技术专论

单机寿命监控中飞行时间的确定方法及影响研究

张泰峰[1]，刘勇[2]，李高产[2]，陈星强[2]
（1. 海军航空工程学院 青岛校区，山东 青岛 266041；2. 中国人民解放军92407部队，辽宁 绥中 125200）

摘要：对飞机实际的飞行时间判断正确与否将直接影响到对飞机损伤量的计算。对两种飞行时间确定方法进行了对比，分析表明，通过发动机转速同时结合地速为判断准则，可以更为准确地从飞行参数数据中提取飞行时间。评估了8种机型损伤量的计算结果，对比表明，对于经常使用加力状态起飞的飞机或起降性能一般的飞机来说，飞行时间上的变化会对损伤量的计算值产生较大影响。

关键词：飞行时间；损伤；寿命监控
中图分类号：V215.5 **文献标识码：**A
文章编号：1672－9242(2012)05－0075－04

Study of Flight Time Judging Methods in Aircraft Life Monitoring and Their Influence

ZHANG Tai-feng[1], *LIU Yong*[2], *LI Gao-chan*[2], *CHEN Xing-qiang*[2]
(1. Qingdao Branch of Navy Aeronautic Engineering Academy, Qingdao 266041, China;
2. Unit 92407 of PLA, Suizhong 125200, China)

Abstract: Proper judgment of flight time for an aircraft will directly influence calculation of the aircraft damage. Two methods for flight time judgment were compared and analyzed. It was concluded from the analysis that flight time can be more accurately obtained from the flight data when the rotating speed of the engine is used in combination with the ground speed as the judging standard. Damage of eight types of aircraft was calculated. The results showed that the variation of flight time greatly influence calculation of the damage when aircraft taking off in the afterburning state or with ordinary aerodynamic performance in take-off and landing.

Key words: flight time; damage; life monitoring

传统的飞机结构寿命指标为疲劳寿命与日历寿命，这两个寿命指标值往往是在出厂时由供货方依据订货方的要求提供的，通常是依靠特定环境下的疲劳(耐久性)及损伤容限试验结果加以评定分析得到的[1-4]。然而，飞机使用寿命并不能完全取决于设计用材、制造质量等固有特性，很大程度上取决于飞机的实际使用情况[2]。随着飞行参数记录仪(FPR)的广泛安装，可以采集到反映实际飞行历程的参数

收稿日期：2012-03-31
作者简介：张泰峰(1976—)，男，满族，辽宁庄河人，硕士，讲师，主要研究方向为材料的腐蚀与疲劳。

集，如起落架收放位置、各方向过载系数、机上燃油余量、发动机转速、地速等，经过相关的技术处理能够形成每架飞机的“飞行载荷谱”，从而为单架飞机损伤及寿命监控奠定基础[5]。由于FPR记录的时间是从发动机开始工作为计时起点，发动机停止工作为计时终点，也就意味着FPR所给的飞行数据里，除了空中飞行时间外，还包括地面试车、准备、滑行等时间。因此编制实际飞行载荷谱时需要将反映飞机飞行的数据段确定出来，即确定飞机的实际飞行时间段[6]。

1　飞行时间的确定方法

1.1　通过起落架位置开关量（方法1）

在一般飞机FPR记录的数据中，都有3个描述起落架收放状态的参数，用于记录前起落架和左、右主起落架的位置（数值为1表示起落架放下，数值为0表示起落架收上）。通过对这3个开关量数值的判读来确定飞行时间的起始点和终止点，其规则为：当3个起落架开关量均由1变为0时，开始计时；当3个起落架开关量均由0变为1时，计时结束。

表1为某机部分FPR数据，采用上述确定规则，其飞行时间为$\Delta t=t_2-t_1$，即需要提取的FPR数据基本时间段为t_1到t_2间的数据。

表1　利用起落架开关量确定飞行时间

Table 1　Determination of flight time by aircraft landing gear switch value

飞参记录时间/s	前起落架开关量	左主起落架开关量	右主起落架开关量
0	1	1	1
…	…	…	…
t_1	1	1	1
–	0	0	0
…	…	…	…
–	0	0	0
t_2	1	1	1
…	…	…	…

实际上考虑到飞机离地到一定高度后才收回起落架，着陆前一定高度先要放下起落架，因此对上述的结果还需要进行相应的修正。刘文珽等[5]的研究认为，每个起落多加2 min，即可以使得计算得到的飞行时间与外场的飞行日志统计时间基本一致。

1.2　通过地速结合发动机转速（方法2）

通过判读起落架位置参数来确定飞行时间主要有2个方面的不足：1）起落架位置参数采集准确度易受到实际起落架工作状态及电子设备工作性能的影响，因此可能在判读过程中出现误判；2）其判读后的修正时间依机型不同有较大的差异，因此其修正后的飞行时间可能与实际情况有一定出入。

