

基于概率的航空发动机飞行换算率改进算法

李洪伟, 叶斌, 蔡娜

(海军航空工程学院青岛校区 航空机械系, 山东 青岛 266041)

摘 要: 针对斯贝 MK202 发动机应力标准对零部件工作寿命评定中未包含各种随机因素的影响, 考虑零部件疲劳性能参数的分散性和发动机整机载荷谱的随机性, 将实测数据统计分析、零部件应力有限元分析以及蒙特卡罗模拟分析有机结合, 提出了基于概率的航空发动机飞行换算率改进算法, 以解释航空发动机零部件实际工作寿命存在的差异. 经范例验证表明: 确定性寿命评定方法的飞行换算率计算结果与改进算法下的平均值相当; 对于单次飞行换算率, 改进算法的单次飞行换算率平均值比确定性方法的计算结果小 2%; 对于综合飞行换算率, 改进算法的综合飞行换算率平均值比确定性方法的结果小 1%; 且在改进算法下单次飞行换算率和综合飞行换算率服从正态分布.

关 键 词: 换算率; 随机; 载荷谱; 有限元; 概率

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Improved algorithm of flight conversion ratio for aero-engine based on probability

LI Hong-wei, YE Bin, CAI Na

(Department of Aviation Mechanical Engineering,

Qingdao Branch of Naval Aeronautical and Astronautical University, Qingdao 266041, China)

Abstract: For SPEY MK202 engine, the stress standard evaluation methods fail to contain various random factors. In order to explain the differences in the actual working life of engine component, as well as the dispersion of the fatigue characteristic parameters of component and the randomness of the whole engine load spectrum, statistical analysis of measured data, finite element analysis of stress and Monte Carlo simulations of component were combined to put forward the improved algorithm of flight conversion ratio for aero-engine based on probability. Actual example shows: the flight conversion ratio of ascertainable method for life assessment is the average value of the improved algorithm; for a single flight conversion rate, the average conversion rate of improved algorithm is 2% smaller than that of ascertainable method; for comprehensive flight conversion rate, the average conversion rate of improved algorithm is 1% smaller than that of ascertainable method; and the single flight conversion rate and comprehensive flight conversion ratio of improved algorithm are in normal distribution.

Key words: conversion ratio; random; load spectrum; finite element; probability

为实现对航空发动机寿命的控制和管理, 飞机每次飞行后要确定发动机消耗的使用寿命, 而发动机工作寿命是按照标准循环寿命表示的, 这就需要将对发动机飞行小时寿命换算成标准循环寿

命, 以此为基础, 确定飞行换算率. 目前国内对飞行换算率的确定基本以英国罗·罗公司的斯贝 MK202 发动机换算率算法(EGD-3)为范例^[1], 通过对计算环节的细化, 实现飞行换算率计算^[2-14].

收稿日期: 2013-09-10

基金项目: 预研重点基金(9140A280102)

作者简介: 李洪伟(1971-), 男, 山东青岛人, 副教授, 博士, 主要从事发动机状态监控与故障诊断研究.

特别是文献[3]基于实测飞行剖面 and 任务混频,探索建立了航空发动机综合飞行换算率的确定方法与计算流程,实现了英国罗·罗公司的方法理论体系与我国航空发动机飞行换算率计算具体实践的密切结合,获得的飞行换算率结果合理、适用,具有较高的应用价值.但该算法计算过程未考虑各种随机因素的影响,因此获得的评定结果能在一定程度上满足工程实践需求,但仍难以解释发动机零部件实际工作寿命的差异性问题,更不能准确评价发动机零部件工作的安全性水平.为此,本文从考虑零部件疲劳性能参数的分散性和发动机整机载荷谱的随机性出发,将概率统计理论引入飞行换算率计算,以更全面地确定零部件的使用寿命.

1 计算思路

综合考虑文献[1,3],其确定的综合飞行换算率计算过程为:①监测飞机任务及其混频,确定发动机整机载荷谱;②记录发动机转速、高度、温度等与时间相关的飞行剖面;③指定标准应力循环,并根据发动机参数计算选定部件考核部位的温度和应力水平;④给出某一参考温度 T_0 下的当量应力剖面,应力水平根据对应温度下材料的极限拉伸强度来计算;⑤将应力剖面分解成单个循环;⑥将次循环转换为零-峰值-零循环,并进一步转换为标准循环寿命消耗;⑦累计一定飞行时间的寿命消耗,计算出单次飞行换算率;⑧确定综合飞行换算率.

