

文章编号: 1000-8055(2002)04-0407-05

# 涡轮叶片高温低循环疲劳/蠕变 寿命试验评定

王延荣, 宋兆泓, 侯贵仓  
(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

**摘要:** 利用试验方法确定了某型发动机 II 级涡轮叶片高温低循环疲劳寿命, 试验计入了高温蠕变的影响。为了缩短试验时间, 按照损伤等效原则, 确定了等效加速试验载荷谱。试验是在采用感应加热、液压加载的菲利轮试验器上进行的。采用对数正态分布和威布尔分布对试验结果进行了统计分析, 给出了置信度为 95%、可靠度为 99.87% 的叶片安全使用寿命。

**关键词:** 涡轮叶片; 低循环疲劳; 蠕变; 寿命; 可靠性

**中图分类号:** V 231.9

**文献标识码:** A

## Experimental Evaluation of High Temperature Low Cycle Fatigue/Creep Life of Turbine Blade

WANG Yan-rong, SONG Zhao-hong, HOU Guirang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract:** The high temperature low cycle fatigue life of the 2nd stage turbine blade in an aircraft engine in service has been evaluated by use of the experimental method, in which the effect of creep has been considered. In order to shorten the test period, according to the principle of damage-equivalence, the equivalent accelerated test loading-spectrum has been determined. The test has been implemented on a test-bed in which eddy current inducted heating and hydraulic pressure driven force are applied. The test results have been analyzed statistically by use of logarithmic normal distribution and Weibull distribution, and the safe in-service life of the blade with the confidence level of 95% and the reliability of 99.87% has been determined.

**Key words:** turbine blade; low cycle fatigue; creep; life; reliability

## 1 前言

涡轮叶片属于航空发动机的关键件, 依据可靠性规范的规定, 要对其疲劳寿命进行评定。涡轮叶片的寿命有按其蠕变伸长量来评定的, 也有按其低循环疲劳次数或飞行小时数来评定的。涡轮叶片的低循环疲劳寿命通常采用试验方法进行评

定。若采用定时截尾寿命试验, 确定的是叶片使用技术寿命; 若采用断裂截尾寿命试验, 则确定的是叶片安全使用寿命。目前, 国内外对涡轮叶片寿命的评定绝大多数是通过低循环疲劳试验确定其可靠性(安全使用)寿命。

本文采用涡电流感应加热、成型/摩擦夹具、液压加载的方法<sup>[1]</sup>在菲利轮试验器上对某型发动

收稿日期: 2001-07-10; 修订日期: 2002-06-25

作者简介: 王延荣(1965-), 男, 黑龙江双鸭山人, 北京航空航天大学动力系副教授, 博士, 主要从事航空发动机强度振动、可靠性及叶轮机气动弹性力学研究

表 1 II 级涡轮叶片危险截面上有关节点的循环(径向)应力

| 节点          | 1728    | 1746    | 2136   | 2148   | 2559   | 43    | 2412   |
|-------------|---------|---------|--------|--------|--------|-------|--------|
| 加载的最大应力/MPa | 588.04  | 518.28  | 379.04 | 486.43 | 126.78 | 65.12 | 127.31 |
| 卸载的残余应力/MPa | - 68.78 | - 24.58 | 0.0    | 10.94  | 0.0    | 0.0   | 0.0    |

机 II 级涡轮叶片进行了高温低循环疲劳试验,并在试验中重点考虑了高温蠕变的影响。对按损伤等效的加速寿命试验结果采用对数正态分布和威布尔分布进行了统计分析,给出了置信度为 95%、可靠度为 99.87% 的叶片安全使用寿命。

由于对该 II 级涡轮叶片来说,蠕变引起的损伤比低循环疲劳损伤大得多,考虑高温蠕变影响的低循环疲劳寿命比单纯的低循环疲劳寿命要小得多,但这更符合于发动机的实际情况。在叶片低循环疲劳试验中强调高温蠕变的影响,大大增加了试验难度,并延长了试验周期。

在低循环疲劳/蠕变寿命试验中,针对该 II 级涡轮叶片的特点,自行研制了适于高温下工作的成型/摩擦夹具;采用损伤等效的加速试验载荷谱,使试验周期在实验室条件下能够接受;应用统计分析方法给出了带有置信度的叶片可靠性寿命。这在国内还是第一次,国外公开文献也未见报道<sup>[1]</sup>。

2 叶片的危险截面及寿命考核点

有限元分析结果<sup>[1]</sup>表明:靠近叶尖的 II (造型) 截面为该 II 级涡轮叶片的危险截面,位于该截面上的减振箍带孔边(有限元模型的节点 1728)为寿命考核点,如图 1 所示。图中有关节点的循环