鉴于此，提出基于飞机地速结合油门杆位移确定飞行时间的方法。通过对多种型号飞机调查后发现，飞机在地面滑行时其地速都低于5 m/s，可以用此数值作为确定起飞时间的起点。由于飞机在起飞时经历很短时间即可加速到5 m/s以上，因此其确定的飞行时间不需要再做后期的修正。此外，考虑到飞机加力起飞的情况及可能产生的误判，同时引入发动机转速为判断条件。其判断准则为：飞机的地速应不小于5 m/s，且发动机转速（或双发转速）大于80%。

2　影响评估

2.1　对飞行时间准确性的影响

对现役的8种机型按质量从小到大计为A到G。分别按两种方法进行飞行时间计算，并与外场实际飞行时间进行了对比，统计周期为0.5 a。以t_r表示外场飞行日志记录时间，t_c表示FPR所记录的数据时间，t_k表示通过两种方法确定出的飞行时间，最后的结果见表2。

引入参数t_w用于表征不同飞机每个架次飞行时间的误差量，$t_w=(t_k-t_r)/n$，n为该型机在统计时间区间内的飞行次数，其计算结果如图1所示。

由图1可以看出，对于中轻型的A，B，C，D型机来说，两种方法的计算结果基本相当。比较后可以发现，对A和B两种轻型飞机而言，采用方法1和方法2的计算结果都与实际的飞行时间相吻合，每个架次时间误差都控制在2 s左右；尤其是A型机其计算结果甚至要高于实际飞行时间，这说明由于飞机起飞至着陆时间较短，因此采用2 min的时间修正对

表2　不同方法的飞行时间计算值

Table 2　Calculation results of flight time in different methods

s

机型	t_r	t_c	t_k	
			方法 1	方法 2
A	213 516	274 533	219 679	210 213
B	152 496	201 346	150 341	150 911
C	259 668	283 341	270 411	258 585
D	231 156	273 019	246 972	227 102
E	346 752	449 871	324 621	337 210
F	384 840	532 145	373 837	378 121
G	196 720	231 099	183 416	188 796
H	203 380	321 096	161 255	188 217

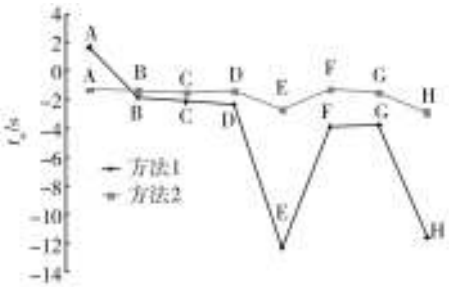

图1　各机型单架次平均飞行时间误差

Fig. 1　Average flight time deviation of single sortie for different plane types

于这4型机是基本合适的。但是随着飞机质量不断增加,其起飞至着陆时间在一定程度上会增长,这就导致了E,H两型机用方法1的计算结果要明显小于飞行日志记录时间这一现象。这样在进行FPR数据批处理及最后编制载荷谱的时候容易漏掉部分载荷历程,进而可能会对后续损伤计算的结果造成一定影响。相比而言,F和G型机则是特例,这两型机虽然起飞质量较大,但是配合大推力的发动机和自身气动设计,仍然保持着较好的起飞着陆特性,因此采用方法1得到的计算结果是其单架次飞行时间误差不超过4 s。从以上分析可以看出,方法1对于不同机型并不具有广泛通用性,其结果的精度更多依赖于飞机的起降特性,而方法2对8种飞机都保持了较高的计算精度,具有良好的适应性。

2.2　对损伤计算结果的影响

确定了飞机的实际飞行时间,即可以获得飞机实际的飞行载荷历程。通过伪值去除、滤波、雨流计数等一系列过程,编制出飞机的疲劳载荷谱。该疲劳载荷谱表现为一系列的过载循环($\Delta G_i, R_i$)。其中,$\Delta G_i = G_{\max,i} - G_{\min,i}$为第$i$次循环的过载变程,而$R_i = G_{\min,i} - G_{\max,i}$为第$i$次循环的循环特征比。采用基于索德伯格公式的方法,一段飞行历程的总损伤为:

$$D = \sum_{i=1}^{k} \left(\frac{(\Delta n)_i}{1 - R_i \dfrac{(\Delta n)_i}{n_{xz}(1 - R_i)}} \right)^m \tag{1}$$

式中:n_{xz}为不同机型的限制过载,可由相关技术文件确定;m为材料的分散系数,一般取$m=4$[7]。

对8种型号的飞机半年的FPR数据分别采取了方法1和方法2来确定飞行时间。考虑到对比的精确性,又根据飞行日志记录手动找出了FPR中真正的飞行时间段,从而编制飞行载荷谱,计算损伤,其结果见表3。

