

文章编号:1000-6893(2009)04-0678-05

# 战斗机单机寿命监控中起飞重量的影响

陈志伟, 朱青云, 薛军, 王智

(北京航空工程研究中心, 北京 100076)

## Effect of Take-off Weight in Fighter Fatigue Life Monitoring

Chen Zhiwei, Zhu Qingyun, Xue Jun, Wang Zhi

(Beijing Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China)

**摘要:** 飞机不同的装挂重量使飞机每次起飞时实际载荷变化。主要通过飞行参数记录仪(FPR)记录的数据研究战斗机起飞外挂重量对飞机结构疲劳寿命的影响。对某型飞机的一次完整飞行,按不同起飞外挂情况计算其损伤比值,结果表明分散度达到设计基准的 27%。通过调查飞机挂弹架次比例,发现情况变化随意性很强,基本无统计规律可循,因而按每架次实际起飞外挂重量计算疲劳损伤显得尤为必要。对 3 架飞机近 3 000 架次记录数据的分析表明,按实际起飞重量计算的结构疲劳损伤比按设计情况要轻约 20%。这一研究结果为基于实际载荷监控进行单机延寿挖潜提供了技术支持。

**关键词:** 飞机寿命; 寿命监控; 外挂重量; 载荷历程; 疲劳; 损伤

**中图分类号:** V215.5      **文献标识码:** A

**Abstract:** The suspension weights of a fighter alters the actual service load for each take-off. How the variation of take-off suspension weights affects the structural fatigue life is investigated through surveying actual flight parameter recorder (FPR) data. For the fighter involved in the investigation, scatter in fatigue damage caused by take-off suspension weights during one flight can reach 27% of the design criteria. The investigation shows that actual take-off suspension weights change considerably and irregularly, so it is important to calculate fatigue damage based on actual suspension weights for each flight. Analysis results of the complete recorded FPR histories for three aircrafts show that the actual fatigue damages are about 20% lighter than the design assumption, which provide technical support for extending individual aircraft service life based on load/life monitoring.

**Key words:** aircraft life; life monitoring; suspension weight; load history; fatigue; damage

现代飞机的造价十分昂贵,使得人们总想充分挖掘现役飞机的使用潜力,让其尽量长期服役多飞一些时间,即延长其使用寿命从而获得显著经济效益。然而一旦飞机出现结构故障就有可能影响飞行安全,其代价更是十分惊人,又使得设计人员害怕因小失大而放大安全裕度系数,倾向于把飞机寿命控制得过分保守。充分发挥寿命潜力与适当控制安全风险,这一对矛盾一直困惑着航空业界所有从业人员,也推动着飞机寿命研究与管理的技术创新<sup>[1-2]</sup>。随着对材料、结构疲劳现象的研究不断深入,对疲劳损伤机理的认识不断更新,对疲劳寿命预测有了一些手段方法,使得人们对固定使用状态下的寿命预测结果有了一定信心<sup>[3]</sup>。

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,它还在很大程度上取

决于飞机的实际使用情况。脱离实际使用情况是不可能将飞机的寿命通过计算、试验等方法准确确定的。给飞机确定寿命时,用来进行计算与试验的载荷谱都是假定某些特定使用状态的设计载荷<sup>[4-5]</sup>。在设计谱下定出的同型飞机疲劳寿命只能是该机群在“预期使用情况”下的“机群平均寿命”。基于机群平均寿命的概念进行寿命管理,就会永远陷于寿命潜力与安全风险这对矛盾中而不能超脱出来<sup>[6]</sup>。

随着现代电子技术的发展,飞行参数记录仪(FPR)已广泛安装在现代飞机上,已经能够用较低的成本长时间比较完整地监测每架飞机的使用情况与载荷<sup>[7]</sup>。这样基于单机实际载荷的监测数据而控制每架飞机的飞行小时寿命的“单机寿命监控”理念<sup>[8-9]</sup>,在控制安全风险前提下为充分发挥单机寿命潜力开启了一条可行之路。