(径向)应力范围见表 1。由表中可以看出,寿命考核点的应力水平相当高,接近于叶片材料的屈服应力。为了确定试验载荷,首先计算得到 II 截面以上部分叶身和相应减振箍带在转子最大转速 11150 r/min 下的总质量离心力为  $F_0=16245\text{ N}$ ;后将该力分布于 II 截面以上叶盆与叶背两侧的节点上,经有限元计算表明,考核点的应力与表 1 中的数值非常吻合。这样做的目的是为了采用成型/摩擦夹具施加载荷。

3 试验载荷谱与等效加速  
试验载荷谱

分析提供的试验载荷谱<sup>[1]</sup>,如图 2 所示,并要求: (1) 试验温度为 832℃; (2) 保载时间  $\Delta t_2=386.14\text{ s}$ 。对于此载荷谱,预计断裂循环数为 7952,且每 2249 个循环与外场 1000 飞行小时的损伤相当。

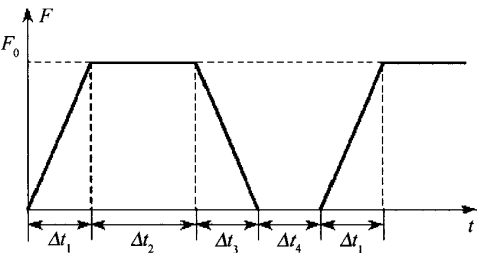


图 2 试验载荷谱

Fig 2 Loading-spectrum for the LCF/creep test

经简单计算可知:对于此载荷谱,每个叶片的总保载时间为 852.94 h,12 h 工作制则至少需要 71 天,而这对于要求断裂截尾的有效子样必须 11 个以上,出于试验时间上的考虑,是不可行的。因此,必须按损伤等效的原则,制订等效加速试验载荷谱。

对于 II 级涡轮叶片,低循环疲劳/蠕变交互作用是影响其寿命的主要因素,其中因蠕变引起的损伤占总损伤的 75.5%,因低循环疲劳引起的损伤为总损伤的 24.5%<sup>[1]</sup>。需要指出的是,其中未能真正考虑低循环疲劳与蠕变之间的交互作用,

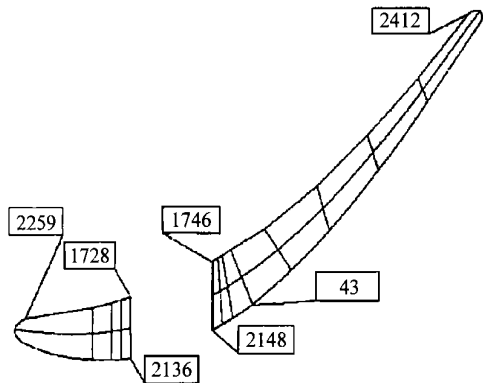


图 1 危险截面 (II 截面) 及部分有限元节点号

Fig 1 Critical section (Sec II) and some node numbers in FEM model

表 2 GH4049 合金热强参数方程的常数项及系数

| 存活率/% | $a_0$                    | $a_1$         | $a_2$                      | $a_3$                      |
|-------|--------------------------|---------------|----------------------------|----------------------------|
| 中值    | - 0.347323×10            | 0.816596      | - 0.30828×10 <sup>-1</sup> | 0.31445×10 <sup>-3</sup>   |
| 90    | 0.584697×10              | - 0.317388    | 0.15076×10 <sup>-1</sup>   | - 0.30467×10 <sup>-3</sup> |
| 95    | 0.799062×10              | - 0.579322    | 0.25721×10 <sup>-1</sup>   | - 0.44881×10 <sup>-3</sup> |
| 99.87 | 0.161556×10 <sup>2</sup> | - 0.158381×10 | 0.66831×10 <sup>-1</sup>   | - 0.10094×10 <sup>-3</sup> |

表 3 给定断裂寿命下, 与给定存活率相对应的应力/MPa

| 存活率/%  | 中值     | 90     | 95     | 99.87  |
|--------|--------|--------|--------|--------|
| 28 h   | 441.19 | 427.83 | 424.10 | 411.80 |
| 29 h   | 439.20 | 425.91 | 422.19 | 409.96 |
| 1129 h | 262.71 | 254.11 | 251.69 | 243.15 |
| 1130 h | 262.67 | 254.08 | 251.66 | 243.12 |

表 4 用 Coffin-Manson 方程描述 GH4049 合金低循环疲劳的有关参数

| 温度/℃ | $E$ /MPa | $\sigma'_f$ /MPa | $\epsilon'_f$ /% | $b$      | $c$      |
|------|----------|------------------|------------------|----------|----------|
| 500  | 203800   | 1906             | 25.90            | - 0.1027 | - 0.8120 |
| 600  | 198200   | 1745             | 22.80            | - 0.1029 | - 0.8325 |
| 700  | 187000   | 2260             | 34.80            | - 0.1508 | - 0.9119 |
| 800  | 177700   | 2068             | 10.84            | - 0.1508 | - 0.7116 |