表3　不同方法的损伤计算结果

Table 3　Calculation results of damage by different methods

序号	机型	损伤计算结果		
		方法 1	方法 2	方法 3
1	A	72 286.4	72 284.2	72 296.1
2	B	53 914.1	53 911.4	53 917.4
3	C	124 830.6	125 630.6	125 669.7
4	D	136 429.5	137 322.5	137 322.5
5	E	245 891.3	256 847.6	256 891.2
6	F	266 599.5	270 865.1	271 015.3
7	G	169 534.8	170 533.9	171 102.1
8	H	164 977.6	173 977.6	175 001.4

将表3中的计算结果按各型机的标准损伤量进行折算,可以得到3种计算结果下的当量飞行小时数,如图2所示。

表3的结果表明,A,B,C,D型机两种方法计算出来的损伤量基本相当,且与实际损伤结果基本吻合。A型机尽管通过方法1计算的时间较实际飞行时间长,但是这种多余的时间段在损伤计算过程中将被滤波过程过滤掉,不会对总损伤产生较大的贡献。从E,F,G,H型机的计算结果来看,由于方法1计算时间要比实际时间减少了一定值,可能会导致载荷历程的缺失。E型机在半年内经历了37次加力起飞,由于飞机加力都是从起飞线开始的,且加力的

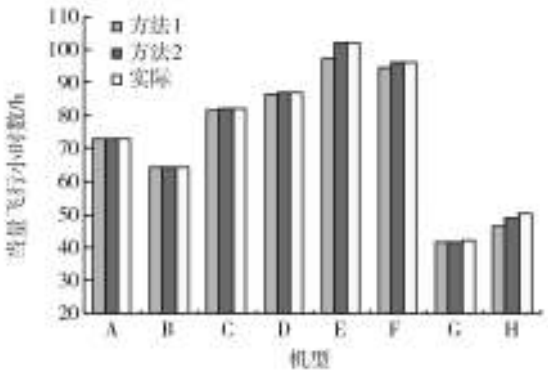

图2　各机型当量飞行小时数

Fig. 2　Equivalent flight time of different aircraft types

时间不会太长，因此方法1很难计及其影响，从而造成损伤的结果与实际情况相差较大。此外，在飞机着陆过程中也容易产生较大的过载，如果没有计及这一部分载荷历程，也会对最后的损伤值产生一定的影响。不难看出，通过方法2计算飞行时间后再计算损伤，其结果与实际情况基本吻合。

损伤计算值的误差将会直接影响到对当量飞行小时的计算。图2中可以看出，误差最大的是E型机，半年中方法1的计算结果与实际当量飞行小时数相差达4.33 h，而方法2的结果基本与实际情况相当，这也充分证明了其合理性。

3　结论

1）从冗长的FPR数据中提取出飞行时间段是单机寿命监控的首要工作。如果时间段过长将会增加数据处理量，降低计算效率，而时间段过短则可能会影响计算精度。文中提出的采用地速结合发动机转速的判断准则较好地解决了这一问题。

2）对于经常使用加力起飞或起降性能一般的飞机而言，飞行时间确定不准将有可能使产生较大损伤的载荷历程缺失，因此合理确定飞行时间对于飞机损伤计算结果的影响不可忽略。

参考文献：

[1]　何宇廷. 基于飞机结构寿命包线的飞机结构单机寿命监控[J]. 中国工程科学，2006，8(6)：23—27.

[2]　石荣，李郑琦，王学德，等. 飞机结构日历寿命研究现状及关键问题[J]. 中国腐蚀与防护学报，2008，28(6)：381—384.

[3]　张福泽. 飞机日历翻修期与总日历寿命确定方法和预计公式[J]. 航空学报，2005，26(4)：458—460.

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

[5]　张泰峰，孙文胜，杨晓华. 飞机结构单机寿命监控中的几个关键问题的研究[J]. 装备环境工程，2011，8(6)：6—9.

[6]　刘文珽. 单机寿命监控技术指南[M]. 北京：国防工业出版社，2010.

[7]　王智，刘文珽，王磊. 单机结构疲劳分散系数研究[J]. 机械强度，2009，31(1)：150—154.

（上接第55页）

经OPUS10运算，可以得到系统的备件优化清单，包括各LRU或SRU采购及在各个装备点库存单等信息。

4　结论

通过理论分析与实例可以看出，备件优化可以大大减少部分组件的库存量，同时将平时易耗损件的备量保持在一定水平，保证了飞行任务的完成；可解决由于缺货的原因而造成部队为完成任务可进行横向串件的问题；可提前预测重要部件的备件量，解决关键部件在不能及时得到维修的现状，消除目前借拼装来完成任务的问题。备件优化是保障战备完好性的重要手段，它的研究必将促进综合保障的发展。

参考文献：

[1]　徐廷学. 基于备件库存的舰炮使用度建模与仿真[J]. 装备环境工程，2010，7(5)：132—137.

[2]　章国栋. 系统可靠性与维修性的分析与设计[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，1990.