

文章编号: 1000-8055(2003)03-0378-05

# 考虑蠕变和应力松弛的发动机高温构件 寿命分析方法

周柏卓, 丛佩红, 王维岩, 杨士杰  
(沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015)

**摘要:** 建立了考虑蠕变和应力松弛的航空发动机涡轮叶片等高温构件的持久寿命和低循环疲劳寿命预测方法。用该方法对某型发动机低压涡轮工作叶片在实际飞行载荷谱作用下的持久寿命和低循环疲劳寿命进行了分析。研究表明, 所建立的寿命预测方法是合理可行的。

**关键词:** 航空、航天推进系统; 蠕变; 应力松弛; 持久寿命; 低循环疲劳寿命

**中图分类号:** V231.95

**文献标识码:** A

## Life Prediction Considering Creep and Stress Relaxation for Gas Turbine Engine Hot Section

ZHOU Bai-zhuo, CONG Pei-hong, WANG Wei-yan, YANG Shi-jie

(Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** Accounting for creep and stress relaxation, a long-term life and low cycle fatigue life prediction method for gas turbine engine hot section is established. The long-term life and low cycle fatigue life of low pressure turbine blade for an aeroengine under real loading spectrum is analyzed by using this method. The results show that the established life prediction method is feasible.

**Key words:** aerospace propulsion; creep; stress relaxation; long-term life;  
low cycle fatigue life

## 1 引言

随着航空发动机性能的提高, 涡轮叶片等热端构件的工作应力和工作温度也随之提高。在构件的应力集中部位已经进入塑性, 伴随时间的增长并有蠕变和松弛现象发生。

高温构件的破坏是由蠕变和疲劳的共同作用引起的。随着时间和循环数的增加, 由蠕变和疲劳引起的试件的损伤不断发展。蠕变损伤与应力、时间和温度等因素密切相关; 而疲劳损伤主要与应

力幅、应变幅、平均应力和温度等因素相关。由于有蠕变和松弛的作用, 试件的应力、应变分布也在随着时间而不断发生变化。所以在进行高温构件的寿命预测时, 应该考虑蠕变和应力松弛的影响, 这就给高温构件的寿命预测带来了困难。

在构件的孔边和圆角等应力集中部位, 应力的松弛非常明显。在固定载荷作用下, 开始时应力集中部位的应力很高, 由于有蠕变和应力松弛的作用, 这点的应力逐渐降低, 最后趋于平稳; 而其周围点的应力有所增加。如果不考虑应力松弛, 其

**收稿日期:** 2002-05-09; **修订日期:** 2003-01-18

**作者简介:** 周柏卓(1959-), 男, 辽宁开原人, 沈阳发动机设计研究所研究员, 工学博士, 主要从事航空发动机强度研究, 本文项目获国防科学技术委员会科技进步成果三等奖。

持久寿命和低循环疲劳寿命的预测结果与实际情况相差甚远。

## 2 考虑蠕变和应力松弛的高温构件持久寿命分析方法

为了精确预测高温构件的持久寿命,首先要用有限单元法计算出不同时刻构件的应力和应变场。蠕变应变一般与应力  $\sigma$ 、时间  $t$  和温度  $T$  有关,蠕变应变的一般公式为:

$$\epsilon_c = f_c(\sigma, t, T) \quad (1)$$

在材料手册中一般都给出固定应力与热强综合参数的关系,同时又给出材料的持久寿命与热强综合参数及温度的关系,这就确定了持久寿命与固定应力的关系。由于有蠕变和松弛的作用,虽然外载荷是固定的,但是构件的应力分布随时间而变化。因此,不能直接应用持久寿命与固定应力的关系,应建立一个蠕变损伤当量应力的概念。蠕变损伤当量应力是这样一种固定应力,在这种应力作用下构件的蠕变损伤与由蠕变和松弛作用随时间变化的应力作用下构件的蠕变损伤相等。

