

再制造航空发动机涡轮盘 LCF 寿命预测研究

王常浩, 刘淑杰*, 王轶凡, 张洪潮

(大连理工大学 机械工程学院, 辽宁 大连 116024)

摘要: 针对缺乏航空发动机再制造涡轮盘低周疲劳(low cycle fatigue, LCF)参数数据, 无法直接利用传统寿命预测方法进行再制造涡轮盘 LCF 寿命预测的现状, 考虑疲劳极限与疲劳寿命的关系, 提出利用再制造涡轮盘寿命修正系数, 对通过有限元应力-应变分析及局部应力-应变法得到的寿命预测结果进行修正的方法, 实现再制造涡轮盘寿命预测. 最后将预测结果与相关试验结果进行对比, 证明预测结果具有一定准确性.

关键词: 再制造涡轮盘; 疲劳寿命修正系数; 局部应力-应变法; 低周疲劳寿命预测

中图分类号: V232.3

文献标识码: A

doi: 10.7511/dllgxb201904006

0 引言

航空发动机涡轮盘结构及服役环境的复杂性, 导致其疲劳失效问题极为突出. 由于涡轮盘造价昂贵, 直接更换经济效益太低, 对失效涡轮盘进行再制造修复十分迫切^[1]. 激光增材制造技术在涡轮盘再制造领域应用广泛, 再制造后涡轮盘质量要保证达到甚至超过新品质量, 同时再制造后涡轮盘的服役环境也同样恶劣, 与新品相比, 不仅要受到工作荷载的作用, 同时还要承受再制造工艺诱发的影响, 因此对于激光增材再制造后涡轮盘的寿命评估十分重要.

对于再制造涡轮盘寿命的预测依旧要应用材料疲劳和断裂失效的机理, 朱胜等^[2]提出再制造产品寿命预测运用的原理和计算方法与新品基本上一致. 通常通过建立应力寿命损伤模型或应变寿命损伤模型, 进而得出零部件的疲劳寿命. Huang 等^[3]将多源信息融合方法与贝叶斯推理技术相结合, 提出了一种实用的飞机发动机盘体疲劳寿命评估方法. 蔚夺魁等^[4]利用有限元法, 考虑危险部位应力集中, 基于修正的 Coffin-Manson 公式计算出涡轮盘裂纹形成寿命; Ling 等^[5]采用有限元分析, 基于 SWT 模型及双重混合威布尔分布进行了涡轮盘疲劳寿命分析. 同样, 再制造产品也可

通过建立相应的寿命预测模型进行寿命的预测, 如舒林森^[6]就通过构建再制造叶轮的服役寿命预测模型, 结合有限元仿真, 进行了寿命的预测. 再制造涡轮盘服役过程中再制造工艺产生的残余应力及其他因素的作用虽然不会随时间改变, 但是仍会对再制造涡轮盘疲劳寿命产生影响, 故而需要考虑再制造因素的影响进行预测结果的修正.

应用低周疲劳(low cycle fatigue, LCF)寿命预测模型直接进行再制造涡轮盘寿命预测需要再制造涡轮盘 LCF 参数数据, 目前再制造涡轮盘 LCF 试验进行较少, 缺乏相关的再制造涡轮盘 LCF 参数数据, 而新品涡轮盘疲劳参数数据有很多. 进行再制造涡轮盘 LCF 试验从而获得 LCF 参数将要花费大量人力物力, 同时需要很长的时间积累. 针对目前的情况, 本文提出再制造涡轮盘寿命修正系数, 对应用新品涡轮盘 LCF 参数数据和寿命预测模型得到的寿命预测结果进行修正, 实现再制造涡轮盘 LCF 寿命预测, 并将预测结果与相关试验结果进行对比.

