

文章编号: 1000-8055(2010)03-0587-05

密集编队中飞机发动机的疲劳损伤差异

程 礼^{1,2}, 张海威², 王利敏²

- (1. 西安交通大学 机械工程学院 机械制造系统工程国家重点实验室, 西安 710049;
2. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 选取典型密集编队飞行任务, 利用实测飞行数据, 研究了在飞行动作几乎完全相同的条件下飞机发动机疲劳损伤的差异。经过二次雨流法统计循环次数和线性累积损伤理论折合成标准循环, 得出了密集编队中机长、僚机因位置不同而造成的发动机疲劳损伤的差异及其统计规律, 发现疲劳损伤差异分布为威布尔分布, 单机差异一般为 2~4 倍, 最大可以达到 9~10 倍。进一步揭示了发动机疲劳载荷/损伤的分散性和单机疲劳寿命监控的必要性。

关 键 词: 航空发动机; 编队飞行; 疲劳损伤; 统计规律

中图分类号: V235

文献标识码: A

Fatigue damage of aero-engine in intensive formation flying

CHENG Li^{1,2}, ZHANG Hai-wei², WANG Li-min²

- (1. State Key Laboratory for Manufacturing Systems Engineering,
School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. The Engineering Institute,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Using actual data in typical intensive formation flying, the variance between different aero-engines in almost the same flying conditions was researched. Aero-engine fatigue variance and its statistical rules due to different positions of the chief and the wing aircraft can be elicited, after the data were converted to the standard cycle by quadratic rainflow counting algorithm and the Miner damage accumulation. It is found that it accords with Weibull distribution, namely, single aircraft variance can reach 2~4 times and the maximal variance can reach 9~10 times because of the same reason. Furthermore, the variance of aero-engine fatigue load/damage and the necessity of single aircraft life monitoring are revealed.

Key words: aero-engine; formation flying; fatigue damage; statistical rules

航空发动机是飞机的“心脏”, 航空发动机的健康监控技术是开展视情维修的前提条件, 主要零部件(转子)的疲劳损伤监控是结构健康监控的重要工作。在新机研制过程中, 根据有关规范^[1-3]需要开展大量的载荷谱和疲劳寿命研究, 按参数构成可分为整机载荷谱和零部件载荷谱。载荷谱研究的成果是确定发动机设计寿命的基准和前

提。国内在航空发动机载荷谱方面开展了大量的工作^[4-8]。研究主要是针对某一型号的发动机机群进行的, 所得到的载荷谱通常是机群的均值谱, 据此确定的发动机寿命(按飞行小时计)与发动机个体的疲劳损伤存在着一定的差异。程礼^[9]发现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疲劳损伤呈正态分布, 而不同飞行任务

收稿日期: 2009-03-07; 修订日期: 2009-07-08

基金项目: 国家 863 项目(2007AA04Z410); 维修预研基金(5132701)

作者简介: 程礼(1963-), 男, 黑龙江哈尔滨人, 教授, 研究方向为发动机监控与故障诊断。

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.显然,载荷的分散将导致发动机寿命分散,但是并没有受到人们的高度重视.

发动机在实际使用中,转速变化很大,同时功率和温度也作相应的改变,这就构成了发动机飞行的主要应力剖面.对于压气机转子部件,根据应力和转速平方成正比,温度影响仅是第二位的假说,认为航空发动机疲劳损伤的主要原因是工作过程中转速的变化,而雨流计数法是处理交变载荷较为成熟的算法^[10].本文采用二次雨流法^[9-10]对实测飞行数据(发动机高压转子 N_2 转速)进行处理,通过对比6机密集编队中各架飞机发动机的疲劳损伤,研究了在飞行动作几乎完全相同的条件下飞机发动机疲劳损伤的差异,进一步揭示了发动机疲劳载荷/损伤的分散性和单机疲劳寿命监控的必要性.

