

双发飞机发动机疲劳损伤差异分析

张海威, 何宇廷, 程礼, 陈卫

(空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要 以某型飞机发动机实测飞参为依据,选取该机的典型飞行任务剖面,通过飞参数据的预处理、雨流计数法、线性累积损伤理论将提取的有效载荷折合到标准循环,并进一步将该典型任务剖面划分为4个典型区段进行疲劳损伤分析。统计表明,该型飞机配装发动机个体的疲劳损伤均服从威布尔分布,但单机损伤差异较大。在典型飞行任务段中,不同架次的同侧发动机在起飞段、巡航段相差3-4倍,降落段甚至相差超过10倍,而同架飞机上左右发动机的疲劳损伤差距相对较小。统计结果表明,发动机疲劳损伤的分布服从威布尔分布,通过开展单机寿命监控,可以更合理地安排飞行训练,延长发动机的使用寿命。

关键词 双发飞机;典型飞行任务剖面;疲劳损伤;单机监控

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.01.002

中图分类号 V235 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)01-0006-04

随着第四代战斗机的研制和发展,维修理念正在发生着重大的转变。美国即将装备部队的F-35战斗机上将装有故障预测和健康管理系统(PHM),使维修从以事件为主宰或与时间相关的维修方式向实时主动维修方式转变^[1]。由于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^[2-3]。本文以某型飞机实测飞参数据为依据,研究了双发飞机在典型飞行任务下配装发动机的疲劳损伤特点,为单机寿命监控提供了方法。

1 选取典型飞行任务剖面

根据飞机设计目的和作战使用的差异,不同的飞机对应着不同的飞行任务剖面,国外进行战斗机和战斗轰炸机的任务分析时,通常根据实际使用情况只考虑机动飞行或空战^[4]。本文选取了某型飞机的典型飞行任务“对地支援”,包括“高一低—高”、“低—低—低”、轰炸等飞行剖面^[5],采用飞行高度、飞行马赫数、发动机转速和发动机重心法向过载4个参数的主成份聚类法^[6],结合部队的实际使用情况,选取了执行特定的飞行任务的架次(共7架飞机800组完整起落,相对气压高度位于3 800-4 400之间、马赫数0.5-0.8之间)进行统计分析。并将该飞机的典型飞行任务剖面划分为起飞、爬升、巡航、战斗、巡航、下降等6个典型的飞行段,并进一步合并为起飞(起飞+爬升)、巡航(前、后巡航段)、战斗、降落(下降+降落)4个典型任务段。在各个独立的飞行段中,由于飞行动作的一致性(战斗段略有差异),可以将各个飞行段分别进行统计计算,得到各段的疲劳损伤。这样对于每个起落,通过各段的有机组合,可以更科学地安排训练任务,合理地利用发动机的剩余寿命。

2 航空发动机疲劳损伤计算方法

2.1 飞参数据的预处理

* 收稿日期:2010-09-15

基金项目:国家自然科学基金资助项目(50975284)

作者简介:张海威(1984-),男,山东文登人,博士生,主要从事飞机结构强度与使用寿命研究。

E-mail: konggd@126.com

飞参数据的预处理主要包括以下2方面:

1) 截取任务参数:①根据飞行计划,确定参加训练的7架飞机,并利用飞参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,摘取所选剖面的数据文件;③采用上文中的主成份聚类法,经过人工识别,选出典型飞行任务剖面的飞参数据。

2) 剔除野点。飞参记录系统由于系统本身的原因或受到外界环境的干扰,可能产生错误数据(即伪数据),这些数据必须经过预处理才能用于相应设备的性能分析。本文参考文献[7],采用RBF神经网络算法,进行转速的预处理,实际计算表明该方法可靠性较高,可以用于工程实践。

2.2 疲劳损伤统计方法

2.2.1 典型起落折合到标准循环

经过预处理后的转速 B_i 如果满足: $(B_i - B_{i-1})(B_i - B_{i+1}) > 0$, 则提取 B_i 并依次排列,即得到完整的转速峰值谷值序列。通过雨流计数法^[8],提取发动机高压转子转速的载荷。由于发动机转子的离心载荷与转速的平方成正比,按照等效原则,结合 Miner 线性累计损伤理论^[9-10],将每一转速循环折合到发动机最大应力循环(标准循环),即:

$$n_{ieq} = \left\{ \frac{\left(\frac{N_{imax}}{N_{max}} \right)^2 - \left(\frac{N_{imin}}{N_{max}} \right)^2}{2 - k_0 \sigma_{max} \left[\left(\frac{N_{imax}}{N_{max}} \right)^2 + \left(\frac{N_{imin}}{N_{max}} \right)^2 \right] / \sigma_b} \right\}^m \quad (1)$$

