

## 用典型状态法进行蠕变/持久载荷谱压缩

杨兴宇, 赵福星

(空军第一研究所, 北京 100076)

**摘要:** 提出了采用典型状态法进行发动机蠕变/持久载荷谱的压缩, 并将某型涡轴发动机数量众多的载荷状态压缩成4个典型状态载荷谱, 为后续编制模拟任务持久试车谱和加速任务试车谱以及发动机零部件的强度与寿命考核奠定了技术基础。研究结果表明, 在现有的技术条件下, 采用典型状态法以燃气涡轮叶片为对象的蠕变/持久载荷谱压缩可以满足工程应用, 方法是合理可行的。

**关键词:** 航空、航天推进系统; 典型状态法; 蠕变/持久载荷谱; 压缩; 线性累积损伤

**中图分类号:** V231.91

**文献标识码:** A

### Compressing for the Creep/Duration Load Spectrum with the Typical Condition Method

YANG Xing-yu, ZHAO Fu-xing

(Airforce First Research Institute, Beijing 100076, China)

**Abstract:** In this paper, a typical condition method is proposed for compressing the creep/duration load spectrum of aeroengine. Using this method a lot of load conditions of a model of turboshaft aeroengine are compressed to four typical load conditions. The approach provides the technical basis for formulating the Simulation Mission Equivalent Test spectrum, and the Accelerated Mission Test spectrum, and assessing the strength and life of the turboshaft aeroengine components. The result of research shows that, in the existing conditions, the creep/duration load spectrum for the turbine blades, compressed by the typical condition method, can satisfy the application of engineering, and this method is reasonable and feasible.

**Key words:** aerospace propulsion system; the typical condition method;  
the creep/duration load spectrum; compressing;  
linear cumulation of damage

## 1 引言

发动机的载荷状态是由工作状态决定的。由于军用发动机的飞行任务千变万化, 因此发动机的载荷状态非常复杂。对于影响高温部件(如涡轮转子叶片)寿命的蠕变/持久载荷谱涉及到零部件的载荷、温度和时间等相关参数, 且不同时出现, 使蠕变/持久载荷谱也相当复杂。在工程应用中对

所有的载荷剖面进行零部件应力和寿命分析是非常困难的, 特别是在编制模拟任务持久试车谱(SMET)和加速任务试车谱(AMT)以及零部件的强度寿命考核时, 一般情况下, 将载荷剖面和任务混频综合考虑, 得出整机和零部件的载荷谱, 然后以此为基础进行应力、寿命等方面的分析研究。即使是经过这样的处理, 最后给出的蠕变/持久载荷谱的状态也多达几十个, 不便于分析高温部件

的蠕变损伤,给后续工作带来不便。本文以某涡轴发动机燃气发生器涡轮叶片为对象,删除损伤较小的状态,根据等效损伤原则,采用典型状态法将数目众多的蠕变/持久载荷谱压缩成几个载荷状态,以便于进行零部件的应力分析和寿命试验等研究工作,典型状态选用发动机地面试车时的常用工作状态。该方法的理论基础是线性累积损伤法。

## 2 蠕变/持久载荷谱压缩的基本过程和方法

### 2.1 蠕变/持久载荷谱的整理

根据燃气涡轮叶片的受力情况,在载荷剖面的基础上,选取燃气发生器转速  $N_g$ 、飞行高度  $H$ 、飞行马赫数  $Ma$ 、燃气涡轮出口温度  $T_{4.5}$  和保持时间  $t_{ji}$  作为状态参数;这主要考虑燃气发生器转速  $N_g$  反映离心载荷, $H$  和  $Ma$  反映了零部件的气动负荷, $T_{4.5}$  和保持时间  $t_{ji}$  决定蠕变/持久载荷对蠕变寿命的影响。编制计算机程序,将载荷剖面的有关数据整理出蠕变/持久载荷谱。首先将第  $i$  类科目载荷剖面中的  $N_g, H, Ma$  和  $T_{4.5}$  保持相对稳定的数据段划出,得到各载荷状态,再确定各状态的保持时间  $t_{ji}$ ,  $j$  表示第  $j$  个状态。将  $t_{ji}$  组成矩阵形式:

$$[t] = \begin{bmatrix} t_{11} & t_{12} & \cdots & t_{1i} & \cdots & t_{1m} \\ t_{21} & t_{22} & \cdots & t_{2i} & \cdots & t_{2m} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ t_{j1} & t_{j2} & \cdots & t_{ji} & \cdots & t_{jm} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ t_{n1} & t_{n2} & \cdots & t_{ni} & \cdots & t_{nm} \end{bmatrix}$$

