

# 基于飞行参数的双发飞机发动机疲劳损伤差异分析<sup>\*</sup>

王永旗<sup>1</sup>, 徐可君<sup>2</sup>, 夏毅锐<sup>2</sup>

(1. 海军航空工程学院 青岛校区研究生队, 山东 青岛 266041;

2. 海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041)

**摘 要:** 为给飞机发动机单机寿命监控提供依据, 对两个用户的同型飞机发动机进行疲劳寿命分析。应用雨流计数法统计分析两个用户飞行参数, 获得发动机使用载荷谱。应用线性累积损伤理论计算出关键件的疲劳损伤, 将其与标准循环疲劳损伤比较, 得到发动机飞行换算率。将同侧发动机的飞行换算率、同一飞机左右发的飞行换算率以及两个用户之间的发动机飞行换算率进行比较。计算表明: 同一用户同侧发动机飞行换算率之间和两个用户之间的飞行换算率差异较大, 同一飞机左右发飞行换算率之间存在一定差异, 部分飞机左右发相差较大; 两个用户总体的发动机飞行换算率和各个用户内部的发动机飞行换算率均服从对数正态分布; 发动机在实际使用中的高低压转子飞行换算率均服从对数正态分布。

**关键词:** 飞行参数; 飞行换算率; 疲劳损伤; 差异分析

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2014) 01-0101-06

## Fatigue Damage Analysis of Aeroengine in Twin-Engine Aircraft Based on Flight Parameters

WANG Yong-qi<sup>1</sup>, XU Ke-jun<sup>2</sup>, XIA Yi-rui<sup>2</sup>

(1. Postgraduate Managing Brigade of NAEI, Qingdao Branch, Qingdao 266041, China;

2. Qingdao Branch of NAEI, Qingdao 266041, China)

**Abstract:** In order to provide identifiable life monitoring of single aeroengine, the flight parameters of the same type aeroengine from two users were analyzed and the rain-flow counting method to achieve the effective load spectrum was used. By using linear damage accumulation theory to calculate the fatigue damage of critical parts and comparing the value with fatigue damage caused by standard cycles, the flight conversion ratio was achieved. It was compared for the flight conversion ratio of the same side engines, left and right engine of the same plane and the engines belonging to different users. The results show that the flight conversion ratio difference of the same side engines is relative bigger, the same to the engines belonging to different users, and difference between left and right engine of the same plane is relative smaller. The statistical results show that as a whole the flight conversion ratios of the engines of the two users are submitted to lognormal distribution. The flight conversion ratios of the high and low pressure rotor of some type of engine are submitted to lognormal distribution.

**Key words:** Flight parameters; Flight conversion ratio; Fatigue damage; Difference analysis

\* 收稿日期: 2013-03-28; 修订日期: 2013-06-10。

基金项目: 海军航空工程学院博士研究生创新基金 (2013111014)。

作者简介: 王永旗 (1979—), 男, 工程师, 博士生, 研究领域为航空发动机寿命和结构可靠性。

E-mail: wangchengguo2011@126.com

## 1 引 言

对航空发动机进行使用寿命控制,国内一直采用机群定时翻修寿命管理体系,即以发动机工作小时为寿命单位,同型号发动机以相同的工作小时数作为控制寿命的标准。它存在两大缺陷:一是发动机寿命消耗主要由发动机在各工作状态的工作时间和工作循环决定,发动机工作小时数不能真实反映其寿命消耗的本质;二是各台发动机使用条件不同,承受的载荷强度也就不同,若按统一的小时寿命进行翻修管理,则使用负荷较小,寿命消耗少的发动机的剩余寿命将被浪费,导致经济损失,而使用载荷较大的发动机则存在安全隐患<sup>[1]</sup>。

以美国为代表的西方国家在 20 世纪 50 年代就开始对其第一代军用航空发动机进行手工状态监控,20 世纪 70 年代在其第三代及以后的军用航空发动机中推行发动机健康监控系统(EHM),在当代其 EHM 更偏重于向智能融合的方向发展。通过寿命监控,延长了发动机关键件的使用寿命,保证了飞行安全,产生了巨大经济效益<sup>[2,3]</sup>。我国长期以来采用定时机群维护体制,要实现发动机从定时维护向视情维护、从机群维护向单机维护转变,开展单机载荷和寿命监控方法研究的必要性和重要性日益凸显<sup>[4,5]</sup>。

