基于不同寿命分布的 DFR 值换算关系

董彦民 贺小帆 刘文斑

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 由于使用要求、载荷情况、结构型式与寿命可靠性要求等方面的显著区别,军机结构细节疲劳额定值(DFR,Detail Fatigue Rating)的定义有别于民机结构,主要体现在寿命分布假设与基本可靠性要求的不同以及基本结构的差异上. 通过构件疲劳额定系数修正基本结构细节数的差别,假定采用对数正态分布与威布尔分布估计同一结构的中值寿命得到的估计值相同,从而导出了基于不同寿命分布的 DFR 值换算关系,给出了换算关系取决于 DFR 基准值与材料类别的结论. 为军机结构耐久性设计提供了一种通过民机相似结构 DFR 值换算确定军机 DFR 值的方法,最后通过算例进行了验证.

关 键 词: 疲劳; 寿命; 细节疲劳额定值; 分布函数; 对数正态分布; 威布尔分布

中图分类号: V 215.5

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)12-1524-05

Conversion relation of detail fatigue rating based on different fatigue life distribution

Dong Yanmin He Xiaofan Liu Wenting

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Due to the difference of usage, loading, structure, reliability requirement, and so on, the definition of military aircraft structure detail fatigue rating is different from civil aircraft structure which mainly varies in the fatigue life distribution functions and basic structure. The number of details in different basic structure was corrected by structure component fatigue rating coefficient and estimates of median life was supposed to be the same by log-normal distribution and Weibull distribution. The conversion relation of detail fatigue rating based on different fatigue life distribution was acquired. It is showed that the conversion relation depends on the basic value of DFR and the types of material. An approach was presented for determining military aircraft structure DFR value by the similar structure of civil aircraft and an example was given in the end.

Key words: fatigue; life; detail fatigue rating; distribution functions; log-normal distribution; Weibull distribution

结构使用寿命主要取决于结构质量与使用条件(载荷与环境)两个方面的因素,而结构质量则主要取决于结构细节抗疲劳破坏的能力,因而针对结构细节的耐久性设计与分析方法一直受到国内外工程界的广泛关注,在诸多工程领域都有着极其广泛的应用[1-2]. 特别是 20 世纪 70 年代,针对运输类飞机的耐久性(疲劳)设计问题,美国波音公司提出了细节疲劳额定值(DFR,Detail Fatigue Rating)方法[3-4],该方法经国内外的不断发展完善,至今仍为广大飞机设计工作者所熟悉和使用[5-10],其核心思想即为采用特定条件(R = 0.06,具有威布尔分布 95% 的可靠度与 95% 的置信度,结构能够承受 10^5 次循环而不致失效)的疲劳强度特征值来定量地表征结构细节固有的疲劳性能.

鉴于该方法在民机上的成功应用以及方法自

收稿日期: 2010-08-06; **网络出版时间**: 2011-11-14 17:19; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20111114.1719.005

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20111114.1719.005.html

作者简介: 董彦民(1982 -),男,河北承德人,博士后,buaadym@yahoo.com.cn.

身简便快捷的使用特点,从事军用飞机(特别是战斗机)研制的设计人员一直以来就期望可以将其应用于军机的耐久性设计. 然而,军机在使用要求、载荷情况、结构型式与寿命可靠性要求等方面与民机存在着显著的区别,建立一种适用于军机的细节疲劳额定值方法面临着诸多亟待解决的难题,而作为 DFR 方法的重要基础和应用前提,通过各种途径获得各型飞机各类典型结构的 DFR 值是其中的关键. 对民机上较少见到或者未来军机所采用的新材料、新结构、新工艺下的结构形式而言,试验测定是获取 DFR 值的有效途径之一,但试验周期长,费用昂贵,能否通过计算分析的方法给出结构 DFR 值具有十分重要的意义,尤其对民机与军机上均广泛存在的结构形式而言更是如此. 能否通过已有的民机 DFR 值给出对应的军机 DFR 值是一个值得深入探讨的问题.

