

飞机结构关键件设计改进后的疲劳寿命评定技术

隋福成, 刘文琰, 王 磊

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

Technique about Evaluating the Fatigue Life of the Improved Main Components in Aircraft

SUI Fu-cheng, LIU Wen-ting, WANG Lei

(School of Aeronautical Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and
Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 结合某型飞机重要疲劳关键件起落架梁设计改进后的寿命评定,建立了在不进行全尺寸试验的情况下,对设计改进结构进行寿命评定的方法。即在结构改进前后关键疲劳薄弱部位细节应力分析的基础上,通过该疲劳关键部位的模拟试件在改进前后应力谱下的寿命分析和疲劳对比试验,综合评定结构改进后的寿命增加系数,参照改进前该结构的全尺寸疲劳试验结果,确定设计改进后该关键件的疲劳寿命。用上述方法完成了对某型飞机重要疲劳关键件起落架梁改进后的寿命评定,其结果也应用到了该型飞机结构的定延寿。

关键词: 对比试验; 寿命评定; 模拟件; 裂纹扩展; 起落架梁

中图分类号: V215.5 **文献标识码:** A

Abstract: This paper takes example for evaluating the life of the improved undercarriage beam which is a main fatigue component in a kind of plane, and describes the method about evaluating the fatigue life of the improved components in the case of lack of whole size testing. This method bases on the detail stress analysis of the main fatigue parts between the improved component and the unimproved component, and evaluates synthetically the coefficient of life increase of the improved component by analyzing the life of the simulator specimen of this component in the case of each load spectrum and the fatigue compare testing, and ascertains the fatigue life of this improved main component by consulting the result of the whole size testing about this unimproved component. The life evaluating of the undercarriage beam which is a main fatigue component in a kind of plane is completed by this method. The result was applied to this kind of plane.

Key words: compare testing; life evaluating; simulator specimen; crack propagation; undercarriage beam

某型飞机主起落架梁是决定该机寿命的重要疲劳关键件,最初设计的该梁(老梁)不能满足设计要求,在设计改进后,没有进行全尺寸试验验证。

本文以改进前结构全尺寸疲劳试验结果为基础,通过设计改进前后结构的有限元细节分析,准确确定该结构疲劳关键部位的应力谱,对该部位进行设计改进前后寿命分析和对比试验,给出结构改进前后的寿命对比关系,确定出该部位设计改进后的疲劳寿命。本文通过该梁改进设计后的寿命评定为实例,建立了设计改进结构进行寿命评定的方法。

1 改进后的主起落架梁(新梁)疲劳寿命评定的技术途径

通过对结构改进前后结构的有限元细节分析,给出疲劳危险部位的应力谱。经过对 2 种梁

进行的寿命对比分析与模拟元件对比试验,获得新梁的寿命增加比例。以改进前全尺寸疲劳试验主起落架梁(老梁)寿命结论为基础,给出新梁的使用寿命。

由

$$\frac{T_1}{N_1} = \frac{T_0}{N_0} \quad (1)$$

有

$$T_1 = T_0 \frac{N_1}{N_0} \quad (2)$$

式中: T_0 为老梁全尺寸疲劳试验结论; N_0 为老梁模拟元件的试验寿命; T_1 为新梁全尺寸疲劳试验结论; N_1 为新梁模拟元件的试验寿命。

2 新、老梁的试验对比研究

(1) 试验概述

(a) 试件 试件共有 2 组,分别模拟老梁、新梁同一疲劳关键部位,典型试件见图 1。

(b) 试验载荷谱 依据地面载荷谱通过有限

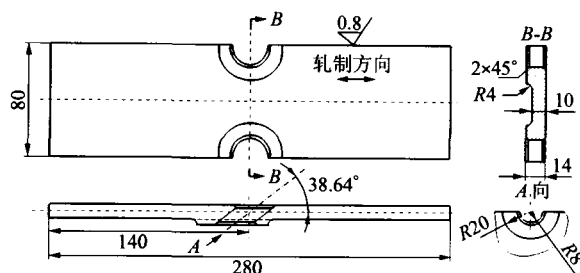


图1 典型模拟试件
Fig. 1 Typical simulated specimen

元计算分析编制了新、老梁试件的无缺口段名义应力谱和试验载荷谱。试验载荷

$$P = k\sigma F \quad (3)$$

式中： σ 为新、老梁关键部位名义应力谱，见图2、图3； F 为试验件无缺口横截面积； k 为调整系数。

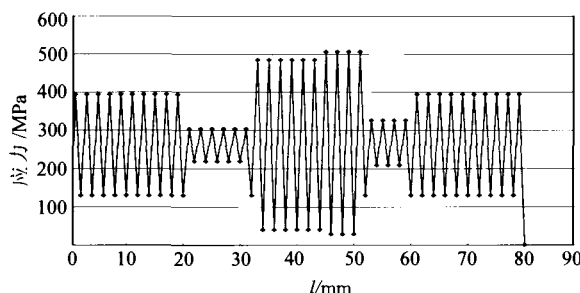


图2 老起落架梁疲劳关键部位典型应力谱
Fig. 2 Typical stress spectrum of fatigue critical area of old undercarriage beam