在有限元蠕变分析中,当进行至第  $i$  时间步时,寿命考核点的 Von-Mises 当量应力为  $\sigma_i$ 。热强综合参数  $P_i$  与 Von-Mises 当量应力存在函数关系:

$$P_i = f_p(\sigma_i) \quad (2)$$

根据热强综合参数  $P_i$  及温度  $T$  分别按以下公式计算与 Von-Mises 当量应力  $\sigma_i$  对应的应力断裂寿命  $t_i$ 。

$$t_i = f_t(P_i, T) \quad (3)$$

当第  $i$  步的时间步长为  $\Delta t_i$  时,则蠕变损伤增量  $\Delta D_{ci}$  和蠕变损伤  $D_{ci}$  为:

$$\Delta D_{ci} = \frac{\Delta t_i}{t_i}, \quad D_{ci} = D_{ci-1} + \Delta D_{ci} \quad (4)$$

设当进行至  $n$  步时,损伤变量  $D_{ci}$  达到 1,则应力断裂寿命  $t_c$  为:

$$t_c = \sum_{i=1}^n \Delta t_i \quad (5)$$

根据应力断裂寿命  $t_c$  及温度  $T$  按公式(3)确定与应力断裂寿命  $t_c$  对应的当量热强综合参数  $P_c$ 。然后根据当量热强综合参数  $P_c$  按公式(2)确定与应力断裂寿命对应的蠕变损伤当量应力  $\sigma_{eq}$ 。

## 3 考虑蠕变和松弛的高温构件低循环疲劳寿命分析方法

根据寿命考核点的应变范围和应力范围,用

Manson-Coffin 公式计算构件的低循环疲劳寿命, Manson-Coffin 公式为:

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \epsilon_f (2N)^c + \left(1 - \frac{\sigma_m}{\sigma_b}\right) \frac{\sigma_f}{E} (2N)^b \quad (6)$$

式中:  $\Delta \epsilon$  为循环应变幅;  $\epsilon_f$  为疲劳塑性系数;  $b$  为疲劳强度指数;  $c$  为疲劳塑性指数;  $\sigma_f/E$  为疲劳强度系数;  $\sigma_m$  为平均应力;  $\sigma_b$  为拉伸强度。

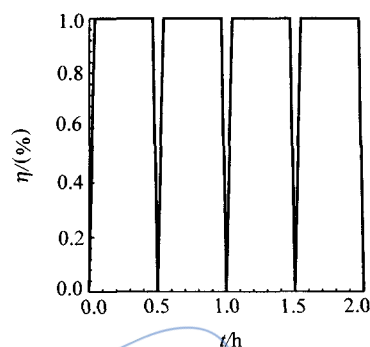


图 1 循环载荷谱

Fig. 1 Cycle loading spectrum

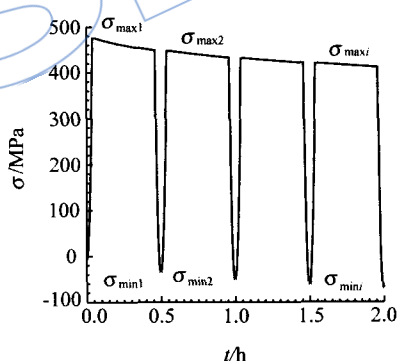


图 2 寿命考核点的循环应力

Fig. 2 Cycle stress of study point

在固定的循环载荷(见图 1)作用下,由于有蠕变和应力松弛的作用,式(6)中的每个循环的应变范围  $\Delta \epsilon$  和平均应力  $\sigma_m$  都是不同的,见图 2 和图 3。

在固定的循环载荷作用下,第  $i$  次循环的应变范围为  $\Delta \epsilon_i$  及平均应力为  $\sigma_{mi}$  分别为:

$$\Delta \epsilon_i = \epsilon_{\max i} - \epsilon_{\min i} \quad (7)$$

$$\sigma_{mi} = \frac{\sigma_{\max i} + \sigma_{\min i}}{2} \quad (8)$$

式中:  $\epsilon_{\max i}$  和  $\epsilon_{\min i}$  分别为第  $i$  次循环的应变峰值和谷值;  $\sigma_{\max i}$  和  $\sigma_{\min i}$  分别为第  $i$  次循环的应力峰值和谷值。