从本质上讲,DFR 值是结构本身固有的疲劳性能特征值,是一种对构件质量和耐重复载荷能力的度量,与使用载荷无关,因而民机 DFR 值与军机 DFR 值从理论上讲是可以相互转换的. 而实际上,由于民机与军机结构通常采用不同的寿命分布假设和可靠性要求,基于此定义的 DFR 值有所差别,本文通过理论与试验研究,旨在揭示基于不同寿命分布的 DFR 值间的换算关系,为军机结构耐久性设计提供一种通过民机相似结构 DFR 值换算得到军机 DFR 值的方法.

1　DFR 相关定义与区别

1.1　DFR 定义

1) 民机结构 DFR 定义.

民机 DFR 方法中 DFR 定义为应力比 $R = 0.06$ 时,构件寿命具有 95% 的置信度和 95% 的可靠度,能够达到 10^5 次循环寿命的最大应力[4]. 民机承受的载荷以地-空-地循环与阵风载荷为主,通常认为结构疲劳寿命服从威布尔分布.

2) 军机结构 DFR 定义.

针对军用飞机结构,DFR 定义为应力比 $R = 0.1$ 时,构件寿命具有对数正态分布的 90% 置信度和 99.9% 的可靠度,能够达到 5×10^4 次循环寿命的最大应力.

该定义沿用了军机结构疲劳寿命服从对数正态分布的基本假设和 90% 置信度下 99.9% 可靠度的基本可靠性要求,并考虑到使用中有大量应力比 $R = 0.1$ 的疲劳试验数据,以及军机比民机年使用强度明显偏低的特点.

1.2　DFR 基准值的定义

1) 民机 DFR 基准值.

DFR 基准值(DFR_{base})是规定的典型结构对应的最基本的 DFR 值. 通过 DFR 基准值与各种修正系数相结合可以分析确定一个实际结构件的基本 DFR 值(DFR_0). 民机结构潜在的疲劳源主要位于诸如机翼壁板、机身壁板、蒙皮-桁条结构、蒙皮对缝等典型结构中名义上相同的紧固件连接处,细节数量通常大于 100,因此采用含多细节结构的 DFR 值作为 DFR 基准值,结构 DFR 许用值通过反映构件所含相似细节数对 DFR 值影响的构件疲劳额定系数 R_c 修正 DFR_0 得到.

2) 军机 DFR 基准值.

DFR 基准值反映的是基本结构的关键部位(细节)在指定条件下的疲劳强度. 与民机采用含多细节结构的 DFR 值作为 DFR 基准值不同,由于军机关键结构(部位)细节群包含的严重应力区细节数通常较少,军机的 DFR 基准值采用单细节结构的 DFR 值较为合理,从而在采用构件疲劳额定系数进行相似细节数对 DFR 值的修正时更为准确.

2　基于不同寿命分布的 DFR 值换算

2.1　DFR 值换算的可行性分析

DFR 值是结构本身固有的疲劳性能特征值,与使用载荷无关,然而由于民机与军机 DFR 基本定义中结构寿命分布假设及可靠性要求的不同以及 DFR 基准值定义采用的基本结构的差别,基于不同寿命分布的 DFR 值换算需要考虑两个方面的因素:结构细节数的影响以及寿命特征值的关系.

基本结构细节数的差别可以通过构件疲劳额定系数进行修正,从而消除基本结构细节数不同导致的结构差别. 而对同一结构无论采用对数正态分布还是威布尔分布描述结构疲劳寿命,其中值寿命均为寿命母体 50% 概率对应的寿命值,依据秩统计理论,该值与寿命分布形式无关. 因而,理论上讲,基于不同寿命分布的 DFR 值换算是可行的,对于实际应用中呈现的同一组试验数据在不同寿命分布假设下中值寿命的差别则是有限的试验寿命数据样本点拟合指定寿命分布形式所引起的.