“单机寿命监控”关键是利用飞行检测仪器(目前主要是机载 FPR)实时记录下飞机飞行中的全部历程有关参数。通常各可测参数按等时间

间隔采样,数字化后存储下来,每次(或几次)飞行后将存储的数据转录到计算机上,经过必要的数据处理,形成“实际载荷谱”<sup>[10-11]</sup>;然后根据飞机结构的设计固有疲劳特性,用“实际载荷谱”计算出结构实际疲劳损伤来调整每架飞机的飞行小时寿命。FPR所记录的与飞机实际使用载荷有关的参数<sup>[7]</sup>,主要是重心处的各方向过载系数(加速度传感器测量)、机上燃油余量(油量表)等;也有时直接在指定关键部位处测量记录应变(应力)历程。飞机起飞时的装载重量也是飞机实际载荷的重要部分,但往往不能直接测得,需要间接计算获得。本文主要研究这种起飞重量变化对飞机结构疲劳损伤的影响。

## 1 疲劳损伤度量

结构承受一次载荷循环的“相对疲劳损伤”通常参照等幅疲劳  $S-N$  曲线定义为

$$d'_i = 1/N_{fi} \quad (1)$$

式中:下标  $i$  用于标识谱中的载荷循环; $N_{fi}$  为  $S-N$  曲线上相应于该循环载荷的破坏周次。

典型的  $S-N$  曲线<sup>[12]</sup>通常表示为

$$N_{fi} S_i^m = C \quad (2)$$

式中: $m$  和  $C$  为由试验确定的材料常数。

将式(2)代入式(1)得

$$d'_i = S_i^m / C \quad (3)$$

式中:分母  $C$  的作用看起来就是把损伤归一化为无量纲的相对参数,因此其分子项  $S_i^m$  可定义为“广义疲劳损伤”(有特定量纲,为载荷的  $m$  次方)

$$d_i = S_i^m \quad (4)$$

式(2)~式(4)中的参数  $S$  用于表征该载荷循环的特征,可将该载荷循环的峰值与幅值结合起来考虑综合为一个参数“当量循环应力”,最常用的定义可表示为

$$S_i = S_{\text{eqv},i} = (S_{\text{max},i} - S_{\text{min},i})^{r-k} \times S_{\text{max},i}^k \quad (5a)$$

式中:常数  $r, k$  通常取值为  $r=1, k=0.5$ , 以便平衡载荷峰值与幅值的相对影响;这样,该载荷循环的“当量循环应力”为

$$S_{\text{eqv},i} = \sqrt{(S_{\text{max},i} - S_{\text{min},i}) S_{\text{max},i}} \quad (5b)$$

假定全谱的相对损伤按照 Miner<sup>[13]</sup>线性法则累积,即

$$D' = \sum d'_i \quad (6)$$

那么总的广义疲劳损伤(以下简称“损伤”)为

$$D = \sum S_{\text{eqv},i}^m =$$

$$\sum [(S_{\text{max},i} - S_{\text{min},i})^{m/2} \times (S_{\text{max},i})^{m/2}] \quad (7)$$

FPR 记下的重心过载系数  $n_g$  并不直接就是飞行载荷。真正作用在飞机上的瞬时载荷,与当时飞机的重量、油量及装载重量都有关系,即

$$P(t) = n_g M = n_g (M_1 + M_2 + M_3) \quad (8)$$

式中: $M$  为飞机起飞重量; $M_1$  为飞机固定重量,包括空机重量、固定不变的基本设备、固定的机组人员等; $M_2$  为飞机的瞬时油量,由机上油量表测量记录在 FPR 数据中; $M_3$  为飞机在每次起飞时可能变化的装载重量,可能是乘客、货物或武器外挂不同。

对于飞机上的大部分结构,其内部应力与全机载荷呈线性关系,即

$$S = AP(t) \quad (9)$$

将式(8)的载荷  $P(t)$  代入式(9),那么按式(7)即可计算出疲劳损伤为<sup>[14]</sup>

$$D = \sum S_{\text{eqv},i}^m =$$

$$A^m \sum [(P_{\text{max},i} - P_{\text{min},i})^{m/2} \times (P_{\text{max},i})^{m/2}] = A^m \sum M_i^m [(n_{g,\text{max},i} - n_{g,\text{min},i})^{m/2} \times (n_{g,\text{max},i})^{m/2}] \quad (10)$$

