

铸造 TC4 钛合金细节疲劳强度 DFR_{cutoff} 的研究

要玉宏^{1,2}, 刘江南¹, 马 丽¹, 上官晓峰¹, 陈迎旭¹, 魏建锋²

(1. 西安工业大学, 陕西 西安 710032)

(2. 西安交通大学, 陕西 西安 710049)

摘 要: 细节疲劳额定值法(DFR 法)是基于概率疲劳的民航结构疲劳可靠性寿命分析方法之一。针对我国铸造 TC4 钛合金疲劳性能数据不全而不能满足新型民用涡扇支线飞机研发需要的现状, 采用双点法和单点法对热等静压处理的铸造 TC4 钛合金的细节疲劳强度截止值 DFR_{cutoff} 进行了对比研究。结果表明: 双点法所测 $DFR_{cutoff}=375.83$ MPa, 单点法所测 $DFR_{cutoff}=387.30$ MPa, 两者之间的相对误差小于 3.1%, 试验结果准确可靠, 可为新型涡扇支线飞机选材、疲劳设计和寿命评估以及民用飞机适航审查提供数据支持。

关键词: 铸造 TC4 钛合金; 细节疲劳强度 DFR_{cutoff} ; 威布尔分布; 双点法; 单点法

中图分类号: TG 146.2⁺3

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2009)09-1530-03

结构细节疲劳强度额定值 DFR 是指在应力比 $R=0.06$, 置信度为 95%, 可靠度为 95%的要求下, 结构能承受 10^5 次循环所对应的最大名义应力值, 即满足以上条件时的疲劳强度, 其上限为 DFR_{cutoff} (即细节疲劳强度截止值), 其下限为 DFR_0 (即结构允许使用的最小值)。 DFR_{cutoff} 既是材质的抗疲劳特性的品质参数, 又是结构细节设计的控制指标, 也就是结构细节设计的最大 DFR 许用值。它作为估算结构细节疲劳寿命的疲劳性能参数, 在民用飞机疲劳寿命设计以及耐久性分析中应用十分广泛^[1]。

Ti-6Al-4V(TC4)钛合金已是目前世界各国航空工业中使用最广泛的一种钛合金, 但随着航空运输业的不断发展, 特别对新型民用涡扇支线飞机研究开发热潮的出现, 使我国铸造 TC4 钛合金仍面临冶金技术相对落后、性能数据特别是疲劳性能数据不全等问题^[2, 3]。本研究对经热等静压处理的铸造 TC4 钛合金细节疲劳强度截止值 DFR_{cutoff} 进行研究, 以满足我国对涡扇支线飞机选材和民用飞机适航审查的要求。

1 材料及方法

采用热等静压处理的 TC4 钛合金铸件, 其热等静压工艺为: 加热温度 (910 ± 10) °C, 氩气压力为 150 MPa, 保温保压时间为 4 h, 随炉冷却到 300 °C 以下。

铸造 TC4 钛合金细节疲劳额定强度截止值 DFR_{cutoff} 的测试方法与步骤依据 HB7110-1996^[4]进行, 试样为板状试样, 其尺寸如图 1 所示。在试样上预制

损伤时, 一边用人工敲击, 另一对角边用锉削制作, 敲击时采用专门的摆锤敲击仪以精确控制敲击力的大小, 使刀痕大小均匀, 进而减小试验数据的分散性。

疲劳强度试验于室温下在 INSTRON 8801 电液伺服疲劳试验机上进行, 试验机静态载荷精度 $\leq 3\%$, 动态载荷精度 $\leq 1\%$ 。试验频率为 $f=20$ Hz, 试验应力比 $R=0.06$, 试验载荷波形为正弦波形。

