

飞机结构疲劳关键部位损伤与可靠性评定技术

王 磊 刘文琰

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 从分析结构疲劳失效和损伤演化的本质特征, 得到了以疲劳损伤描述的结构可靠性分析模型, 并在此基础上, 给出了使用过程中飞机结构疲劳关键部位的损伤与可靠性评定技术和相应参数指标. 该方法以一般环境下全尺寸结构疲劳试验结论的完整资料和服役中记录的每架飞机飞参数据为主要依据, 能够实现利用每架飞机的飞参适时地对其结构损伤状态与可靠性给出评估, 满足飞机结构疲劳损伤监控技术的需求. 最后结合某型飞机的具体服役情况给出评估示例. 研究表明, 采用该方法可适时地计算出某型飞机结构的疲劳损伤和可靠性, 并可为使用方合理决策提供重要参考信息, 以在保障结构安全可靠的前提下合理地调配使用飞机.

关 键 词: 飞机; 结构; 疲劳损伤; 可靠性; 监控

中图分类号: V 215.5; TB 114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2008)01-0084-04

Technology on evaluating damage and reliability of aircraft structure fatigue critical parts

Wang Lei Liu Wenting

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Analysis was started with character of fatigue failure and damage evolution of structure. The structure reliability analysis model which expressed in fatigue damage of critical parts was given. The damage and reliability evaluation technique and corresponding parameter index of fatigue critical parts of in service aircraft were presented by basing on above model. The method based on integrated data of full-scale fatigue test on aircraft structure at room environment and flight parameters of every aircraft recorded in service. The method can carry out timely calculating structure damage state and reliability using flight parameters of every aircraft, and can satisfy with requirement of fatigue damage monitoring technique of aircraft in service. Finally the engineering demonstration based on usage of certain type aircraft was given. The method can be applied to timely evaluating structure damage and reliability of certain type aircraft, as also can provide important service information of every aircraft structure in service for the user. Then it is possible to allocating and using every aircraft in service reasonable with the precondition of ensuring aircraft structure safely.

Key words: aircraft; structure; fatigue damage; reliability; monitoring

保证飞机结构在服役中的可靠性对提高飞机作战能力, 保持良好战备完好性和充分发挥使用效能具有重要的意义. 该任务主要由使用方通过合理的部队管理完成, 主要工作是记录每架飞机的真实使用情况, 估算飞机结构潜在的损伤增长, 以保证其在使用期限内能够适时地进行检查/修

理(或退役). 飞机结构损伤与可靠性的评定技术是实现服役飞机结构的疲劳损伤与可靠性进行适时评估的主要方法, 是实施部队管理的技术基础. 本文重点针对决定飞机结构寿命的疲劳关键部位给出对应的损伤与可靠性评定方法. 在不产生概念混淆时, 文中为便于叙述将“飞机结构疲

劳关键部位”简记“飞机结构”。本研究还紧密结合了我国对现役飞机结构实施单机管理的需求,有重要的工程背景和实用价值。

本文研究的主要途径为:①建立以疲劳损伤描述的结构可靠性分析方法作为理论基础;②以全机结构疲劳试验提供的设计使用情况下飞机结构寿命信息的完整资料为依据;③以每架飞机为对象,依据服役中所记录的飞参数据来计算导致飞机结构的疲劳损伤增量;④给出飞机结构损伤与可靠性评定的参数指标。

1 飞机结构疲劳损伤与可靠性算法

1.1 以疲劳损伤描述的可靠性分析模型

当有条件掌握每架飞机真实使用情况时,采用跟踪每架飞机结构的疲劳损伤增长并判断是否达到临界损伤来决定是否安排飞机退役显然更为合理。那么,对飞机结构进行可靠性分析也需采用以疲劳损伤描述的可靠性分析模型。其主要思想是:将结构瞬时疲劳损伤 $D(t)$ 看成广义应力,临界疲劳损伤 D_{cr} 看成广义强度,从而实现以 $D(t)$ 与 D_{cr} 的动态干涉来计算结构瞬时可靠度。结构 $D(t)$ 与 D_{cr} 及分布则是建立以疲劳损伤描述的结构可靠性分析模型的关键。