式(9)和式(10)中, $A$  代表从全机总载荷转化为某特定结构部位内应力的线性系数(细节特征),即使对同型飞机,对不同部位细节  $A$  值也会不一样。当并不专指某特定部位而是泛指“全机载荷”时,往往也直接把式(10)右端求和项(也相当于简单令  $A=1$ )简称为“全机疲劳损伤”(本文后面的飞机疲劳损伤即指这种含义)。假使考察同型飞机的某特定部位, $A$  值会生成一个固定的影响系数。在计算损伤或寿命时,虽然  $A$  值会影响损伤计算绝对值,但本文后面主要对计算损伤或寿命参照某基准情况进行对比,在求比值时,分子、分母中的相同影响系数会抵消掉,无论  $A$  值为何值都不会影响相关结论。

## 2 起飞重量对疲劳损伤的影响

通常认为战斗机外挂重量对飞机结构疲劳损伤影响不大,一般不仔细考察具体外挂,仅以典型构型状态为代表。下面将以战斗机配挂不同武器的构型差异实例,来仔细考察一下起飞重量对疲劳损伤(寿命)的影响。

首先计算比较飞行中经历一次过载循环(如

1g~3g)所造成的疲劳损伤差别。

设定某机型的  $M_1$  为 17 020 kg, 考虑下述 5 种主要构型差异情况。

**情况 1** 作为对比基准的设计状态: 油量  $M_2=3\ 000\ \text{kg}$ ,  $M_3=1\ 380\ \text{kg}$ 。

**情况 2** 主油箱油量加至  $M_2=6\ 000\ \text{kg}$ , 不外挂武器及副油箱, 即  $M_3=0\ \text{kg}$ 。

**情况 3** 油量  $M_2=3\ 000\ \text{kg}$ , 飞机的外挂点按某种配置基本挂满,  $M_3=1\ 670\ \text{kg}$ 。

**情况 4** 油量  $M_2=3\ 000\ \text{kg}$ , 飞机的外挂重量按照某种统计平均取为  $M_3=160\ \text{kg}$ 。

**情况 5** 随机抽取某次实际飞行的重量情况, 油量  $M_2=4\ 000\ \text{kg}$ , 飞机外挂重量  $M_3=330\ \text{kg}$ 。

对全机而言以情况 1 作为基准(100%), 取  $m=4^{[12]}$  来计算损伤比值, 比较结果见表 1(看比值可完全将 A 值影响去掉)。

表 1 不同起飞重量的一次循环损伤比值

Table 1 Damage ratios for different take-off weights of one cycle

情况	挂弹和挂架重量/kg	起飞重量/kg	损伤比/%
1	1 380	21 400	100.00
2	0	23 020	133.90
3	1 670	21 690	105.53
4	160	20 180	79.07
5	330	21 350	99.07

表 2 不同起飞重量一次飞行的疲劳损伤比

Table 2 Damage ratios for different take-off weights of one landing

情况	挂弹和挂架重量/kg	起飞重量/kg	雨流		变程		升变程	
			损伤/kg <sup>4</sup>	损伤比/%	损伤/kg <sup>4</sup>	损伤比/%	损伤/kg <sup>4</sup>	损伤比/%
1	1 380	23 900	1 182.70	100.00	576.70	100.00	551.80	100.00
2	0	22 520	921.98	77.95	449.87	78.02	430.11	77.95
3	1 670	24 190	1 243.90	105.17	606.37	105.16	580.32	105.17
4	160	22 680	949.76	80.30	463.37	80.36	443.06	80.30
5	510	23 030	1 012.70	85.62	493.98	85.67	472.43	85.62