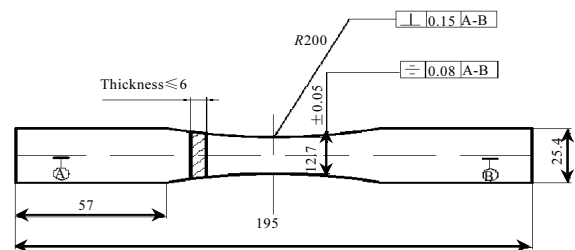


图 1 DFR_{cutoff} 试样尺寸

Fig.1 Size of DFR_{cutoff} Specimen

2 结果和分析

疲劳强度试验分别在循环次数 $N=10^4 \sim 10^5$ 和 $N=10^5 \sim 10^6$ 区间确定一应力水平, 并且为了保证试验的可靠度, 使每组应力下的疲劳寿命(即试样发生断裂时的循环次数)的有效值不少于 6 个, 其试验结果见表 1。

收稿日期: 2008-09-15

作者简介: 要玉宏, 男, 1967 年生, 博士生, 讲师, 西安工业大学材料与化工学院, 陕西 西安 710032, 电话: 029-83208087, E-mail: yyhong0612@xatu.edu.cn

表 1 两种应力水平下铸造 TC4 钛合金的疲劳寿命

Table 1 Fatigue life of cast TC4 alloy under two kinds of stress level

No.	Cycle index, <i>N</i>	
	$\sigma_{\max}=500$ MPa	$\sigma_{\max}=370$ MPa
1 [#]	29 898	214 969
2 [#]	36 202	411 161
3 [#]	17 956	274 221
4 [#]	15 620	209 280
5 [#]	14 636	258 086
6 [#]	11 689	476 715

大量试验结果和实际统计资料表明: 由于加工精度、原始缺陷以及使用环境等因素的影响, 使得名义上一致的结构件在试验或使用过程中其疲劳寿命是一个呈双参数威布尔(Weibull)分布的随机变量^[5], 其寿命表达式如式(1):

$$F(N) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (1)$$

式中: β 表示特征寿命(尺度参数); α 表示形状参数, 决定着威布尔分布的分布密度曲线的形状; N 表示循环次数。

2.1 计算特征寿命 β 的点估计值 $\hat{\beta}$

通常并不知道构件的特征寿命 β , 而是根据一个样本容量为 n 的完全寿命子样对其进行估计, 其点估计式如下:

$$\hat{\beta} = \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n N_i^\alpha\right)^{1/\alpha} \quad (2)$$

由于在一定的坐标变换后, 威布尔分布的分布函数由曲线转化为直线, 而该直线的斜率就是形状参数 α 。对于钛合金材料, 美国波音公司在统计了大量试验数据后, 推荐 $\alpha=3.0$ 。

根据表 1 的疲劳试验结果和式(2)可以分别计算出不同应力水平下铸造 TC4 钛合金的特征寿命 β 的点估计值 $\hat{\beta}$ 。

当 $\sigma_{\max}=500$ MPa 时,

$$\begin{aligned} \hat{\beta}_{500} &= \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n N_i^\alpha\right)^{1/\alpha} \\ &= [1/6(29\ 898^3 + 36\ 202^3 + 17\ 956^3 + 15\ 620^3 + 14\ 636^3 + 11\ 689^3)]^{1/3} \\ &= 24\ 525(\text{次循环}) \end{aligned}$$

同理, 当 $\sigma_{\max}=370$ MPa 时,

$$\hat{\beta}_{370} = \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n N_i^\alpha\right)^{1/\alpha} = 339\ 486(\text{次循环})$$

2.2 结构的基本可靠性寿命

实际上, 构件的基本可靠性疲劳寿命并不是试验件特征寿命的点估计, 而是在规定了可靠度、置信度, 修正了试件与实际构件的差异之后的寿命值, 可以表示为:

$$N_{C_L/R_S} = \frac{\hat{\beta}}{S_R \cdot S_C \cdot S_T} \quad (3)$$

式中, C_L 和 S_C 分别为置信度和置信度系数, R_S 和 S_R 分别为可靠度和可靠度系数, S_T 为试件系数, 用来修正试件与实际结构在构形上的差异。结合大量试验及实际使用状况的统计结果, 波音公司给出了不同情况下的试件系数^[5]。通常对于 DFR_{cutoff} 值标准试样, $S_T=1$ 。