1 再制造航空发动机涡轮盘应力-应变分析

1.1 有限元弹塑性基本原理

再制造涡轮盘服役过程中局部危险点应力会

超过屈服极限,进入塑性变形状态,应力-应变之间为非线性关系,对材料寿命产生极大影响.此时弹性力学的几何方程和平衡方程不再适用再制造涡轮盘变形分析,将 Mises 运动强化模型代入流动准则中得到适用于再制造涡轮盘塑性变形有限元分析的运动硬化模型的增量方程:

$$d\boldsymbol{\epsilon}_p = \frac{3}{2} \frac{d\boldsymbol{\epsilon}_p}{\boldsymbol{\sigma}} (\sigma_x - \sigma_m \quad \sigma_y - \sigma_m \quad \sigma_z - \sigma_m \\ 2\tau_{xy} \quad 2\tau_{yz} \quad 2\tau_{zx}) \tag{1}$$

式中: $\sigma_m=(\sigma_x+\sigma_y+\sigma_z)/3$,为平均应力.

1.2 再制造涡轮盘有限元模型

再制造涡轮盘几何模型通过 SolidWorks 软件建立,轮缘均匀分布着 41 个榫槽.由于再制造涡轮盘具有旋转周期性,选取 1/41 部分进行分析.图 1 为再制造涡轮盘整体图.将研究对象导入 ABAQUS 软件进行网格划分.选用六面体八单元网格进行网格划分,单元类型为 C3D8RT 型,划分好的模型如图 2 所示.所研究再制造涡轮盘的基体及粉末材料均为 GH4169,具有良好的综合性能,在航空发动机各种部件上应用广泛,具体的材料参数参考《中国航空材料手册》^[7].

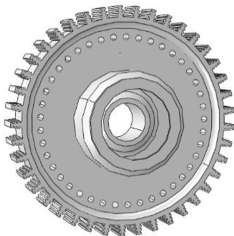


图 1 再制造涡轮盘整体三维模型
Fig.1 3D model of remanufactured turbine disk



图 2 1/41 部分网格
Fig.2 Mesh of 1/41 part

1.3 再制造涡轮盘服役荷载计算

航空发动机再制造涡轮盘在服役状态下承受的动态荷载主要有离心荷载、温度荷载、气动荷载、装配应力等.其中离心荷载和温度荷载是影响

再制造涡轮盘 LCF 寿命的主要部分,故分析时主要考虑这两种荷载对 LCF 寿命的影响.随着飞机起落,发动机工作状态也随之发生变化,并产生应力循环对涡轮盘造成 LCF 疲劳损伤.飞机飞行过程中发动机工作状态改变以起动—最大—停车为主循环,慢车—最大—慢车和巡航—最大—巡航为次循环.最大状态是指飞机发动机转速最大的状态;慢车状态是指发动机维持连续运转的最低转速,相当于汽车发动机的怠速状态,一般飞机在地面滑行和降落下滑时处于这种状态;巡航状态是指飞机燃料消耗最少的状态.其中起动—最大—停车、慢车—最大—慢车循环状态下转速变化范围较大,造成的 LCF 损伤较大,因此主要研究这两种循环状态下的 LCF 寿命.表 1 为某型号飞机发动机 1 000 h 工作状态表.

表 1 发动机 1 000 h 工作状态

Tab.1 The working condition of engine for 1 000 h

工作循环	循环次数	对应转速/(r·min ⁻¹)
起动—最大—停车	1 301	0—12 300—0
慢车—最大—慢车	1 942	3 800—12 300—3 800
巡航—最大—巡航	23 296	9 000—12 300—9 000

(1)离心荷载

再制造涡轮盘在工作时高速旋转,会受到自身质量离心荷载及叶片离心力作用于榫槽上的荷载.设再制造涡轮盘径向体单元质量为 dm ,则再制造涡轮盘在高速旋转时其离心力为

$$dF_m=r\omega^2 dm=\rho r^2\omega^2 h drd\theta \tag{2}$$

式中: $\omega=\pi n/30$,为角速度; ρ 为密度; h 为半径 r 处的轮盘厚度.