表 5 与指定循环次数对应的总应变幅

| 循环/次           | 10000   | 15120   | 15450   | 32451   | 50000   |
|----------------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $\epsilon_t/2$ | 0.2631% | 0.2463% | 0.2455% | 0.2184% | 0.2042% |

而是分别计入的; 理论上虽不是很严格, 但在目前条件下, 此分析结果的确是确定试验用载荷谱的基础, 实践表明也是可行的。因此, 对于Ⅱ级涡轮叶片, 确定保载时间是进行试验研究的关键, 也是试验用载荷谱制订的关键。

按照低循环疲劳、蠕变所占损伤的比例, 当仅由低循环疲劳损伤导致破坏的循环次数为 32451 仅由蠕变损伤导致破坏的总保载时间为 1129.72 h。此外, 还知道 1000 飞行小时的低循环疲劳和蠕变损伤之和为 0.29313<sup>[1]</sup>, 而 2249/7952 = 0.28282, 故知: 前一个循环引起的损伤比后一个循环的要大。这主要是由于蠕变使得应力得到松弛, 后一个循环的应力比前一个循环的小, 相应

地, 引起的损伤也小。

对于Ⅱ级涡轮叶片所采用的材料 GH4049 合金, 其热强参数方程(M-S)可写为<sup>[2]</sup>:

$$\lg \sigma = a_0 + a_1 P + a_2 P^2 + a_3 P^3 \quad (1)$$

式中,  $\sigma$  为应力/MPa;  $a_0, a_1, a_2, a_3$  为参数<sup>[2]</sup>, 见表 2。

$$P = 0.02092T + \lg t$$

其中,  $T$  为绝对温度/K;  $t$  为至断裂时间/h。

在要求的试验温度(832℃)下, 根据上述热强方程(1)式可以得到在给定的断裂寿命下, 与给定存活率相对应的应力, 结果列于表 3。

对于低循环疲劳, 可以采用如下的 Coffin-Manson 方程<sup>[2]</sup>进行描述:

$$\frac{\Delta \epsilon}{2} = \frac{\sigma'_E}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^c \tag{2}$$

对于 GH 4049 合金, 上式中的有关参数<sup>[2]</sup>列于表 4。

由于表中材料的试验温度最高为 800℃, 因而 832℃ 的有关材料参数只能通过外插得到。根据 Coffin-Manson 方程 (2) 式可以得到与指定循环次数 (断裂寿命) 对应的总应变幅  $\epsilon/2$  列于表 5。

为了缩短试验时间, 必须提高试验载荷。根据实验室的条件, 每片叶片拟保载的总时间为 21.14 h (= 28 h × 75.5%), 这是按等比例损伤折合的。相应地, 此时的应力为 441.19 MPa (中值)。试验中, 对于实际的高温构件采用的是载荷控制, 一般很难进行应力或应变控制。为达到此应力值, 相应地液压作动筒的表压由 2.3544 MPa 提高至 3.9240 MPa, 即  $F_0$  由 16245 N 提高至 27076 N。每个循环保载时间为 20 s, 预计寿命为 3805 次循环, 亦即: 此等效加速试验载荷谱的每一个循环引起的损伤相当于试验载荷谱每一个循环的 2.1 倍。

在这里, 有三点需要说明: (1) 所用的材料参数是由试验参数外插的; (2) 假设每个循环所产生的损伤相同, 这对于因蠕变而有应力松弛的情况在理论上是不严格的; (3) 载荷加大, 保证低循环疲劳和蠕变的损伤比例不变是近似的, 实际上两者是交互作用的。事实上, 这三个因素将使试验结果偏于保守。

4 试验结果及其统计分析

按上述等效加速试验载荷谱, 采用涡电流感应加热 (温度控制在 832±5℃ 范围内)、成型/摩擦夹具、液压加载的方法<sup>[1]</sup>在菲利轮试验器上对分别服役 698 h 8 min 和 749 h 49 min 的 II 级涡轮叶片进行了高温低循环疲劳/蠕变寿命试验, 结果 (经断口分析, 确认为有效子样) 见表 6。

对于机械构件寿命试验数据, 一般认为其服从对数正态分布或 Weibull 分布<sup>[3,4]</sup>。正态分布和 Weibull 分布的概率密度函数分别可以写成 (2) 式和 (3) 式:

$$f(\lg t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{(\lg t - \mu)^2}{2\sigma^2}} \tag{3}$$