引进统计学概率理论后,在以下 4 个方面进行改进:①发动机整机载荷谱表述为随机时间序列的随机变量 $Z(t_k)$;②在应力特性分析中,对试验数据采用统计分析方法得到各变量的均值与方差,将 S-N 曲线(疲劳曲线)表述为 P-S-N 曲线(概率疲劳曲线)形式,获得疲劳试验曲线族的抽样曲线序列,并对零部件应力分析重新进行有限元计算优化;③针对发动机整机载荷谱表示为随机载荷谱形式,零部件应力剖面以随机应力剖面形式表示;④对循环寿命消耗率描述其概率密度的概率分布类型.

对应于文献[3]提出的计算过程,基于概率统计的单次飞行换算率和综合飞行换算率改进计算过程可描述如下:

1) 选定发动机的随机载荷谱抽样次数 L 以及 P-S-N 曲线族抽样次数 Q .

2) 进行零部件随机应力剖面的有限元和蒙特卡罗模拟分析,获得发动机零部件应力剖面对

应的时间序列 $\{\varphi^l(t_k)\}_{k \geq 1}, l=1,2,\dots,L$.

3) 依据疲劳试验曲线族的蒙特卡罗模拟方法获得 P-S-N 曲线族的抽样曲线序列 $Y = A + BX + s \cdot v^q$. 待定常数 A, B, s 可通过文献[15]介绍材料疲劳试验的统计方法得到,详细推导过程参见文献[15], v^q 为伪随机数序列, $q = 1, 2, \dots, Q$.

4) 对 $l=1,2,\dots,L$ 以及 $q=1,2,\dots,Q$, 依据文献[3]获得零部件单次飞行换算率的评定结果 β^{lq} .

5) 对 $l=1,2,\dots,L$, 统计分析单次飞行换算率序列 $\{\beta^{lq}\}_{1 \leq q \leq Q}$, 获得零部件单次飞行换算率 β^{lq} 的均值、方差、概率密度分布函数及可能的概率分布类型.

6) 对 $q=1,2,\dots,Q$, 设单次飞行架次时间为 t_l , 利用下式:

$$b^q = \frac{\sum_{l=1}^J b^{lq \times t_l}}{\sum_{l=1}^L t_l} \tag{1}$$

获得零部件综合飞行换算率序列 $\{\beta^q\}_{1 \leq q \leq Q}$.

7) 统计分析零部件综合飞行换算率序列 $\{\beta^q\}_{1 \leq q \leq Q}$, 获得零部件综合飞行换算率的均值、方差、概率密度分布函数及可能的概率分布类型,该方法将实测数据统计分析、零部件应力有限元分析以及蒙特卡罗模拟分析有机结合.

1.1 基于随机过程的发动机整机载荷谱编制

飞机飞行过程中,发动机载荷随时间任意变化.为此,利用随机过程来描述.将发动机整机载荷谱描述为随机时间序列 $Z(t_k)$, 其中 $\{t_k\}_{k \geq 1}$ 为采样时间序列.设测试次数为 n , 且在采样时刻 t_k 时,随机变量 $Z(t_k)$ 对应的“样本点”为 $z_1(t_k), z_2(t_k), \dots, z_n(t_k)$. 由此可得采样时刻 t_k 时,随机变量 $Z(t_k)$ 的均值和标准差分别为

$$\bar{z}(t_k) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n z_i(t_k) \tag{2}$$

$$s^2(t_k) = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n [z_i(t_k) - \bar{z}(t_k)]^2 = \tag{3}$$

$$\frac{1}{n-1} \left[\sum_{i=1}^n [z_i^2(t_k) - n\bar{z}^2(t_k)] \right]$$

设采样时刻 t_k 时,随机变量 $Z(t_k)$ 服从正态分布 $N(\mu_k, \sigma_k)$, 则正态分布母体均值 μ_k 和方差 σ_k 的无偏估计量分别为

$$\hat{\mu}_k = \bar{z}(t_k) \tag{4}$$

$$\hat{\sigma}_k = \hat{k}s(t_k) \tag{5}$$

式中标准差修正系数

$$\hat{k} = \sqrt{\frac{n-1}{2}} \frac{\Gamma\left(\frac{n-1}{2}\right)}{\Gamma\left(\frac{n}{2}\right)} \quad (6)$$

表 1 给出了对应不同 n 值的修正系数 \hat{k} , 易知 \hat{k} 与 1 十分接近. 因而在工程实践中也可不作修正, 而直接取 $\hat{\sigma}_k = s(t_k)$.