其中,  $m$  为科目数,  $n$  为状态数。各科目的任务混频为:

$$[F] = [F_1, F_2, \cdots, F_i, \cdots, F_m]^T$$

两个矩阵相乘,得到每个状态下的保持时间:

$$[T] = [t][F]$$

### 2.2 计算或测定应力和温度场并确定危险截面

根据以上整理出的蠕变/持久状态载荷谱,通过发动机性能、涡轮特性、涡轮气动等计算,计算或测定给出叶片静应力场和温度场,通过温度场计算涡轮叶片的热应力,再迭加叶片静应力,从而得到总应力场。通过计算得出的应力和温度场确定叶片的危险截面,一般情况下,危险截面有两处:一处在叶身中部,温度最高;另一处在叶根,应力最大。

### 2.3 蠕变/持久寿命计算

#### 2.3.1 寿命及损伤计算方法

目前,计算蠕变/持久寿命的方法较多。工程上被广泛采用的是拉森-米勒分数法,该方法的理论基础是线性累积损伤法即 Miner 定律。在蠕变/持久状态载荷谱中,已经得到了各状态的保持时间  $t_{ji}$ , 为方便记作  $t_j (j=1, 2, \cdots, n, n$  为状态数)。根据计算得出的危险截面的温度值和应力,从涡轮叶片的热强参数综合曲线即 Larson-Miner 曲线拟合出拉森-米勒系数  $P$ , 按照(1)式计算各状态的寿命  $L_j$ , 根据(2)式计算所有载荷状态的总损伤。

$$L_j = 10^{[(P/T) * 1000 - 20]} \quad (1)$$

$$D = \sum_{j=1}^n \frac{t_j}{L_j} \quad (2)$$

#### 2.3.2 用典型状态法进行状态压缩

由各载荷状态寿命和总损伤的计算结果,采用典型状态法,根据等效损伤原则,推导出发动机典型状态的蠕变/持久载荷谱。在状态寿命  $L_j$  一维数轴上将其分成若干数值段区 I, II, III, IV, ..., 见原理图 1 所示,各蠕变/持久载荷状态的寿命分别位于不同的区域内。分区的疏密程度和数量应根据具体的计算结果和要压缩成发动机典型状态的数量确定,即图中  $a_1, a_2, a_3$  和  $a_4$  等数值可以根据具体情况而定。对于损伤较小的状态可以略去,为保证压缩精确度并适当减小计算量,一般认为对于蠕变/持久寿命大于总寿命 1000 倍的状态均可以忽略不计。

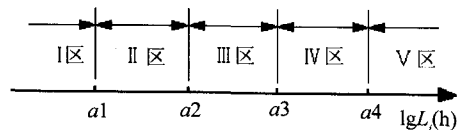


图 1 状态寿命分区

Fig. 1 section of life status

各个区域分别用一个典型状态代表,为方便编制后续的试车谱和零部件载荷谱,代表状态应尽量选择发动机地面常用的典型工作状态,下面以一个区域 I 为例说明:根据公式(1)、(2)计算该区的总损伤  $D_1$ :

$$D_1 = \sum_{j=1}^k \frac{t_{1j}}{L_{1j}} \quad (3)$$

其中,  $k$  为落入该区状态数。选择该区发动机常用状态作为该区的典型状态  $L_1$ , 计算该典型状态

的保持时间  $t_i$  :

$$t_i = D_i \times L_i \quad (4)$$

其他区同样处理。由于采用的是等效损伤原则,在压缩区所造成的损伤没有误差。最后根据线性损伤累计定律计算总损伤。

采用本方法的计算精度主要取决于删除状态的多少,由于这些状态的损伤非常小,也可以人为控制,因此最后计算的总损伤误差也很小。

### 3 某涡轴发动机蠕变/持久载荷谱压缩

#### 3.1 燃气涡轮叶片载荷状态

根据燃气涡轮叶片的受力情况,在发动机载荷总谱或 39 个载荷剖面并考虑任务混频的基础上,选取载荷状态参数。由于直升机的飞行高度  $H$  和飞行马赫数  $Ma$  相对较低,为简便分析,可以不考虑两者对燃气涡轮叶片的影响,即气动力产生的应力值可忽略,实际计算结果也表明该部