发动机的单机寿命监控就是针对一种型号的发动机,建立一个准确合理的反映零部件应力-寿命关系的寿命损耗数学模型,根据飞行参数计算零部件寿命消耗,得出其每一次飞行的寿命消耗数据,保证发动机可靠工作及飞行安全,为发动机视情维修提供重要依据<sup>[6]</sup>。发动机载荷谱是零部件寿命分析的依据<sup>[7,8]</sup>。现代机载飞行参数记录系统详细记录了发动机的使用数据,利用此数据进行发动机载荷谱编制,进而研究其寿命消耗已成为发动机整机及各零部件寿命监控的基础<sup>[9,10]</sup>。

航空发动机在实际使用中循环种类繁多,不同循环造成的零件寿命消耗也不同,其中零-最大转速-零循环称作标准循环。每飞行小时消耗的标准循环数定义为循环换算率<sup>[11,12]</sup>。本文以两个飞行单位的实测飞行参数为依据,通过飞行参数的预处理、雨流计数法、线性累积损伤理论的计算<sup>[13,14]</sup>,以等效损伤为基准将得到的关键件的有效循环折合到标准循环,计算飞行换算率,再以飞行循环换算率为标准研究发动机在不同飞行单位和不同飞机上的疲劳损伤差异。

## 2 航空发动机飞行换算率的计算

### 2.1 飞行参数情况

通过飞行参数记录系统获得两个飞行单位在 2009~2011 年度的完整飞行数据,数据详实记录了发动机的使用情况。两个飞行单位发动机数据共计 8939 组,每组数据记录了一架飞机的左右两台发动机的使用情况,这两台发动机的飞行高度、飞行马赫数相同,数据的采样时间间隔为 1s。在去除出错的飞行参数记录文件后,最终统计了共 80 台次、8931 组的发动机使用数据,其中 A 单位 38 台 4483 组, B 单位 42 台 4448 组。考虑到不同的飞行单位使用情况的不同,最终将两个单位的飞行参数分别统计,并采用相同的计算方法分别计算飞行换算率。A 单位记录单台发动机工作总时间为 9669h,平均每次工作为 1.169h; B 单位记录单台发动机工作总时间为 10190h,平均每次工作为 1.127h。

### 2.2 编制载荷谱

首先去除飞行参数记录出错的文件,然后经伪读数检验、等值点去除、峰谷值压缩后,利用雨流计数法提取所有的转速循环,并记下各自的载荷幅值、载荷均值<sup>[15]</sup>。通过雨流计数提取 A 单位和 B 单位有效转速循环,结果如表 1 和表 2 所示。

### 2.3 计算飞行换算率

发动机转子轮盘、轴等关键零件为关键零件,其寿命消耗情况对发动机寿命起决定性影响,故仅计算盘、轴等关键件飞行换算率,而不计算叶片等重要零件的飞行换算率。基于现有监测手段,所有低压转子零件用同一个换算率,所有高压转子零件也用同一个换算率。通过对转子部件应力分析发现,主轴应力循环幅值小于轮盘应力循环幅值,主轴用轮盘的换算率偏于安全,因此主轴换算率不再单独计算。根据工厂试验和实际使用经验,选取小时寿命最短的低压 3 级压气机盘和高压 1 级压气机盘作为计算零件<sup>[12,13]</sup>。通过这两个零件关键部位应力分析来计算转子系统的飞行换算率。

首先确定高低压转子的标准循环,以此作为换算率计算标准;其次确定关键件应力分布和关键部位,依据不考虑温度梯度引起的应力时,其应力和转速的平方成正比的条件对应力剖面及其温度进行修正;最后依据提取的飞行剖面循环数,应用迈纳(Miner)线性累积损伤理论计算飞机的使用寿命消耗,确定飞行换算率。