式中: $k_0 = 1.1$; $m = 5$; σ_{max} 为发动机承受的最大应力; σ_b 为材料的拉伸极限; N_{max} 为发动机最大转速; N_{imax} , N_{imin} 为 i 次飞行发动机高压转子的最大、最小百分比转速。

依据式(1),将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。由 Miner 理论,得到每次飞行应力剖面的低循环疲劳损伤为: $N_{ieq} = \sum_{i=1}^k n_{ieq}$ 。

2.2.2 最大折算标准的确定

实际情况下,每次飞行所对应的发动机最大转速都是不同的,而载荷的分级及次循环的累积叠加都是由最大载荷乘以一定的系数得到的,因此载荷折算标准的确定显得十分重要。通过计算,所有飞行训练中,发动机的转速最大峰值为 99.55%,最小谷值为 37.8%。因此,本文统计的标准循环取为 $N_{max} = 98.5\%$, $N_{min} = 40\%$,标准循环是最大循环($N_{max} = 100\%$, $N_{min} = 0$)的 69.50%。

3 航空发动机疲劳损伤的差异性分析

为保证统计的规律性,针对航空发动机在各个飞行阶段持续时间的不同,采用小时损伤数作为总损伤基本数据来进行寿命分析,对于不同的飞行任务段则采用每 100 s 产生的损伤作为依据。限于篇幅,图 1-3 分别列出其中 3 架飞机配装发动机(a 为左发,b 为右发)疲劳损伤统计的分布特点(η 、 β 分别为威布尔参数的特征参数和形状参数, μ 为损伤均值)。

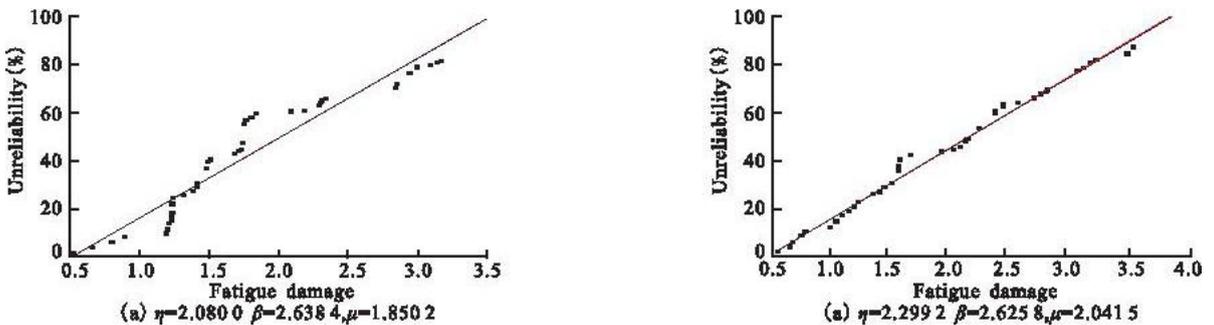


图1 1号飞机配装发动机的损伤特点分布

Fig.1 The twinjet's left and right engine in No.1 aircraft fatigue damage distribution

