

# LGDFR 法在起落架疲劳强度 分析中的应用研究

## Study on the Application of LGDFR Method in Landing Gear Fatigue Strength Analysis

霍文辉 / Huo Wenhui

(中航飞机股份有限公司西安飞机分公司, 西安 710089)

(Xi'an Aircraft Company, AVIC Aircraft Corporation Ltd., Xi'an 710089, China)

### 摘要:

原型飞机进行改型设计后,由于飞机的重量、重心变化,必将导致改型飞机起落架的载荷发生变化。应用细节疲劳额定值基本方法,利用原型飞机起落架的疲劳试验数据对改型飞机起落架的疲劳强度进行分析,称为起落架细节疲劳额定值方法。该方法较为简单、可靠、实用。

**关键词:**起落架细节疲劳额定值方法;起落架;疲劳强度

**中图分类号:**V226

**文献标识码:**A

[Abstract] After a modified version design according to the original aircraft, due to the changes of weight and center of gravity, it can lead to the changes of load on remodeled aircraft landing gear. This paper presents landing gear detail fatigue rating (LGDFR) method to finish the fatigue strength analysis of military aircraft landing gear, used the fatigue test data based on the landing gear detail fatigue rating. The method is simple, reliable and practical.

[Key words] landing gear detail fatigue rating method; landing gear; fatigue strength

## 0 引言

细节疲劳额定值 (Detail Fatigue Rating, 简称 DFR) 法是美国波音公司在飞机结构疲劳设计中发展的疲劳可靠性设计方法。DFR 法规定最大损伤情况仅为地空地情况,而起落架结构最大损伤情况是待定的,因此 DFR 法不能直接应用于起落架疲劳强度分析。

DFR 是一种零构件疲劳品质的度量,其定义为:在 95% 可靠度和 95% 置信度要求下,当应力比  $R$  为 0.06 时,零构件能承受  $10^5$  次循环的最大名义应力值(疲劳强度)<sup>[1]</sup>。起落架各构件最大损伤情况的应力比  $R$  和应力水平  $S$  是不同的,不同型号的起落架寿命  $N$  也不相同,因此需要给出  $R$ 、 $S$  和  $N$  都为待定值下的标准 S-N 曲线的表达式。

本文依据原型飞机起落架疲劳试验的数据,求解试验表征的疲劳额定强度许用值,建立起落架结

构疲劳强度分析方法一起落架细节疲劳额定值 (Landing Gear Detail Fatigue Rating, 简称 LGDFR) 法。根据标准 S-N 曲线的表达式和疲劳试验数据确定疲劳额定强度许用值 LGDFR 值,根据改型后飞机起落架的载荷情况对 LGDFR 进行修正,完成疲劳强度分析。

## 1 标准 S-N 曲线表达式

已知起落架的目标寿命  $N$  (起落数),可知:

$$N_0(\text{循环数}) = \frac{\text{FRF} \times N(\text{起落数})^{[2]}}{\lambda}$$

式中:FRF 为可靠性系数,起落架结构取 2.0;  $\lambda$  为最大损伤情况造成的损伤占总损伤的比例。

设最大损伤对应的应力比为  $R_0$ ,则可得:

$$\text{应力幅值 } \sigma_\alpha = 0.5(1-R_0) \text{ LGDFR} \quad (1)$$

$$\text{应力均值 } \sigma_m = 0.5(1+R_0) \text{ LGDFR} \quad (2)$$

式中:LGDFR 为起落架疲劳额定强度许用值。

$$\text{由等寿命曲线为直线可知} \frac{\sigma_\alpha}{\sigma_\alpha^0} + \frac{\sigma_m}{\sigma_m^0} = 1 \quad (3)$$

式中： $\sigma_\alpha^0$ 、 $\sigma_m^0$  为式(3)与坐标轴  $\sigma_\alpha$ 、 $\sigma_m$  的交点坐标值。