Table 1 High pressure rotor speed cycle matrix of unit A

| Valley of rotor<br>speed cycle | Peak of rotor speed cycle |           |           |           |           |           |               |
|--------------------------------|---------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------------|
|                                | More than 95%             | 90% ~ 95% | 80% ~ 90% | 70% ~ 80% | 60% ~ 70% | 50% ~ 60% | Less than 50% |
| More than 90%                  | 741                       | 0         | 0         | 0         | 0         | 0         | 0             |
| 80% ~ 90%                      | 14475                     | 33583     | 29122     | 0         | 0         | 0         | 0             |
| 70% ~ 80%                      | 3235                      | 8739      | 33670     | 320       | 0         | 0         | 0             |
| 60% ~ 70%                      | 777                       | 1869      | 5361      | 3548      | 460       | 0         | 0             |
| 50% ~ 60%                      | 321                       | 2777      | 10802     | 36104     | 22770     | 3349      | 0             |
| 40% ~ 50%                      | 1                         | 0         | 24        | 173       | 31        | 23        | 0             |
| 40% ~ 30%                      | 0                         | 1         | 1         | 0         | 0         | 0         | 0             |
| Less than 30%                  | 11673                     | 10929     | 19093     | 4220      | 1747      | 9072      | 1029          |

Table 2 High pressure rotor speed cycle matrix of unit B

| Valley of rotor<br>speed cycle | Peak of rotor speed cycle |           |           |           |           |         |               |
|--------------------------------|---------------------------|-----------|-----------|-----------|-----------|---------|---------------|
|                                | More than 95%             | 90% ~ 95% | 80% ~ 90% | 70% ~ 80% | 60% ~ 70% | 50% 60% | Less than 50% |
| More than 90%                  | 946                       | 0         | 0         | 0         | 0         | 0       | 0             |
| 80% ~ 90%                      | 29828                     | 56837     | 27282     | 0         | 0         | 0       | 0             |
| 70% ~ 80%                      | 2794                      | 5161      | 19798     | 71        | 0         | 0       | 0             |
| 60% ~ 70%                      | 542                       | 779       | 2244      | 1938      | 520       | 0       | 0             |
| 50% ~ 60%                      | 178                       | 548       | 2443      | 45713     | 27217     | 2204    | 0             |
| 40% ~ 50%                      | 1                         | 8         | 6         | 112       | 50        | 232     | 0             |
| 40% ~ 30%                      | 0                         | 7         | 2         | 4         | 0         | 0       | 1             |
| Less than 30%                  | 13430                     | 10672     | 20434     | 6841      | 2993      | 9569    | 17098         |

线性累积损伤理论首先假设在变幅加载条件下,同一应力幅每一循环所引起的疲劳损伤是均匀的。如在第  $i$  个单循环作用下,达到破坏的循环数位  $N_i$ ,则每一循环引起的疲劳损伤为  $1/N_i$ 。当第  $i$  个单循环作用  $n_i$  次循环时,共引起疲劳损伤  $n_i/N_i$ 。其次,假设各单个循环的作用彼此独立互不影响,则在第  $j$  次飞行中,总数为  $n_j$  的单个循环作用下的总损伤为

$$D_j = \sum_{i=1}^{n_j} n_i/N_i$$

(1)

式中  $D_j$  为第  $j$  次飞行疲劳总损伤。  
如共有  $k$  次飞行,其总损伤为

$$D = \sum_{j=1}^k D_j$$

(2)

式中  $D$  为  $k$  次飞行疲劳总损伤。  
假设一次标准循环造成的损伤为  $d$ ,则在第  $j$  次飞行中消耗的标准循环数为  $D_j/d$ ,  $k$  次飞行消耗的标准循环总数为

$$m = D/d$$

(3)

飞行换算率 =  $\frac{\text{飞行中发动机消耗的循环数}}{\text{飞行中发动机工作的时间}}$   
即  $\beta = m/t$

根据 2009 ~ 2011 年度 2 个飞行单位的飞行参数记录结果,计算了每架飞机左右发的高低压转子飞行换算率。计算结果如表 3 所示。

3 依据换算率的发动机损伤差异性分析

在此以飞行换算率为标准表示发动机使用的严酷程度,研究了发动机在不同飞行单位和不同飞机上的疲劳损伤差异。

3.1 不同飞机同侧发动机飞行换算率比较

从表 3 纵向看,对于低压转子,A 单位不同飞机的左发飞行换算率最大相差 49.35%,右发最大相差 45.57%;B 单位不同飞机的左发飞行换算率最大相差 61.89%,右发最大相差 57.73%。对于高压转子飞行换算率,A 单位不同飞机左发最大相差 14.37%,右发最大相差 22.43%;B 单位不同飞机左发最大相差 21.65%,右发最大相差 31.69%。