根据第  $i$  次循环的应变范围为  $\Delta \epsilon_i$  和平均应

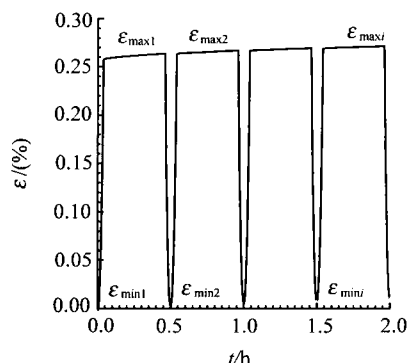


图 3 寿命考核点的循环应变

Fig. 3 Cycle strain of study point

力为  $\sigma_{mi}$  用 Manson-Coffin 公式(6)确定的与第  $i$  次循环对应的循环寿命为  $N_i$ 。据此可定义第  $i$  次循环的低循环疲劳损伤  $D_{fi}$  为:

$$D_{fi} = 1/N_i \quad (9)$$

当进行第  $j$  次循环后,构件寿命考核点的总损伤  $D_f$  为:

$$D_f = \sum_{i=1}^j \frac{1}{N_i} \quad (10)$$

设当进行至  $N$  次循环后,构件寿命考核点的总损伤达到 1,此时定义构件寿命考核点的低循环疲劳寿命为  $N$ ,每个循环的平均低循环疲劳损伤  $\bar{D}_f$  为:

$$\bar{D}_f = 1/N \quad (11)$$

#### 4 实例分析

某型发动机是现役的发动机,在外场飞行的就有几千台,其中很多台已工作了 500 h 左右,有的已经接近 700 h。发动机的低压涡轮工作叶片没有出现由于寿命不足引起的故障。为了对发动机进行定寿与延寿,必须对其低压涡轮工作叶片在实际飞行载荷谱作用下的持久寿命和低循环疲劳寿命进行预测。

该发动机共有 27 个典型飞行科目,经过混频处理后就得到发动机飞行 1000 h 的载荷谱。根据应力断裂寿命分析及低循环疲劳寿命分析的要求对每个典型飞行科目的原始载荷(转子转速  $n_2$ 、低压涡轮出口气流温度  $T_5$ 、飞行高度  $H$  及飞行马赫数  $Ma$ )进行处理。当进行应力断裂寿命分析时,要将每个科目的原始转速谱  $n_2$  及温度谱  $T_5$  处理成矩形台阶谱,然后按所形成的矩形台阶谱对每个飞行剖面施加与时间对应的离心负荷及温度负荷,按与发动机转子转速、飞行高度及马赫数

的相关关系施加气动载荷。当进行低循环疲劳寿命分析时,首先对每个飞行剖面的  $n_2$  转速进行雨流分析,得到每个飞行剖面的循环载荷( $n_2$  转速的峰-谷值)和与之对应的温度。然后用有限单元法计算出与各峰、谷值对应的应力、应变。根据各峰、谷值的应力、应变计算出与每个循环对对应的应力幅和应变幅。再用 Manson-Coffin 公式分别计算出寿命考核点与每个循环对对应的低循环疲劳寿命和损伤。用线性累积损伤方法得出与每个飞行剖面对应的寿命考核点的低循环疲劳损伤。最后,通过发动机的混频分析得到发动机飞行 1000 小时的低压涡轮工作叶片的低循环疲劳损伤及低循环疲劳寿命储备。