文献[1]曾采用概率递推法研究过疲劳损伤演化规律,并成功地用于对结构进行疲劳可靠性分析。但文献[1]给出的基本假设条件不能反映出结构疲劳失效的本质,也没有建立起概率递推过程和结构疲劳损伤累积过程的一致关系,导致对 Kececioglu 方法一直存在争议。文献[1]基本假设为:完全可采用结构失效概率来度量载荷作用导致结构的疲劳损伤;结构受不同载荷作用产生的疲劳损伤相等时,对应的失效概率也相等。

本文的模型仍以文献[1]的推导为基础,但对其中存在的问题,在深入分析结构疲劳失效本质和特征的基础上,提出较为公认的假设条件,并通过简单推理加以阐明。

本文假设:①假设结构发生疲劳失效时的临界状态(即宏观状态,具有连续损伤力学中损伤变量的性质,为与疲劳分析中的损伤 $1/N$ 相区分,故称为状态 Z_{MS} ,其中 N 为疲劳寿命)分布是仅由结构疲劳失效特征决定的固有随机变量。一般衡量工程结构发生疲劳失效均仅针对反映结构状态的部分主导且可控的状态参量(如裂纹深度尺寸等)达到临界指标(工程可检裂纹尺寸)定义的。然而,由于结构细观状态演化的离散不均性和随机涨落性等导致结构发生疲劳失效时对应的

临界状态又是随机的,从而可接受假设①的合理性。②结构状态演化具有不可逆性,即对任意结构子样在任意时刻的状态演化速率均大于0。

由结构状态演化的不可逆性可得,结构受给定载荷作用至任意循环数 n , 恒有

$$P\{Z_{MS}(n)/S \geq Z_{MS,cr}\} = P\{n \geq N\} \quad (1)$$

其中, $P\{\cdot\}$ 为事件概率; S 为载荷; $Z_{MS,cr}$ 为临界状态。

式(1)可采用集合论加以证明。又依结构可靠性定义,可采用结构状态表示结构瞬时失效概率为

$$P_f(n/S) = P\{Z_{MS}(n)/S \geq Z_{MS,cr}\} \quad (2)$$

由本文假设②和式(2)可证得,结构受给定载荷作用的瞬时状态分布与 $P_f(n/S)$ 具有一一对应的等价关系。从而有当结构受不同载荷作用导致的瞬时状态若相等,结构失效概率也相等,并可由式(1)给出不同载荷作用循环次数的等效折算关系。上述结论正是 Kececioglu 方法的基本假设条件。

本文假设①和②使得有理由采用文献[1]的方法来研究结构的 $D(t)$ 、 D_{cr} 及分布。但还要对给定载荷下结构疲劳寿命分布特性给出如下假设:①在不同载荷单独作用下,结构的疲劳寿命分布特征具有同族性。②给定载荷下飞机结构的疲劳寿命服从对数正态分布 $N/S \sim LN(\mu, \sigma^2)$ 。 LN 表示对数正态分布, μ 为对数均值, σ 为对数标准差。③给定载荷下飞机结构的疲劳寿命的对数标准差在中长寿命范围内满足 $\sigma(S) = \sigma_0$ 。

接受假设③成立已被大量试验数据的统计结果所证明,文献[2]针对飞机上常用的铝合金、钛合金和高/低强度钢材料分别给出对数疲劳寿命标准差的取值,综合文献[2-3]建议对国产铝、钛合金和高/低强度钢材料可保守地统一取 $\sigma_0 = 0.2$ 。

