

改进的军机细节疲劳额定值方法研究



廖宇,舒茂盛,聂凯

航空工业成都飞机设计研究所,四川 成都 610091

摘 要:基于军机细节疲劳额定值(DFR)方法的基本定义,本文对大量研制性试验结果进行数据分析,并对影响结构细节疲劳寿命的主要因素展开研究,在民机DFR方法中的细节修正系数的基础上,按制造工艺类、材料类、结构细节特征类重新定义了8个细节修正系数,并提出了改进的军机DFR方法。通过试验数据的对比分析获得细节修正系数,并以少量分散性较小的试验数据为基础对多种材料及细节类型的 DFR_{base} 值进行修正和仿真。通过开发简易快捷的小工具,实现结构快速的耐久性分析,并给出结构细节的疲劳裕度和可靠性寿命。该方法可以极大地提高结构细节优化、超差处理和机群使用状态变化后的寿命评估效率。

关键词:结构细节;修正系数;疲劳裕度;可靠性寿命;细节疲劳额定值

中图分类号:V215.5

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.06.004

现代战争对军用飞机(军机)任务出勤率和战备完好率的要求在逐渐提高^[1],针对目前国内军用飞机特别是战斗机研制周期短、耐久性要求高的特点,结构耐久性分析^[2-3]必须兼顾快速和精确。结构耐久性分析主要包括民用飞机(民机)细节疲劳额定值(DFR)方法^[4]、军机DFR方法^[5],以及基于概率断裂力学方法^[6](PFMA)的控制应力水平分析方法。杨高潮等^[7]针对运输机将DFR方法进行了改进。李兆远等^[8]将DFR方法运用于军机起落架相关结构的寿命评估。赵俊辉^[9]使用基于PFMA的耐久性分析方法对机翼盒段模拟件进行了研究。但这些方法有的是基于民机的结构特点和材料体系,有的需要大量随机谱下试验数据作为支撑,存在明显的局限性,不能在军机结构耐久性分析中直接使用。因此,建立一种快速简便的军机结构耐久性分析工程方法,对军用飞机结构耐久性设计具有十分重要的意义。

本文基于军机DFR方法的基本定义,对大量已完成的研制性试验结果进行数据分析,并对影响结构细节疲劳寿命的主要因素进行研究,在民机DFR方法中的细节修正系数的基础上,优化了细节修正系数,提出了改进的军机DFR方法。

1 耐久性分析方法

1.1 耐久性分析方法对比

民用飞机耐久性设计广泛采用了DFR方法。DFR方

法是20世纪70年代由美国波音公司提出、经过国内外不断发展完善的一种耐久性设计方法,这种方法引入了体现结构部位固有疲劳品质的细节疲劳额定值,采用以疲劳裕度表征的疲劳检查法,能够清楚地判断结构耐久性是否满足使用寿命要求,它类似于强度裕度表征的静强度校核方法,方便设计人员在结构初步设计阶段对结构进行耐久性评估,避免大的结构设计反复,提高设计质量和工作效率,缩短设计周期。但由于该方法中的DFR值和细节修正系数是基于民机的结构形式、材料体系以及制造工艺,并根据大量的民机外场使用和试验数据得到的经验值,因此并不完全适用于军机。

控制应力水平分析方法以PFMA^[6]为基础,通过典型细节模拟件在三个应力水平下的耐久性寿命试验,绘制可靠度安全寿命曲线($P-\sigma-t$ 曲线)并进行公式拟合,获得设计寿命下的控制应力水平,再进行结构细节的耐久性分析。该方法由于需要大量随机谱下的疲劳试验数据,且应用范围仅限于特定载荷谱序列,因此没有被广泛应用。

军机DFR方法是刘文琰等^[5]在充分考虑军用飞机与民用飞机主要区别的前提下,以民机DFR方法的基本思想和技术途径为基础,通过大量的理论与试验研究建立起来的。它与民机DFR方法的主要差异见表1。

军机DFR方法中的细节修正系数与民机是相同的,然

收稿日期:2022-03-11;退修日期:2022-04-04;录用日期:2022-05-05

引用格式:Liao Yu, Shu Maosheng, Nie Kai. Research on improved detail fatigue rating method for military aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(06): 21-27. 廖宇,舒茂盛,聂凯.改进的军机细节疲劳额定值方法研究[J].航空科学技术,2022,33(06):21-27.