对文献[11]中给出的同一应力水平下的 98 个小型标准试件的裂纹萌生寿命数据分别采用对数正态分布与威布尔分布进行极大似然估计. 威

布尔分布下中值寿命估计值 $N_{50}^{*}=529\,314$，对数正态分布下中值寿命估计值 $N_{50}=514\,525$，两种寿命分布形式下中值寿命估计值相差 2.8%. 显然，同一种结构在两种寿命分布描述形式下的中值寿命估计值相同的假定可以满足工程精度要求.

事实上，民机 DFR 方法估计母体的中值寿命并不完全如此，其寿命分布采用指定形状参数 α 下的双参数威布尔分布描述，而军机结构耐久性设计的 DFR 方法估计母体的中值寿命则与对数寿命标准差无关. 为此，仍由上述数据进行分析. 对该结构钢材料而言，民机 DFR 方法推荐 α 值取 3.0，则威布尔分布估计得到的中值寿命为 509 203，对数正态分布的中值寿命仍为 514 525，两种寿命分布形式下中值寿命估计值相差 1%. 可见由分布导致的中值寿命的细微差别工程可接受.

2.2 DFR 值换算方法

基于不同寿命分布的 DFR 值换算是可逆的，下面通过民机 DFR 值换算得到军机 DFR 值来加以阐述.

2.2.1 结构细节数的修正

如前所述，民机 DFR 基准值是含多细节结构的 DFR 值，而军机 DFR 基准值是单细节结构的 DFR 值. 因而，采用民机结构 DFR 值换算军机 DFR 值，首先必须由民机 DFR 基准值获得单细节结构对应的民机 DFR 值.

DFR 方法中采用构件疲劳额定系数 R_{C}^{*} 来考虑结构中相似关键细节数 n_{d} 对结构疲劳性能的影响，其表达式[4]为

$$R_{\mathrm{C}}^{*}=\left(\frac{250}{n_{\mathrm{d}}}\right)^{\frac{\lg S}{\alpha}} \tag{1}$$

式中，S 是 S-N 曲线的斜率参数；α 是威布尔分布形状参数.

$n_{\mathrm{d}}=1.0$ 时，R_{C}^{*} 的公式简化为

$$R_{\mathrm{C}}^{*}=250^{\left(\frac{\lg S}{\alpha}\right)} \tag{2}$$

单细节结构对应的民机 DFR 值（DFR^{*}）可由下式得到

$$\mathrm{DFR}^{*}=\mathrm{DFR}_{\mathrm{base}}\cdot(A\cdot B\cdots)\cdot R_{\mathrm{C}}^{*} \tag{3}$$

式中，A，B 等为修正系数，其值可查阅手册[4]得到.

2.2.2 DFR 值换算

1）计算民机 DFR^{*} 值对应的中值寿命.

① 民机 DFR^{*} 值对应的结构特征寿命 β_0. 由于民机 DFR 值对应着寿命服从威布尔分布时典型结构基本可靠性寿命为 10^{5}（N_0^{*}）对应的疲劳强度，将基本可靠性寿命乘以威布尔分布对应的可靠系数即可得到疲劳强度为 DFR^{*} 对应的典型结构特征寿命 β_0.

$$\beta_0=N_0^{*}\cdot S_{\mathrm{R}}^{*} \tag{4}$$

式中，$S_{\mathrm{R}}^{*}=\left(\ln\dfrac{1}{R^{*}}\right)^{-\frac{1}{\alpha}}$.

按照民机 DFR 定义，可靠度 R^{*} 取为 95%.

② 民机 DFR^{*} 值对应的结构中值寿命 N_{50}^{*}. 双参数威布尔分布的分布函数如下：

$$F(N)=1-\exp\left[-\left(\frac{N}{\beta_0}\right)^{\alpha}\right] \tag{5}$$

累积分布概率 50% 对应的寿命值即是中值寿命，由结构材料选取对应的 α 值，即可计算对应的中值寿命 N_{50}^{*}.

$$N_{50}^{*}=\beta_0\cdot(\ln 2)^{\frac{1}{\alpha}} \tag{6}$$

2）民机 DFR^{*} 值对应的军机结构可靠性寿命.