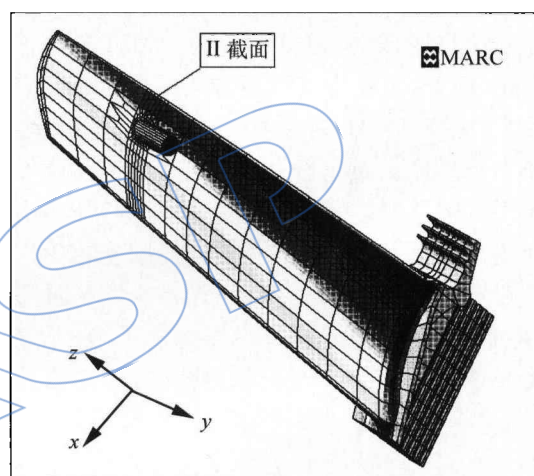


图 4 有限元模型

Fig. 4 Finite element model

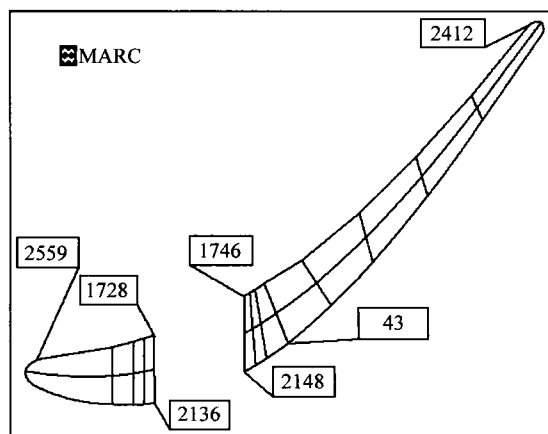


图 5 寿命考核截面及考核点

Fig. 5 Cross section and point of study

叶片的有限元模型如图 4 所示。在叶片的叶身上距叶尖约四分之一处有  $\Phi 5.55$  mm 的孔,在

孔中穿有箍带,箍带与孔是间隙配合。在发动机工作时,由于离心力的作用,箍带与孔接触。由于结构的复杂性,在进行叶片的应力分析时,除了必须考虑叶片与带箍所承受的离心载荷、气动载荷及温度载荷外,还要考虑箍带对叶片的约束作用。

首先对叶片进行强度分析、应力断裂寿命分析及低循环疲劳寿命分析,然后根据分析结果确定寿命考核截面及考核点。在叶片的Ⅱ截面,进气边叶盆侧孔边(节点 1728 处)是静强度储备、应力断裂寿命储备及低循环疲劳寿命储备的最低点。因此,确定叶片的寿命考核截面为Ⅱ截面,寿命考核点在节点 1728 处。寿命考核截面及考核点见图 4 和图 5。

用 Norton 蠕变模型描述蠕变和应力松弛特性。Norton 蠕变公式为:

$$\epsilon_c = A\sigma^m t^n \quad (12)$$

式中:  $A, m, n$  为蠕变参数<sup>[1]</sup>, 见表 1。

用 Manson-Coffin 公式(6)计算叶片低循环疲劳寿命, Manson-Coffin 公式的参数<sup>[1]</sup>见表 2。

表 3 给出了考虑与不考虑应力松弛时,某些科目的单科蠕变损伤  $D_c$ 、经过混频后各科目的

变损伤  $C_f \times D_c$ 、某些科目的单科低循环疲劳损伤  $D_f$  及经过混频后各科目的低循环疲劳损伤  $C_f \times D_f$ 。

表 1 蠕变参数

Table 1 Creep parameters

| $T/^{\circ}\text{C}$ | $A$                     | $m$    | $n$    |
|----------------------|-------------------------|--------|--------|
| 700                  | $5.723 \times 10^{-40}$ | 12.061 | 2.1367 |
| 800                  | $2.445 \times 10^{-19}$ | 6.622  | 0.7887 |
| 900                  | $3.634 \times 10^{-19}$ | 7.350  | 0.7522 |

将与 27 个典型飞行科目对应的损伤及混频后的损伤进行处理,就可得到发动机的持久寿命  $t_{\text{creep}}$  和低循环疲劳寿命  $t_{\text{lcf}}$ 。如果假设构件寿命考核点的蠕变损伤和低循环疲劳损伤之和达到 1 时构件破坏,则可确定考虑了蠕变和疲劳的构件的总寿命  $t$ 。表 4 给出了考虑与不考虑应力松弛时,寿命考核点的应力断裂寿命、低循环疲劳寿命及总寿命。