A 单位飞机同侧发动机飞行换算率低压最大相差 49.35%,高压最大相差 22.43%,不同飞机同侧发动机之间使用严酷程度相差较大;B 单位飞机同侧发动机使用程度相差更大,低压最大相差 61.89%,高压最大相差 31.69%。低压转子飞行换算率差别大,说明部分发动机在 70% NH ~ 100% NH 转速区间油门移动较多,统计 A,B 两单位峰值转速在 70% NH 以上的有效转速循环分别占总有效转速循环的 85.75% 和 80.6%,为主要转速状态,在此转速区间内,低压转子转速变化大,而高压转子承受平均应力较高,故高低压转子损伤都较大,飞行换算率较高,飞行参数统计结果与换算率计算结果基本相符。

Table 3 Calculation result of flight conversion ratio

| Flight conversion                  |                 | Flight conversion |                | Flight conversion |          | Flight conversion |        |                |        |
|------------------------------------|-----------------|-------------------|----------------|-------------------|----------|-------------------|--------|----------------|--------|
| Unit A                             | ratio of low    |                   | ratio of high  |                   | Unit B   | ratio of low      |        | ratio of high  |        |
|                                    | pressure rotor  |                   | pressure rotor |                   |          | pressure rotor    |        | pressure rotor |        |
| Aircraft                           | Engine location |                   |                |                   | Aircraft | Engine location   |        |                |        |
| No.                                | Left            | Right             | Left           | Right             | No.      | Left              | Right  | Left           | Right  |
| 01                                 | 2.5296          | 2.9638            | 1.0264         | 1.069             | 01       | 2.4485            | 2.3145 | 1.0435         | 0.9555 |
| 02                                 | 2.2805          | 2.6049            | 1.0711         | 1.0897            | 02       | 2.9382            | 2.256  | 1.0586         | 0.8262 |
| 03                                 | 2.0349          | 2.5746            | 1.0617         | 1.0406            | 03       | 2.0378            | 2.0603 | 0.968          | 0.7683 |
| 04                                 | 2.1403          | 2.8151            | 1.0266         | 1.1057            | 04       | 2.0652            | 2.2171 | 1.025          | 0.9196 |
| 05                                 | 2.75            | 2.5171            | 1.1009         | 1.0072            | 05       | 1.8149            | 1.9475 | 0.9486         | 0.8271 |
| 06                                 | 2.7359          | 2.4291            | 1.0613         | 0.9713            | 06       | 2.7098            | 2.3463 | 1.0928         | 0.8932 |
| 07                                 | 2.6175          | 2.036             | 1.0320         | 0.9517            | 07       | 2.3047            | 2.2682 | 0.9654         | 0.8083 |
| 08                                 | 2.9035          | 2.7548            | 1.0721         | 1.044             | 08       | 2.474             | 2.5396 | 0.9944         | 0.8137 |
| 09                                 | 2.6987          | 2.858             | 1.0489         | 1.0659            | 09       | 2.312             | 2.5382 | 1.025          | 0.9711 |
| 10                                 | 2.8339          | 2.8788            | 1.1017         | 1.0751            | 10       | 2.0538            | 2.417  | 0.9377         | 0.8588 |
| 11                                 | 2.1672          | 2.4894            | 1.0376         | 1.0668            | 11       | 2.2592            | 2.0485 | 1.0756         | 0.8402 |
| 12                                 | 2.6931          | 2.7933            | 1.0480         | 1.0464            | 12       | 2.311             | 2.823  | 1.1407         | 1.0118 |
| 13                                 | 2.2144          | 2.2754            | 0.9657         | 1.0421            | 13       | 2.2132            | 2.6956 | 1.024          | 0.8941 |
| 14                                 | 2.1284          | 2.1697            | 1.0074         | 1.0481            | 14       | 2.0728            | 2.2126 | 1.0321         | 0.9974 |
| 15                                 | 2.9337          | 2.9212            | 1.1045         | 1.1046            | 15       | 2.4817            | 2.3171 | 1.1079         | 0.9784 |
| 16                                 | 2.8876          | 2.8095            | 1.1031         | 1.0308            | 16       | 2.0078            | 2.1809 | 0.9877         | 0.8346 |
| 17                                 | 3.0392          | 2.7067            | 1.1066         | 1.0866            | 17       | 2.1233            | 2.1117 | 0.9492         | 0.8486 |
| 18                                 | 2.812           | 2.8395            | 1.0419         | 1.0404            | 18       | 2.4129            | 2.2476 | 1.0261         | 0.9218 |
| 19                                 | 2.8207          | 2.0305            | 1.0491         | 0.9013            | 19       | 2.5815            | 2.3703 | 1.0103         | 0.8625 |
| ...                                | ...             | ...               | ...            | ...               | 20       | 2.2105            | 2.3063 | 1.0276         | 0.8989 |
| ...                                | ...             | ...               | ...            | ...               | 21       | 2.3696            | 3.0718 | 1.1091         | 0.9236 |
| Single population conversion ratio | 2.2805          | 2.5373            | 1.0087         | 1.0438            |          | 2.3358            | 2.2765 | 0.9914         | 0.8884 |
| Twin population conversion ratio   | 2.4164          |                   | 1.028          |                   |          | 2.3063            |        | 0.9432         |        |