以最大工作转速 $n=12\,300\text{ r/min}$ 为例,由已知数据可得再制造涡轮盘高速旋转状态下质量离心力为

$$F_m=\int_0^{2\pi}\int_0^r 8\,240r^2(12\,300\pi/30)^2 drd\theta \tag{3}$$

假设涡轮叶片离心力作用于再制造涡轮盘榫槽的荷载为均布荷载.根据所建模型特征可知此处只需要计算一对工作叶片作用荷载.叶片离心作用力计算公式为^[8]

$$F_c=mR'\omega^2 \tag{4}$$

式中: m 为叶片质量, R' 为叶片质心到再制造涡轮盘质心的径向距离.

以最大工作转速 $n=12\,300\text{ r/min}$ 为例,由已知数据计算可得再制造涡轮盘的叶片作用力荷

载(MPa)为

$$S=2F\cos \theta/2(S_1+S_2+S_3)=252.87 \quad (5)$$

(2)温度荷载

现已知再制造涡轮盘中心及边缘处工作温度,根据如下经验公式拟合与有限元模型相对应的整体温度分布^[3]:

$$T=T_0+\Delta T(R^4-R_0^4)/(R_1^4-R_0^4) \quad (6)$$

式中: T_0 为再制造涡轮盘中心温度, ΔT 为再制造涡轮盘边缘与中心温度差, R 为再制造涡轮盘半径, R_0 为再制造涡轮盘中心孔半径, R_1 为再制造涡轮盘轮缘处半径.

通过仿真处理得到再制造涡轮盘工况下温度场如图 3 所示.

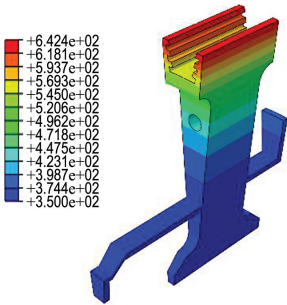


图 3 再制造涡轮盘温度场分布
Fig. 3 Temperature field distribution of remanufactured turbine disk

1.4 约束条件

在进行有限元分析之前需要对所建模型添加合理的约束条件.由于选择再制造涡轮盘 1/4 部分进行分析,需要限制节点周向位移,此外还要限制其刚体位移,具体约束方程为

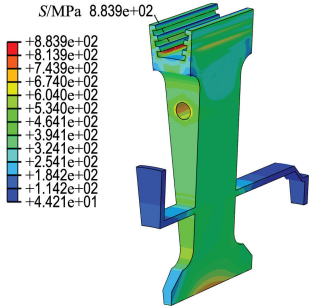
$$U_r=U_{r1}, U_\theta=U_{\theta1}, U_z=U_{z1} \quad (7)$$

式中: U_r 、 U_{r1} 分别为主从对称面径向位移, U_θ 、 $U_{\theta1}$ 分别为主从对称面周向位移, U_z 、 U_{z1} 分别为主从对称面轴向位移.

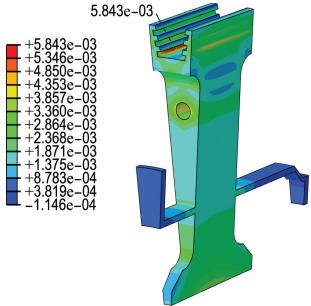
1.5 再制造涡轮盘应力-应变有限元分析结果

再制造涡轮盘在不同转速下等效应力-应变的有限元分析结果如图 4 所示.从图中可以看出,再制造涡轮盘等效应力-应变分布集中区域为榫槽根部、偏心孔以及中心孔处.