以结构受变幅载荷 $(S_k, n_k) |_{k=1 \sim m}$ 的作用至发生疲劳失效进行分析,由文献[1]可得 D_{cr} 及分布为

$$D_{cr} = \sum_{k=1}^m \frac{n_k}{N_{50,k}(S_k)} \quad (3)$$

$$D_{cr} \sim LN(0, \sigma_0^2) \quad (4)$$

上述结论与文献[4]中总结以往的有关结构临界疲劳损伤统计特性的试验研究成果所得结论基本一致,且便于工程应用。

结构受载荷作用至发生失效前任意瞬时 t 及以前受到载荷 $(S_k, n_k) |_{k=1 \sim p(t)}$ 的作用, $p(t)$ 为至 t 时结构经历载荷的总级数,可得

$$D(t) = \sum_{k=1}^{p(t)} \frac{n_k}{N_{50,k}(S_k)} \quad (5)$$

结构在 t 瞬时是否可靠亦可采用“ t 瞬时疲劳损伤是否小于临界损伤”来描述,对应结构可靠度亦可表示为

$$R(t) = P\{D(t) < D_{cr}\} \quad (6)$$

1.2 飞机结构瞬时疲劳损伤算法

不考虑外界化学/热/气候环境对飞机结构造成的损伤时,飞机结构在服役中经历的是一次又一次飞行造成的离散疲劳损伤 (ΔD_k),将任意瞬时及以前所有飞行 $N_{fd}(t)$ 的损伤相累加,就可得飞机结构任意瞬时的损伤 $D(t)$. 有

$$D(t) = \sum_{k=1}^{N_{fd}(t)} \Delta D_k \quad (7)$$

每次飞行导致的损伤 ΔD_k 可依据所记录的飞参并结合飞参处理技术、载荷分析技术和疲劳分析理论(名义应力法、应力严重系数法、局部应变分析法)加以计算. 具体计算流程见图 1.

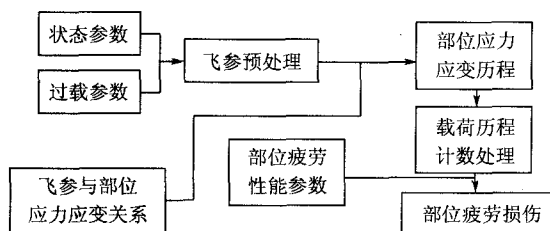


图1 飞机结构疲劳损伤计算流程图

为记录表达方便,损伤单位取为微损伤,即将式(3)和式(5)的结果乘以 10^6 .

2 结构损伤与可靠性评定参数指标

对飞机结构损伤与可靠性进行评定与监控,要求定期、重复地对服役载荷导致该部位的使用轻重程度、疲劳损伤消耗和服役风险给出评估. 为此需给出如下参数指标:

1) 规定期限内的平均损伤率 $d(\Delta T)$,为规定期限内飞机飞行导致结构疲劳关键部位总损伤与总飞行时间的比值,是衡量规定期限内飞机飞行导致该关键部位使用轻重的重要参数. 计算表达式为

$$d(\Delta T) = \sum_{k=1}^{N_{fd}(\Delta T)} \Delta D_k / \sum_{k=1}^{N_{fd}(\Delta T)} \Delta T_{fk,k} \quad (8)$$

式中, $N_{fd}(\Delta T)$ 为规定 ΔT 期限内的飞行总次数; $\Delta T_{fk,k}$ 为规定期限内第 k 次飞行持续的飞行时间(飞行小时数);

在进行飞机结构损伤与可靠性评定时,常需计算季度平均损伤率 $d(Q)$ 、年度平均损伤率

$d(Y)$ 、飞机平均损伤率 $d(T)$ (考虑已飞所有飞行)和设计平均损伤率 $d(D)$ (用于衡量设计谱严重程度).

2) 疲劳寿命消耗指数 (FLEI). 疲劳寿命消耗指数 C_{FLEI} 为衡量飞机结构疲劳关键部位使用消耗情况的重要参数指标. 计算表达式为^[5]

$$C_{FLEI} = S_f \cdot D(t) \cdot 10^{-6} \cdot 100\% \quad (9)$$

式中, S_f 为仅反映结构状态差异性的分散系数. 不同国家针对采用单机监控管理的机群,对分散系数有不同规定. 如取 $\sigma_0 = 0.2$, $R = 99.87\%$, 有 $S_f = 4.0$.