3.2 左右发飞行换算率比较

将表3 每个单位的左右发飞行换算率横向比较,A 单位左右发低压转子飞行换算率总体相差 11.64%,最大相差 31.53%;高压转子总体相差 3.48%,最大相差 14%;B 单位左右发低压转子飞行换算率总体相差 2.6%,最大相差 29.63%;高压转子总体相差 11.59%,最大相差 21.95%。总体来讲,同一架飞机左右发使用严酷程度存在差别,部分飞机左右发差别很大。对同一架飞机的左右发采用相同换算率也是不妥当的,这与以往认识有所差异。

3.3 两单位总体飞行换算率比较

从双发综合飞行换算率计算结果可以看到,A 单位高低压转子总体飞行换算率分别比 B 单位大 4.77%和 8.99%,说明 A 单位发动机使用程度比 B 单位要严酷一些。

3.4 每次飞行的飞行换算率分布

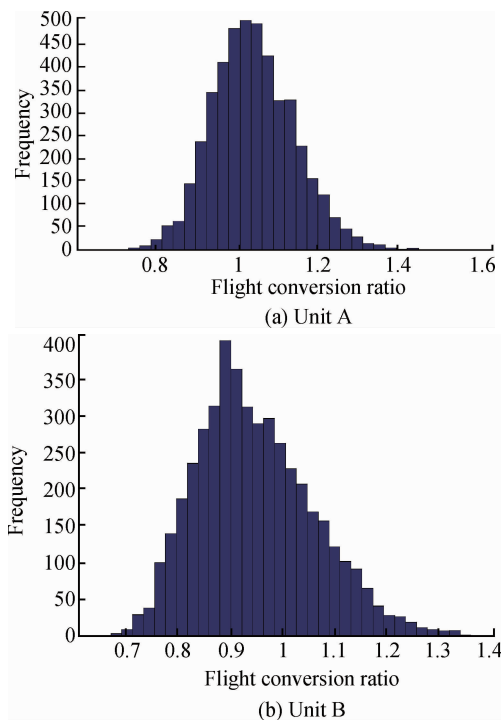
另外,分别计算了每个单位每次飞行的高压 1 级和低压 3 级压气机盘飞行换算率,这样计算可以反映各单位发动机飞行时的损伤程度。由于数据繁多,这