假定两种寿命分布下中值寿命相等，即 $N_{50}=N_{50}^{*}$. 可由下式计算 DFR^{*} 值对应的军机结构可靠性寿命：

$$N_{\mathrm{R}}=\frac{N_{50}}{S_{\mathrm{R}}}=\left(\frac{S_{\mathrm{R}}^{*}}{S_{\mathrm{R}}}\right)\cdot(\ln 2)^{\frac{1}{\alpha}}\cdot N_0^{*} \tag{7}$$

式中，$S_{\mathrm{R}}=10^{u_{\mathrm{R}}\sigma_0}$；$\sigma_0$ 为对数寿命标准差，取为 0.14[12].

由军机 DFR 定义，可靠度 R 取为 99.9%.

3）确定军机 DFR 值.

由标准 S-N 曲线即可确定军机结构的 DFR 值，计算公式如下：

$$\mathrm{DFR}=\frac{0.94\mathrm{DFR}^{*}\cdot\sigma_{\mathrm{m0}}}{0.9\sigma_{\mathrm{m0}}+0.04\mathrm{DFR}^{*}}\cdot\left[2\cdot(\ln 2)^{\frac{1}{\alpha}}\cdot\left(\frac{S_{\mathrm{R}}^{*}}{S_{\mathrm{R}}}\right)\right]^{\frac{1}{4}} \tag{8}$$

式中，σ_{m0} 为等寿命曲线的横轴截距，对于铝合金、钛合金、中强钢和高强钢，σ_{m0} 分别取为 310，620，930，1 240 MPa.

2.3 换算关系分析

从换算公式的推导过程以及换算关系的表达式可以看出，基于不同寿命分布的 DFR 值换算关系式由两项表达式相乘得到，第一项主要反映了基本 DFR 定义中循环特征（应力比 R）不同的影响，通过等寿命曲线转换得到，记为 DFR′；第二项则主要反映了寿命分布假设与基本可靠性要求不同的影响，在材料类别确定的情况下，该值是一个常量，记为 k. 于是，式(8)可简化为

$$DFR = k \cdot DFR' \tag{9}$$

式中,$DFR' = \dfrac{0.94DFR^* \cdot \sigma_{m0}}{0.9\sigma_{m0} + 0.04DFR^*}$

不同材料类别对应的 k 取值见表 1.

表 1　不同材料下的 k 取值

材料	α	k
铝合金	4.0	1.091
钛合金	3.0	1.152
中强钢	3.0	1.152
高强钢	2.2	1.246

3　算　例

图 1 为模拟飞机梁框连接部位的铝合金双排钉搭接试片,材料为 2124-T851 铝合金板材,铆钉连接,孔径 6 mm,试件工作段表面粗糙度 R_a 为 1.6,其他几何特征尺寸如图 1 所示.

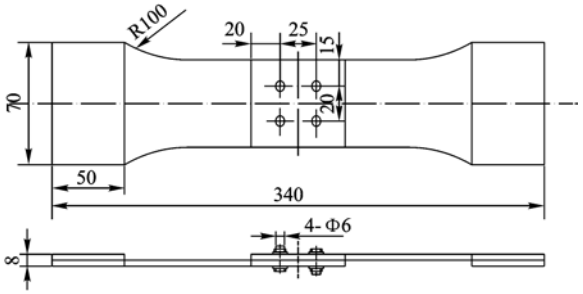

图 1　试件图(单位:mm)

该结构形式在民机结构上较为常见,属于不稳定单剪接头. 文献[4]给出有传载紧固件结构细节 DFR 基准值计算公式为

$$DFR_{base} = 121 \times K \times \Psi \tag{10}$$

式中,K 为与材料相关的系数,对铝合金而言,K = 1.0.