表1 军机DFR方法与民机DFR方法对比

Table 1 Comparison between DFR method for military aircraft and civil aircraft

参数	军机DFR方法	民机DFR方法
结构许用应力	对数正态分布	Weibull分布
置信度	90.0%	95.0%
可靠度	99.9%	95.0%
应力比	0.10	0.06
目标寿命/循环	5×10^4	10^5
细节修正系数	A, B, C, D, E, F, U	

而由于民机与军机在结构形式、材料体系、制造工艺等方面存在差异,该方法的修正系数并不完全适用于军机,同时由于可用的军机结构细节的DFR值比较少,该方法无法在型号上广泛应用。

综上所述,本文以优化军机DFR方法中各修正系数为目的,提出了改进的军机DFR方法。

1.2 改进的军机DFR方法

军机DFR方法中结构许用应力的计算公式见式(1)~式(2),其中,结构许用应力 $[\sigma_{\max}]$ 为

$$[\sigma_{\max}] = \prod f(i) \cdot \frac{\text{DFR}_{\text{base}} \cdot (K_T)_{\text{base}}}{K_T} \cdot \left(\frac{5 \times 10^4}{T_g \cdot N_{fh}} \right)^{\frac{1}{m}} \quad (1)$$

$$\prod f(i) = A \cdot B \cdot C \cdot D \cdot E \cdot F \cdot U \quad (2)$$

式中: $\text{DFR}_{\text{base}} \cdot (K_T)_{\text{base}}$ 为典型细节许用峰值应力, 5×10^4 为典型细节许用峰值应力对应寿命, K_T 为结构细节应力集中系数, T_g 为结构设计使用寿命, N_{fh} 为单位飞行小时循环数, m 为材料 $S-N$ 曲线斜率系数, $\prod f(i)$ 为修正系数积, A 为孔填充系数, B 为合金和表面处理系数, C 为埋头深度系数, D 为材料叠层系数, E 为螺栓夹紧系数, F 为粗糙度系数, U 为凸台系数。

本文以军机DFR方法基本定义和公式为基础,选择了如下细节修正系数,见表2。主要思路是从影响寿命分析的主要因素出发,将修正系数分为制造工艺、材料、细节特征三类,通过对大量试验数据的分析研究发现:(1)制造工艺类对寿命影响最大的参数主要有表面粗糙度、表面处理(直接影响裂纹萌生)、强化工艺(在表面引入残余应力),以及紧固件形式(影响填充效果);(2)材料类对寿命影响最大的参数主要有材料规格(不同热处理尺寸的结构疲劳性能有明显差异),以及材料方向(不同纤维方向的结构疲劳性能有明显差异);(3)细节特征类中细节尺寸效应是一个影响寿命分析的重要因素。

将以上修正系数引入结构许用应力计算公式,从而建

表2 细节修正系数分类

Table 2 Classification of detailed correction factors

制造工艺类 Ma	材料类 Mt	结构细节特征类 St
表面粗糙度 Ma_R	材料规格 Mt_T	细节尺寸效应 St_R
强化工艺 Ma_C		
表面处理 Ma_G	材料方向 Mt_D	
紧固件类型 Ma_{FT}		

立了一套改进的军机DFR方法。

军机DFR方法是基于结构细节处应力水平与寿命服从幂函数关系这一基本假设,即

$$S^m \cdot N = C \quad (3)$$

对于材料相同、结构细节也相同的情况,不同应力水平 S_1 和 S_2 满足以下关系

$$S_1 = S_2 \left(\frac{N_2}{N_1} \right)^{\frac{1}{m}} \quad (4)$$

基于式(4),同时参考军机DFR方法,提出改进的结构细节许用峰值应力计算公式

$$[\sigma_{\max}] = \prod f(C_i) \cdot \frac{K \cdot \text{DFR}_{\text{base}} \cdot (K_T)_{\text{base}}}{K_T} \cdot \left(\frac{T_{\text{base}}}{T_g \cdot N_{fh}} \right)^{\frac{1}{m}} \quad (5)$$