表 2 Manson-Coffin 公式的参数

Table 2 Parameters of manson-coffin formula

| $T/^{\circ}\text{C}$ | $\sigma_f/\text{MPa}$ | $\epsilon_f/\%$ | $b$     | $c$     | $E/\text{GPa}$ | $\sigma_b/\text{MPa}$ |
|----------------------|-----------------------|-----------------|---------|---------|----------------|-----------------------|
| 500                  | 1096                  | 0.2590          | -0.1027 | -0.8120 | 203.8          | 1093.0                |
| 600                  | 1745                  | 0.2282          | -0.1029 | -0.8325 | 198.2          | 1065.0                |
| 700                  | 2260                  | 0.3480          | -0.1508 | -0.9119 | 187.0          | 1074.0                |
| 800                  | 2068                  | 0.1084          | -0.1508 | -0.7116 | 177.7          | 858.5                 |

表 3 各典型飞行科目的蠕变损伤及低循环疲劳损伤

Table 3 Creep and low cycle fatigue damage of typical flight mission profiles

| 科目序号 | 蠕变损伤    |                  |                   |                         | 低循环疲劳损伤           |                         |                   |                         |
|------|---------|------------------|-------------------|-------------------------|-------------------|-------------------------|-------------------|-------------------------|
|      | 不考虑应力松弛 |                  | 考虑应力松弛            |                         | 不考虑应力松弛           |                         | 考虑应力松弛            |                         |
|      | $D_c$   | $C_f \times D_c$ | $\times 10^4 D_c$ | $C_f \times D_c$        | $\times 10^3 D_f$ | $C_f \times D_f$        | $\times 10^4 D_f$ | $C_f \times D_f$        |
| 1    | 0.0479  | 5.1398           | 0.7909            | $0.8487 \times 10^{-2}$ | 0.2812            | $0.3018 \times 10^{-1}$ | 0.3509            | $0.3765 \times 10^{-2}$ |
| 2    | 0.0507  | 4.1502           | 0.7531            | $0.6159 \times 10^{-2}$ | 0.2834            | $0.2317 \times 10^{-1}$ | 0.3586            | $0.2933 \times 10^{-2}$ |
| 3    | 0.0536  | 23.189           | 0.7998            | $0.3459 \times 10^{-1}$ | 0.3806            | 0.1646                  | 0.4255            | $0.1840 \times 10^{-1}$ |
| 4    | 0.0437  | 2.7167           | 0.8338            | $0.5189 \times 10^{-2}$ | 0.4171            | $0.2596 \times 10^{-1}$ | 0.5988            | $0.3727 \times 10^{-2}$ |
| 5    | 0.0110  | 2.6347           | 0.4639            | $0.1109 \times 10^{-1}$ | 0.1502            | $0.3592 \times 10^{-1}$ | 0.2987            | $0.7141 \times 10^{-2}$ |

表 4 应力断裂寿命、低循环疲劳寿命及总寿命

Table 4 Long-term life, low cycle fatigue life and total life

| 条件      | $t_{\text{creep}}/\text{h}$ | $t_{\text{lcf}}/\text{h}$ | $t/\text{h}$ |
|---------|-----------------------------|---------------------------|--------------|
| 不考虑应力松弛 | 19                          | 2187                      | 18.8         |
| 考虑应力松弛  | 10705                       | 18029                     | 6717         |
| 差别(倍)   | 563.4                       | 8.326                     | 357.3        |

## 5 结 论

由表 3 和表 4 可知,考虑与不考虑应力松弛,

其寿命预测结果相差甚远。因此对有松弛条件的高温构件进行应力断裂寿命和低循环疲劳寿命时都要考虑应力松弛的影响。

## 参考文献:

- [1] 某涡喷系列发动机涡轮叶片材料特性研究[R]. 沈阳:中国科学院金属研究所材料疲劳与断裂国家重点实验室,1998.
- [2] 航空发动机设计用材料数据手册[Z]. 北京:中国航空发动机总公司,1990.
- [3] 姜伟之,赵时熙. 工程材料的力学性能[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1991.
- [4] User Subroutines and Special Routines[Z]. MARC Analysis Research Corporation, Volume D, 2001.