表 1 标准差修正系数 \hat{k}

Table 1 Correction coefficient \hat{k} of standard deviation

n	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
\hat{k}	1.063	1.051	1.042	1.036	1.031	1.028	1.025	1.023	1.021	1.020
n	15	16	17	18	19	20	30	40	50	60
\hat{k}	1.018	1.017	1.016	1.015	1.014	1.014	1.009	1.006	1.005	1.005

至此, 将发动机的随机载荷谱描述为随机时间序列 $\{Z(t_k)\}_{k \geq 1}$, 相关统计参数由式(2)~式(6)确定.

1.2 疲劳试验曲线族的抽样曲线序列获得

1.2.1 试验数据的统计分析

在文献[3]提出的发动机部件应力特性分析中, 应力特性表示为 S-N 曲线形式, 而在引入概率统计方法后, 对获得应力特性曲线的试验数据, 统计处理时一方面对观测数据要确定出各统计变量的均值与方差, 具体计算公式与式(2)~式(6)类似. 另一方面, 材料疲劳试验中获得的与特定应力(或应变)水平对应的疲劳寿命(标准循环数)的分散性相对较大, 呈现出正态分布特性, 因而采用对应于不同破坏率 P (或存活率、可靠度 R) 的 S-N 曲线族, 或称为 P-S-N 曲线族予以描述. 为此, 对试验数据统计处理采用方法是依据观测数据拟合出材料的 P-S-N 曲线族的数学表达式, 本文以文献[15]二元线性回归理论为基础, 推导得到其数学表达式如下:

- 1) P-S-N 曲线族的幂函数形式表达式

$$S^{-1/B_1} \cdot N = 10^{-(A_1 - u_p s_1)/B_1} \quad (7)$$

- 2) P-S-N 曲线族的指数形式表达式

$$e^{-S/(B_2 \lg e)} \cdot N = 10^{-(A_2 - u_p s_2)/B_2} \quad (8)$$

- 3) P-S-N 曲线族的三参数幂函数形式表达式

$$(S - S_f)^{-1/B_3} \cdot N = 10^{-(A_3 - u_p s_3)/B_3} \quad (9)$$

其中 A_i, B_i, s_i 为回归系数的估计值以及正态分布参数估计值; u_p 为与破坏率 P 对应的标准正态偏量, e 为自然底数; S_f 为 $P=50\%$ 的疲劳试验曲线上与 u_p 对应的应力值.

1.2.2 疲劳试验曲线族的蒙特卡罗模拟

对于 P-S-N 曲线族, 在特定的平面坐标系下

表述为

$$Y = A + BX + u \quad (10)$$

式中 $Y = A + BX + u$ 与曲线族的中值曲线对应, u 为随机变量, 服从均值为 0, 方差为 s^2 的正态分布.

相应地, 疲劳试验曲线族采用蒙特卡罗方法模拟如下:

- 1) 选取抽样次数 Q .
- 2) 对标准正态分布 $N(0, 1)$ 进行抽样, 获得伪随机数序列 $v^q, q=1, 2, \dots, Q$.
- 3) 令 $u^q = s \cdot v^q, q=1, 2, \dots, Q$, 则得到随机变量 u 的抽样值.
- 4) 曲线族 $Y = A + BX + s \cdot v^q$, 其中 $q=1, 2, \dots, Q$, 即为疲劳试验曲线族的抽样曲线序列.