式中: K 为材料系数,表征相同细节类型不同材料的 DFR_{base} 比值; T_{base} 为典型细节模拟件的可靠性寿命,即 5×10^4 (可靠度99.9%,置信度90%); T_g 为分析结构的设计使用寿命; N_{fh} 为单位飞行小时循环数; m 为材料 $S-N$ 曲线幂函数斜率系数,军机DFR方法中取为4,本文根据材料实际的 $S-N$ 曲线斜率进行取值,如7050-T7451材料 m 取为5.5; $\prod f(C_i)$ 为修正系数积

$$\prod f(C_i) = Ma_R \cdot Ma_C \cdot Ma_G \cdot Ma_{FT} \cdot Mt_T \cdot Mt_D \cdot St_R \cdot U \quad (6)$$

式中: U 为凸台系数, U =带凸台 K_T /无凸台 K_T 。

疲劳裕度的计算公式为

$$\text{MF} = \frac{[\sigma_{\max}]}{\sigma_{\max}} - 1 \quad (7)$$

$$\sigma_{\max} = \frac{P_{\text{smax}}}{P_{\text{lim}}} \cdot \sigma_{\text{cmax}} \cdot \delta_{\text{max}} \quad (8)$$

式中: P_{smax} 为谱中最大载荷, P_{lim} 为限制载荷, σ_{cmax} 为分析部位限制载荷对应的应力水平; δ_{max} 为当量化峰值。

可靠性寿命的计算公式为

$$N = \left(\frac{[\sigma_{\max}]}{\sigma_{\max}} \right)^m \cdot \frac{T_g}{\text{FRF}} \quad (9)$$

式中:FRF为可靠性系数,按耐久性/损伤容限准则设计的

结构可取 1.0, 而按安全寿命准则设计的结构(如起落架)可取 1.5。

2 技术思路

根据前文提出的改进军机 DFR 方法可知, 计算结构许用应力的两个关键参数是 DFR_{base} 值和修正系数, 但这两个参数存在以下几个方面的问题: (1) 现有结构细节类型的 DFR_{base} 还比较少; (2) 目前已获取的部分试验数据分散性较大, 难以分析处理; (3) 减少分散性需要大量的试验数据, 试验周期和成本将大幅增加; (4) 缺少细节修正系数相关试验数据。因此, 本文将尝试解决上述问题。

2.1 细节许用应力 DFR_{base} 值获取方法

针对军用飞机, 特别是战斗机的结构细节特点, 以及试验和使用中结构出现损伤的部位特征, 本文把结构典型细节分为三类: 非紧固孔的开孔、缺口及倒角类、耳片类和紧固孔的钉转载荷, 如图 1~图 3 所示。

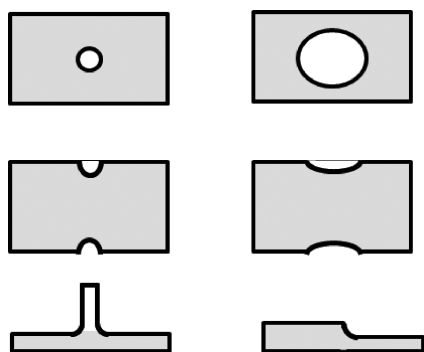


图 1 开孔、缺口及倒角类细节简图

Fig.1 Sketch for details of openings, notches and chamfering

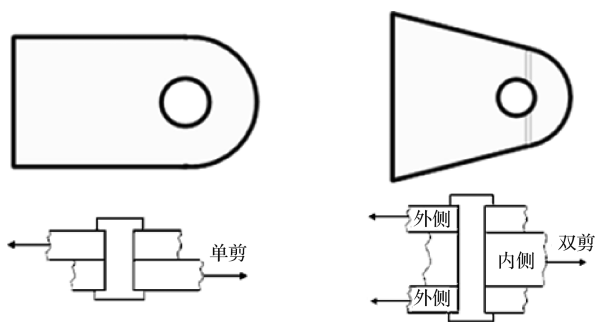


图 2 耳片类细节简图

Fig.2 Sketch for details of lugs

针对以上三类结构典型细节, 分别设计了少量模拟件进行疲劳试验, 从试验数据中获取基准试验样本数据。基准试验样本数据主要来源: (1) 军机 DFR 试验; (2) 控制应

