法、频率修正法等对其蠕变疲劳寿命进行分析。作者采用传统的时间-循环分数法对各种加载条件下的缺口试样蠕变疲劳寿命进行粗略估算。

### 2.1 时间-循环分数法

时间-循环分数法即线性累积损伤理论,假设疲劳损伤和蠕变损伤可线性叠加,当累积损伤达到临界值时,结构破坏。累积损伤公式为<sup>[8]</sup>:

$$D = D_f + D_c = \sum \frac{n_i}{N_{fi}} + \sum \frac{t_j}{t_{fj}} = K \quad (3)$$

式中: $D$  为总的累积损伤; $D_f$  为累积疲劳损伤; $D_c$  为累积蠕变损伤; $n_i$  为第  $i$  级应力水平的疲劳循环

数; $N_{fi}$ 为构件在第*i*级应力单独作用下的疲劳寿命; $t_j$ 为第*j*级应力水平的保持时间; $t_{vj}$ 为构件在第*j*级应力单独作用下的蠕变持久寿命; $K$ 为总累积损伤的临界值,通常取为1。

对于 TA12 缺口试样,从其危险部位的循环响应计算结果可以看出,在初始几个循环中,拉伸保载阶段的应力为变应力过程,要计算该变应力过程中的蠕变损伤,需要将该变应力过程细分为若干小段,每一小段假设为应力不变的保载段。假设缺口根部应力经*m*个蠕变疲劳循环后趋于稳定,那么累积损伤计算公式可表示为

$$D = D_f + D_c = \sum_{i=1}^m \frac{1}{N_{fi}} + l \frac{1}{N_{fm}} + \sum \frac{\Delta t_i}{t_{vj}} + l \frac{t_h}{t_r} = 1 \quad (4)$$

式中: $N_{fi}$ 为前*m*个循环中的第*i*个循环的疲劳寿命; $N_{fm}$ 为第*m*个循环的疲劳寿命; $\Delta t_i$ 为前*m*个循环的保载段细分的某一小段的时间; $t_h$ 为每一个蠕变疲劳循环的拉伸保载时间; $t_r$ 为*m*个循环后稳定应力单独作用下结构的持久寿命; $l$ 为稳定循环的可重复次数。

从上述累积损伤计算公式可以看出,进行累积损伤计算的关键是给定循环应力水平下的疲劳寿命计算和给定持续应力水平下的蠕变持久寿命计算。

#### 2.1.1 疲劳寿命的计算方法

由于 TA12 缺口试样危险部位的疲劳循环为纯弹性应力循环,可采用 S-N 曲线和危险部位的*y*向应力幅进行疲劳寿命估算。为考虑平均应力效应,采用如下 Walker 修正公式来描述 S-N 曲线<sup>[9]</sup>:

$$\sigma_{\max} \left( \frac{1-R}{2} \right)^{\gamma} = \sigma'_f (2N_f)^b \quad (5)$$

式中: $\sigma_{\max}$ 为疲劳循环的最大应力; $N_f$ 为疲劳寿命; $R$ 为应力比; $\sigma'_f$ , $b$ 和 $\gamma$ 为材料参数。

根据材料手册提供的 TA12 合金的疲劳寿命试验数据,可拟合得到上述公式中的材料参数, $\sigma'_f = 1\,043\text{ MPa}$ , $b = -0.084\,7$ , $\gamma = 0.460\,6$ 。

#### 2.1.2 蠕变持久寿命的计算方法

对于蠕变持久寿命,采用如下持久热强参数综合方程和拉伸保载下缺口试样根部的*y*向应力进行计算。

$$x = \lg \sigma \quad (6)$$

$$\lg t = b_1 + b_2 T + b_3 x + b_4 x^2 + b_5 x^3 \quad (7)$$

$$T = (9\theta/5 + 32) + 460 \quad (8)$$

式中: $\sigma$ 为持久应力; $t$ 为持久寿命; $\theta$ 为摄氏温度; $b_1$

$\sim b_7$ 为材料参数; $T$ 为绝对温度。

根据材料手册可得到上述方程中的材料参数: $b_1 = -0.59$ , $b_2 = -0.013$ , $b_3 = 5.597$ , $b_4 = 8.394\,5$ , $b_5 = -2.782\,3$ 。

#### 2.2 TA12 合金缺口试样蠕变疲劳损伤分析结果

根据 TA12 合金缺口试样的疲劳蠕变有限元分析结果和时间-循环分数法,对三种不同峰值载荷条件和不同保载时间下的蠕变疲劳寿命以及疲劳损伤和蠕变损伤影响程度进行估算,估算结果见表3。

表3 TA12 合金缺口试样蠕变疲劳损伤的分析结果

Tab.3 Creep-fatigue damage analysis results of TA12 alloy notch sample

峰值载荷 /MPa	拉伸保载 时间/h	蠕变疲劳寿命 预测结果/h	疲劳损伤 影响程度/%	蠕变损伤 影响程度/%
120	0	$1.288 \times 10^7$	100	0
	0.001	$3.224\,89 \times 10^6$	2.438	97.562
	0.01	330\,007	0.251\,2	99.748
	0.1	330\,78	0.025\,2	99.974\,8
	0.5	6\,617	0.005\,04	99.994\,96
	1.0	3\,308	0.002\,52	99.997\,48
160	0	480\,060	100	0
	0.001	932\,083	24.331	75.669
	0.01	126\,981	3.077	96.923
	0.1	13\,136	0.316	99.684
	0.5	2\,635	0.0631\,8	99.936\,82
	1.0	1\,318	0.0315\,5	99.968\,45
270	0	8\,789	100	0
	0.001	6\,626	75.28	24.72
	0.01	2\,077	23.46	76.54
	0.1	273	3.06	96.94
	0.5	54	0.61	99.39
	1.0	27	0.27	99.73