1.3 零部件随机应力剖面的确定

当发动机整机载荷谱描述为随机载荷谱时, 零部件应力剖面则表现为随机应力剖面. 此时, 基于有限元计算模型的分析过程已不能满足要求. 因此将有限元计算与统计理论中的蒙特卡罗模拟分析结合, 形成零部件随机应力剖面的确定方法. 具体过程描述如下:

- 1) 选取抽样次数 L .
- 2) 对发动机整机载荷谱的随机载荷谱 $\{Z(t_k)\}_{k \geq 1}$ 进行抽样, 获得发动机整机载荷的抽样时间序列 $\{z^l(t_k)\}_{k \geq 1}, l=1, 2, \dots, L$.
- 3) 当 l 依次取 $l=1, 2, \dots, L$ 时, 依据确定性的有限元计算模型获得零部件应力剖面对应的应力剖面 $\{\varphi^l(t_k)\}_{k \geq 1}$.
- 4) 汇总分析结果, 则发动机零部件随机应力剖面可表述为抽样时间序列 $\{\varphi^l(t_k)\}_{k \geq 1}, l=1, 2, \dots, L$.

需要说明的是, 零部件随机应力剖面的确定

方法不仅可以考虑发动机整机载荷谱的随机性因素,而且可以考虑发动机结构参数以及发动机零部件有限元计算模型中涉及的材料性能指标的随机性因素.但从发动机零部件随机应力剖面分析过程计算量控制的角度出发,后两类随机性影响因素暂不列入考察范畴.

2 应用算例

2.1 基本前提

- 1) 借鉴文献[1,3]经验,发动机关键部件的飞行换算率计算可确定整机飞行换算率,本文仅以该发动机高压压气机一级盘(以下简称高压一级盘)飞行换算率的计算来验证.
- 2) 飞行任务为某发动机一年飞行任务,表 2 列出了该发动机飞行科目、飞行时间及任务混频.
- 3) 将“0-100%最大工作转速-0”的循环应力定义为高压一级盘的标准应力循环.
- 4) 飞行剖面补充完善、循环提取及处理、次循环的转换等工作采用文献[3]方法实现.
- 5) 由于发动机整机载荷谱数据较多且材料试验数据匮乏,对记录整机随机载荷谱的1200条转速数据经补充完善后构成整机随机载荷谱.

2.2 疲劳试验曲线族的获得

由于缺乏大量试验样本数据,在描述疲劳试验曲线族时暂不采用文献[3]中 S-N 曲线,采用以下步骤计算 P-S-N 曲线族的中值曲线,并在此基础上近似推断随机变量 u 的方差 s^2 .

如图 1 所示,将试验确定的最好试件的 S-N 曲线近似对应于 P-S-N 曲线族中破坏率 $P = 0.13\%$ 的 S-N 曲线,将最差试件的 S-N 曲线近似对应于 P-S-N 曲线族中破坏率 $P = 99.87\%$ 的