### 3 起飞重量对多次飞行累积损伤的影响

为了弄准战斗机每架次起飞时都挂了什么弹, 一般是比较困难的。仔细研究该型飞机的全部 FPR 记录数据, 数据中对每个挂点都有一个“开关量”指示该挂点是否有悬挂物; 由此可以根据该挂点可能挂弹情况计算该点所挂重量。按 FPR 记录的挂点“开关量”及预知的装挂重量就可解算出每次飞行的不同装挂重量, 把逐个飞行的真实起飞重量纳入疲劳损伤累积计算过程中。

从表 1 可以看出, 仅上述 5 种情况中, 最重情况 2 的损伤比基准情况大出约 34%, 而最轻情况 4 又比基准情况损伤小约 20%, 损伤分散度超出了基准的 50% 以上。因此可见, 即使对于战斗机, 起飞外挂重量差别对飞机疲劳损伤(寿命)的影响也是十分重要的。

表 2 中对一次完整飞行中的所有(多个)随机峰谷序列计算“总损伤”, 求和时把 A 的影响隔离开不计, 即令  $A=1$  计算所谓的全机疲劳损伤。计算时首先随机取了一次实际飞行记录数据( $M_2=5\ 500\ \text{kg}$ ,  $M_3=510\ \text{kg}$ )作为情况 5, 其余各情况统一取  $M_1=17\ 020\ \text{kg}$ ,  $M_2=5\ 500\ \text{kg}$ ,  $M_3$  则按前述所设外挂情况变化。考虑了用不同的循环计数方法累积损伤进行比较: 以一个变程(反复)作为一个半循环的变程计数法。一个加载变程作为一个整循环的升变程计数法以及雨流计数法。表 1 仅对一次全循环计算损伤, 不同计数方法的结果不会有差别。不同计数方法的差别<sup>[15]</sup>通过表 2 就可看出来: 按雨流计数法计算的疲劳损伤和总是最大; 两种变程计数方法结果比较接近, 都小于雨流计数方法。无论哪种计数法, 各外挂情况的损伤比值结果相同(差别小于 0.1%), 一致说明起飞重量差别对飞机疲劳寿命的影响十分重要, 损伤分散度约为基准的 27%。

随机统计了一定量的 FPR 记录数据, 计算出挂弹的重量及相应挂架的分布情况(见表 3)。统计数据覆盖装备该机型的多个部队, 飞行时间跨 3 个年度, 抽样飞机 18 架, 随机抽样起落为 146 架次。表 3 说明, 实际起飞挂弹变化比 2 节所列更多更复杂, 各架次的差别会很大(仅按实际油量未按起飞油量细归类就已有 6 种情况), 进行单机载荷/寿命监控时, 应该充分考虑各个起落架次起飞重量的不同对疲劳损伤(寿命)造成的影响。按实际起飞重量计算的损伤结果也列于表 3。

表3 挂弹重量统计情况及损伤计算

Table 3 Cases of suspension weights and their damages

情况	起落次数	比例/%	挂弹重量 /kg	挂架重量 /kg	计算损伤 /kg <sup>4</sup>
1	2	1.37	420	240	583
2	5	3.42	360	150	14 579
3	11	7.53	255	90	10 029
4	1	0.68	210	120	238
5	40	27.40	105	60	57 934
6	87	59.59	0	0	34 052
合计	146	100	9 855	4 740	423 883

如果按照表3的统计样本计算,可得每飞行起落的平均挂弹重量约为67.5 kg,平均挂架重量为32.5 kg;如按覆盖85%以上可能性的安全裕度(正态分布假设)考虑,则保守的“典型挂弹重量”应为180 kg,相应挂架重量为86.6 kg。当然,平均挂弹重量或典型挂弹重量会随着统计样本不同而稍有变化。用这些平均值或典型值作为代表值,或按设计挂弹状态,对上述146次起飞样本按某种统一的挂弹重量计算疲劳损伤,并与分别按实际起飞重量计算的损伤结果进行比较(见表4)。若以设计挂弹状态计算的总损伤为100%,实际情况的计算损伤比按设计状态计算的损伤约轻22%;其他假设情况的计算损伤也都比较轻;对这批样本按平均挂弹重量计算的损伤与按实际情况逐架次累计计算的总损