分应力值非常小。状态参数只有燃气发生器转速  $N_g$ 、动力涡轮前温度  $T_{4.5}$  和保持时间  $t_j$  三个参数,因此大大简化了问题;但是值得注意的是,蠕变/持久状态载荷谱的依据是发动机载荷总谱或载荷剖面,因此以上三个相关参数并没有忽略飞行高度和飞行马赫数的影响。考虑到大应力和温度高时对叶片的蠕变损伤较大,因此在大转速状态,燃气发生器转速  $N_g$  划分较细,动力涡轮前温度  $T_{4.5}$  以  $10^\circ\text{C}$  为级差,其它状态采用不同的转速和温度级差。经过整理分类,共有 37 个载荷状态。

#### 3.2 叶片危险截面的确定

计算燃气涡轮叶片的温度场。计算出温度场后,进行应力分析。主要根据蠕变/持久载荷状态进行计算,忽略气动负荷;各载荷状态应力值可以是转速峰值和该转速状态下的热应力值。计算结果表明,该型发动机燃气涡轮叶片的危险截面是叶根进气边上最大应力  $A$  点及叶身中上部最高温度  $B$  点。具体见图 2 所示。

表 1 危险点  $A$  的损伤 (1000 h)  
Table 1 Damnification of danger spot  $A$  (1000 h)

| 状态<br>序号 | 各状态寿命<br>$L_j/h$ | 保持时间<br>$t_j/s$ | 损 伤<br>$D_j=t_j/L_j$ | 状态<br>序号 | 各状态寿命<br>$L_j/h$ | 保持时间<br>$t_j/s$ | 损 伤<br>$D_j=t_j/L_j$ |
|----------|------------------|-----------------|----------------------|----------|------------------|-----------------|----------------------|
| 1        | .2491536E+02     | 916             | .1021235E-01         | 19       | .2281132E+06     | 212             | .2581564E-06         |
| 2        | .4396938E+02     | 1217            | .7688431E-02         | 20       | .5202765E+06     | 210641          | .1124621E-03         |
| 3        | .7697382E+02     | 159             | .5737882E-03         | 21*      | .1008658E+07     | 114715          | .3159174E-04         |
| 4        | .1407496E+03     | 1075            | .2121578E-02         | 22*      | .1152917E+08     | 59663           | .1437489E-05         |
| 5        | .2383684E+03     | 18070           | .2105751E-01         | 23*      | .7185465E+08     | 254173          | .9825894E-06         |
| 6        | .4620288E+03     | 35423           | .2129677E-01         | 24       | .2384250E+05     | 149682          | .1743875E-02         |
| 7        | .7822590E+03     | 9               | .3195872E-05         | 25       | .3745330E+05     | 69294           | .5139288E-03         |
| 8        | .4376516E+03     | 166274          | .1055342E+00         | 26       | .2728983E+06     | 81750           | .8321171E-04         |
| 9        | .7859403E+03     | 118809          | .4199110E-01         | 27*      | .4377228E+07     | 1154            | .7323256E-07         |
| 10       | .1458147E+04     | 441667          | .8413782E-01         | 28       | .7845126E+05     | 128477          | .4549074E-03         |
| 11       | .2567924E+04     | 70183           | .7591844E-02         | 29       | .6736643E+06     | 66534           | .2743453E-04         |
| 12       | .1611851E+05     | 26197           | .4514650E-03         | 30*      | .5449693E+07     | 24867           | .1267503E-05         |
| 13       | .2504768E+05     | 3809            | .4224166E-04         | 31       | .2133713E+06     | 51355           | .6685661E-04         |
| 14       | .4727454E+05     | 303952          | .1785974E-02         | 32*      | .1769158E+07     | 177710          | .2790248E-04         |
| 15       | .1080628E+06     | 122472          | .3148170E-03         | 33*      | .3224603E+08     | 117282          | .1010305E-05         |
| 16       | .2267688E+06     | 69566           | .8521407E-04         | 34*      | .1963857E+10     | 100029          | .1414860E-07         |
| 17       | .2027893E+07     | 430599          | .5898282E-04         | 35*      | .6024679E+08     | 42028           | .1937770E-06         |
| 18       | .1986070E+08     | 73917           | .1033825E-05         | 36*      | .1505646E+10     | 41375           | .7633304E-08         |
|          |                  |                 |                      | 37*      | .7866655E+11     | 16726           | .5906083E-10         |