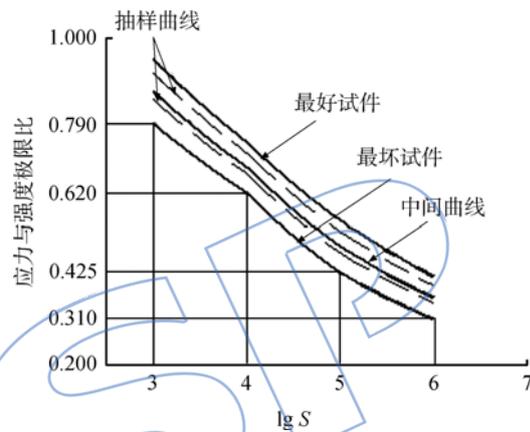


图 1 P-S-N 曲线族示意图

Fig. 1 Sampling diagram of P-S-N curves

表 2 飞行科目、飞行时间及任务混频结果

Table 2 Results of flight subjects, flight times and hybrid frequencies

科目	架次	飞行时间/h	任务混频	科目	架次	飞行时间/h	任务混频	科目	架次	飞行时间/h	任务混频
1	40	40.6300	0.00613	19	104	142.7300	0.02153	37	10	29.6000	0.00446
2	68	56.4600	0.00852	20	64	82.6000	0.01246	38	11	31.7600	0.00479
3	136	125.5300	0.01893	21	178	163.8300	0.02471	39	5	20.0600	0.00303
4	138	93.4300	0.01409	22	288	211.5000	0.03190	40	5	20.0600	0.00303
5	20	23.5600	0.00355	23	190	191.1300	0.02883	41	6	8.7600	0.00132
6	40	51.6000	0.00778	24	266	247.0300	0.03726	42	6	7.2000	0.00109
7	124	134.9300	0.02035	25	4	5.0000	0.00075	43	278	567.5600	0.08561
8	108	116.2600	0.01754	26	416	514.3300	0.07758	44	142	380.7000	0.05742
9	10	8.2300	0.00124	27	356	482.2000	0.07273	45	164	422.4600	0.06372
10	92	93.5000	0.01410	28	12	31.0300	0.00468	46	2	5.8600	0.00088
11	144	104.2000	0.01572	29	5	14.0600	0.00212	47	2	2.7300	0.00041
12	20	20.0600	0.00303	30	15	35.1000	0.00529	48	3	6.4600	0.00098
13	48	7.4300	0.00112	31	13	32.4300	0.00489	49	203	555.1300	0.08373
14	168	28.3300	0.00427	32	6	10.7600	0.00162	50	119	313.0000	0.04721
15	40	6.4600	0.00098	33	7	17.5300	0.00264	51	137	361.4600	0.05452
16	40	6.5300	0.00099	34	10	20.2600	0.00306	52	107	285.9000	0.04312
17	46	46.8667	0.00707	35	16	40.8300	0.00616	53	101	286.1300	0.04316
18	82	61.3333	0.00925	36	23	57.0300	0.00860				

S-N曲线,且对坐标系中任意横坐标 X ,做平行于纵坐标 Y 轴的直线,依次交最差试件的 S-N 曲线以及最好试件的 S-N 曲线于 $(X, Y_1), (X, Y_2)$.

1) 令 $Y = (Y_1 + Y_2) / 2$, 则点 (X, Y) 构成的轨迹对应 P-S-N 曲线族中破坏率 $P = 50\%$ 的 S-N 曲线.

2) 令 $6s = Y_2 - Y_1$, 则得到随机变量 u 的均方差 $s = (Y_2 - Y_1) / 6$.

2.3 随机应力剖面描述

2.3.1 有限元计算优化方案

某发动机的高压一级盘为 2Cr10NiMoVNb 材料的钢盘,轮盘向前倾斜,同时考虑高压一级盘内侧 37 个小孔以及外缘 47 个销钉孔的影响,采用三维有限元方案予以计算.图 2 给出了计算方案的网格划分图.在高压一级盘处于最大工作转速(12640 r/min)时,图 3 给出了等效应力计算结果.表 3 给出了分析结果.

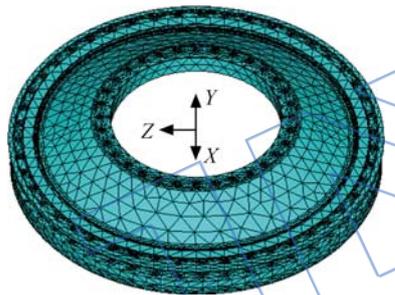


图 2 有限元三维计算网格
Fig. 2 Finite element 3-D computational grid

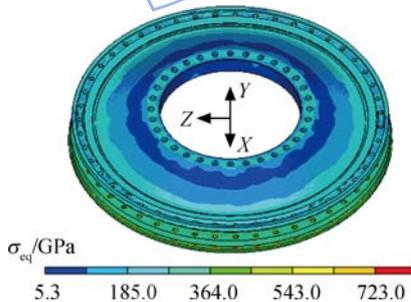


图 3 有限元计算等效应力云图
Fig. 3 Contours of finite element computational equivalent stress

表 3 等效应力分析结果

Table 3 Analysis result of equivalent stress

网格数	最大应力/MPa	最大应力点坐标 (X, Y, Z)	最大应力点位置
51950	813	(188.66, 86.23, -46.93)	销钉孔边缘

2.3.2 零部件随机应力剖面

作为示例,采用前面提出的计算方法,利用有限元分析软件对获得的某飞行参数记录进行瞬态有限元计算.某飞行参数记录中转速采样数目为 4189 个,有限元计算时间约为 30 h.图 4 给出了高压一级盘的最大等效应力的时程变化曲线.将有限元数值计算结果与文献[3]的 EGD-3 工程计算结果进行比较,发现 EGD-3 工程计算结果略小(7%左右).