式中: 均值  $\mu$  为位置参数, 标准差  $\sigma$  为尺度参数。

$$f(t) = \frac{m}{\eta} \left( \frac{t - t_0}{\eta} \right)^{m-1} e^{-[(t - t_0)/\eta]^m} \tag{4}$$

式中:  $m$  为形状参数,  $t_0$  为位置参数,  $\eta$  为尺度参数; 当  $t_0 = 0$  时, 上式退化为两参数 Weibull 分布, 此时的  $\eta$  为特征寿命。

利用 Weibull-SMITH 软件<sup>[4]</sup>对上述 12 个样本进行了统计分析, 对数正态分布和 Weibull 分布的计算结果分别列于表 7 和表 8 中。

由表中可以看出, 相关系数值 ( $rr$ ) 是很高的, 说明计算结果是可信的。两种分布的处理结果很接近, 对数正态分布的计算结果略低于 Weibull 分布的计算结果。

为安全起见, II 级涡轮叶片叶身 II 截面孔边

表 6 服役过的叶片的试验结果 (有效子样)

| 服役时间         | 叶片编号    | 循环次数 | 折合循环数 | 折合小时数 |
|--------------|---------|------|-------|-------|
| 698 h 8 min  | 1F1J120 | 5301 | 6048  | 5647  |
|              | 1F1J118 | 2288 | 3035  | 2834  |
|              | 1F5F122 | 3602 | 4349  | 4061  |
|              | 1F1J117 | 5427 | 6174  | 5765  |
|              | 1F5J57  | 8104 | 8851  | 8264  |
| 749 h 49 min | 1F0R315 | 6090 | 6893  | 6435  |
|              | 1F3R720 | 8115 | 8918  | 8325  |
|              | 1F0R326 | 2415 | 3218  | 3003  |
|              | 1F0R37  | 3336 | 4139  | 3863  |
|              | 1F3R717 | 5516 | 6139  | 5899  |
|              | 1F3R737 | 2884 | 3687  | 3441  |
|              | 1F3R77  | 4487 | 5290  | 4938  |

表 7 按对数正态分布计算的结果(飞行小时)

| 样本数 | 方法       | $rr$  | $t$  | $\gamma=50\%$ |             | $\gamma=90\%$ |             | $\gamma=95\%$ |             |
|-----|----------|-------|------|---------------|-------------|---------------|-------------|---------------|-------------|
|     |          |       |      | $t_{50}$      | $t_{99.87}$ | $t_{50}$      | $t_{99.87}$ | $t_{50}$      | $t_{99.87}$ |
| 12  | L n m le | 0.966 | 5211 | 4902          | 1707        | 4306          | 1257        | 4153          | 1155        |

表 8 按W eibull 分布计算的结果(飞行小时)

| 样本数 | 三参数W eibull 分布           | $m$   | $\eta$ | $t_0$ | $rr$  | $t_R$ |
|-----|--------------------------|-------|--------|-------|-------|-------|
| 12  | $\gamma=95\%, R=99.87\%$ | 1.842 | 3312   | 1100  | 0.984 | 1190  |

(寿命考核点)的可靠性寿命确定为 1155 h(置信度为 95%,可靠度为 99.87%),考虑到裂纹扩展寿命占总寿命的比例不足 5%,进而可得其安全使用寿命为 1097 h。

5 结 论

经以上试验研究和统计分析,可得如下结论:  
(1) 计入蠕变的影响,低循环疲劳寿命有所降低,这更符合于发动机的实际情况;不过,增加了寿命试验的难度。因此,在进行叶片低循环疲劳寿命试验时一般不计入蠕变的影响。但是,对于 II 级涡轮叶片,由于蠕变引起的损伤比低循环疲劳的大得多,因而必须计入蠕变的影响。  
(2) 试验得到的叶片寿命服从于对数正态分布,经分析,确定的可靠性寿命为 1155 h(置信度为 95%,可靠度为 99.87%),安全使用寿命为

1097 h。  
(3) 本文的寿命试验评定虽然是针对涡轮转子叶片进行的,但其中的一些观点和方法对其它高温构件(如涡轮盘、轴等)也有一定的借鉴意义。

参考文献

[1] 宋兆泓,等 某型发动机 II 级涡轮叶片低循环疲劳寿命试验研究总结[R] 北京航空航天大学,2001.  
[2] 田继丰,等 某型涡轮叶片材料特性研究[R] 中科院金属研究所材料疲劳与断裂国家重点实验室,1998  
[3] 孔瑞莲,等 航空发动机可靠性工程[M] 北京:航空工业出版社,1996  
[4] A bernethy R B. 威布尔分析手册(中译本)[Z] 北京:北京航空航天大学,1992

(责任编辑 王震华)