

文章编号: 1000-8055(2003)06-0749-04

航空发动机飞行任务剖面统计规律研究

程 礼, 冯 伟, 陈 卫

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要: 采用某型教练机发动机的实测飞行数据, 以飞行剖面转速循环中的主循环为当量疲劳损伤特征, 进行了飞行任务剖面统计规律的研究, 重点研究不同飞行员操作所造成的损伤差异。研究表明: 由于飞行员驾驶水平的不同, 相同飞行任务对发动机造成的低循环疲劳损伤呈正态分布, 但不同飞行任务正态分布的统计参数是不同的, 这种差异不会因为飞行员操作水平不同而显著改变。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 飞行任务剖面; 疲劳; 统计规律

中图分类号: V 217⁺. 3;

文献标识码: A

Study of the Statistical Rules for Flight Mission Profiles of Aero-Engine

CHEN G L i, FEN G W ei, CHEN W ei

(Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Taking the equivalent fatigue damage of primary cycle as the character, the statistical rules for flight mission profiles of aero-engine are studied in this paper, mainly for different pilots' control actions. By using the actual flying data of a trainer engine, the low cycle fatigue damages of aero-engine made by different airplane pilots' control action in the same mission profile follow normal distribution, the values of normal distribution parameters in different mission profiles are different, but no salient change appears for different airplane pilots' control action.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; flight mission profile; fatigue; statistical rule

科学地确定发动机载荷谱是开展寿命和可靠性研究的基础。发动机载荷谱可分为整机载荷谱和零部件载荷谱。整机载荷谱由飞机和发动机的总体参数(如飞行高度、马赫数、过载、发动机功率、转速、燃气温度等)所构成, 又分为工作循环谱和惯性过载谱。整机载荷谱由发动机的使用条件和使用方法决定, 通常用飞行任务剖面 and 任务混频描述。零部件载荷谱由与该零件寿命、强度相关的载荷参数构成, 可以由整机载荷谱导出。

发动机的实际飞行任务千变万化, 军用飞机

的发动机更是如此。发动机在执行各种飞行任务时所承受的载荷都是不一样的, 但是在工程中不可能在所有飞行任务下进行试验和计算, 一般需将各种飞行任务合并成一个或几个典型任务^[1], 以此为基础开展发动机寿命和可靠性研究。

典型任务的合并原则是:

- (1) 飞行速度与高度的范围接近;
- (2) 疲劳循环次数接近;
- (3) 各功率状态持续时间接近;
- (4) 各功率状态的变化顺序相似。

收稿日期: 2002- 02- 04; **修订日期:** 2003- 05- 05

作者简介: 程礼(1963-), 男, 黑龙江哈尔滨人, 空军工程大学工程学院教授, 硕士, 主要从事航空发动机可靠性与故障诊断研究

这样就能保证典型任务在低周疲劳、蠕变和热冲击损伤三个方面与原任务相当^[2]。对典型任务进行空测或计算,辅助以台架测试数据就得到了典型任务下与发动机载荷相关的各参数的时间历程,即飞行任务剖面。再根据外场调查确定发动机飞行任务的出现频次,即任务混频^[3]。

在按上述思路确定发动机载荷谱时,将各种变量都进行了大量的简化、模糊合并,忽略了个体发动机在使用中受诸多不定因素影响而产生的个体发动机与机群的差异,实际隐含了相同飞行任务的剖面任务和任务混频是一定的假设,显然这是不符合实际情况的。

飞行任务剖面的不确定性主要受三个因素影响:

- (1) 同一飞行员执行同一个飞行任务,每个飞行架次是不完全一致的;
- (2) 不同的飞行员执行相同的飞行任务时,由于飞行技能的差异,存在的差异更大;
- (3) 环境大气条件和飞机载荷(在油量和载弹量等)的影响^[4]。

本文采用某型教练机发动机的实测飞行数据,以飞行剖面转速循环中的主循环为当量疲劳损伤特征,研究了飞行任务剖面对发动机造成的疲劳损伤的统计规律。

1 研究对象的选取和数据处理

发动机的载荷是随发动机的工作状态(慢车、额定、最大)改变而改变,也随飞机飞行高度、飞行速度和机动状态而改变。发动机在实际使用中,转速的变化是最直接的表现,因为转速变化则功率和温度也将作相应的改变,这就构成了发动机飞行的主要应力剖面。在估算疲劳损伤时,因为应力和转速平方成正比,温度影响仅是第二位的,所以可以选取转速作为载荷参数。