由于基板与带板的柔度系数比为 1,所以端部紧固件传递载荷 R_1 与连接件外载 P 之比值 R_1/P = 0.5,由文献[4]计算铆接接头的载荷传递系数为

$$\Psi = 0.575 - 0.609\lg\left(\frac{R_1}{P} \cdot \frac{S}{d} \cdot \frac{t}{d}\right) = 0.547$$

式中,S 为端部紧固件间距;t 为端部紧固件处板厚度;d 为端部紧固件的平均直径.

由式(10)得 DFR_{base} = 66.2 MPa.

由文献[4]查表或计算得到各修正系数取值,孔充填系数 A = 1.0,合金和表面处理系数 B = 1.0,埋头深度系数 C = 0.94,材料叠层厚度系数 D = 1.0,螺栓夹紧系数 E = 1.0,凸台有效系数 U = 1.0. 构件疲劳额定系数 R_C = 1.44.

由式(3)可得单细节结构对应的民机 DFR 值为 89.6 MPa. 将该值进行等寿命折算后代入式(9)即可换算得到军机典型结构 DFR 值为 101 MPa.

采用 MTS-880-500KN 疲劳试验机完成一组图 2 所示的双排钉铝合金搭接件疲劳试验,试验件共 5 件,试验载荷为等幅载荷,应力比 R = 0.1,试验应力水平取试件铆钉孔处净截面名义应力 σ_{max} = 88 MPa,为形成可判读的疲劳断口,试验过程中施加了标识载荷.

试验结束后采用 JX13C 型图像处理万能工具显微镜进行断口判读,所有试件均由铆钉孔孔边萌生裂纹并扩展至断裂,典型试件断口见图 2.



图 2　典型断口

各试件的裂纹萌生寿命见表 2.

表 2　试件裂纹萌生寿命数据

序号 i	N_i/次
1	170 000
2	220 000
3	207 500
4	170 000
5	141 131

采用对数正态分布估计裂纹萌生寿命的分布参数,相关参数估计值为

$$\left.\begin{aligned} \hat{\mu} &= \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\lg N_i \\ \hat{\sigma} &= \sqrt{\frac{1}{n-1}\sum_{i=1}^{n}(\lg N_i - \hat{\mu})^2} \\ N_{50} &= 10^{\hat{\mu}} \end{aligned}\right\} \tag{11}$$

试件的中值寿命估计值为 179 470 次循环,对数寿命标准差为 0.077.

该试件所含细节数为 4,需通过统计标定方法由多细节试件的寿命分布参数估计单细节试件的寿命分布参数,文献[13]给出了基于对数正态分布的统计标定公式,见式(12).

$$N'_{50} = N_{50} \cdot 10^{\sigma \cdot E(x')} \tag{12}$$

式中,σ 为多细节试件的对数寿命标准差;x' 为多细节试件对数寿命标准化后的随机变量,其数学期望仅与试件所含细节数相关.

细节数 4 对应的 $E(x')$ = 1.6,由式(12)计算

得到单细节中值寿命估计值为 238 337 次循环.

99.9% 可靠度对应的可靠性系数 S_R = 2.708,90% 置信度对应的置信系数 S_C = 1.203,99.9% 的可靠度与 90% 的置信度对应的基本可靠性寿命 $N_{99.9/90}$ = 73 161 次.

等寿命曲线参数 σ_{m0},对于铝合金材料,取为 310 MPa. 将上述参数与试验的最大应力、应力比、基本可靠性寿命代入标准 *S-N* 曲线方程即可获得 DFR 基准值.

通过试验测定方法给出的 DFR 基准值为 96.80 MPa,与换算结果 101 MPa 较为接近,初步证实了基于不同寿命分布的 DFR 值换算的合理可行.

4 结 论

1) 在系统阐述民机和军机 DFR 值区别和联系的基础上,给出了基于不同寿命分布的 DFR 值换算关系,分析表明其换算关系主要取决于 DFR 基准值的大小与材料类别.

2) 所给出的换算关系为军机 DFR 许用值的确定提供了一种可行的方法. 算例表明,通过民机相似结构 DFR 基准值换算得到军机 DFR 基准值与试验测定方法确定的军机 DFR 值较为接近,证实了方法的有效性.

