飞机结构单机寿命监控的几个关键问题的研究

张泰峰，孙文胜，杨晓华，赵维义
（海军航空工程学院 青岛分院，山东 青岛 266041）

摘要：飞机结构的使用寿命取决于使用方法，实施单机寿命监控能够有效地体现出这种差异性。基于飞行参数监控的思想，综合考虑了计算精度和计算效率，对不同采样率和不同滤波门槛值的影响进行了分析，确定了适用的采样率和门槛值；综合分析了不同情况下外挂质量对损伤计算结果的影响，为飞机结构实施单机寿命监控提供了技术保障。

关键词：飞机；寿命监控；飞行数据；疲劳损伤
中图分类号：V216.6；V215 **文献标识码：**A
文章编号：1672－9242(2011)06－0006－04

Research on Several Key Problems of Individual Aircraft Fatigue Life Monitoring for Aircraft Structure

ZHANG Tai-feng, *SUN Wen-sheng*, *YANG Xiao-hua*, *ZHAO Wei-yi*
(Qingdao Branch of Navy Aeronautic Engineering Academy, Qingdao 266041, China)

Abstract: The life of aircraft structure depends on its manipulating methods, and individual aircraft fatigue life monitoring is an effective way to reflect the difference. Based on the theory of flight data monitoring, the influences of different sample rate and different threshold were analyzed in detail by considering its efficiency and precision, and the sample rate and threshold for certain aircraft were proposed. The influence of different suspension weights on calculation result of damage was discussed. The purpose was to provide theoretical basis for individual aircraft fatigue life monitoring.

Key words: aircraft; life monitoring; flight data; fatigue damage

飞机结构是飞机的载体，结构的失效将导致整个飞机的失效，因此飞机结构的使用寿命决定飞机的使用寿命。与结构的静强度不同，飞机结构的使用寿命不仅仅取决于设计用材、制造质量等固有特性[1]，同时也取决于使用方法，包括飞机使用的任务类型、每个任务类型的任务剖面以及每种任务飞行次数的比例。不同的任务类型或任务剖面对应着不同的飞行动作及持续时间，对飞机所造成的结构疲劳损伤也会有明显的差别[2]。因此在设计谱下定出的飞机疲劳寿命只能是该机群在设想使用情况下的机群平均寿命，并没有体现出个体之间的差异性。

随着飞行参数记录仪(FPR)在飞机上的广泛安

收稿日期：2011－09－07
作者简介：张泰峰(1976—)，男，满族，辽宁大连人，讲师，主要从事材料腐蚀疲劳研究。

装,使得基于单机实际载荷的“单机寿命监控”理念成为可能。文中以某型机多年的飞行数据为基础,采用基于飞行数据监控的方式,对该机寿命监控中的一些关键问题进行了研究。

1 飞行数据的预处理

一般来说,对飞行数据进行初步处理时要针对2个主要问题[3]:1)非真实数据的处理;2)确定合理的采样率。前者主要是对飞行记录系统在工作时受到噪音干扰、电子干扰等的影响而产生的一些数据丢失、数据失真和记录的非正常开始或结尾等情况准确判断、去伪存真[4]。考虑到该型机的飞行判读软件本身已经具备该项功能,因此飞行数据预处理的主要工作就是确定适用的采样率。

采样率是指在1 s内飞行记录系统对某参数的采集次数[2]。图1是一段飞行数据不同采样率的法向过载处理结果。可以看到,采样率为1时其峰值点在第9点,为2.732g;采样率为8时,其峰值点在第11点,为2.984g。很明显,后者更加真实。从载荷历程的总体趋势来看,采样率越高,与真实情况越接近。

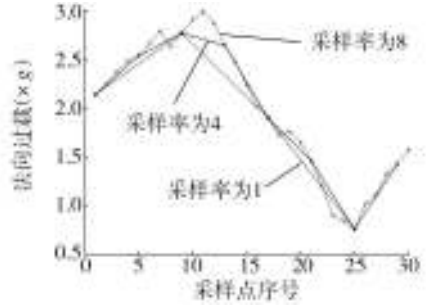

图1 不同采样率之间数据的对比

Fig. 1 The contrast of different sample rates

高采样率虽然能够比较真实地反映载荷历程,但是也会导致数据处理工作量的成倍增加。表1列出了某种飞机主要参数的最高采样率。对某飞机1个月的飞行数据分别按最高采样率和最低采样率进行处理,二者所需时间比率列于表1。从表1可以看出,采样率增高,处理工作量呈级数增长。因此从工作效率上讲,选择合理采样率是非常重要的。