里不列表显示。A 单位和 B 单位高压转子飞行换算率频次直方图分布如图 1(a)、(b)所示。低压转子分布与此类似,不单独列出。

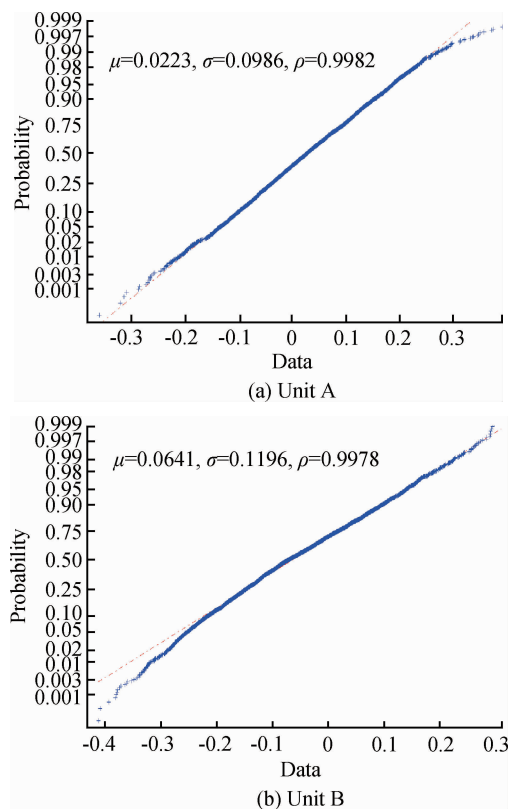
从飞行换算率频次直方图可以看到,两单位飞行换算率近似正态分布。利用统计理论中的正态概率坐标纸方法<sup>[16,17]</sup>,发现高低压转子对数飞行换算率在正态概率坐标下呈现更好的线性关系,推断两单位的飞行换算率服从对数正态分布<sup>[18]</sup>,其验证曲线和参数( $\mu$  为均值, $\sigma$  为标准差, $\rho$  为相关系数)见图 2。因数据点较多,排列密集,图中数据点看起来像一条粗实线。

本文把两单位飞机所有架次飞行的高低压转子换算率看成是母体,采用正态概率纸方法,检验其大子样(个体数分别为 4483 和 4448)分布规律为对数正态分布。根据统计理论,认为 A、B 两单位发动机各自的高低压转子飞行换算率分布规律服从对数正态分布<sup>[17]</sup>,其大子样的分布参数  $\mu$  和  $\sigma$  可以为母体分布参数的无偏估计量,如图 2(a)、(b)标注所示。低压转子对数飞行换算率分布情况与高压转子

类似,不单独列出。



**Fig. 1 High pressure rotor frequency distribution of flight conversion ratio**



**Fig. 2 High pressure rotor logarithm flight conversion ratio**

如果把两单位的飞行参数作为一个总体计算高低压转子飞行换算率,总体的高低压转子飞行换算率分别服从对数正态分布,根据统计理论,在所有飞行中,可认为发动机在实际使用中每次飞行的高低压转子飞行换算率分布规律分别服从对数正态分布<sup>[18]</sup>。

### 3.5 损伤差异原因分析

本次计算获取飞行参数时间跨度长(3 年),记录比较完整,所得飞行换算率反映了发动机在各单位的实际使用情况。A 单位飞机 20 世纪 90 年代开始服役,所有飞行员技术都比较娴熟,执行相同任务操纵飞机时差别相对较小,所以在一个长的时间段内,发动机使用损伤程度相对比较平均;而 B 单位飞机装备时间远晚于 A 单位,飞行员改装时间不一致,导致技术水平参差不齐,在做相同动作时油门杆移动较多,导致 B 单位各发动机间损伤程度相差较大。从总体上分析,A 单位能进行所有科目的训练,执行各类任务较多,B 单位部分飞行员不能进行高难科目训练,导致 A 单位总体飞行换算率大于 B 单位。

部分飞行科目对机动性要求高,飞机在做复杂飞行动作时会造成左右发损伤不一致,如果部分飞机执行高机动性科目较多,就会造成左右发飞行换算率相差很大的情况。

另外通过实际调研发现,两飞行单位飞行参数记录仪工作情况不尽相同,部分飞行参数需要手动打开进行记录,部分飞行参数在达到一定发动机转速后自动记录,因此由于个人操作习惯和发动机个体差异导致的发动机实际运行情况不尽相同,这为全面掌握发动机使用情况带来了困难,对飞行时的地面工作时间只能采用统计的方法进行分析,不能精确计算寿命损耗。因此 A,B 两单位飞行参数设备的差异也是造成飞行换算率差异的原因之一。可以选取一组飞机(8~10 架),全程通过飞行参数记录其发动机使用情况,以此可为发动机寿命监控提供准确信息。

两个单位在飞行训练中发动机疲劳寿命消耗的情况存在差异,如果不考虑这种差异,单纯用飞行小时数计算寿命消耗,B 单位的发动机的继续使用潜力将被浪费,而 A 单位的发动机部分关键件则易发生疲劳失效。同样,对于同一架飞机的左右发动机,也应该考虑因为飞行状态不同而造成的寿命消耗差异。因此,采用机群定时翻修寿命管理体系时,如果仅由最恶劣的使用状况决定发动机的寿命,或者以同一飞行换算率作为衡量标准,会造成发动机过早大修或到寿,造成极大的浪费<sup>[19]</sup>。现代飞机上的飞行参数记