若式(3)中, 置信度 C_L 和可靠度 R_S 都取 95%, 即可得结构的基本可靠性寿命 $N_{95/95}$ 。

2.2.1 置信度系数 S_C

根据试件数 $n=6$, 斜率 $\alpha=3.0$, 由置信度系数图^[6], 即 S_C-n 曲线, 可得到对应置信度水平为 95%的置信度系数为: $S_C=1.205$ 。

2.2.2 可靠度系数 S_R

根据可靠度 R_S 为 95%, 利用公式 $S_R = (-\ln R_S)^{-1/\alpha}$, 计算可得可靠度系数 S_R 为:

$$S_R = (-\ln R_S)^{-1/\alpha} = (-\ln 0.95)^{-1/3} = 2.7$$

2.2.3 对应于 95%置信水平, 95%可靠度的疲劳寿命计算

取试件系数 $S_T=1$, 再由式(3)可计算出不同应力水平下的对应 95%置信水平, 95%可靠度的寿命 $N_{95/95}$ 。

当 $\sigma_{\max}=500$ MPa 时,

$$\begin{aligned} N_{95/95} &= \hat{\beta} / (S_T \times S_R \times S_C) \\ &= 24\ 525 / (1 \times 2.7 \times 1.205) = 7\ 538(\text{次循环}) \end{aligned}$$

当 $\sigma_{\max}=370$ MPa 时,

$$\begin{aligned} N_{95/95} &= \hat{\beta} / (S_T \times S_R \times S_C) \\ &= 339\ 486 / (1 \times 2.7 \times 1.205) = 104\ 345(\text{次循环}) \end{aligned}$$

2.3 细节疲劳额定强度截止值 DFR_{cutoff}

2.3.1 双点法求 DFR_{cutoff}

以疲劳寿命为横坐标, 最大应力为纵坐标, 将上述中最大应力和相应寿命 $N_{95/95}$ 的两组数据, 即(7538, 500)和(104 345, 370)在该坐标系上作图。两寿命点的连线与寿命 $N=10^5$ 的交点所对应的最大应力 σ_{\max} 即是细节疲劳额定强度截止值 DFR_{cutoff}, 其结果如图 2 所示。由图 2 可知, 当 $N=10^5$ 时, $\sigma_{\max}=375.83$ MPa, 进而可以得出: DFR_{cutoff}=375.83 MPa。

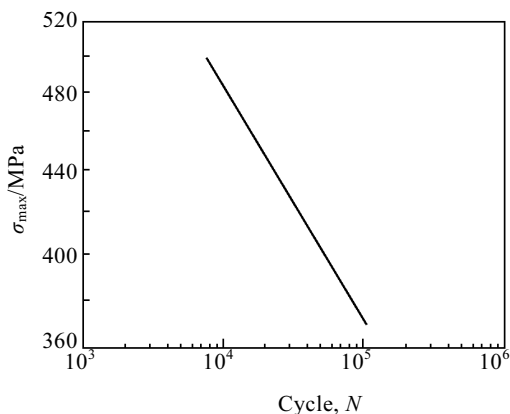


图 2 两点法求 DFR_{cutoff} 的示意图

Fig.2 DFR_{cutoff} measured by double-dot method

2.3.2 单点法求 DFR_{cutoff}

由表 1 可知, 当最大应力水平 $\sigma_{\max}=370$ MPa 时, 有 5 个特征寿命值满足单点法求细节疲劳强度截止值的条件, 因此采用单点法求解 DFR_{cutoff}, 进而对双点法求解结果进行验证。仿照 2.1 节由式(2)求得 $\hat{\beta}=293$ 505(次循环), 再根据式(3)可以求得相应寿命 $N_{95/95}$, 式中 $S_C=1.218$, 则:

$$N_{95/95} = \hat{\beta} / (S_T \times S_R \times S_C) \\ = 293\ 505 / (1 \times 2.7 \times 1.218) = 89\ 250 \text{ (次循环)}$$