1 典型密集编队飞行参数剖面

编队飞行是一种常见的多机飞行动作,为保证安全两机之间的距离一般在数十米.而密集编队飞行是一种特殊的多机飞行动作,在飞行过程中两机之间的距离在10 m以内,飞机的飞行动作几乎完全相同.例如1981年6月7日以色列空军采用6机和8机密集编队飞行欺骗雷达,长途奔袭成功摧毁了伊拉克的核反应堆.空中加油、飞行表演等也经常采用密集编队飞行.选取某飞行表演队飞行训练中最具代表性的6机表演训练科目作为典型密集编队飞行科目进行研究.该编队密集且没有位置变换、在国际飞行表演界被称为“魔鬼编队”的6机楔队斤斗(连续2个斤斗),如图1所示.

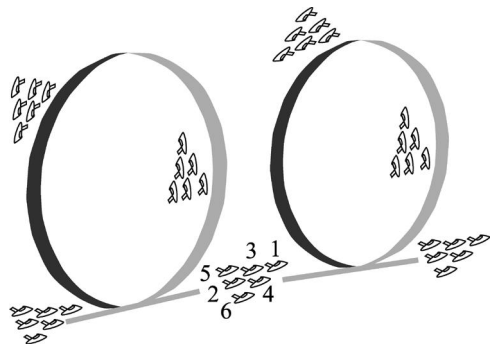


图1 6机“魔鬼编队”示意图

Fig. 1 Six planes in intensive formation flying

飞行“魔鬼编队”时,6架飞机时而斤斗、时而俯冲,前后左右之间相隔仅仅3~5 m,高度差仅为0.5~1 m,飞行速度高达200 m/s,只要0.05 s的动作失误就可能造成机毁人亡的悲剧,惊险程度无异于自叩魔鬼之门.

尽管“魔鬼编队”中各架飞机的飞行动作几乎完全一致,但通过对飞参数据分析可以发现各架飞机油门杆(PLA)位移和发动机转速存在较大差别(如图2所示).其中长机(1号机)的飞行具有主动性,因此波动十分简单,其余几架飞机(僚

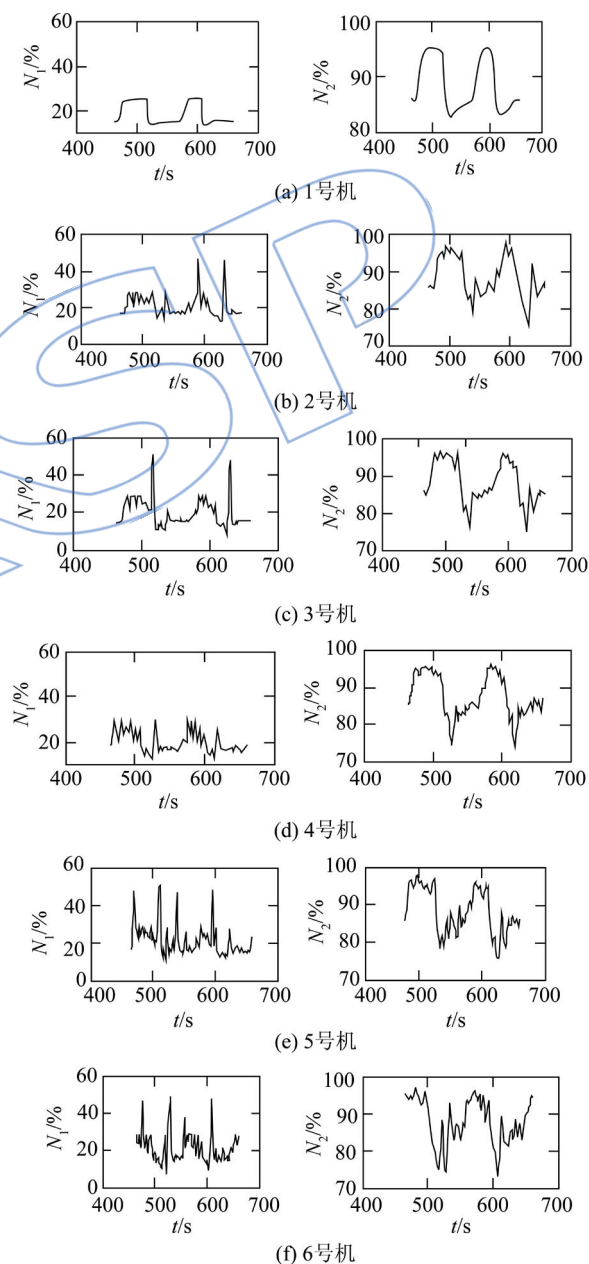


图2 “魔鬼编队”6机油门杆位移和发动机转速剖面

Fig. 2 Profiles of PLA displacement and rotating speed of six planes in formation flying