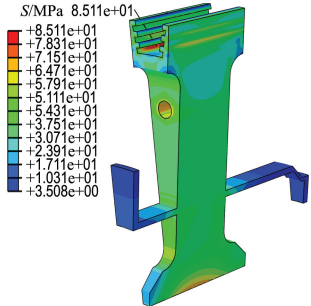
由结果分析可知,再制造涡轮盘最大转速 12 300 r/min 和慢车转速 3 800 r/min 下最大应力-应变区域都位于第 3 级榫槽处.因此,虽然中心孔及偏心孔处同样为应力-应变集中区域,但由于第 3 级榫槽处最为严重,故选取第 3 级榫槽处



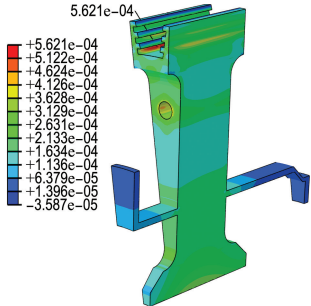
(a) 12 300 r/min 等效应力分布



(b) 12 300 r/min 等效总应变分布



(c) 3 800 r/min 等效应力分布



(d) 3 800 r/min 等效总应变分布

图 4 再制造涡轮盘整体等效应力-应变分布

Fig. 4 Distribution of equivalent stress and strain of remanufactured turbine disk

为最危险点,对该处进行危险点寿命预测分析.最大转速 12 300 r/min 下再制造涡轮盘最大应力为 883.9 MPa,最大应变为 0.584 3%;慢车转速 3 800 r/min 下最大应力为 85.11 MPa,最大应变为 0.056 21%.

2 航空发动机再制造涡轮盘 LCF 寿命预测

2.1 基于 Morrow 修正公式的再制造涡轮盘 LCF 寿命预测

再制造涡轮盘服役状态下虽然大部分位置处于弹性变形状态,但是在危险区域会产生弹塑性变形,因此选用考虑塑性变形影响的局部应力-应变法进行再制造涡轮盘 LCF 寿命预测.局部应力-应变法认为在材料相同,应力-应变历程相同的条件下,零件与光滑试件的疲劳寿命相同^[9].采用局部应力-应变法求解再制造涡轮盘 LCF 寿命的步骤如图 5 所示,首先得到再制造涡轮盘危险点处应力-应变状态,再根据再制造涡轮盘材料的

材料参数和疲劳特性,按照 Miner 法则,求解再制造涡轮盘 LCF 寿命.

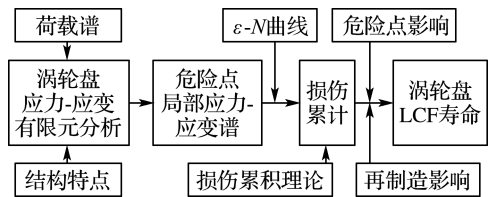


图 5 局部应力-应变法流程图
Fig. 5 The flowchart of local stress-strain method

由有限元分析结果得知再制造涡轮盘不同转速下最大应力-应变区域都位于第 3 级榫槽处,将其选为再制造涡轮盘危险点,该处等效总应变值如表 2 所示.

表 2 再制造涡轮盘危险点处等效总应变值
Tab. 2 The equivalent total strain data at the danger point of remanufactured turbine disk

状态	波峰转速/(r·min ⁻¹)	波谷转速/(r·min ⁻¹)	ε _{max} /%	ε _{min} /%	Δε _t /%
起动—最大—停车	0	12 300	0.584 3	0	0.584 3
慢车—最大—慢车	3 800	12 300	0.584 3	0.056 21	0.528 1

查询《中国航空材料手册》得知 650 ℃ 下, GH4169 直接时效的涡轮盘锻件的 LCF 性能参数 σ_f'(疲劳强度系数)、ε_f'(疲劳延性系数)、b(疲劳强度指数)、c(疲劳延性指数)如表 3 所示^[7].