为了确定该型机适用的采样率,跟踪了机群中8架飞机多年的飞行数据,分别采用采样率为1,2,4,8进行了损伤计算,结果如图2所示。随着采样率的增加,单机损伤量的计算结果也在不断提高。当采样率达到4时,其计算结果与采样率为8时相比误差在1%以内,这与文献[2]的研究结果相一致。当采样率取8时,尽管结果精度有所提高,但是幅度有限,导致由于计算工作量的增加,大批量飞行数据处理的效率下降较多。因此,确定适用于该型机的采样率为4。

表1 主要参数的采样率与计算效率

Table 1 The sample rate and computational efficiency of the main parameters

飞行参数	采样率	与采样率为1相比的处理时间比率
时间t	1	1
纵向过载N_x	2	3.245
法向过载N_y	8	12.478
侧向过载N_z	2	3.341
俯仰角 θ	1	1
倾斜角 γ	2	3.245
真攻角 α_t	4	6.735

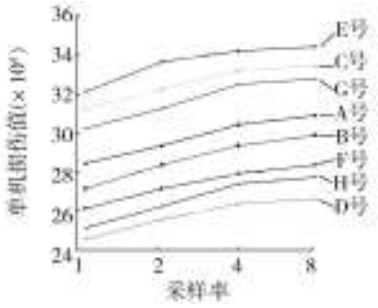

图2 单机不同采样率的损伤计算结果

Fig. 2 Individual aircraft damage results for different sample rates

2 低载截除水平

经过雨流计数后的过载曲线中包含有许多微小波动,研究证明这些小过载循环对机体结构的疲劳损伤影响可以忽略不计[5]。因此,应将相应的微小波动过滤掉。目前滤波的方式主要有2种:1)按照过载循环幅值的门槛值进行截除;2)根据一段飞行时间内出现的大幅值过载循环数量进行保留。2个标准中的门槛值或者保留循环数量统称为低载截除水平。不同类型的飞机其截除水平的确定主要基于经验,一般认为:固定翼飞机主要采用门槛值标准;以

机动载荷为主的战斗机、攻击机其门槛值不小于0.5g;以阵风载荷为主的运输机、轰炸机则取0.2g[6]。

门槛值过低,将会使大量低载水平并入计算,计算工作量大;门槛值过高,则会把对机体有明显损伤作用的载荷历程过滤掉。因此,确定一个合理的门槛值对于得到真实的单机损伤量是非常重要的。在研究跟踪了机群多年的飞行数据以后,以0.1g为级差,范围为0.1g~0.8g,计算单机损伤值。表2中列出了其中8架飞机的计算结果。

上述结果中,以门槛值为0.1g为基准,计算其它

表2　不同门槛值对应下的单机损伤量

Table 2　Individual aircraft damage for different thresholds

门槛值	损伤量							
	A	B	C	D	E	F	G	H
0.1g	306 103.1	299 415.4	338 825.6	264 872.1	345 728.1	281 224.3	328 645.2	276 642.1
0.2g	305 941.5	299 214.5	338 613.4	264 016.2	345 264.1	280 716.9	328 429.8	275 516.2
0.3g	305 711.8	297 412.6	336 986.2	263 771.4	344 934.5	279 869.8	327 781.5	273 856.8
0.4g	304 728.2	293 422.4	334 114.2	263 122.1	343 117.2	274 532.1	324 109.6	268 541.3
0.5g	303 245.3	287 352.8	331 768.2	258 821.3	336 844.5	269 267.3	323 812.5	264 643.2
0.6g	299 646.1	285 623.9	325 867.2	251 342.8	330 445.3	263 198.7	322 865.4	263 412.6
0.7g	293 586.6	278 916.4	320 086.5	245 139.7	322 324.1	257 267.3	320 963.1	257 415.8
0.8g	286 948.7	268 258.0	318 436.2	240 657.4	313 984.5	256 648.4	316 782.6	253 847.5

门槛值所得到的损伤量误差,8架飞机的计算结果如图3所示。随着门槛值的提高,每架飞机的机体损伤量都在不断增加。由于不同飞机所经历的载荷历程不同,同一门槛值所造成的载荷取舍的影响也相差较大。当门槛值定为0.3g时,8架飞机的损伤量误差基本上都控制在1%以内,而且工程计算过程中计算效率较高,因此确定适用于该型机的门槛值为0.3g。

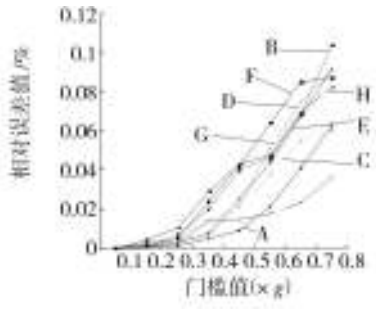

图3　不同门槛值的损伤量误差

Fig. 3　The damage errors for different thresholds

3　起飞质量的影响

在进行飞机疲劳分析和损伤计算时,需要对实测的法向过载进行当量化处理,即折算成相对标准起飞质量下的过载[2]:

当量过载=实测瞬时过载×飞机瞬时质量÷标准起飞质量

飞机瞬时质量=空机和飞行员质量+剩余燃油质量+外挂质量。

上式中,空机和飞行员质量在同一个飞行起落架中为常量,剩余燃油质量从理论上讲可以根据飞行数据获得。以往的研究认为,战斗机外挂质量对飞机结构疲劳损伤影响不大,因此一般以典型状态为代表。陈志伟等[1]的研究结果表明,飞机起飞时可变的外挂质量是飞机实际载荷的重要部分,起飞外挂质量差别对于战斗机疲劳寿命的影响很大,结果分散度达设计基准的27%。

基于以上考虑,在对该型机进行单机寿命监控的过程中,应该考虑其外挂的影响。通过跟踪2架飞机297架次的飞行训练记录,对其外挂情况进行了统计分析,按质量由低到高列出共10种,以m_i表示,i=1,2,…,10,见表3。

从表3可以计算出2架飞机因外挂而增加的质量为590.2 t,平均每架飞机每次飞行的外挂质量为1.987 t。图4表明,该型机起落次数与外挂质量之间基本呈现正态分布的态势。这说明机群飞行训练已经步入正轨,水平比较稳定。按此分布可以确定该

表3 外挂与起落次数统计

Table 3 The statistics of take-off and landing and suspension weights

情况分类	外挂质量/t	起落次数	增加外挂总质量/t
1	m_1	2	$2m_1$
2	m_2	9	$9m_2$
3	m_3	27	$27m_3$
4	m_4	35	$35m_4$
5	m_5	36	$36m_5$
6	m_6	48	$48m_6$
7	m_7	52	$52m_7$
8	m_8	43	$43m_8$
9	m_9	31	$31m_9$
10	m_{10}	14	$14m_{10}$

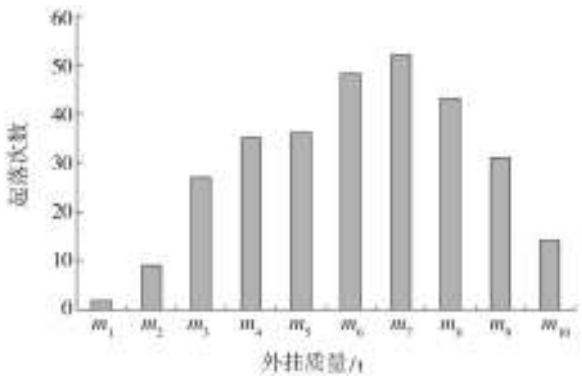

图4 起落次数与外挂质量的关系

Fig. 4 The relationship between suspension weights and take-off /landing times

型机按95%可能性的安全裕度进行每次飞行的外挂质量,并计算其相应的单机损伤量,确定其剩余寿命。另一方面,考虑到这种外挂的影响主要取决于部队各年度的飞行训练计划,而后者又受到飞机服役时间长短、决策等因素的影响,具有很大的随意性。因此要准确计算飞机单机损伤量还需要从确定每架次实际起飞的外挂质量入手。由于该型机的飞行数据中没有表征各外挂点状态的量,因此在计算过程中调阅了机群多年的飞行训练计划,进行数字化处理后再结合飞行科目,确定外挂方案和外挂质量,进而计算单机剩余寿命。图5列出了以该型机剩余疲劳寿命为基准,分别采用"不计外挂影响"、"按95%安全裕度计算外挂影响"和"实际单机外挂质量"3种方式10架飞机的计算结果。

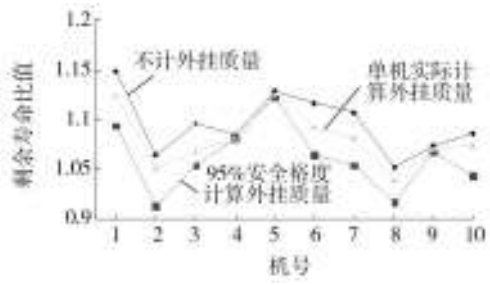

图5 外挂质量对损伤计算结果的影响

Fig. 5 Effect of suspension weights on damage results

图5表明,按照单机寿命监控的思想,该机群所有飞机都能够延长一定的使用寿命。因此,进行单机寿命监控能够有效地挖掘出飞机的寿命潜力,同时也说明该型机进行寿命试验时的标准谱安全系数是比较高的。从计算结果可以看出,在不计外挂质量的情况下,寿命延长得较多;相比之下,当计及95%安全裕度时,寿命潜力则有不同程度的下降。这主要是因为此种情况下飞机外挂质量覆盖范围较广,具有较高的安全裕量。因此,计算过程中几乎每个载荷历程中的当量过载都有所增加,从而造成单机损伤量增加。如果按单机实际外挂质量计算,该型机的剩余寿命又有一定程度的提升。这主要是因为该种算法考虑了飞机列装以来的所有外挂质量,而该型机在前期飞行训练水平必然较低,外挂方案不丰富且质量较低。因此这一阶段的影响计算在内,就使得剩余寿命更加贴近于不计外挂质量影响的计算结果。这也从另一个角度说明,尽管在飞行训练较为稳定的情况下,短期内可以对外挂质量的规律进行适当的参考分析,从长期来看飞机外挂质量基本上是不具有统计规律可循的。