将式(1)、式(2)代入式(3)可得：

$$\sigma_\alpha^0(N_0) = \frac{0.5(1-R_0)\sigma_m^0 \text{LGDFR}}{\sigma_m^0 - 0.5(1+R_0)\text{LGDFR}} \quad (4)$$

将式(4)代入式(3)可得：

$$\sigma_\alpha^0(N_0) = \frac{0.5(1-R_0)\text{LGDFR}(\sigma_m^0 - \sigma_m)}{\sigma_m^0 - 0.5(1+R_0)\text{LGDFR}} \quad (5)$$

由  $N\sigma_\alpha^m = C$  可知：

$$\frac{\lg\sigma_\alpha(N) - \lg\sigma_\alpha(N_0)}{\lg N_0 - \lg N} = \lg D^{[3]} \quad (6)$$

式中： $C$  为常数， $D$  为直线  $\lg\sigma_\alpha \sim \lg N$  的斜率， $m = -\frac{1}{\lg D}$ 。

$$\text{由式(6)可知} \sigma_\alpha(N) = \sigma_\alpha(N_0) D^{(\lg N_0 - \lg N)} \quad (7)$$

将式(4)代入式(7)可得：

$$\sigma_\alpha(N) = \frac{0.5(1-R_0)\text{LGDFR}(\sigma_m^0 - \sigma_m)A}{\sigma_m^0 - 0.5(1+R_0)\text{LGDFR}} \quad (8)$$

式中： $A = D^{(\lg N_0 - \lg N)}$

将  $N_0 = 10^5$ 、 $R_0 = 0.06$ 、 $\text{LGDFR} = \text{DFR}$  代入式(8)可得：

$$\sigma_\alpha(N) = \frac{0.47(\sigma_m^0 - \sigma_m)\text{DFR} \cdot A}{\sigma_m^0 - 0.53\text{DFR}} \quad (9)$$

式中： $A = D^{(5 - \lg N)}$

式(9)就是 DFR 法的标准 S-N 曲线方程。因此 LGDFR 法和 DFR 法中的  $\sigma_m^0$ 、 $D$  取值相同，如表 1 所示。

表 1 LGDFR 法  $\sigma_m^0$ 、 $D$  取值<sup>[1]</sup>

材料	$\sigma_m^0 / \text{MPa}$	$D$
铝合金	310	2.0
钛合金	620	2.0
结构钢( $\sigma_b \leq 1\ 380\text{MPa}$ )	930	1.8
结构钢( $\sigma_b > 1\ 380\text{MPa}$ )	1240	1.8

$$\text{由式(8)可知:} N = 10^{(\lg N_0 - \frac{\lg Y}{\lg D})} \quad (10)$$

$$\text{式中:} Y = \frac{\sigma_m^0 - 0.5(1+R_0)\text{LGDFR}}{0.5(1-R_0)\text{LGDFR}(\sigma_m^0 - \sigma_m)^\sigma}$$

式(10)就是 LGDFR 法的 S-N 曲线表达式。

## 2 根据疲劳试验确定 LGDFR 值

### 2.1 起落架疲劳额定强度许用值 LGDFR 的确定

根据疲劳试验确定起落架部件的基本可靠性

寿命，基本可靠性寿命是由试验寿命而得到的，即由主要构件的特征寿命  $\beta$  除以系数  $S_T$ 、 $S_C$ 、 $S_R$  得到<sup>[1]</sup>。

$$N_{95/95}(\text{起落数}) = \frac{\beta}{S_T S_C S_R} \quad (11)$$

式中： $N_{95/95}$  为 95% 置信度和 95% 可靠度条件下的基本可靠性寿命； $\beta$  为威布尔分布的特征寿命； $S_T$  为试件系数； $S_C$  为置信系数； $S_R$  为可靠性系数。

$$N_{95/95}(\text{循环数}) = \frac{\beta}{S_T S_C S_R \lambda} \quad (12)$$

由式(8)可得：

$$\text{LGDFR} = \frac{2\sigma_m^0 \sigma_\alpha}{(1-R_0)\sigma_m^0 A - (1+R_0)(A-1)} \quad (13)$$