表 3 GH4169 合金涡轮盘锻件的 LCF 参数
Tab. 3 LCF parameter of GH4169 alloy turbine disk forgings

θ/℃	σ _f '/MPa	ε _f '/%	b	c
650	1 163	29.8	-0.059	-0.681

基于局部应力-应变法的疲劳寿命预测疲劳

寿命模型种类众多,由于材料应力-应变寿命曲线通常是在对称循环荷载作用下的疲劳试验获得,而再制造涡轮盘服役荷载为非对称循环荷载,故而采用带有平均应力修正的 Morrow 修正公式进行再制造涡轮盘 LCF 寿命预测:

$$\Delta \epsilon_t / 2 = ((\sigma_f' - \sigma_m) / E) (2N_f)^b + \epsilon_f' (2N_f)^c \quad (8)$$

式中:Δε_t 为总应变范围,E 为弹性模量,σ_m 为静态应力分量的平均值,N_f 为疲劳寿命.

将表 2 和 3 数据代入式(8)中,通过迭代求解可得到表 4 所示的再制造涡轮盘 LCF 寿命估计结果.

表 4 利用 Morrow 修正公式的疲劳寿命估计结果

Tab. 4 Result of fatigue life estimation using Morrow modifying formula

状态	波峰转速/(r·min ⁻¹)	波谷转速/(r·min ⁻¹)	ε _{max} /%	ε _{min} /%	Δε _t /%	σ _m /MPa	N _f /10 ⁴
起动—最大—停车	0	12 300	0.584 3	0	0.584 3	441.95	1.655 8
慢车—最大—慢车	3 800	12 300	0.584 3	0.056 21	0.528 1	484.51	2.518 2

2.2 危险点个数对再制造涡轮盘 LCF 寿命的影响

在现有再制造涡轮盘材料性能基础上,使用局部应力-应变法预测其 LCF 寿命时,所得到的结果具有一定的误差,需要对预测结果进行必要的修正.大量研究表明危险点的数目会对再制造涡轮盘 LCF 寿命产生影响^[10-11],故考虑该因素影响,对预测结果进行修正.选取第 3 级榫槽作为再

制造涡轮盘危险点,共有 41 处.假设危险点应力-应变、温度及结构特征都相同,则再制造涡轮盘各危险点处 LCF 寿命都相同,由等形状参数的威布尔分布理论推导出的受危险点数目影响的寿命衰减修正系数公式为^[12]

$$N' = N_f / x^{1/e} \quad (9)$$

式中:x 为再制造涡轮盘危险点个数,e 为威布尔

分布形状参数, N' 为考虑危险点个数修正后的 LCF 寿命.

利用式(9)拟合的危险点个数对 LCF 寿命影响趋势如图 6 所示. 所研究再制造涡轮盘危险点个数为 41, 故影响系数 C 为 0.353 5. 用此系数对 LCF 寿命结果进行修正后, 起动—最大—停车工况下疲劳寿命结果为 5 853, 慢车—最大—慢车工况下结果为 8 901. 杨玉荣等^[13]对 GH4169 合金涡轮盘进行 LCF 试验得出在 $\Delta\epsilon_t=0.550\%$, $\sigma_m=605$ MPa 时, 其 LCF 寿命为 4 723, 预测结果相对偏高, 但文中 σ_m 比试验情况下小 163.05 MPa, 故而结果具有一定的准确性.

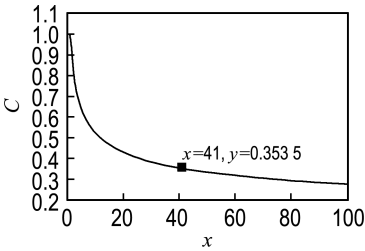


图 6 危险点个数对 LCF 寿命的影响

Fig. 6 The influence of the number of danger points on LCF life

2.3 再制造工艺对再制造涡轮盘 LCF 寿命的影响

再制造涡轮盘服役过程中再制造工艺诱发的残余应力及其他因素的作用不会随时间变化, 但是仍会对再制造涡轮盘疲劳寿命产生影响, 由于缺乏再制造涡轮盘 LCF 参数, 无法直接应用 Morrow 公式计算再制造涡轮盘疲劳寿命, 因此需要对结果进行修正, 修正公式如下:

$$N=N'K \tag{10}$$

其中 K 为再制造涡轮盘寿命修正系数.