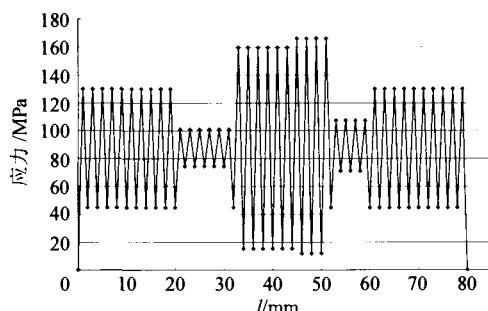


图3 新起落架梁疲劳关键部位典型应力谱
Fig. 3 Typical stress spectrum of fatigue critical area of new undercarriage beam

(c) 试验过程 在上述试验载荷谱下老梁、新梁试件各完成了7件有效试件的成组疲劳试验；试验过程中观察了裂纹萌生过程，记录了裂纹形成的循环数及对应的裂纹长度，试验均做至断裂，记录了总寿命，并对断口进行了观察，记录了其裂纹萌生部位及裂纹形态。

(2) 试验结果

(a) 试验结果 新、老梁元件试验结果见表1。

表1 新老梁元件试验寿命数据(单位:起落)

Table 1 Test life of specimen of new and old undercarriage beam(unit: times)

序号	老梁元件		新梁元件	
	裂纹形成寿命	总寿命	裂纹形成寿命	总寿命
1	5 360	6 266	9 928	11 153
2	2 537	2 978	7 022	8 197
3	2 517	3 245	9 957	11 198
4	2 603	3 204	4 843	5 930
5	3 622	4 226	14 396	15 712
6	1 932	2 607	14 128	15 440
7	5 281	6 163	7 853	9 297

(b) 试验寿命数据的统计处理 假定总寿命与裂纹形成寿命均服从对数正态分布，所得对数总寿命和对数裂纹形成寿命均值、标准差估计值 \bar{X}_c, S_c 和 \bar{X}_i, S_i 以及中值总寿命、中值裂纹形成寿命的估计值 $(N_{50})_c, (N_{50})_i$ ，见表2。

表2 新、老梁试验寿命数据的统计处理结果(单位:起落)

Table 2 Statistical result of life of specimen of new and old undercarriage beam(unit: times)

序号	类别	\bar{X}_c	S_c	$(N_{50})_c$	\bar{X}_i
1	老梁	3.588 6	0.153 3	3 877	3.502 5
2	新梁	4.019 5	0.150 6	10 459	3.961 4

序号	类别	S_i	$(N_{50})_i$	试件数 n
1	老梁	0.172 0	3 180	7
2	新梁	0.168 8	9 149	7

(c) 新梁与老梁的寿命比 采用文献[1]中的统计方法，确定新、老梁的安全寿命比。

• 新、老梁对数裂纹形成寿命方差差异检验

$$F = \frac{S_{i1}^2}{S_{i2}^2} = 1.037 < F_{0.05}(6, 6) = 4.28 \quad (4)$$

新、老梁对数裂纹形成寿命方差无显著差异，并有综合标准差估计值 $S_{wi} = 0.170 4$ 。

• 指定置信度 $\gamma = 90\%$ 下的新、老梁中值寿命比

在新、老梁所用疲劳分散系数相同时，其安全寿命比值就等于裂纹形成中值寿命的比值。

对数裂纹形成寿命均值差的单侧置信下限：

$$(\hat{\mu}_{c2} - \hat{\mu}_{c1})_{\gamma} = \bar{X}_{c2} - \bar{X}_{c1} + t_{(1-\gamma)}(n_1 + n_2 - 2) \cdot S_{wc} \sqrt{1/n_1 + 1/n_2}$$
$$\gamma = 90\%, t_{(1-\gamma)}(n_1 + n_2 - 2) = t_{0.1}(12) = 1.356 2$$

$$\left. \frac{(\hat{N}_{50})_{c2}}{(\hat{N}_{50})_{c1}} \right|_{\gamma=0.9} =$$

$$\frac{(\hat{N}_{50})_{c2}}{(\hat{N}_{50})_{c1}} 10^{t_{(1-\gamma)}(n_1 + n_2 - 2) S_{wc} \sqrt{1/n_1 + 1/n_2}} = 2.165$$