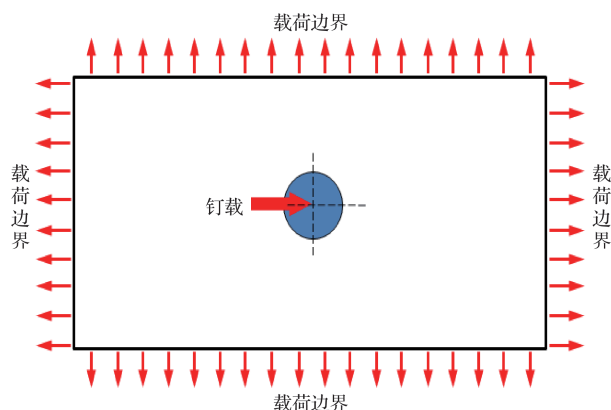


图 3 紧固件类细节简图

Fig.3 Sketch for details of fasteners

力水平试验; (3) 模拟件耐久性试验。试验数据均满足统计学要求: (1) 对数标准差 $s \leq 0.14$; (2) 试验件有效件数 $n \geq 5$ 。

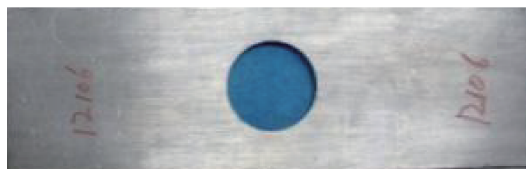
本文采用类比法对这些基本试验样本数据进行分析, 获取尽量多的不同细节和不同材料的 DFR_{base} 值。类比法有两种: (1) 适合相同材料、相同细节类型的修正系数类比法; (2) 适合相同细节类型、不同材料的应变疲劳分析类比法。

2.1.1 修正系数类比法

修正系数类比法基于相似性原理, 在已知某材料某典型细节类型试验件的 DFR_{base} 值基础上, 通过系数修正, 可获得该材料相同细节类型试验件的 DFR_{base} 值。图 4 给出了两种具有相同细节类型(开孔)的试验件示例。



(a) 中心小孔试验件



(b) 中心大圆孔试验件

图 4 相同细节类型的试验件示例

Fig.4 Specimens of same detail type

若中心小孔试验件的 DFR_{base} 值为 DFR_{base0} , 应力集中系数为 K_{T0} , 细节修正系数积为 $\prod f_0(C_i)$, 对于同为非紧固孔的开孔、缺口及倒角类的试验件, 已知应力集中系数为 K_{T1} , 细节修正系数积为 $\prod f_1(C_i)$, 则有

$$DFR_{base1} = DFR_{base0} \cdot \frac{\prod f_1(C_i)}{\prod f_0(C_i)} \cdot \frac{K_{T0}}{K_{T1}} \quad (10)$$

表 3 给出了分别用修正系数类比法与试验得到的

DFR_{base}值对比。经对比,分析值相对试验值的误差在工程可接受范围内。

表3 分析(修正系数法)与试验的DFR_{base}值对比

Table 3 Comparison between DFR_{base} between analysis (correction factor method) and test

典型结构	K_T	试验值/MPa	分析值/MPa	对数标准差
边缘缺口	5.10	84.33	—	0.0461
边缘缺口	3.38	124.50	123.96	0.0819
中心小孔	2.97	132.94	—	0.1248
边缘缺口	2.29	162.05	156.77	0.1400

2.1.2 应变疲劳分析类比法

进行 DFR 试验时,试验件材料一般为 7050 系列铝合金、2124 系列铝合金或 TC4 系列钛合金等,对于其他新型材料,则可以通过应变疲劳分析^[10]对比法来获取 DFR_{base} 值。即在已知材料 1 某典型细节模拟件试验的应力水平 σ_0 、中值寿命 N_0 、试验件数 n 和材料应变疲劳参数的情况下,按图 5 的流程进行计算,则可获得其他材料的 DFR_{base} 值,该流程同样适用于随机谱下的疲劳试验数据分析。