材料疲劳极限表现了对周期应力的承受能力, 反映了材料疲劳性能, 对于 S-N 曲线有水平渐近线的材料, 疲劳极限一般通过有限寿命法计算, 就是在一定循环寿命基数下, 材料不发生疲劳的最大应力值. 那么在相同应力-应变历程下, 材料疲劳极限越大, 其发生疲劳的应力循环次数也就越多, 疲劳寿命也越大. 再制造后涡轮盘疲劳极限改变, 意味着涡轮盘疲劳寿命也相应产生变化, 因此可以通过考虑再制造工艺对涡轮盘材料疲劳极限的影响来计算再制造涡轮盘寿命修正系数, 如下式所示:

$$K=\sigma_{re}/\sigma_{sub} \tag{11}$$

式中: σ_{re} 为再制造涡轮盘激光增材制造试件疲劳极限, σ_{sub} 为再制造涡轮盘基体材料试件疲劳极限.

Zhou 等^[14]对激光增材制造 GH4169 合金标准试件进行 LCF 试验得到疲劳极限为 550 MPa, 而直接时效涡轮盘锻件疲劳极限为 639 MPa, 故再制造涡轮盘寿命修正系数 $K=0.86$, 采用该系数对预测结果进行修正之后起动—最大—停车工况下疲劳寿命结果为 5 033, 慢车—最大—慢车工况下结果为 7 655. 本文研究的是激光增材再制造涡轮盘疲劳寿命, Zhou 等进行了激光增材制造的 Inconel718 合金标准件 LCF 试验, 得出其 LCF 寿命在 5 000 左右, Gribbin 等^[15]应用局部应力-应变法预测激光增材制造 Inconel718 合金 LCF 寿命在 5 000~6 000, 这与本文预测结果基本吻合, 故而本文方法具有一定准确性.

3 结 语

针对再制造涡轮盘 LCF 失效的特性, 考虑危险点局部存在塑性变形, 本文选择适用于再制造涡轮盘有限元分析的增量方程, 在此基础上考虑再制造涡轮盘服役状态下各种服役荷载的影响, 通过有限元分析得到再制造涡轮盘局部危险点位置及该处应力-应变数据. 针对再制造涡轮盘服役荷载特点及疲劳失效特征, 基于 Morrow 修正公式进行了再制造涡轮盘 LCF 寿命预测. 最后考虑危险点个数及再制造工艺产生的影响, 引入再制造涡轮盘寿命修正系数, 对预测结果进行修正, 并与相关试验结果进行对比, 证明该方法具有一定准确性.

参考文献:

[1] 徐滨士, 马世宁, 刘世参, 等. 21 世纪的再制造工程 [J]. 中国机械工程, 2000, 11(z1):45-48,3. XU Binshi, MA Shining, LIU Shican, et al. Remanufacturing engineering in 21st century [J]. China Mechanical Engineering, 2000, 11(z1):45-48,3. (in Chinese)

[2] 朱 胜, 姚巨坤. 再制造设计理论及应用 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2009:67-71. ZHU Sheng, YAO Jukun. The Theory and Application of Remanufacturing Design [M]. Beijing: China Machine Press, 2009:67-71. (in Chinese)

[3] HUANG Hongzhong, CUI Pingliang, PENG Weiwen, et al. Fatigue lifetime assessment of aircraft engine disc via multi-source information fusion [J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 2014, 31(2):167-174.