3 新、老梁寿命的计算对比

(1) 计算方法

通过有限元细节分析得到新、老梁的关键疲劳薄弱部位的应力谱,采用改进名义应力法对新梁和老梁进行寿命对比计算,其方法如下^[2]:

(a) 选取典型应力比($R=0.1$)下的 $P-S-N$ 曲线表达式,分别选用三参数式和幂函数式。

三参数表达式为

$$S = C_p \left(1 + \frac{A}{N^\alpha} \right) \quad (5)$$

幂函数式表达式为

$$S^m N = D_p \quad (6)$$

(b) 细节 $P-S-N$ 曲线参数的选取

① 三参数式

• 取材料 $S-N$ 曲线三参数式形状参数 $A=59.37$, $\alpha=0.38$ 作为细节 $P-S-N$ 曲线的参数 A , α 值。

• 以老梁寿命结论(N_p)₁(谱块数)为目标,给定若干不同的 C_p 值,进行老梁细节局部应力谱下的寿命估算,寿命估算结果等于(N_p)₁ 时所对应的 C_p 值即为细节 $P-S-N$ 曲线的 C_p 值。寿命估算中用到的等寿命曲线,采用索德-伯格公式,即

$$S_a = S_{-1} \left(1 - \frac{S_m}{\sigma_s} \right) \quad (7)$$

② 幂函数式

• 对于铝合金材料而言,损伤较大的应力水平所对应的寿命处于中等寿命段,因此在式(6)中可取 $m=4$ ^[3];

• D_p 值的确定方法 给出了计算过程中反推三参数式参数 C_p 与幂函数式参数 D_p 的结果,表 3 中给出了新梁安全寿命计算评估的结果。老梁的试验总寿命见下文(2)。

表 3 反推的 D_p 值

Table 3 Inferred D_p

老梁安全寿命(飞行小时)	三参数式的 C_p 值	$m=4$ 幂函数式的 $D_p (\times 10^{15})$	$m=5$ 幂函数式的 $D_p (\times 10^{17})$
1 870	206.2	1.315 22	5.834 45

(2) 对比计算结果

(a) 老梁的使用寿命 老梁的试验总寿命是 11 000 起落,包括裂纹扩展。从提高安全性考虑,应取裂纹形成寿命作为定寿依据。鉴于梁的试验中没有关于裂纹形成寿命的记录,考虑此次试验中老梁试件裂纹形成寿命所占总寿命的平均比值为 84.1%,近似取实际梁结构试验裂纹形成寿命为总寿命的 85%,即为 9 350 起落。取分散

系数为 5,则老梁的使用寿命可取为 1 870 起落。

(b) 新梁的寿命计算结果 根据 Miner 理论,用所得到的细节 $P-S-N$ 曲线估算新梁的寿命,得到由对比分析得到的新梁安全寿命及新、老梁的寿命比,见表 4。

表 4 新老梁安全寿命估算结果(单位:起落)

Table 4 Calculated result of new and old undercarriage beam(unit: times)

	三参数式($S-N$)	幂函数式($m=4.0$)
新梁估算结果 N_x	3 850	3 400
新老梁寿命比 N_x/N_l	2.06	1.82

4 结 论

(1) 置信度 $\gamma=90\%$ 对应的试验评估结果与计算结果比较接近,计算结果偏小 $15\% \sim 20\%$ 。本着以对比试验结果为主,综合考虑试验结果与计算结果的原则,可取新、老梁寿命比为 2.0。

(2) 可以有 90% 的把握说:老梁寿命为 1 870 起落时,新梁寿命可以达到 3 740 起落。

(3) 该结论已经应用于某型飞机的延寿结论中。

参 考 文 献

- [1] 盛骤,谢式千,潘承毅. 概率论与数理统计[M]. 北京:高等教育出版社,1989: 213-231.
Sheng Z, Xie S Q, Pan C Y. Probability theory and statistic [M]. Beijing: Higher Education Press, 1989: 213-231. (in Chinese)
- [2] 王忠波,刘文斑. 疲劳分析的改进名义应力法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(增刊): 17-20.
Wang Z B, Liu W T. An improved nominal stress approach and its application [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(s): 17-20. (in Chinese)
- [3] 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: 212-353.
Wu X R. Handbook of mechanical properties of aircraft structural metals VOL. 1 [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996: 212-353. (in Chinese)

作者简介:



隋福成(1968—) 男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:飞机强度。

刘文斑(1940—) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:疲劳与断裂力学、结构耐久性与可靠性。E-mail: LWT-JIANG@163.com

(责任编辑:李铁柏)