该方法的基本原理是基于已知的材料 1 试验数据反推

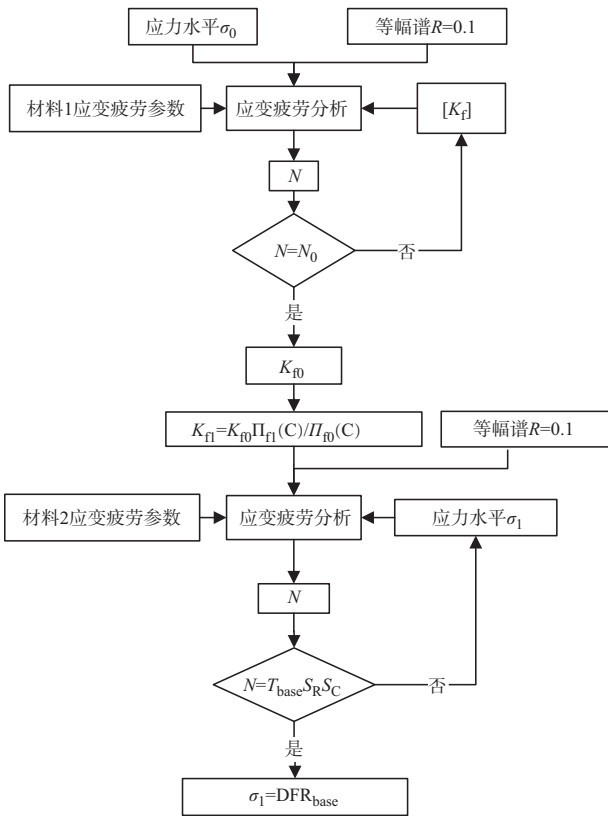


图5 应变疲劳分析类比法流程

Fig.5 Process of comparison method based on strain fatigue analysis

其疲劳严重系数 K_{f0} ,使用修正系数对比法获得材料 2 的 K_{f1} ,再通过确定的目标寿命分析,反推应力水平 σ_1 。图 5 中可靠系数 S_R 和置信系数 S_C 为

$$S_R = 10^{u_R \cdot s}, S_C = 10^{u_{1-\gamma} \cdot \frac{s}{\sqrt{n}}} \tag{11}$$

式中: u_R 和 $u_{1-\gamma}$ 分别为在可靠度 R 和置信度 $1-\gamma$ 下对应的 u 值(可通过标准正态分布查表得到), s 为样本标准差, n 为样本数量。

表 4 给出了分别用应变疲劳分析对比法与试验得到的 DFR_{base} 值对比。由表 4 可知,以 7050-T7451 的试验值为基准值,对于同为铝合金的 2124-T851 材料,分析值相对试验值的误差较小,而对于钛合金 TC4-DT 材料,分析值相对试验值的误差稍大,因此在规划试验时,试验件应尽可能涉及多种材料体系,如铝合金、钛合金和钢等。

表4 分析(应变疲劳法)与试验的DFR_{base}对比

Table 4 Comparison of DFR_{base} between analysis (strain fatigue method) and test

典型结构细节		边缘缺口	中心小孔	边缘缺口
应力集中系数 K_T		5.10	2.97	2.29
7050-T7451	试验值 (基准)	84.33	132.94	162.05
	分析值	60.18	—	135.60
2124-T851	试验值	62.30	—	138.80
	误差	3.52%	—	2.36%
	分析值	—	310.30	310.70
TC4-DT	试验值	—	325.00	292.00
	误差	—	4.74%	-6.02%
	分析值	—	—	—

2.2 细节修正系数获取方法

2.2.1 基于试验数据

基于试验数据^[11]的方法适用于表 2 中制造工艺类和材料类的细节修正系数,通过设计两组不同细节参数的 DFR 试验件,进行 DFR 试验,获得各自的 DFR_{base} 值,其比值即对应的细节修正系数。以粗糙度修正系数为例,其获取方法如图 6 所示。