判断飞机结构可否继续使用的准则为

$$C_{FLEI} \leq 1.0 \quad (10)$$

当 $C_{FLEI} = 1.0$ 时,安排退役.

3) 瞬时可靠度. 飞机结构瞬时可靠度是对飞机结构从开始服役到规定时刻前无故障地完成其规定功能能力的度量,是衡量其对检/修资源需求的重要参数. 计算表达式为

$$R(t) = P\{D(t) < D_{cr}\} \quad (11)$$

4) 任务可靠度. 飞机结构任务可靠度是对飞机结构在规定的任务剖面内能够保持无故障且完成其规定功能能力的概率度量,是衡量飞机结构完成规定任务能力的重要参数. 在进行飞机结构损伤与可靠性评定时,一般需计算飞机完成规定期限内(如季度、年度等)飞行任务的任务可靠度. 以完成预期年度任务为例,给出任务可靠度 $R_m(Y)$ 的计算表达式为

$$R_m(Y) = \frac{P\{D(N) + \Delta D_{Y,N+1} < D_{cr}\}}{P\{D(N) < D_{cr}\}} \quad (12)$$

式中, $D(N) = \sum_{k=1}^{N_{fd}(N)} \Delta D_k$, $N_{fd}(N)$ 为飞机服役至第 N 年末时的累积总飞行次数; $\Delta D_{Y,N+1}$ 为飞机预期完成第 $N+1$ 年任务导致结构的疲劳损伤增量.

$\Delta D_{Y,N+1}$ 的计算方法:预期分配该机在下一年度总飞行时间为 $\Delta T_{fn}(N+1)$,那么完成下一年度任务导致结构疲劳损伤增量为

$$\Delta D_{Y,N+1} = d(N+1) \cdot \Delta T_{fn}(N+1) \quad (13)$$

式中, $d(N+1)$ 为预期下一年度飞行导致结构的年度损伤率,可参考临近季度损伤率、上一年度损伤率、 $d(T)$ 、 $d(D)$ 或使用监控要求结构的最大允许损伤率等加以确定.

3 示 例

以某型机(配有飞参记录系统)为例,该型飞机的 02 和 03 号机于 1998 年 3 月装备服役,至 2000 年末,要求采用基于局部应变分析法的损伤

计算方法给出 02 和 03 号机的损伤与可靠性的评定与监控结论. 若 03 号机预期在 2001 年度将飞行 150 飞行小时, 预测 03 号机能够完成 2001 年度任务的任务可靠度及完成任务后 FLEI 和 R .

02 和 03 号机 3 年的服役信息统计见表 1.

表 1 飞机服役信息表

编号	装备时间	截至时间	总飞行次数	总飞行时间/ 飞行小时
02	1998-3	2000-12-31	504	402.75
03	1998-3	2000-12-31	517	415.67

由整机疲劳试验结论有: 机体结构发生疲劳失效仅取决于某疲劳关键部位, 对某型飞机结构进行损伤与可靠性评定与监控亦等价于对此疲劳关键部位进行损伤与可靠性分析; 设计谱下该疲劳关键部位的疲劳寿命为 9 000.0 飞行小时, 对应 $d(D) = 111.11/\text{飞行小时}$. 该部位应变疲劳性能参数取 30CrMnSiNi2A 棒材数据, 疲劳缺口系数由整机结构疲劳试验所得的试验寿命反推为 3.265. 采用基于局部应变分析法的疲劳损伤计算方法算得 02 和 03 号机年度总损伤 D_T 及 $d(Y)$ 见表 2.