4 结论

1) 不同机型应确定其适用的采样率、门槛值,否则将会对单机寿命监控计算结果和计算效率都产生较大影响。对于文中研究的机型而言,其适用的采样率为4,其适用的门槛值是0.3g。

2) 飞机外挂质量对于单机寿命监控的结果也有较大影响,但是用统计分析的方法计算会有一定程度的误差。由于该型机的飞行数据中没有体现外挂状态的参数,因此实际统计单机外挂质量工作量

(下转第23页)

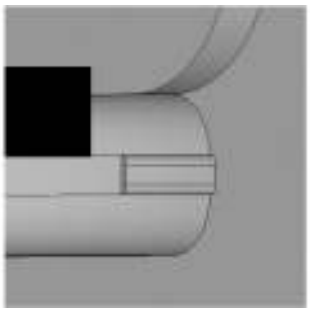

图6 药柱伞盘铲槽处理

Fig. 6 Process diagram of the shovel slot in grain umbrella disc

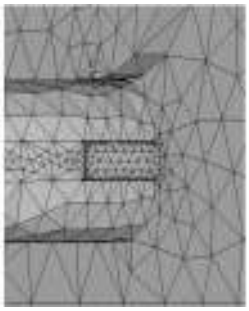

图7 药柱伞盘铲槽处理网格划分

Fig. 7 Mesh division of the shovel slot in grain umbrella disc

表2 修复前后药柱Von-Mises应力和应变值对比

Table 2 The contrast of Von-Mises stress and strain before and after restoration

Von-Mises	药柱伞盘		药柱后部	
等效值	含裂纹	修复后	含裂纹	修复后
应力/MPa	0.443	0.276	0.583	0.284
应变/%	15.893	10.959	21.085	9.010

3 结论

导弹武器的定寿延寿工作已开展了几十年,但是当前定寿延寿工作中还存在延寿工作粗放、仿真评估技术不足和全寿命周期理念缺乏等问题。因此,笔者提出了多级有限元的概念,并基于多级有限元方法给出了导弹结构定寿延寿的更为精细的策略和步骤。在定寿延寿工作中还考虑了服役环境及损伤的影响。以固体火箭发动机药柱结构为例,对药柱结构在遭受环境及损伤条件下的强度和寿命影响进行了分析计算。结果表明,该方法科学合理、便于使用,可对导弹结构质量进行科学准确的跟踪和评价,为导弹结构定寿延寿工作提供了一定的理论参考。

参考文献:

[1] 王铮. 固体火箭发动机使用寿命的预估和"延寿"[J]. 推进技术,1999,22(1):23—28.

[2] 常新龙,余堰峰,张有宏,等. HTPB推进剂老化断裂性能试验研究[J]. 火炸药学报,2010,33(5):56—58.

[3] JUDGE M D. An Investigation of Composite Propellant Accelerated Ageing Mechanisms and Kinetics [J]. Propellants Explosives Pyrotechnics,2003,28(3):114—119.

[4] 孙海滨. 固体火箭发动机药柱结构完整性数值分析[D]. 南京:南京理工大学,2009.

[5] LIU C T. Investigating the Constraint Effect in a Particulate Composite Material [R]. Florida:Air Force Research Laboratory,2002.

(上接第9页)

非常大。这从一定角度说明了该型机的飞行记录仪在后续进行数据选取设计时应该充分考虑单机寿命监控的需要。

参考文献:

[1] 陈志伟,朱青云,薛军,等. 战斗机单机寿命监控中起飞质量的影响[J]. 航空学报,2009,30(4):678—682.

[2] 刘文斑,王智,隋福成,等. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京:国防工业出版社,2010.

[3] 吴建刚,陈志伟,李曙林,等. 飞行记录数据计算机处理的有关问题研究[J]. 计算机仿真,2007,24(2):18—21.

[4] 高海龙. 某飞机重心过载谱的编制[D]. 西安:空军工程大学,2001.

[5] 李岩,鲍蕊,田海玲. 随机谱中小幅载荷对裂纹扩展寿命的影响[J]. 飞机设计,2008,28(3):8—12.

[6] 王钊. 基于飞行数据的运八飞机单机寿命监控技术研究[D]. 烟台:海军航空工程学院,2010.