2.2.2 DFR_{base} 曲线拟合法

根据研制性试验的统计分析结果,并使用细节修正系数进行修正,即

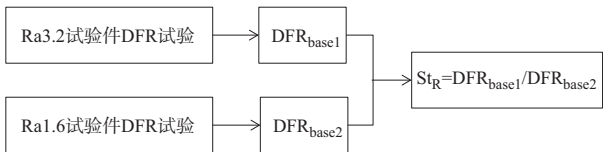


图6 粗糙度修正系数获取方法

Fig.6 Diagram for obtaining correction factor of roughness

$$DFR_{base} = \frac{DFR_{base, test}}{\prod f(C_i)} \quad (12)$$

对于非紧固孔模拟件,除尺寸效应^[12-13]修正系数外,其他各细节修正系数都可通过DFR对比试验方法获得,尺寸效应系数 S_{T_R} 需要较多不同尺寸试件的DFR试验,再进行 DFR_{base} 曲线拟合,获得毛截面应力集中系数与 DFR_{base} 的关系。以7050铝合金和TC4-DT钛合金为例,拟合 DFR_{base} 曲线如图7所示。

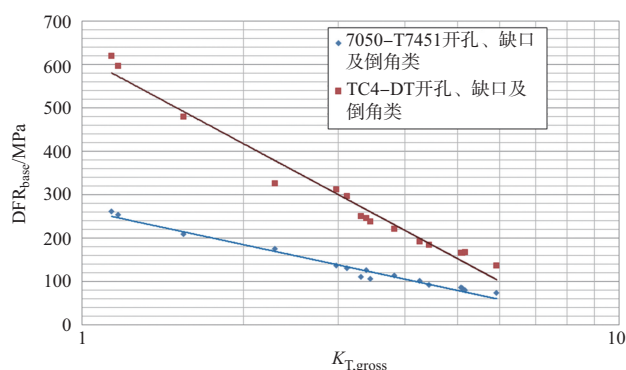


图7 7050-T7451和TC4-DT材料 DFR_{base} 曲线

Fig.7 DFR_{base} curve for 7050-T7451 and TC4-DT

3 方法验证

以某型飞机全机疲劳试验数据为参考进行对比分析,该飞机某框的总体有限元分析结果以及局部细节特征如图8所示,图8中①~⑤所标示位置即为本节所分析的5个关键部位。

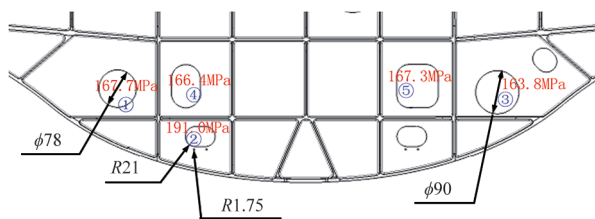


图8 框的最大主应力及局部细节特征(单位:mm)

Fig.8 Max principle stress and local detail characteristic of frame

5个关键部位的耐久性分析结果和全机疲劳试验中的裂纹萌生寿命对比见表5。

由表5对比可知,本文提出的改进军机DFR方法计算结果与试验结果相比偏保守,但变化趋势一致,在进行结构耐久性初步分析时是可以接受的,而军机DFR方法由于修正系数的不充分,使得分析结果偏于危险,同时由于 DFR_{base}

表5 耐久性分析结果与试验结果对比

Table 5 Comparison of results between durability analysis and test

部位	改进的军机DFR方法	军机DFR方法	全机疲劳试验寿命/分散系数2
①	1803	5639	3480
②	1227	4084	2525
③	2026	3152	3690
④	4970	12503	(7500)完好
⑤	4224	14784	6250

为离散值,未经过拟合,其趋势一致性不佳,因此改进军机DFR方法的可靠性更高,可以在初步设计阶段快速而较准确地进行结构关键部位筛选和评估。

4 工程应用

4.1 案例1

以飞机某框下侧的系统开孔为例,由于系统安装,在大孔边开了4个小孔,如图9所示,此处结构存在复合应力集中,因此在该型飞机全机疲劳试验中小孔边较早地出现了疲劳裂纹。

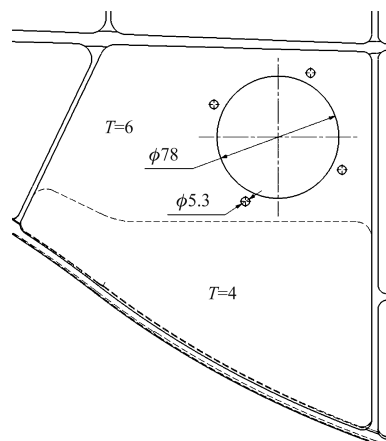


图9 某框下侧的系统开孔示意图(单位:mm)