式中： $A = D^{\lg N_0 - \lg N_{95/95}(\text{循环数})}$ 。

已知  $\sigma_\alpha$ 、 $R_0$ 、 $N_{95/95}$ (循环数)、 $N_0$ (循环数)，根据式(13)即可求出 LGDFR 值。

### 2.2 对求出的 LGDFR 值进行修正

由于原型飞机和改型飞机起落架最大损伤情况的  $\lambda$ 、应力比  $R$  存在不一致的情况，因此需要对 LGDFR 值进行修正。修正见式(14)。

由  $N\sigma_\alpha^m = C$  可得，

$$\frac{N_{01}}{N_{02}} = \left( \frac{(1-R_{02})\text{LGDFR}_{02}}{(1-R_{01})\text{LGDFR}_{01}} \right)^m \quad (14)$$

式中： $\text{LGDFR}_{01}$  为原型飞机的疲劳额定强度许用值； $\text{LGDFR}_{02}$  为改型飞机的疲劳额定强度许用值； $R_{01}$  为原型飞机起落架最大损伤情况的应力比； $R_{02}$  为改型飞机起落架最大损伤情况的应力比。

## 3 利用 LGDFR 法完成疲劳强度分析的步骤

(1) 根据起落架目标寿命和式(1)确定起落架对应于目标寿命的循环数；

(2) 根据原型飞机起落架疲劳试验数据及该部位最大损伤的应力幅值  $\sigma_{a1}$ 、 $\lambda_1$  和应力比  $R_{01}$ ，由式(13)即可求出该部位的  $\text{LGDFR}_1$  值；

(3) 求出改型飞机起落架在该部位最大损伤的应力幅值  $\sigma_{a2}$ 、 $\lambda_2$  和应力比  $R_{02}$ ；

(4) 根据式(14)对  $\text{LGDFR}_1$  值进行修正，得到改型飞机起落架该部位的  $\text{LGDFR}_2$  值；

$$(5) \text{改型飞机起落架疲劳裕度} \eta = \frac{\text{LGDFR}_2}{\sigma_{a2}} - 1,$$

如果  $\eta > 0$ ，则疲劳强度满足要求。

(下转第 52 页)

对于飞机横向操控有所帮助,  $V_{mca}$  值相应减小, FAA 条款验证要求最大倾斜角度不得超过  $5^\circ$ , 飞机倾斜会削弱对副翼的滚转控制, 故对于易受到滚转控制限制的飞机需要谨慎倾斜。对于 PA-34 来说, 飞机的方向舵操控限制早于副翼, 故通过向好发倾斜得到了较小的  $V_{mca}$ 。

(上接第 48 页)

#### 4 工程应用示例

某飞机主起落架刹车机构示意图如图 1 所示。图 1 中  $F_x$  为机轮所承受的地面摩擦力,  $P$  为下部刹车拉杆对后摇臂的载荷,  $L$  为轮轴中心到地面的距离。下部刹车拉杆所受的轴力  $P_{拉} = -P$ 。由刹车力矩  $M$  可以求出地面摩擦力  $F_x = -\frac{M}{L}$ 。后机轮所受的摩擦力  $0.5F_x$  对后轮轴的力矩为  $0.5F_xL$ 。为防止后轮轴转动, 由下部刹车拉杆对后摇臂的载荷  $P$  对后轮轴的力矩平衡后机轮地面摩擦力对后轮轴的力矩, 可得  $0.5F_xL = P \times 166$ , 即  $P = \frac{0.5F_xL}{166} = -\frac{0.5M}{166} = -\frac{M}{332}$ 。下部刹车拉杆所受的轴力  $P_{拉} = -P = \frac{M}{332}$ 。