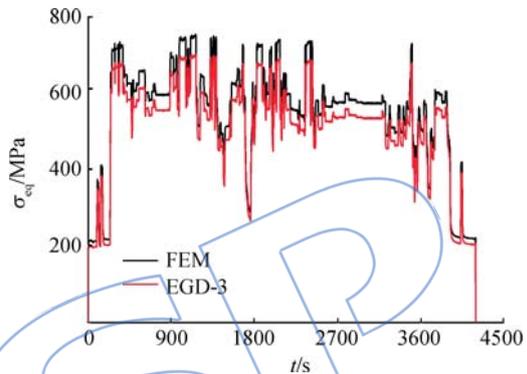


图 4 最大等效应力的时程变化曲线
Fig. 4 Time history curve for maximum equivalent stress

2.4 评定结果

以算例的高压一级盘的随机载荷谱和随机应力剖面为基础,用文献[3]和本文提出的概率计算方法,完成了单次飞行换算率、综合飞行换算率计算,并进行对比验证.

2.4.1 单次飞行换算率

如表 4 所示,按照概率法可获得高压一级盘单次飞行换算率的计算结果.其中,单次飞行换算率平均值为每小时 0.80068 循环,与确定性方法计算结果相差 2.0%.图 5 进一步给出了高压一级盘单次飞行换算率的概率密度曲线.

表 4 某次飞行参数的单次飞行换算率计算结果对比 (单位:循环/h)

Table 4 Comparison of computational results of single flight conversion ratio by a flight data (unit: circle/h)

部件	概率法计算结果			EDG-3 计算结果
	平均值	最大值	最小值	
高压一级盘	0.80068	0.97394	0.71317	0.81703

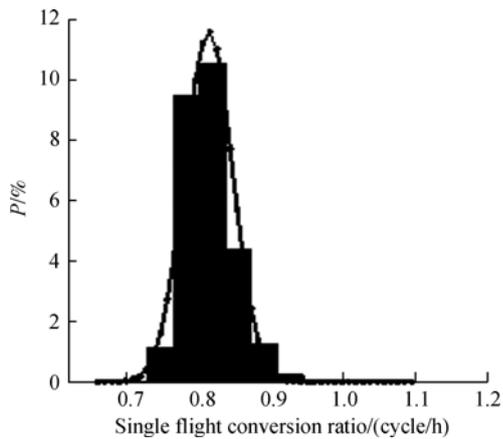


图 5 某次飞行参数的单次飞行换算率概率密度曲线

Fig. 5 Probability density curve of single flight conversion ratio by a flight data

2.4.2 综合飞行换算率

表 5 和图 6 分别为整个样本按改进算法得到的高压一级盘综合飞行换算率的平均值、最大值、最小值及按确定性方法计算得到的综合飞行换算率及其概率密度曲线.可以看出对于高压一级盘

表 5 某次飞行参数的综合飞行换算率计算结果对比 (单位:循环/h)

Table 5 Comparison of computational results of comprehensive flight conversion ratio by a flight data (unit: circle/h)

部件	概率法计算结果			EDG-3 计算结果
	平均值	最大值	最小值	
高压一级盘	1.5176	1.8200	1.4043	1.5310

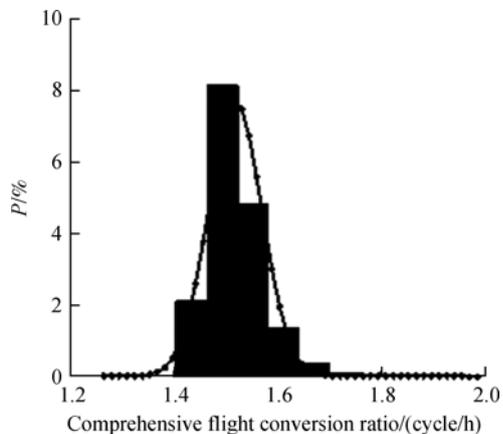


图 6 某次飞行参数的综合飞行换算率概率密度曲线

Fig. 6 Probability density curve of comprehensive flight conversion ratio by a flight data

按确定性方法所得综合飞行换算率计算结果与按概率法所得的平均值相当,且按概率法所得高低压一级盘的综合飞行换算率服从正态分布.