Fig.9 Sketch of system holes at downside of a frame

从总体有限元结果中可得到该处腹板最大主应力为96MPa(限制值),无凸台 $K_{T, gross} = 5.777$,带凸台 $K_{T, gross} = 6.065$ (偏心凸台)。对该部位使用本文提出的方法进行计算,计算结果见表6。

对该部位进行优化设计,取消4个系统安装小孔,无凸台 $K_{T, gross} = 3.208$,带凸台 $K_{T, gross} = 3.455$,计算结果见表7。

4.2 案例2

以某框腹板上的一个圆弧形凹槽超差为例,凹槽长度

表6 小孔细节耐久性分析结果与试验结果对比

Table 6 Comparison of results between durability analysis and test for small-hole detail

部位	疲劳裕度(MF)	可靠性寿命(FH)	全机疲劳试验寿命/分散系数2(FH)
小孔边	-0.232	1054	1600

表7 改进后耐久性分析结果

Table 7 Durability analysis result after improvement

部位	疲劳裕度(MF)	可靠性寿命(FH)
大孔边	0.095	8557

20mm,宽度4.8mm,深度1.2mm,半径为3mm,腹板厚度为4mm,在总体有限元结果中,该处最大主应力为180MPa,如图10所示。

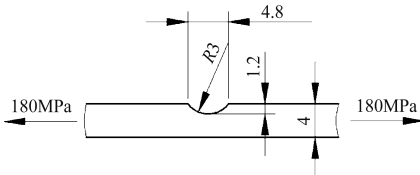


图10 凹槽超差示意图

Fig.10 Sketch of groove out-of-tolerance

由局部细节特征,查《应力集中系数手册》^[14]图2.1.9可知,该处净截面 $K_{T,net}=2.8$,换算后毛截面 $K_{T,gross}=4$,使用本文提出方法计算得 $MF=-0.068$,可靠性寿命为5272FH,不满足耐久性寿命要求。因此需要进行打磨处理,即降低超差部位的应力集中系数。若把超差半径由3mm打磨为6mm,打磨后深度为1.3mm,此时 $K_{T,net}=2.4$,换算后毛截面 $K_{T,gross}=3.56$,可得 $MF=0.041$,可靠性寿命为10161FH,满足耐久性寿命要求。

5 结论

通过改进和完善军机DFR方法中的细节修正系数,并提出两个关键技术来解决目前 DFR_{base} 值不足和修正系数不合理的问题。改进后的军机DFR方法可以广泛地应用于型号研制各个设计阶段,特别是在初步设计阶段对结构进行快速分析,提前发现疲劳问题,进而进行结构细节的优化设计。

AST

参考文献

[1] 兑红娜,刘小冬,王勇军,等. SPHM技术在新机研制中的实践与发展[J]. 航空科学技术,2020,31(7):72-79.
Dui Hongna, Liu Xiaodong, Wang Yongjun, et al. SPHM

technology practice and development in a new generation of fighter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(7):72-79.(in Chinese)

[2] 蒋祖国,王智,刘文斑,等. GJB 67.6A—2008:军用飞机结构强度规范 第6部分:重复载荷、耐久性和损伤容限[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2008.
Jiang Zuguo, Wang Zhi, Liu Wenting, et al. GJB 67.6A—2008: Military airplane structural strength specification Part 6: Repeated loads, durability and damage tolerance[S]. Beijing: The General Reserve Department of PLA, 2008.(in Chinese)

[3] 舒成辉,屈见忠,蒋祖国,等. GJB 775A—2012:军用飞机结构完整性大纲[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2012.
Shu Chenghui, Qu Jianzhong, Jiang Zuguo, et al. GJB 775A—2012: Military aircraft structural integrity program[S]. Beijing: The General Reserve Department of PLA, 2012.(in Chinese)

[4] 《民机结构耐久性与损伤容限设计手册》编委会. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2003.
Editorial Committee of Durability and Damage Tolerance Design Manual for Civil Aircraft Structures. Durability and damage tolerance design manual for civil aircraft structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003.(in Chinese)