$$\text{总损伤 } D = \sum \frac{t_j}{L_j} = 0.308$$

表 2 典型状态及压缩结果

Table 2 The typical condition and result of compressing

| 载荷状态                             | 起飞     | 中间应急      | 最大连续     | 最大巡航                                    |
|----------------------------------|--------|-----------|----------|-----------------------------------------|
| 分区                               | I      | II        | III      | IV                                      |
| 典型状态                             | 2      | 6         | 10       | 16                                      |
| 被代替状态号                           | 1,3    | 4,5,7,8,9 | 11       | 12,13,14,15,19,20,<br>24,25,26,28,29,31 |
| 代表状态寿命 $L_n/h(n=I, II, III, IV)$ | 43.97  | 462.03    | 1458.147 | 226768.8                                |
| 折算保持时间 $t_n/s(n=I, II, III, IV)$ | 2928   | 319355    | 481364   | 4636968                                 |
| 损伤 $D_n(n=I, II, III, IV)$       | 0.0185 | 0.192     | 0.0917   | 0.00568                                 |
| 总损伤 $D=0.30788$                  |        |           |          |                                         |

### 3.3 蠕变/持久寿命计算及状态压缩

在蠕变/持久载荷谱中,已经得到了各状态的保持时间  $t_j(j=1,2,\dots,37)$ 。根据计算得出的危险截面的温度值和应力,将应力乘以应力储备系数  $K=2.0$ ,从 DD3 材料拉森—米勒曲线拟合出拉森—米勒系数  $P$ ,按照(1)式计算各状态的寿命  $L_j$  和损伤  $D_j(j=1,2,\dots,37)$ ,表 1 列出危险点 A 处具体计算结果。从而计算出 37 个载荷状态的总损伤。

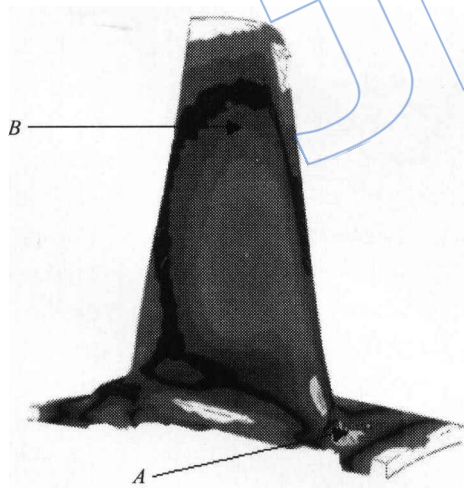


图 2 叶片危险点示意图

Fig. 2 Sketch map of the blade's danger spots

在进行蠕变/持久载荷谱压缩时,本文选取叶根进气边上最大应力 A 点为计算对象,应力储备系数  $K=2.0$ 。经计算 37 个状态的总损伤为:

$$\sum \frac{t_j}{L_j} = 0.308$$

将状态寿命  $L_j$  一维数轴中分成 4 个数值区

段,这时图 1 中的参数如下: $a_1=2, a_2=3, a_3=4, a_4=6$ , 37 个蠕变/持久状态的寿命分别位于 I—IV 区内。对于损伤较小的状态(表 1 中带 \* 号)可以略去,这些状态的损伤只有 0.00012。采用典型状态法进行压缩的结果见表 2。误差非常小,说明对于该发动机的蠕变/持久载荷谱,采用典型状态法进行压缩处理可以满足工程应用。在压缩后的损伤中,起飞、中间应急和最大连续等状态占的比例很大,约为 98.2%,在实际工程使用中,可以去除最大巡航以下状态。

## 4 结 论

根据等效损伤的原则,采用典型状态法将复杂的蠕变/持久载荷谱压缩成若干个发动机常用状态的载荷谱,便于分析高温部件的蠕变损伤,为编制模拟任务持久试车谱、加速任务试车谱以及高温部件的强度寿命考核提供了技术基础。本文提出的以燃气涡轮叶片为对象进行的蠕变/持久载荷谱压缩谱,可以满足工程的实际需要,典型状态法是合理可行的。

## 参考文献:

- [1] 航空工业部发动机管理局. 涡喷 6 发动机寿命研究报告[R]. 北京:航空工业部,1988.
- [2] 杨治国,成晓鸣,尹泽勇. 单晶叶片应力分析方法及应用[J]. 航空动力学报,2001,16(4):309—311.
- [3] 孟春玲. 单晶涡轮叶片蠕变分析方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学,1996.
- [4] 孟春玲,吴文斌. 单晶叶片材料蠕变试验研究[J]. 北京航空航天大学学报,1998,24(1):21—24.
- [5] 高镇同. 疲劳性能测试[M]. 北京:国防工业出版社,1980.
- [6] 穆霞英. 蠕变力学[M]. 西安:西安交通大学出版社,1990.