录系统记录的发动机状态参数已经比较完善,通过对飞行参数中发动机状态参数的分析计算,可获得发动机的寿命使用情况,进行单机寿命监控,分析预测发动机剩余寿命,以便充分利用发动机的寿命潜力。

## 4 结 论

通过本文研究,得出以下结论:

(1)计算了两个单位每台发动机的飞行换算率,不同飞机同侧发动机使用严酷程度相差较大,相对来讲,B单位同侧发动机使用严酷程度相差更大。

(2)同一架飞机左右发使用严酷程度存在差别,部分飞机左右发差别很大。

(3)总体统计,A单位飞行换算率大于B单位,相同使用时间的A单位发动机损伤程度大于B单位。

(4)计算了每次飞行的发动机换算率,以此作为损伤程度统计的标准,发现两个单位每次飞行的发动机飞行换算率都服从对数正态分布。

(5)发动机在实际使用中每次飞行的高低压转子飞行换算率分布规律服从对数正态分布。

(6)建议以飞行参数中发动机状态参数为依据,计算单台发动机寿命消耗情况,为发动机寿命管理提供依据。

## 参考文献:

- [1] 蔡向晖,东岩,李伟. 航空发动机单机技术状态寿命控制及应用[J]. 航空发动机, 2009, 35(4): 16-19.
- [2] Sapard M, Hdmes R, Davenport O, et al. Recommended Practices for Monitoring Gas Turbine Engine Life Consumption[R]. NASA-2000-0821018.
- [3] Tang Liang, De Castro Jonathan A, Zhang Xiaodong. A Unified Nonlinear Adaptive Approach for Detection and Isolation of Engine Faults[R]. RTO-TR-28, 2010.
- [4] 冯蕴雯,薛小锋,冯元生. 老龄飞机机群与单机结构剩余寿命分析方法[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(2): 237-240.
- [5] 刘文琰,李玉海,贾国荣. 腐蚀条件下飞机结构使用寿命评定与监控方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 1996, 22(3): 259-263.
- [6] 陈卫,程礼,李全通,等. 航空发动机监控技术

[M]. 北京:国防工业出版社, 2011.

- [7] GJB/Z216-2004. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范使用指南[S]. 北京:国防科工委, 2004.
- [8] 美国军用标准. 航空发动机结构完整性大纲[S]. MIL-STD-1783, 1984.
- [9] 宋迎东,高德平. 发动机航线类综合载荷谱研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 54-55. (SONG Ying-dong, GAO De-ping. Turbine Engine Composite Route Flight Loading Spectrum Derivation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 54-55.)
- [10] 宋迎东. 教练机发动机设计载荷谱推导方法[J]. 推进技术, 1997, 18(6): 64-65. (SONG Ying-dong. A Method of the Design Load Spectrum Derivation for Trainer Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(6): 64-65.)
- [11] 徐可君,叶新农. 航空发动机综合飞行换算率确定研究[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 25-27. (XU Ke-jun, YE Xin-nong. Study on Assessment Method of Comprehensive Flight Conversion Ration for Aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 25-27.)
- [12] 王通北,陈美英. 发动机零件的低循环疲劳寿命消耗和循环换算率[J]. 航空发动机, 1995, (1): 10-18.
- [13] 何景兰,洪杰,李其汉. 航空发动机实时寿命监控及数据处理方法研究[J]. 航空动力学报, 1996, 11(4): 346-347.
- [14] 洪杰,张大钧,韩继斌. 航空发动机关键件使用寿命监视系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(1).
- [15] 董乐义,罗俊,程礼. 雨流计数法及其在程序中的具体实现[J]. 计算机技术与应用, 2004, 24(3): 39-40.
- [16] 茆诗松,程依明,濮晓龙. 概率论与数理统计教程[M]. 北京:高等教育出版社, 2004: 361-363.
- [17] 魏巍. MATLAB应用数学工具箱技术手册[M]. 北京:国防工业出版社, 2004.
- [18] 薛向珍,李育锡,王三民. 某直升机主减速器传动系统的寿命与可靠性计算方法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 638-639.
- [19] 张海威,何宇廷,程礼,等. 双发飞机发动机疲劳损伤差异分析[J]. 空军工程大学学报, 2011, 12(1): 7-8.

(编辑:张荣莉)