机)的飞行有一定的被动性,它们要与长机保持一定的位置关系,必须对它们之间的相对位置不断进行微小的调整,因此波动相对比较复杂。

2 疲劳损伤分析

2.1 飞行参数预处理

1) 截取任务参数

由于参加训练各架飞机发动机的启动时间不同且没有比较基准,要获得完全对应的任务段相当困难。

截取任务参数主要包括以下几个步骤:①根据飞行计划,确定参加训练的 6 架飞机,并利用飞行参数处理程序将数据转换到计算机中;②根据日期、起落数和飞机编号的分组统计,从大量飞行参数文件中摘出所选练习的数据文件,以任务号的形式给出;③根据“魔鬼编队”的飞行动作特点,先以飞行高度、速度和俯仰角为参考自动选取,再经过飞行员人工识别,找出所选特定动作的起始点和终止点时间;④在飞行参数中选取所需时间段来提取飞行参数,确保各架飞机研究的飞行参数与所示动作相吻合。最终在 3 个月上千飞行小时的飞行参数中共获取 12 组共计 61 个典型的 6 机楔队斤斗动作(将该动作定义为任务,尚缺 11 个任务)。

2) 剔除野点

由于飞参记录设备工作不稳定或各种电气干扰的存在,记录数据可能产生异常波动。因此,在飞参数据处理时,必须对这些突变数据进行处理。首先,应区分这些数据突变产生的原因,分清究竟是发动机性能的突变,还是数据采集系统的错误。然后采用数字滤波器对数据进行预处理^[11]。

实际计算发现,野点一般占整个数据的 0.5 % 左右。

2.2 利用雨流计数法统计转速循环

在完成了野点剔除、峰值检测 and 无效幅值去除,对高低压转子转速、发动机进排气温度等几个参数进行了数据压缩处理后,采用二次雨流法对一个任务段的发动机转速参数的实测数据(主要指对发动机高压(HP)转子 N_2)进行处理,结果如表 1。 N_2 的循环数统计结果见表 2,表中空白项为原始数据短缺造成。从表 2 可以发现,各任务段的完成时间基本相同,但转速循环幅值对应的循环数明显不同。

表 1 雨流法统计高压转子转速 N_2 结果(单位: %)
Table 1 Rain-flow result from HP rotor (unit: %)

序号	峰值 P_i	谷值 V_i	幅值 S_a	均值 S_m
1	95.595	95.309	0.286	95.452
2	96.440	95.165	1.275	95.803
3	97.041	97.025	0.016	97.033
4	97.775	96.869	0.906	97.322
5	87.665	86.540	1.125	87.103
...	...	...	...	...
10	97.041	94.634	2.408	95.838
11	95.465	93.044	2.421	94.254
12	86.225	84.455	1.770	85.340
13	83.720	82.670	1.050	83.195
14	86.924	86.390	0.534	86.657
...	...	...	...	...
16	87.156	86.421	0.735	86.789
17	88.430	87.794	0.636	88.112
18	88.640	86.030	2.610	87.335
19	93.740	90.725	3.015	92.232
20	97.280	80.150	17.13	88.715

表 2 高压转子在各任务段的循环次数
Table 2 High pressure rotor's cycle times in various missions

任务号	时间 /s	1号机 /次	2号机 /次	3号机 /次	4号机 /次	5号机 /次	6号机 /次
1	169	4	23	20	23	24	25
2	196	3	25	24	33	22	24
3	174	3	25	27	29	25	22
4	174	5	23	23	26	27	23
5	175	3	28	27		23	24
6	182	5	28	28	26		25
7	190	6	21	27	29	28	
8	200	5	29	30	21	28	
9	170	3	22	19	23	24	
10	197	3		27	20		14
11	163	4	20		19		21
12	188	6	25		20	20	
平均值	181.54	167.24	455.25	200.24	455.24	556.22	250

2.3 累积疲劳损伤分析

由于发动机转子的离心载荷与转速的平方成正比,根据等效原则将表 2 的各循环折合到标准循环.