[5] 刘文斑,黄季埏,刘小冬,等. 军用飞机结构疲劳设计细节疲劳额定值方法指南[M]. 北京:国防工业出版社,2012.
Liu Wenting, Huang Jichi, Liu Xiaodong, et al. Guide to detail fatigue rating method for structural fatigue design of military aircraft[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012.(in Chinese)

[6] 《军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册》编委会. 军用飞机疲劳·损伤容限·耐久性设计手册 第四册[M]. 北京:航空工业出版社,1994.
Editorial Committee of Damage Tolerance and Durability Design Manual for Military Aircraft. Damage tolerance and durability design manual for military aircraft (Volume 4th) [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.(in Chinese)

[7] 杨高潮,张联营. 运输类飞机疲劳寿命分析的一种新方法[J]. 航空科学技术,2015,26(7):30-32.
Yang Gaochao, Zhang Lianying. A new method of the fatigue life analysis for transport aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(7):30-32.(in Chinese)

[8] 李兆远,于鹏. 运用DFR方法对军机起落架相关结构的寿命

- 研究[J]. 飞机设计, 2018, 38(3): 29-34.
- Li Zhaoyuan, Yu Peng. A research on the fatigue lifes of landing gear related structures by DFR method[J]. Aircraft Design, 2018, 38(3): 29-34.(in Chinese)
- [9] 赵俊辉. 某型飞机机翼盒段模拟件的耐久性分析与试验[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
- Zhao Junhui. Durability analysis and test of an aircraft wing box[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.(in Chinese)
- [10] Schijve J. 结构与材料的疲劳[M]. 2版. 吴学仁, 译. 北京: 航空工业出版社, 2014.
- Schijve J. Fatigue of structures and materials[M]. Second Edition. Wu Xueren, translated. Beijing: Aviation Industry Press, 2014.(in Chinese)
- [11] 李玉莲, 袁胜弢, 吴永奎. 基于试验的飞机结构疲劳优化设计研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(6): 25-31.
- Li Yulian, Yuan Shengtao, Wu Yongkui. Research on optimization of airplane structure fatigue based on test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(6): 25-31.(in Chinese)
- [12] 陈勃, 刘建中, 吴学仁, 等. 初始缺陷尺寸分布的尺寸效应研究[J]. 航空学报, 2006, 27(1): 44-49.
- Chen Bo, Liu Jianzhong, Wu Xueren, et al. Study of size effect on initial flaw size distribution[J]. ACTA Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(1): 44-49.(in Chinese)
- [13] 刘香, 王延荣, 田爱梅, 等. 考虑尺寸效应的缺口疲劳寿命预测方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 429-437.
- Liu Xiang, Wang Yanrong, Tian Aimei, et al. A life prediction method for size effects on notched fatigue[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 429-437.(in Chinese)
- [14] 航空工业部科学技术委员会. 应力集中系数手册[M]. 北京: 高等教育出版社, 1990.
- Science and Technology Committee of Ministry of Aviation Industry. Stress concentration factor handbook[M]. Beijing: Higher Education Press, 1990.(in Chinese)

Research on Improved Detail Fatigue Rating Method for Military Aircraft

Liao Yu, Shu Maosheng, Nie Kai

AVIC Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610091, China

Abstract: Based on the basic definition of military aircraft Detail Fatigue Rating(DFR) method, a large number of test results and key factors influencing the fatigue life of detailed structure are analyzed. On the basis of the detailed correction factors used in DFR method for civil aircraft, 8 modified factors are redefined by characteristics of manufacturing process, materials, and structural details. An improved DFR method for military aircraft is developed. The detailed correction factors are obtained by comparative analysis of test data. The DFR base values of various materials and detailed types are modified and simulated based on a small amount of test data with little dispersion. With the convenient tools developed, fast durability analyses can be achieved, and fatigue allowance as well as fatigue life with certain reliability could also be determined. The proposed method is expected to significantly improve the structural detail optimization, out of tolerance management and fatigue life assessment for fleet with changing usage.

Key Words: structural details; correction factor; fatigue allowance; fatigue life with certain reliability; detail fatigue rating