表 2 02 和 03 号机 D_T 及 $d(Y)$ 计算结果

年度	02 号机		03 号机	
	D_T	$d(Y)$	D_T	$d(Y)$
1998	19 898.6	161.7	16 135.5	145.9
1999	28 586.9	251.7	20 064.0	137.6
2000	22 607.1	136.2	45 818.6	287.8
1998~2000	71 092.6	176.5	82 018.1	197.3

计算结果: ①02 和 03 号机的 D_T 和 $d(Y)$ 计算结果见表 2; ②至 2000 年末, 02 和 03 号机的 FLEI 分别为 28.437% 和 32.807%; ③02 和 03 号机服役至 2000 年末的 R 评估结果为: 02 号机 0.999999995, 03 号机 0.99999997; ④03 号机能够完成 2001 年度的 150 飞行小时飞行任务的任务可靠度及完成 2001 年度任务后的 FLEI 和 R 评估结果与 2001 年度飞机使用的损伤率有关, 表 3 分别假定 2001 年度损伤率取 03 号机 2000 年度损伤率和 03 号机平均损伤率给出评估结果.

表 3 03 号完成预期 2001 年度飞行任务的评估表

预期损伤率	R_M	FLEI/%	R
287.8	0.9999968	50.070	0.9999967
197.3	0.9999991	44.646	0.9999990

结果分析: ①02 和 03 号机的年度总损伤及损伤率计算结果的差异性表明, 评定需以每架飞机个体为对象. 此外 02 和 03 号机各年度及平均损伤率均明显地高于设计损伤率, 致使飞机在此 3 年内的损伤增量明显偏大, 若保证此两架飞机

服役能够达到设计使用寿命, 在后续应适当控制并减轻此两架飞机的使用强度; ②02 和 03 号机服役截至 2000 年末的 FLEI 计算结果, 可直观地反映飞机结构的使用消耗情况, 为合理安排后续使用提供参考; ③02 和 03 号机服役至 2000 年末的瞬时可靠度计算结果反映两架飞机结构隶属于无故障事件的可能性, 为保障人员在保证预期可接受风险的前提下调配使用保障资源提供重要的依据, 以保证飞机适时检/修(或退役); ④03 号机以不同方案预期完成 2001 年度任务的系列指标评估, 可为部队合理决策使用提供参考. 由于预期损伤率不同导致完成任务后结构疲劳损伤消耗及服役风险也不同, 为保证飞机结构在服役中具有可接受的风险且达到设计使用要求, 需在服役中通过对飞机结构损伤率、损伤增量及风险进行逐步计算以实现了对飞机结构使用的连续管理.

4 结束语

本文给出一种有效且实用的利用每架飞机的飞参来适时地评估其结构疲劳损伤与可靠性的工程技术方法. 示例表明, 采用该方法可适时地对飞机结构损伤状态信息和风险信息给出定量评估, 并及时反馈给指挥决策者, 以便逐步合理地对飞机使用进行连续管理, 保障飞机结构在服役过程中的安全可靠. 该方法有较强的工程实用价值.

参考文献 (References)

- [1] Kececioglu, Dimitri B, Chester, et al. Sequential cumulative fatigue reliability [C]//Proceedings 1974 Reliability and Maintainability Symposium. Los Angeles: Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1974:533-539
- [2] Wirsching P H. Statistical summaries of fatigue data for design purposes[R]. NASA CR-3967, 1983
- [3] 张福泽. 疲劳分散系数中标准差的研究[J]. 航空学报, 1986, 7(增刊1):17-27
Zhang Fuze. Reseach of standard deviation on fatigue scatter factor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1986, 7(Sup 1):17-27(in Chinese)
- [4] 安俊平. 疲劳累计损伤统计理论及其应用[D]. 北京: 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 1992
An Junping. Statistical theory of fatigue cumulative damage and its application[D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1992(in Chinese)
- [5] Molent L. Proposed specifications for an unified strain and flight parameter based aircraft fatigue usage monitoring system[C]//Lincoln J W, Waggoner G K. 1998 USAF ASIP Conference. San Antonio: Air Logistics Center Aircraft Directorate, 1998:1-19

(责任编辑:赵海容)