综合 N_2 的所有循环,最大峰值为 100.025 %,最小谷值为 73.25 %,所有循环都在这一范围内,故本文选取标准循环为: $N_{\max} = 100.0\%$, $N_{\min} = 73.0\%$. 标准循环是发动机最大循环 ($N_{\max} = 105.0\%$, $N_{\min} = 0$) 损伤的 46 %. 由文献[9]推导,得到每个飞行剖面的应力循环转化为以主循环为疲劳损伤特征的当量损伤

$$n_{\text{req}} = \left\{ \frac{(N_{i\max}/N_{\max})^2 - (N_{i\min}/N_{\max})^2}{2 - k_0 \left[(N_{i\max}/N_{\max})^2 + (N_{i\min}/N_{\max})^2 \right]} \sigma_{\max}/\sigma \right\}^m$$

式中 $k_0 = 1.1$; $m = 5 \sim 10$; $\sigma_{\max}$ 为发动机承受的最大应力; σ 为材料的拉伸极限; $N_{\max}$ 为发动机最大转速; $N_{i\max}$, $N_{i\min}$ 分别为 i 次飞行剖面的最大转速、最小转速.

将表 2 循环折合到标准循环得到表 3.

表 3 高压转子的相对累积循环值

Table 3 HP rotor's relative accumulated cycles

任务号	1 号机	2 号机	3 号机	4 号机	5 号机	6 号机
1	2.2013	3.9747	2.8928	2.2548	6.4402	7.3552
2	1.0055	3.6797	3.3707	5.0315	5.3035	8.0051
3	0.9469	3.0136	2.8984	3.4522	3.6906	7.3806
4	0.9464	4.0769	2.6430	4.1819	4.3359	3.6661
5	1.2258	2.7456	3.6138		5.1580	6.9387
6	1.9852	5.2644	4.6967	5.6065		7.1075
7	2.3134	4.1848	3.8433	3.2638	4.3063	
8	2.0877	3.2886	4.2164	2.4861	4.3993	
9	1.8953	4.0407	2.6489	6.1763	3.3075	
10	0.6404		6.3020	2.6899		2.2409
11	1.0774	4.7270		3.4159		5.6345
12	1.9641	5.2934		1.8664	3.6349	

由线性累积损伤理论可知,疲劳循环数 $\sum N_i$ 与总疲劳数 N 之比为疲劳损伤,即 $n = \frac{\sum N_i}{N}$. 因此,可以通过各任务段的疲劳寿命累积循环数的比较来确定长、僚机之间寿命损伤的差异,得到表 4.

表 4 各僚机与长机疲劳损伤比值

Table 4 Fatigue damage comparison in formation flying

任务号	2 号机	3 号机	4 号机	5 号机	6 号机
1	1.80559	1.31411	1.02429	2.92556	3.34124
2	3.65950	3.35223	5.00389	5.27442	7.96122
3	3.18267	3.06103	3.64582	3.89760	7.79466
4	4.30775	2.79270	4.41872	4.58136	3.87369
5	2.23987	2.94811		4.20786	5.66062
6	2.65183	2.36587	2.82416		3.58025
7	1.80894	1.66136	1.41085	1.86147	
8	1.57519	2.01960	1.19081	2.10722	
9	2.13195	1.39761	3.25878	1.74510	
10		9.84072	4.20030		3.49930
11	4.38729		3.17045		5.22966
12	2.69515		0.95026	1.85070	
平均值	2.76779	3.07533	2.82712	3.16125	5.11758

2.4 疲劳损伤分布规律

考虑到疲劳损伤寿命大多符合正态分布或威布尔分布,加之子样数相对较少,所以采用正态概率坐标纸和威布尔分布概率坐标纸进行检验. 其结果检验对比,与威布尔分布最为接近,见图 3.