将(89 250, 370), 代入单点法计算公式(4)进行计算。

$$DFR_{\text{cutoff}} = \frac{0.94\sigma_{m0}}{\sigma_{\max} S^{(5-\lg N)} - (0.47S^{(5-\lg N)} - 0.53) - (0.0282S^{(5-\lg N)} + 0.0318)} \quad (4)$$

式中, $S=2$, $\sigma_{m0}=620$ MPa (钛合金), $N=N_{95/95}$, 计算可得: $DFR_{\text{cutoff}}=387.30$ MPa。

与双点法的求解结果相比, 两种方法所求铸造 TC4 钛合金细节疲劳额定强度截止值 DFR_{cutoff} 极其接近, 它们之间的绝对误差小于 12 MPa, 相对误差小于 3.1%。

3 结 论

双点法所得 $DFR_{\text{cutoff}}=375.83$ MPa, 单点法所测 $DFR_{\text{cutoff}}=387.30$ MPa, 两者之间相对误差小于 3.1%, 试验结果准确可靠, 可为新型涡扇支线飞机的各种构件的疲劳设计和寿命评估提供数据支持。

参考文献 References

- [1] Tao Chunhu(陶春虎) *et al.* Failure and Prevention of Aeronautical Titanium Alloy(航空用钛合金的失效及其预防)[M]. Beijing: Defense Industry Press, 2002: 11
- [2] Wei Zhongshan(卫中山) *et al.* Rare Metal Materials and Engineering(稀有金属材料与工程)[J], 2005, 35(7): 1050
- [3] Liu Ying(刘莹) *et al.* Ordnance Material Science and Engineering(兵器材料科学与工程)[J], 2005, 28(5): 47
- [4] HB7110-96, Method for Detail Fatigue Rating of Metals(金属材料细节疲劳额定强度截止值 DFR_{cutoff} 试验方法)[S]. Beijing: Chinese Industrial Standards Press, 1996
- [5] Guo Lanzhong(郭兰中) *et al.* Journal of Lanzhou Jiaotong University (Natural Sciences)(兰州交通大学学报(自然科学版))[J], 2005, 24 (3): 15
- [6] Lin Fujia(林富甲). Structure Reliability(结构可靠性)[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1991: 34

Detail Fatigue Rating Cutoff Values of Casting TC4 Alloy

Yao Yuhong^{1,2}, Liu Jiangnan¹, Ma Li¹, Shangguan Xiaofeng¹, Chen Yingxu¹, Wei Jianfeng²

(1. Xi'an Technological University, Xi'an 710032, China)

(2. Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The detail fatigue rating (DFR) valued method is one of the design and prediction methods for fatigue reliability life based on probability fatigue for civil aircrafts. The casting TC4 alloy could not meet the development need for new-type civil turbofan regional aircraft owing to the data deficiency of its fatigue properties. So that the DFR_{cutoff} values of casting TC4 alloy were measured and calculated by double-dot and single dot method, respectively, in this study. The results indicate that the DFR_{cutoff} values are 375.83 MPa by the double-dot method and 387.30 MPa by the single dot method with a relative error lower than 3.1% between them. These test results were accurate and reliable, and can be used to select suitable materials from the fatigue strength design and fatigue life evaluation of the components for new-type turbofan aircraft and the navigability inspection of the civil aircraft.

Key words: casting TC4 alloy; DFR_{cutoff}; weibull distribution function; double-dot method; single-dot method

Biography: Yao Yuhong, Candidate for Ph. D., Lecturer, School of Materials and Chemical Engineering, Xi'an Technological University, Xi'an 710032, P. R. China, Tel: 0086-29-83208087, E-mail: yyhong0612@xatu.edu.cn