参考文献 (References)

[1] 刘文斑. 结构可靠性设计手册[M]. 北京:国防工业出版社,2008:590 - 591
Liu Wenting. Handbook of structure reliability design[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2008:590 - 591 (in Chinese)

[2] Wannenburg J, Heyns P S, Raath A D. Application of a fatigue equivalent static load methodology for the numerical durability assessment of heavy vehicle structures [J]. International Journal of Fatigue,2009,31(10):1541 - 1549

[3] Goranson U G. Fatigue issues in aircraft maintenance and repairs [J]. International Journal of Fatigue,1998,20(6):413 - 431

[4] 郑晓玲. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册(上册):疲劳设计与分析[M]. 北京:航空工业出版社,2003:220 - 271
Zheng Xiaoling. Handbook of civil aircraft structural durability and damage tolerance design:fatigue design and analysis [M]. Beijing:Aviation Industry Press,2003:220 - 271 (in Chinese)

[5] Gingrich C, Razeto W. Structural design for durability lessons learned from service and test data[R]. AIAA 92-1129,1992

[6] 贺小帆,刘文斑,向锦武. 基于 DFR 的疲劳加速腐蚀因子模型与分析[J]. 应用力学学报. 2008,25(3):445 - 449
He Xiaofan, Liu Wenting, Xiang Jinwu. Acceleration corrosion factor for fatigue critical components based on the DFR[J]. Modeling and Analysis Chinese Journal of Applied Mechanics, 2008,25(3):445 - 449 (in Chinese)

[7] 杨洪源,刘文斑. 腐蚀条件下修正当量地空地循环数的 DFR 方法[J]. 机械强度,2008,30(5):804 - 808
Yang Hongyuan, Liu Wenting. DFR method under corrosive condition by modified equivalent ground-air-ground (GAG) cycles [J]. Journal of Mechanical Strength,2008,30(5):804 - 808 (in Chinese)

[8] 郑晓玲,鲍蕊,费斌军. 综合环境下民机机身典型长桁接头疲劳分析 [J]. 北京航天大学学报,2007,33 (4):379 - 382
Zheng Xiaoling, Bao Rui, Fei Binjun. Fatigue analysis for civil aircraft fuselage typical truss joint in serving environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007,33 (4):379 - 382 (in Chinese)

[9] 薛景川,杨玉恭. 拉压载荷作用下结构连接件的 DFR 疲劳分析方法[J]. 结构强度研究,2008(3):4 - 6
Xue Jingchuan, Yang Yugong. DFR fatigue analysis method for structural joints under tensile and compressive loal[J]. Structure Strength Research,2008(3):4 - 6 (in Chinese)

[10] 鲍蕊,郑晓玲,费斌军. 使用环境下民机机翼蒙皮对接结构疲劳分析[J]. 机械强度,2008,30 (2):343 - 347
Bao Rui, Zheng Xiaoling, Fei Binjun. Fatigue analysis for civil aircraft wing skin butt joint in serving environment[J]. Journal of Mechanical Strength,2008,30 (2):343 - 347 (in Chinese)

[11] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社,1986:8 - 12
Gao Zhentong. Fatigue statistics[M]. Beijing:National Defense Industry Press,1986:8 - 12 (in Chinese)

[12] Federal Aviation Administration Washington D C Flight Standards Service. Fatigue evaluation of wing and associated structure on small airplanes[R]. FAA Report AFS-120-73-2,1973

[13] 贺小帆,董彦民,闫友为,等. 独立多细节结构疲劳寿命分布的数值模拟与分析[J]. 工程力学,2010,27 (8):217 - 222
He Xiaofan, Dong Yanmin, Yan Youwei, et al. Simulation and analysis of fatigue life distribution characteristic of multi-details structure [J]. Engineering Mechanic,2010,27 (8):217 - 222 (in Chinese)

(编 辑:李 晶)