用解析法进行检验,表 4 长、僚机疲劳损伤比值数据符合威布尔分布 (特征寿命参 $\eta = 3.385$, 形状参数 $\beta = 1.994$), 均值为 3.4943, 方差为 1.8236. 说明飞机编队飞行时,长、僚机发动机在综合所有飞行任务时,疲劳损伤的差异分布为威布尔分布,且僚机疲劳损伤是长机疲劳损伤的 2~4 倍,相差大时,能够达到 9~10 倍.

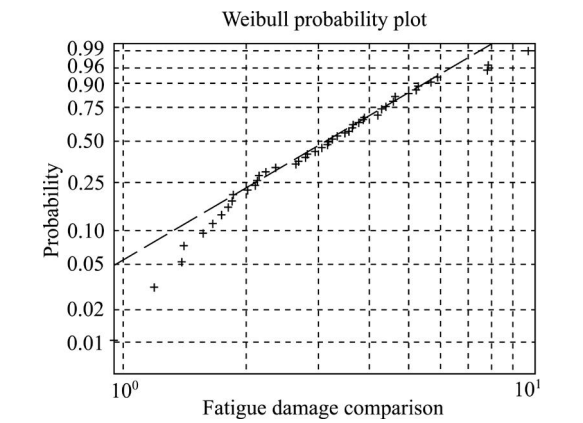


图 3 威布尔分布概率坐标纸检验结果

Fig. 3 Weibull probability graph

3 结 论

利用实测飞行数据研究了在飞行动作几乎完全相同的条件下飞机发动机疲劳损伤的差异,发现飞行动作微乎其微的差异,但可以造成对发动机显著的疲劳损伤差异,进一步揭示了发动机疲劳载荷/损伤的分散性和单机疲劳寿命监控的必要性.因此,在发动机的使用过程中,有必要对其位置进行合理的控制,保证飞行训练安全.研究结果表明:

1) 在飞机密集编队飞行时,尽管飞机的飞行动作几乎完全相同,但是由于所处位置不同,各架飞机发动机的疲劳损伤是不同的.长机发动机疲劳损伤最低,3、4号机次之,2号机又次之,5、6号机损伤最为严重.

2) 长、僚机发动机疲劳损伤的差异分布为威布尔分布,且僚机疲劳损伤是长机疲劳损伤的2~4倍,相差大时,能够达到9~10倍.

参考文献:

- [1] 国防科学技术工业委员会. GJB 241-1987 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S]. 北京:国防科学技术工业委员会军标出版发行部,1987.
- [2] US Department of Defense. MIL-HDBK-1783BW/CHANGE 2. Engine structural integrity program(ENSIP)[S]. Washington: US Department of Defense, 2004.
- [3] US Department of Defense. JSSG-2007B. Engines, aircraft, turbine[S]. Washington: US Department of Defense, 2007.
- [4] 宋迎东,高德平,林宏镇,等. 教练机发动机加速任务试车谱的编制[J]. 航空动力学报,1999,14(2):47-50.
SONG Yingdong, GAO Deping, LIN Hongzhen, et al. Formulation of a trainer engine accelerated test spectrum[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 47-50. (in Chinese)
- [5] 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): 54-57.
SONG Yingdong, GAO Deping. Turbine engine composite route flight loading spectrum derivation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4): 54-57. (in Chinese)
- [6] 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.
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).
- [7] 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. Aeroengine composite maneuver loading spectrum derivation[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 212-216. (in Chinese)
- [8] 苏清友,孔瑞莲,陈筱雄,等. 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, 2004.
SU Qingyou, KONG Ruihan, CHEN Xiaoxiong, et al. Guide for life of critical component of turbojet and turbofan engines[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] McInnes C H, Meehan P A. Equivalence of four-point and three-point rainflow cycle counting algorithms[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30: 47-559.
- [11] 王利敏,程礼. 基于数字滤波的飞行参数预处理新方法[J]. 航空发动机, 2004, 30(1): 40-42.
WANG Limin, CHENG Li. A new method of flying parameters preconditioning based on digital filtering[J]. Aeroengine, 2004, 30(1): 40-42. (in Chinese)
- [12] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉:华中科技大学出版社, 2002.