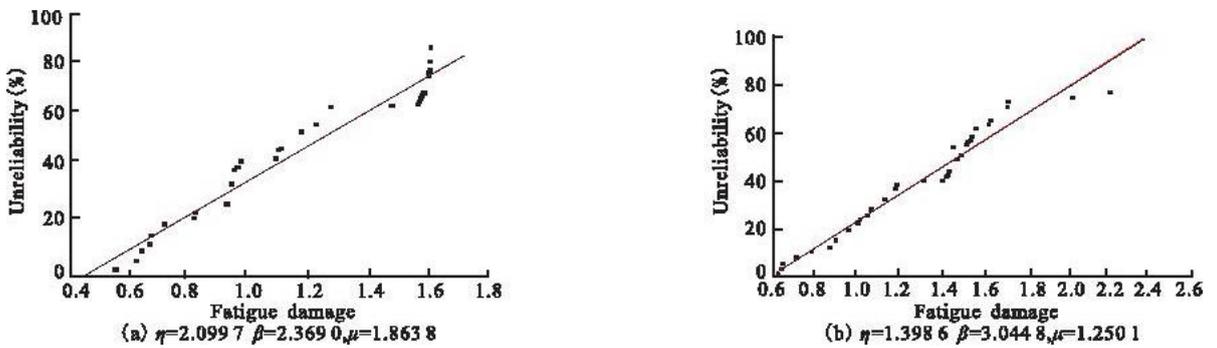


图2 2号飞机配装发动机的损伤特点分布

Fig. 2 The twinjet's left and right engine in No. 2 aircraft fatigue damage distribution

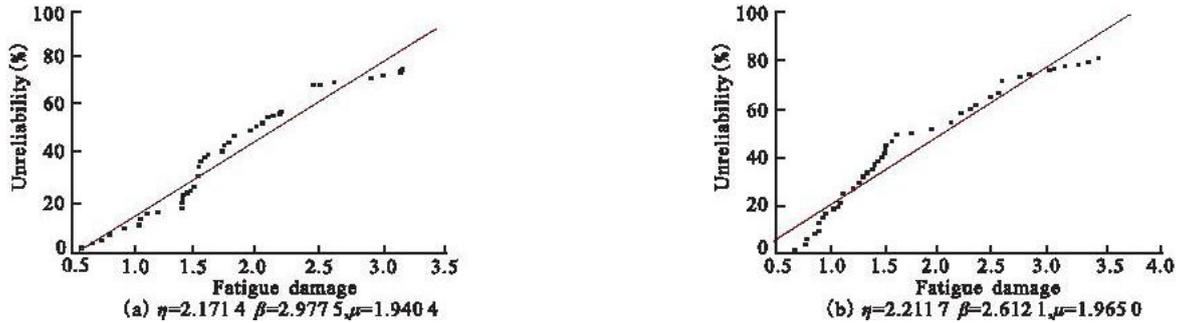


图3 3号飞机配装发动机的损伤特点分布

Fig. 3 The twinjet's left and right engine in No. 3 aircraft fatigue damage distribution

从统计结果看,各架飞机配装发动机的疲劳损伤均服从双参数的威布尔分布,但是左右发动机的形状参数明显不同,同架飞机上其差别最大可达到49%,因此有必要对单机损伤做进一步研究。

表1列出了7架飞机配装发动机各个典型区段以实测飞参的相对气压高度3 800作为起飞段和巡航段的分界点,巡航段和战斗段的分界由相对气压高度和重心法向过载的变化决定,战斗段和降落段的划分由任务完成情况决定。

表1 各架飞机发动机典型任务段疲劳损伤均值表

Tab. 1 the average fatigue damage of the every engine typical mission subsection

架次	左发				右发				总损伤	
	起飞段	巡航段	战斗段	降落段	起飞段	巡航段	战斗段	降落段	左发	右发
1	0.015 6	0.016 4	0.184 7	0.001 9	0.020 0	0.020 2	0.144 9	0.001 6	1.993 8	1.678 9
2	0.029 2	0.016 3	0.203 5	0.003 1	0.028 7	0.022 5	0.206 4	0.003 2	1.822 4	1.907 1
3	0.023 8	0.012 5	0.190 3	0.003 0	0.017 6	0.014 6	0.168 8	0.001 0	1.802 1	1.728 3
4	0.019 7	0.025 0	0.141 8	0.002 9	0.018 9	0.030 6	0.178 5	0.006 1	1.856 1	2.201 3
5	0.040 2	0.035 2	0.158 8	0.005 2	0.030 8	0.021 3	0.116 9	0.004 5	1.863 0	1.579 5
6	0.036 9	0.035 5	0.159 1	0.008 9	0.036 8	0.034 9	0.146 4	0.009 3	1.952 3	1.942 0
7	0.056 9	0.073 3	0.173 2	0.015 1	0.065 1	0.055 5	0.187 2	0.015 4	2.133 3	2.388 1
总均值	0.031 7	0.031 6	0.170 8	0.005 9	0.031 6	0.029 5	0.162 3	0.006 2	1.927 0	1.934 9
95% 置信 下限	0.029 4	0.025 9	0.164 1	0.004 7	0.028 3	0.026 5	0.155 9	0.005 1	1.487 0	1.415 6
95% 置信 上限	0.034 0	0.037 3	0.173 5	0.007 1	0.034 3	0.032 5	0.168 7	0.007 3	2.367 0	2.454 2