本文选取某型教练机飞行训练中具有代表性的起落、仪表、特技为研究科目,发动机数据是不同飞行员在同一机场、同一个月中完成同一科目的实测(飞参记录)数据,这样可以减少次要因素的影响。数据处理分为3步:

- (1) 采用两种数字滤波方法剔除和替代了实测数据野点,野点及替代点占整个数据的0.5%左右。
- (2) 进行压缩处理,其主要内容包括峰值检测 and 无效幅值省略,无效幅值省略采用美国

SAE 介绍的无效幅值省略模型,处理后剖面有效峰值点数为原始剖面峰值点数的6%左右。

- (3) 采用雨流计数法对离散的峰值序列进行计数^[5]。

2 疲劳损伤当量折算

经过上述数据处理,每一次飞行任务成为一系列的不同幅值的转速循环,这样可以看出各次任务的差异,但没有定量的比较。为此采用线性累积损伤理论将转速循环折算成当量疲劳损伤^[6]。

2.1 次循环的转换方法

一般来说每次飞行都只有一个0-最大-0的主循环,其他都是循环谷值和均值都不为零的次循环,寿命计算时需将这些次循环按照修正的 Goodman 图转换成对称循环或脉动循环。由此导出对称循环 σ_i 的表达式:

$$\sigma_i = \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{2 - K_0 \times \frac{\sigma_{\max} - \sigma_{\min}}{\sigma_b}} \quad (1)$$

式中: $\sigma_{\max}$ 为子循环峰值; $\sigma_{\min}$ 为子循环谷值; K_0 为构件疲劳极限强度分散系数; σ_b 为材料拉伸强度极限。

所有次循环均可按上述方法转换成对称循环。其中:

$$\sigma_{\max} = \left(\frac{n_{\max}}{N_{\max}} \right)^2 \cdot \sigma_{\max}$$

$$\sigma_{\min} = \left(\frac{n_{\min}}{N_{\max}} \right)^2 \cdot \sigma_{\max}$$

$N_{\max}$ = 发动机最大转速, $\sigma_{\max}$ = 实测发动机所受最大应力。

2.2 K 级应力折算

对发动机不同的应力循环可以将其分为 K 级,当把 K 级应力折算成某一当量循环时,以 S_{eq} 和 n_{eq} 分别表示当量应力幅和当量循环数, N_{eq} 表示在当量应力幅作用下的破坏循环数,按照损伤等效原则,有:

$$\frac{n_{eq}}{N_{eq}} = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} \quad (2)$$

对大多数金属材料,假定在中等寿命区内 ($10^4 \sim 10^6$ 破坏循环数) 应力幅 S_a 与相应的破坏循环数 N 呈幂函数关系,即:

$$S_a^M N = C \quad (3)$$

表1 飞行任务剖面当量损伤统计

Table 1 Equivalent fatigue damage of flight mission profile

	仪表	起落	特技
架次/次	16	17	22
空时/m in	—	—	—
主循环/个	16	17	22
其他循环/个	420	374	712
最大循环/(个/h)	1. 0476	4. 8697	2. 9329
最小循环/(个/h)	0. 9883	3. 3553	1. 6542
最大循环比	1. 0601	1. 4946	1. 7729
循环均值/(个/h)	1. 0165	4. 4019	2. 1248
标准偏差	0. 0181	0. 3184	0. 3507
样本方差	0. 0003	0. 0954	0. 1174
正态区间估计 $\alpha=0.05$	1. 0078	4. 2505	1. 9782
	1. 0254	4. 5532	2. 2711

式中 M 和 C 是常量。 M 值大小与循环特征、材料性质和试件外形有关。一般情况下 $M=5\sim 10$ 。 M 值取得越小越安全。当已知 M 值时,有:

$$S_{eq}^M N_{eq} = C \quad \text{和} \quad S_{ai}^M N_i = C \tag{4}$$

由以上两式消去 C ,得到:

$$\frac{N_{eq}}{N_i} = \left(\frac{S_{ai}}{S_{eq}} \right)^M \tag{5}$$

将上式中 N_i 代入式(2)可得:

$$n_{eq} = \sum_{i=1}^k n_i \left(\frac{S_{ai}}{S_{eq}} \right)^M \tag{6}$$

由式(1)可以得出 $\sigma_{1a} = S_{eq}$, 及 S_{ai} , 将 S_{eq} 和

S_{ai} 代入式(6), 得到 n_{eq} , 即将每一个应力循环转换为以发动机最大应力循环(主循环)为损伤当量的疲劳损伤, 因此对于每次飞行有:

$$n_{eq} = \sum_{i=1}^k n_{ieq} \tag{7}$$

由式(7)就可以得到每个飞行剖面的以主循环为疲劳损伤特征的当量损伤。

当取 $k_0=1.1, M=5$ 时, 计算结果见表1所示。由于可选项样本数量的限制, 采用正态概率坐标纸对样本分布规律进行检验, 如图1~ 图3所示。

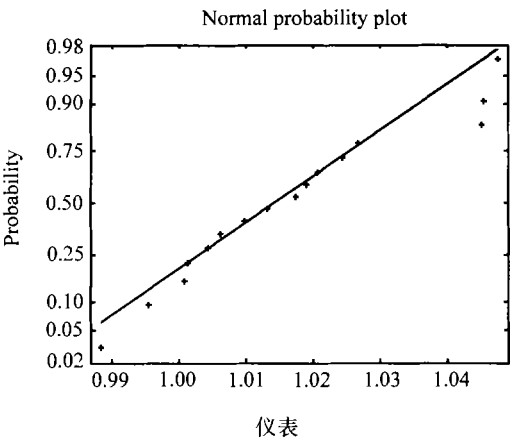


图1 仪表任务样本分布规律检验

Fig 1 Use normal probability plot to test for the distribution of flight mission A

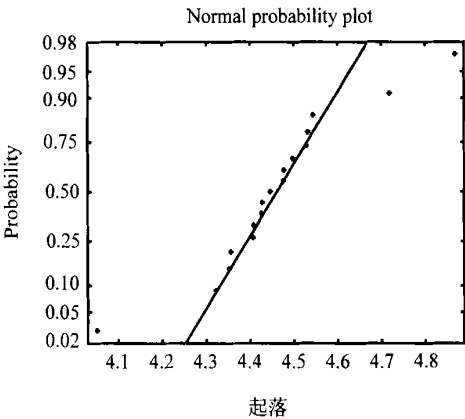


图2 起落任务样本分布规律检验

Fig 2 Use normal probability plot to test for the distribution of flight mission B

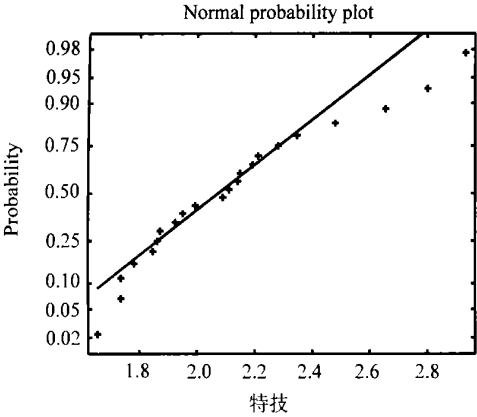


图3 特技任务样本分布规律检验

Fig 3 Use normal probability plot to test for the distribution of flight mission B

4 结 论

- (1) 相同的飞行任务对发动机的当量疲劳损伤由于不同的飞行员的操作是不同的, 采用正态概率坐标纸可以推定其符合正态分布。
- (2) 不同飞行任务剖面的统计规律基本相同, 但统计参数不同。这种差异不会因为飞行员

操作水平不同而显著改变。因此在合并飞行任务时必须考虑这种差异。

(3) 按正态分布规律, 可靠度为95% ($\alpha=0.05$) 计算, 相同飞行任务的当量疲劳损伤可能相差10%以上。

发动机飞行任务剖面统计规律研究是进行任务剖面合并的基础, 应该成为发动机载荷谱研究的重要环节。

参考文献

[1] 宋兆泓, 吴大观. 发动机寿命研究[M]. 北京: 航空工业出版社, 1987.

[2] 宋迎东, 高德平. 发动机飞行任务剖面的主成份聚类法[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 196- 200.

[3] 宋迎东, 高德平, 林宏镇. 教练机发动机加速任务试车谱编制[J]. 航空动力学报, 1999, 15(1): 47- 50.

[4] 李伟. 航空发动机整机载荷谱的散度研究[A]. 中国航空学会第四届小型发动机学术讨论会论文集[C]. 广西 北海: 2002: 113- 115.

[5] 冯伟. 某型发动机实测转速谱分析[D]. 西安: 空军工程大学工程学院, 2003.

[6] 高镇同, 熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京: 航空航天大学出版社, 2000.