3 结 论

本文在调整发动机飞行换算率研究思路的基础上,考虑随机因素影响,探索建立发动机零部件工作寿命评定的概率方法,获得了以下结论:

1) 在考虑材料分散性和载荷随机性的前提下,对于单次飞行换算率,概率方法计算的单次飞行换算率平均值略小于确定性方法的计算结果,两者相差 2%;对于综合飞行换算率,概率方法计算的综合飞行换算率平均值也略小于确定性方法的计算结果,两者相差 1%.

2) 与确定性方法相比,按概率方法计算的单次飞行换算率和综合飞行换算率服从正态分布.

3) 在确定性方法上引入概率理论,说明了材料性能的随机性和发动机载荷的随机性造成了发动机实际工作寿命之间的差异.

参考文献:

[1] 国际航空编辑部. EGD-3 斯贝 MK202 发动机应力标准[S]. 北京:国际航空编辑部,1979:40-60.

[2] 苏清友. 航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M]. 北京:航空工业出版社,2003.

[3] 徐可君,叶新农. 航空发动机综合飞行换算率的确定[J]. 推进技术,2006,17(1):24-29.

XU Kejun, YE Xinnong. Study on assessment method of comprehensive flight conversion ratio for aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006,17(1):24-29. (in Chinese)

[4] 宋迎东,高德平. 发动机机动飞行类综合载荷谱研究[J]. 航空动力学报,2002,17(2):212-216.

SONG Yingdong, GAO Deping. Aero-engine composite maneuver loading spectrum derivation[J]. Journal of Aerospace Power, 2002,17(2):212-216. (in Chinese)

[5] 张勇,蔚夺魁. 航空涡喷涡扇发动机多参数载荷谱编制方法研究[J]. 航空发动机,2004,30(1):6-13.

ZHANG Yong, YU Duokui. Constitution of multi-parameter loading spectrum of turbojets and turbofans[J]. Aero-engine, 2004,30(1):6-13. (in Chinese)

[6] 夏毅锐,王永旗,徐可君. 基于飞行参数的某型发动机高压涡轮部件载荷谱编制[J]. 科学技术与工程,2010,17(7):1622-1627.

XIA Yirui, WANG Yongqi, XU Kejun. Establishment of turbine components load spectrum for a high-pressure motor based fly parameters[J]. Science Technology and Engineering, 2010,17(7):1622-1627. (in Chinese)

[7] 程礼,冯伟,陈卫. 航空发动机飞行任务剖面统计规律研究

- [J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 749-752.
CHENG Li, FENG Wei, CHEN Wei. Study of the statistical rules for flight mission profiles of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 749-752. (in Chinese)
- [8] 宋迎东, 高德平. 发动机飞行任务剖面的主成分聚类法[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 196-200.
SONG Yingdong, GAO Deping. The principal component analysis method for engine flight mission profiles categorization[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 196-200. (in Chinese)
- [9] 周楠. 航空发动机轮盘标准载荷谱编制方法[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
ZHOU Nan. Research on the method of a standardized fatigue test loading sequence for aircraft cold section engine discs[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [10] 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): 54-56.
SONG Yingdong, GAO Deping. Turbine engine composite route flight loading spectrum derivation [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 54-56. (in Chinese)
- [11] 宋迎东, 孙志刚. 操作相关的发动机载荷谱模型与仿真研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 727-730.
SONG Yingdong, SUN Zhigang. Model and simulation of aeroengine load spectrum related to operation[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 727-730. (in Chinese)
- [12] 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): 45-48.
HONG Jie, ZHANG Dajun, HAN Jibin. Design of life usage monitoring system of aeroengine critical part[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(1): 45-48. (in Chinese)
- [13] 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: 自然科学版, 2011, 12(1): 6-9.
ZHANG Haiwei, HE Yuting, CHENG Li, et al. Fatigue damage analysis of aircraft twin-engine[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2011, 12(1): 6-9. (in Chinese)
- [14] 宋迎东, 高德平. 航空发动机设计任务循环的选取[J]. 航空学报, 1999, 20(2): 158-160.
SONG Yingdong, GAO Deping. Choice of aero-engine design duty cycles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(2): 158-160. (in Chinese)
- [15] 李舜韶. 机械疲劳与可靠性设计[M]. 北京: 科学出版社, 2006.