伤基本一致(差别小于1%)。

表4 不同外挂假设计算的疲劳损伤比较

Table 4 Assumed suspension weights and their damages

情况	实际	平均	典型	设计状态
起落次数	146	146	146	146
挂弹重量/kg	67.5	67.5	180.0	930.0
挂架重量/kg	32.5	32.5	86.6	450.0
计算损伤/kg <sup>4</sup>	423 883	427 021	435 857	541 117
损伤比/%	78.33	78.91	80.55	100

每架飞机实际使用的情况可谓千差万别,上面的统计也难以完整反映全貌。为了深入了解挂弹重量对飞机寿命期内疲劳损伤的影响,跟踪了3架飞机的完整飞行历程,统计了挂弹起落占年度飞行起落数的比例。统计发现挂弹起飞架次比例(及挂弹重量)情况多变,有的年度挂弹架次达到约50%~60%,而个别年度起飞中挂弹者不到2%,随意性很强,主要取决于各年度飞行训练要求及所在部队对飞机的使用调度情况,基本没有统计规律可循,因而按实际起飞挂弹重量计算单架次疲劳损伤就显得尤为必要。

对这3架飞机,依据现有的FPR记录数据分别按照真实挂弹重量、忽略不计挂弹重量以及按设计状态挂弹重量分别计算了疲劳损伤,为便于比较将各架飞机损伤化为单位飞行小时的损伤(比),结果见表5。

表5 3架飞机按不同外挂重量计算的损伤比较

Table 5 Damages assuming different weights

飞机	飞行小时/h	起落架次	设计状态		不计挂弹重量		实际挂弹重量	
			损伤/kg <sup>4</sup>	损伤比/%	损伤/kg <sup>4</sup>	损伤比/%	损伤/kg <sup>4</sup>	损伤比/%
1	889	662	2 382	100	1 863	78.2	1 873	78.6
2	1 072	837	1 651	100	1 288	78.0	1 296	78.5
3	1 098	879	1 980	100	1 568	79.2	1 577	79.6

对3架飞机长期来记录的约3 000架次飞行数据的分析表明,按实际起飞重量计算的结构疲劳损伤比简单按设计情况处理要轻20%以上,比不计挂弹重量的损伤仅重一点儿。这意味着这3架飞机按设计谱给出的寿命指标还可以挖掘出约20%的寿命潜力。当然表5数据结果仅对这3架飞机有效,对别的飞机损伤数值肯定会有不同,但20%差别的结果无疑可充分说明,单机寿命监控中按每架次实际起飞重量计算疲劳损伤与寿命消耗是十分必要的。

## 4 结论

(1) 飞机起飞时可变的装挂重量是飞机实际

载荷的重要部分,起飞外挂重量差别对于战斗机疲劳寿命的影响很大。对某型飞机的一次完整飞行,按不同外挂情况计算其损伤比值,结果表明分散度达设计基准的27%左右。

(2) 对3架飞机约3 000架次记录飞行数据的分析表明,按实际起飞重量计算的结构疲劳损伤比统一按设计情况处理要轻约20%。

研究表明,为保证飞行安全并合理地运行寿命管理,进行单机实际载荷监控是十分必要的;基于单机实际载荷监控进行寿命管理可在不超过设计总疲劳损伤前提下既安全又充分地挖掘每架飞机的寿命潜力。这一研究结果为基于实际载荷监控进行单机延寿挖潜提供了技术支持。