- [4] 蔚奇魁,邵丕仁. 某型发动机涡轮盘销钉孔边低循环疲劳寿命分析 [J]. 航空发动机, 2000(2):37-41,51.
YU Duokui, SHAO Piren. Analysis of low cycle fatigue life for turbine disc pin hole of a certain type of engine [J]. *Aeroengine*, 2000(2):37-41,51. (in Chinese)
- [5] LING Dan, HUANG Hongzhong, WANG Song, *et al.* A method for multiaxial fatigue reliability analysis based on mixed Weibull distribution [C] // **Proceedings of the ASME Design Engineering Technical Conference**. Portland: ASME, 2013.
- [6] 舒林森. 离心压缩机再制造叶轮服役寿命预测模型及数值仿真研究 [D]. 重庆:重庆大学, 2013.
SHU Linsen. Study on life prediction model and numerical simulation for remanufactured impeller of centrifugal compressor [D]. Chongqing: Chongqing University, 2013. (in Chinese)
- [7] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册 [M]. 2版. 北京:中国标准出版社, 2002:323-359.
Editorial Committee of China Aeronautical Materials Handbook. **China Aeronautical Materials Handbook** [M]. 2nd ed. Beijing: Standards Press of China, 2002:323-359. (in Chinese)
- [8] 赵霞. 某涡桨发动机涡轮转子强度与寿命计算 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2005.
ZHAO Xia. Strength analysis and life prediction of a turboprop gas turbine rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [9] 刘湘生. 局部应力应变法寿命预测体系及应用 [J]. 航空发动机, 1992(1):26-34.
LIU Xiangsheng. Life prediction system based on local stress strain method [J]. *Aeroengine*, 1992(1):26-34. (in Chinese)
- [10] DELGADO I R, HALFORD G R, STEINETZ B M, *et al.* Strain-life assessment of Grainex Mar-M 247 for nasa's turbine seal test facility [J]. **Journal of Engineering for Gas Turbines and Power**, 2005, **127**(3):615-620.
- [11] SCHMITZ S, ROLLMANN G, GOTTSCHALK H, *et al.* Probabilistic analysis of LCF crack initiation life of a turbine blade under thermomechanical loading [C] // **LCF7, Seventh International Conference on Low Cycle Fatigue**. Aachen: [s n], 2013.
- [12] 王卫国,卿华,杜文军. 危险部位数目对轮盘低循环疲劳寿命的影响研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, **20**(3):11-14.
WANG Weiguo, QING Hua, DU Wenjun. Effect of number of critical features on disk LCF life [J]. **Gas Turbine Experiment and Research**, 2007, **20**(3):11-14. (in Chinese)
- [13] 杨玉荣,梁学锋,蔡伯成,等. GH4169 合金涡轮盘的高温低循环疲劳性能 [J]. 四川冶金, 1998(3):41-43,51.
YANG Yurong, LIANG Xuefeng, CAI Bocheng, *et al.* High temperature low cycle fatigue behavior of GH4169 alloy turbine disk [J]. **Metallurgy of Sichuan**, 1998(3):41-43,51. (in Chinese)
- [14] ZHOU Zhongjiao, HUA Xu, LI Changpeng, *et al.* The effect of texture on the low cycle fatigue property of Inconel 718 by selective laser melting [J]. **MATEC Web of Conferences**, 2018, **165**(1 of 1):02007.
- [15] GRIBBIN S, BICKNELL J, JORGENSEN L, *et al.* Low cycle fatigue behavior of direct metal laser sintered Inconel alloy 718 [J]. **International Journal of Fatigue**, 2016, **93**(1):156-167.

Research on low cycle fatigue life prediction of remanufactured turbine disk on aeroengine

WANG Changhao, LIU Shujie*, WANG Yifan, ZHANG Hongchao

(School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Due to the lack of low cycle fatigue (LCF) parameter data of remanufactured turbine disk on aeroengine, it is impossible to predict the low cycle fatigue life of remanufactured turbine disk directly by using traditional life prediction method. Considering the relationship between fatigue limit and fatigue life, the life corrective factor of remanufactured turbine disk is put forward to correct the life prediction results obtained by finite element stress-strain analysis and local stress-strain method, then the life of remanufactured turbine disk is predicted. Finally, the prediction results are compared with the relevant experimental results, which proves that the prediction results are accurate.

Key words: remanufactured turbine disk; fatigue life corrective factor; local stress-strain method; low cycle fatigue life prediction