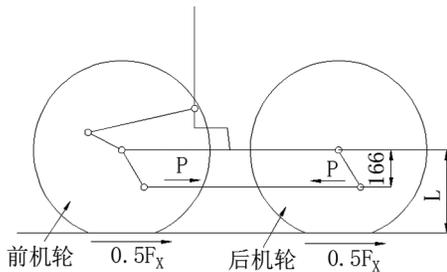


图 1 右主起落架刹车机构示意图

下部刹车拉杆材料牌号为 30CrMnSiNi2A, 截面为圆环, 剖面几何尺寸为外径  $D=52\text{mm}$ , 内径  $d=44\text{mm}$ 。

由于主起落架由囊式刹车机轮更改为盘式刹车机轮, 且由于着陆重量的增大, 导致刹车力矩增大。采用囊式刹车机轮时刹车力矩为  $65\,360\text{kN}\cdot\text{mm}$ , 采用盘式刹车机轮时刹车力矩为  $112\,000\text{kN}\cdot\text{mm}$ 。根据 GJB 67.1A-2008 的要求, 使用最大刹车压力的急刹车, 在每次全停着陆中应出现 2~2.5 次, 使用最大刹车力一半的中等刹车, 在每次全停着陆中应出现 5~10 次。经计算下部刹车拉杆承受的载荷和作用次数见表 2。

采用囊式刹车机轮时, 下部刹车拉杆的  $\sigma_{a1}$  为

#### 参考文献:

- [1] FAA23. Federal Aviation Regulations, Airworthiness Standard: Part 23[S].
- [2] 中国民用航空局. CCAR 25-R3 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2001.
- [3] PA-34 飞行手册[S].

表 2 载荷及作用次数

构型	应力幅值 / MPa	应力比	作用次数	
囊式刹车结构	急刹车	164	0	2.5
	中等刹车	82	0	10
盘式刹车结构	急刹车	280	0	2.5
	中等刹车	140	0	10

$164\text{MPa}$ ,  $R_{01}$  为 0,  $\lambda_1$  为 0.79; 采用盘式刹车机轮时, 下部刹车拉杆的  $\sigma_{a2}$  为  $280\text{MPa}$ ,  $R_{02}$  为 0,  $\lambda_2$  为 0.79。

采用囊式刹车机轮时, 主起落架共完成 2 件疲劳试验, 下部刹车拉杆的疲劳寿命分别为 24 870 次起落和 48 000 次起落。根据式 (11) 计算得  $N_{95/95} = 9\,849$  次起落。根据式 (13) 计算的  $\text{LDFR}_1 = 346\text{Mpa}$ 。

由于  $\lambda_1$  和  $\lambda_2$  相同,  $R_{01}$  和  $R_{02}$  相同, 因此不需要对  $\text{LGDFR}$  进行修正, 故疲劳裕度  $\eta = \frac{\text{LDFR}_1}{\sigma_{a2}} - 1 = \frac{346}{280} - 1 = 0.24$ , 因此采用盘式刹车机轮时, 下部刹车拉杆能够满足疲劳强度要求。

#### 5 结论

(1) 由于疲劳额定强度许用值  $\text{LGDFR}$  是根据试验数据确定的, 因此  $\text{LGDFR}$  法是一种简便可靠的工程方法;

(2) 改型飞机由于重量重心发生变化, 导致起落架载荷发生变化, 结合原型飞机起落架疲劳试验的数据, 利用  $\text{LGDFR}$  法可以简便地判断疲劳裕度;

(3) 以疲劳裕度作为疲劳强度判据类同于静强度校核, 易被设计人员接受和掌握。

#### 参考文献:

- [1] 郑晓玲, 李令芳. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册-疲劳设计与分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.
- [2] 闫楚良, 苏开鑫. 飞机起落架安全寿命与损伤容限设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011: 194-195.
- [3] 吴富民. 结构疲劳强度[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1985.