从表1纵向看,不同架次的同侧发动机损伤差别在起飞段最大相差3-4倍,爬升段相差3-4倍,降落段甚至相差超过10倍,即不同飞机上同侧发动机的疲劳损伤差别很大;从横向看,同一架飞机上左右发动机的典型任务段疲劳损伤情况也是完全不同的,二者之间的差距相对较小,最大超过20%。因此,采用机群定时维护的管理模式时,如果仅由最恶劣的使用状况决定发动机的寿命,会造成发动机过早大修或到寿,造成极大的浪费。因此,可以通过开展单机寿命监控,监测发动机机载飞行参数,分析预测发动机的剩余寿命,以便充分利用发动机的寿命潜力。

4 造成航空发动机损伤差异的原因分析

航空发动机疲劳损伤的分布在典型对地支援飞行任务剖面时具有一定的统计规律。在正常情况下,在起飞暖机、地面滑跑阶段,左右发动机的损伤基本是一致的,统计得到数个慢车—最大—慢车循环;在巡航阶段,由于飞机保持在一定的空域和一定的飞行速度下,发动机的转速变化并不明显;对地支援任务剖面下的机动动作,如俯冲爬升、横滚等,要求发动机转速很高,并且变化剧烈,是造成发动机疲劳损伤的最主要因素;脱离战区后的返航阶段,飞行姿态平稳,转速缓慢降低,损伤最小,这与飞行过程中的具体情况是吻合的。

5 结论

本文通过统计分析某型飞机实测飞参数据发现:

- 1) 在执行典型对地支援飞行任务时,发动机的疲劳损伤服从威布尔分布,但是单机疲劳损伤差别很大;
- 2) 提出典型飞行任务段划分方法,发现在战斗过程疲劳损伤最大,其次为起飞过程,再次为巡航过程,降落过程中损伤最小。

统计表明,利用实测飞参数据研究发动机的疲劳损伤和分布特点,对于延长发动机的使用寿命具有重要的意义,进一步揭示了开展单机寿命监控工作的必要性。

参考文献:

- [1] 中国科协. 2008-2009 航空科学技术学科发展报告[M]. 北京:中国科学技术出版社,2009.
China science union. 2008-2009 report aircraft in aeronautical science and technology[M]. Beijing: China science and technology press, 2009. (in Chinese)
- [2] 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.
FENG Yunwen, XUE Xiaofeng, FENG Yuansheng. Prolonging safely service life of old-age aircraft[J]. Journal of northwest polytechnical university, 2006,24(2):237-240. (in Chinese)
- [3] 刘文斑,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.
LIU Wenting, LI Yuhai, JIA Guorong. Evaluation and supervision of service life for aircraft structures under corrosive condition[J]. Journal of Beijing university of aeronautics and astronautics,1996,22(3):259-263. (in Chinese)
- [4] Barrett R J, Harris W R. Deterioration trending enhances jet engine hardware durability assessment and part management [C]//19th joint propulsion conference. Washington:[s. n.], 1983:1-5.
- [5] 王如根,程邦勤. 飞机推进系统总体设计[D]. 北京:国防工业出版社,2008.
WANG Rugen, CHENG Bangqin. General design in aircraft and propulsion system [D]. Beijing: National defense industry press,2008. (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 aeroengine power, 2002, 17(2):196-200. (in Chinese)
- [7] 李映颖. 基于 BP 和 RBF 神经网络对试飞数据预处理比较研究[J]. 计量与测试技术,2009,36(2):1-2.
LI Yingying. The pretreatment of the pre-processing data with BP and RBF neural network [J]. Metrology & measurement technology publishing,2009,36(2):1-2. (in Chinese)
- [8] McInnes C H, Meehan P A. Equivalence of four-point and three-point rainflow cycle counting algorithms[J]. International journal of fatigue,2008(1):547-559.
- [9] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉:华中科技大学出版社,2002.
CHEN Chuanyao. Fatigue and fracture[M]. Wuhan: Huazhong university of science & technology press,2002. (in Chinese)