## 致 谢

感谢北京航空工程研究中心王磊、空军工程大学范俊在本项研究中所给予的帮助。

## 参 考 文 献

- [1] 隋福成,刘文斑,王磊. 飞机结构关键件设计改进后的疲劳寿命评定技术[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 135-137.  
Sui Fucheng, Liu Wenting, Wang Lei. Technique about evaluating fatigue life of improved main components in aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1): 135-137. (in Chinese)
- [2] 国防科学技术工业委员会. GJB67. 6—85 《军用飞机强度和刚度规范,可靠性要求和疲劳载荷》[S]. 1985.  
Commission of Science and Technology of Chinese Defense Industry. GJB67. 6—85 Military airplane strength and rigidity specification, reliability requirements and fatigue loads [S]. 1985. (in Chinese)
- [3] Miller K J. A historical perspective of the important parameters of metal fatigue [C] // Wu X R, Wang Z G. Fatigue '99-Proceeding of IFC7. Beijing: Higher Education Press, 1999:15-40.
- [4] 陈志伟. 从疲劳试验寿命到结构安全寿命[J]. 航空学报: B辑, 1991, 12(8): B443-B446.  
Chen Zhiwei. From fatigue tested life to structural safe life [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica; Series B, 1991, 12(8): B443-B446. (in Chinese)
- [5] Chen Z W. Structural reliable life and spectrum difference factor[J]. International Journal of Fatigue, 1993, 15(5): 389-391.
- [6] 陈志伟,王智. 疲劳寿命研究中的谱差异影响[C]//第五届全国疲劳会议文集. 1991:733-737.  
Chen Zhiwei, Wang Zhi. The effects of spectrum differences in fatigue life studies[C]//Proceedings of 5th Chinese National Fatigue Conference. 1991:733-737. (in Chinese)
- [7] 吴建刚,陈志伟,李曙林,等. 飞参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.  
Wu Jiangan, Chen Zhiwei, Li Shulin, et al. Study on computer processing of recorded flight data[J]. Computer Simulation, 2007, 24(2): 18-21. (in Chinese)
- [8] 刘树元,贾国荣,唐永岩,等. 单机疲劳寿命监控技术研究[C]//飞机结构疲劳定寿文集: 第四集. 1993: 526-527.  
Liu Shuyuan, Jia Guorong, Tang Yongyan, et al. Fatigue life monitoring techniques for individual aircraft[C]//Proceedings of Aircraft Fatigue Life; Vol 4. 1993: 526-527. (in Chinese)
- [9] 张蕾,王智,陈志伟. 单机寿命监控系统设计研究[J]. 陆军航空兵学院学报, 2003, 2(3): 70-72.  
Zhang Lei, Wang Zhi, Chen Zhiwei. Life study based on individual aircraft monitoring system[J]. Journal of Army Aviation Institute, 2003, 2(3): 70-72. (in Chinese)
- [10] 高海龙. 某飞机重心过载谱的编制[D]. 西安:空军工程大学, 2001.  
Gao Hailong. Development of load spectrum at gravity center for an aircraft[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2001. (in Chinese)
- [11] 陈志伟,高海龙,王智. 用图论方法分析马尔可夫频次阵特性[J]. 航空学报, 2003, 24(4): 328-331.  
Chen Zhiwei, Gao Hailong, Wang Zhi. Characteristics of Markov matrix viewed from graph theory[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(4): 328-331. (in Chinese)
- [12] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册: 第1卷[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.  
Wu Xueren. Handbook of mechanical properties of aircraft structural metals; Vol 1[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996. (in Chinese)
- [13] Miner M A. Cumulative damage in fatigue[J]. Journal of Applied Mechanics, 1945(12): 159-164.
- [14] 薛军,王智,陈志伟. 飞机结构疲劳损伤的工程类比法[J]. 机械强度, 2004, 26(增刊): 138-141.  
Xue Jun, Wang Zhi, Chen Zhiwei. Engineering method by analogy for calculating fatigue damage of aircraft structure [J]. Journal of Mechanical Strength, 2004, 26(Sup.): 138-141. (in Chinese)
- [15] Chen Z W, Wu J G. Study on generalized fatigue damage under random loading [J]. Key Engineering Materials, 2006, 324-325: 1161-1164.

### 作者简介:

陈志伟 (1951—) 男,博士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构强度、寿命与可靠性。

E-mail: zwchen350@sohu.com

朱青云 (1980—) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构寿命与可靠性。

薛军 (1972—) 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳试验与寿命。

王智 (1960—) 男,硕士,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:飞机结构疲劳试验与寿命。

(责任编辑:徐晓)