从表3中可以看出,在疲劳载荷峰值一定的情况下,随着峰值载荷保载时间的延长,蠕变损伤对寿命的影响程度逐渐增大。当疲劳峰值载荷较小、缺口试样在峰值载荷作用下完全处于弹性状态时,即使峰值载荷保载时间非常短,当试样失效后,蠕变损伤对寿命的影响程度也非常高。如峰值载荷为120 MPa时,保载时间为0.001 h时,蠕变损伤对寿命的影响程度也达97.562%。随着峰值载荷增大,保载时间相同时,疲劳损伤对寿命的影响程度逐渐增大。例如,当峰值载荷为160 MPa时,保载时间同样仅有0.001 h,而蠕变损伤对寿命的影响程度下降到了75.669%,疲劳损伤对寿命的影响程度则

由 3.077% 增大到 24.331%。当峰值载荷为 270 MPa 时,缺口根部初始塑性变形较大,峰值保载仍为 0.001 h,这时蠕变损伤对寿命的影响程度下降到 24.72%,疲劳损伤对寿命的影响程度则上升到 75.28%,即疲劳损伤占到了大部分。

总体来看,无论小载荷,还是大载荷,保载时间增大到一定程度后,TA12 缺口试样失效后的蠕变损伤总是占绝大部分。这说明当疲劳循环中存在较长时间的峰值保载时,蠕变损伤对 TA12 缺口试样蠕变寿命的影响程度总是比较大的。由于多数情况下,蠕变损伤对寿命的影响程度较大,所以估算得到的蠕变疲劳寿命近似与峰值载荷保载时间成反比。

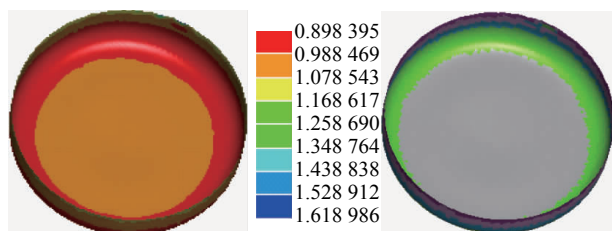
### 3 结 论

蠕变损伤和疲劳损伤对 TA12 缺口试样蠕变疲劳寿命的影响程度与峰值载荷大小及保载时间有关;当峰值载荷较小、缺口试样完全处于弹性状态时,蠕变损伤对蠕变疲劳寿命的影响程度占绝对比例;随着峰值载荷的增大,保载时间相同时,疲劳损伤对寿命的影响程度逐渐增大;保载达到一定时间后,蠕变损伤对寿命的影响程度将超过疲劳损伤的影响。

### 参考文献:

- [1] 吴犀甲. 航空发动机材料寿命问题探讨[J]. 航空科学技术, 2012(2):44-46.
- [2] 闫明,孙志礼,杨强,等. 蠕变-热疲劳交互作用的力学机理[J]. 机械工程学报,2009,45(1):111-114.
- [3] 朱顺鹏,黄洪钟,何莉萍,等. 高温低周疲劳-蠕变的改进型广义应变能损伤函数方法[J]. 航空学报,2011,32(8):1445-1452.
- [4] HALFORD G R. Evolution of creep-fatigue life prediction models[C]//Creep-Fatigue Interaction at High Temperature, Proceedings of the Winter Annual Meeting of the American Society of Mechanical Engineers. Atlanta, Georgia: ASME, 1991:43-57.
- [5] 胡绪腾,宋迎东. 应变范围区分法及其发展[J]. 机械科学与技术,2012,31(12):1967-1973.
- [6] National Materials Advisory Board. Analysis of life prediction methods for time-dependent fatigue crack initiation in nickel-base superalloys[R]. [S. l.]:National Academies,1980.
- [7] WEBSTER P S, PICKARD A C. The prediction of stress rupture life of notched specimens in the beta-processed titanium alloy Ti5331s[J]. Journal of Strain Analysis,1987,22(3):145-153.
- [8] 何晋瑞. 金属高温疲劳[M]. 北京:科学出版社,1988.
- [9] WALKER K. The effects of stress ratio during crack propagation and fatigue for 2024-T3 and 7075-T6 aluminum[M]. [S. l.]:[s. n],1970:1-14.

(上接第 89 页)



(a) 板料厚度云图(mm) (b) 成形极限云图

图 3 优化后的模拟结果

Fig. 3 Optimized simulation results: (a) plate thickness image and (b) deformation limit image



图 4 采用优化成形工艺参数冲压后的成形件

Fig. 4 Part obtained by stamping test with optimized deformation process parameters

(3) 试验结果验证了有限元模拟优化的正确性。

### 参考文献:

- [1] 张凯锋,尹德良,吴德忠,等. AZ31 镁合金板的热拉深性能[J]. 中国有色金属学报, 2003, 13(6):1505-1509.
- [2] DOEGE E, DRODER K. Sheet metal forming of magnesium wrought alloys-formability and process technology[J]. Journal of Materials Processing Technology,2001,115:14-19.
- [3] 张青来,卢晨,朱燕萍,等. 轧制方式对 AZ31 镁合金薄板组织和性能的影响[J]. 中国有色金属学报,2004,14(3):391-397.
- [4] 张先宏,崔振山,阮雪榆. 镁合金塑性成形技术——AZ31B 成形性能及流变应力[J]. 上海交通大学学报,2003,37(12):1874-1877.
- [5] 中国科学院数学研究所数理统计组. 正交试验法[M]. 北京:人民教育出版社,1975.
- [6] 骆志高,范彬彬,郭啸栋,等. 基于正交试验的前臂梁冲压成形工艺参数优化[J]. 模具工业,2008,34(11):27-30.