

文章编号:1000-8055(2019)01-0092-07

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2019.01.011

基于表面缺陷特征的疲劳寿命预测方法

魏大盛¹, 陈妍妍¹, 王延荣¹, 高靖云²

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司
上海商用飞机发动机工程技术研究中心, 上海 200241)

摘 要: 在含表面缺陷试样的疲劳数据的基础上,提出了表面缺陷对疲劳寿命影响的尺寸参数,将其引入 Walker 寿命方程,建立了可以考虑表面缺陷尺寸特征的疲劳寿命预测方程。将该方程的寿命预测结果同考虑应力梯度的寿命预测方法的计算结果进行对比,两者在 ± 3 倍以内,验证了方法是准确可靠的。进而,将该方程应用于粉末高温合金涡轮盘的疲劳寿命预测中,获得了不同尺寸的表面缺陷对涡轮盘寿命的影响规律,其工程意义在于:依据涡轮盘危险位置的应力特征,能够给出存在缺陷时的疲劳寿命,可作为使用过程中重要参考数据,一旦出现漏检的表面缺陷,也能够保证涡轮盘的安全工作。

关键词: 粉末高温合金; 疲劳寿命预测; 表面缺陷; 应力梯度; 涡轮盘

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Fatigue life prediction method based on the features of surface defects

WEI Dasheng¹, CHEN Yanyan¹, WANG Yanrong¹, GAO Jingyun²

- (1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Commercial Aircraft Engine, Commercial Aircraft Engine Company Limited, Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: On the basis of fatigue data of specimen with surface defects, the size parameter of surface defects was proposed, and introduced into the Walker life equation to study the effect of size of surface defects. And the life prediction results of the equation were compared with the calculation results of life prediction method considering the stress gradient. The scatter bands of the results of two models were within ± 3 , indicating that the method is reliable. Then the equation was used in predicting the fatigue life of powder metallurgy turbine disk and obtaining the influence law of the surface defects with different sizes on the life of turbine disk. Its main engineering significance was that based on the stress characteristics of the dangerous position of turbine disk, the fatigue life with existence of the defect can be acquired. And even if the defects are not detected, it can ensure the safety in service period.

收稿日期:2018-01-04

基金项目:国家自然科学基金(51475024);中国航空研究院上海分院指南项目(AR026)

作者简介:魏大盛(1978—),男,副教授、博士生导师,博士,研究领域为航空发动机结构强度、振动及可靠性。

引用格式:魏大盛,陈妍妍,王延荣,等.基于表面缺陷特征的疲劳寿命预测方法[J].航空动力学报,2019,34(1):92-98. WEI Dasheng, CHEN Yanyan, WANG Yanrong, et al. Fatigue life prediction method based on the features of surface defects[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 92-98.

Key words: powder metallurgy superalloy; fatigue life prediction; surface defect; stress gradient; turbine disk

1980 年美国 TF/A-18 飞机坠毁,其重要原因是飞机所安装的 F404 发动机的 Rene95 粉末高温合金涡轮盘由于夹杂物导致破断^[1]。某型发动机试车时,FGH4097 粉末高温合金高压涡轮盘发生断裂掉块,造成涡轮机匣穿孔^[2],其原因为冷却孔附近存在夹杂物。除了固有的孔洞、夹杂物等缺陷外,粉末高温合金的强度对表面加工状态也比较敏感,在曾经发生的几起粉末高温合金盘件疲劳断裂故障中,疲劳裂纹均起源于加工刀痕^[3],一旦在结构孔边、圆角等部位出现划痕,将造成应力集中程度的增加,产生与缺陷周围类似的高应力区域及应力梯度。

缺陷对构件疲劳性能的影响已经在很多研究中有阐述^[4-9],并得出了一般性的结论,即缺陷的尺寸、位置以及数量均对构件的疲劳性能有较大的影响:缺陷的尺寸越大、位置越接近表面或亚表面,则疲劳寿命越低;数量越多,越容易失效。文献^[10]整理并分析了缺陷尺寸、位置与疲劳寿命之间的数据,用以定性分析缺陷对疲劳寿命的影响。近年来,针对缺陷影响的疲劳寿命计算方法也层出不穷,主要分为两类:一是从断裂力学角度计算裂纹扩展寿命;二是从传统疲劳角度计算裂纹萌生寿命。基于裂纹扩展寿命的方法把缺陷当作初始裂纹,并逐渐发展了小裂纹理论^[11-14]。裂纹萌生寿命方法多采用应力或应变建立起与寿命之间的关系,并考虑缺陷存在引起的应力集中及应力梯度所导致的寿命变化^[10,15-17]。

裂纹扩展寿命考虑了裂纹实际扩展过程中的各种影响因素,小裂纹扩展也更接近缺陷的实际情况,但对小裂纹的应力强度因子及扩展过程进行计算时,计算参数较难获取。裂纹萌生寿命则直接从缺陷本身出发,以缺陷特征修正应力或应变,再利用应力或应变与疲劳寿命的关系预测疲劳寿命,更容易获得缺陷同寿命之间的关联,也便于工程应用。因此,本文从裂纹萌生角度出发考虑缺陷对疲劳寿命的影响。

1 含缺陷寿命模型的建立

文献^[10]通过考虑应力梯度和尺寸效应,选取光滑试样作为参考基准,计算出现不同位置、不同尺寸的缺陷的疲劳寿命,计算结果较好地反映了缺陷对粉末高温合金疲劳寿命影响的规律。

Vincent 等也定义了一种缺陷的应力梯度,代表缺陷周围应力的变化,给出了疲劳极限与缺陷面积之间的关系^[18]。Morel 等考虑了由于缺陷引起的应力梯度的影响,对应力项进行修正,将缺陷周围的应力修正为包含应力梯度的等效应力^[15]。Herasymchuku 等对于钛合金中出现的加工缺陷和微结构,也建立了基于应力与寿命的表达式,并在应力项中考虑了缺陷大小对疲劳极限的影响^[16]。

由文献^[4-9]的数据可以得出结论:表面缺陷面积(或其他表征尺寸的参量)作为单一变量与疲劳寿命呈负相关;内部缺陷对疲劳寿命的影响较小;而亚表面缺陷的尺寸、位置与疲劳寿命未表现出一致的规律,多数文献中的亚表面缺陷数据也相对较少。除上述的孔洞缺陷之外,表面划痕也将对疲劳寿命产生较大影响,因此,本文只针对常见的表面缺陷开展研究,并以 Walker 寿命方程为基础,直接从缺陷分布特征入手,定量分析表面孔洞的面积与疲劳寿命的关系,采用文献^[10]中的考虑应力梯度的寿命方法验证本文的计算结果。

考虑平均应力修正的疲劳寿命方程中, Walker 方程应用较为广泛,含有考虑平均应力影响的 γ 项,寿命预测效果较好^[19],方程形式为

$$\epsilon_a = \frac{\sigma'_f}{E} \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b} \right]^b + \epsilon'_f \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b} \right]^c \quad (1)$$

式中各参数的取值见表 1。

考虑到孔洞的尺寸相对较小,对试件、结构的影响区域也小,且试验中不能确定孔洞周围的应变幅值,因此以光滑试件或构件的应变幅作为参量,在方程右端引入修正参数 T ,用以考虑缺陷对疲劳寿命的影响。修正后的表达式为

$$\epsilon_a = T \cdot \left\{ \frac{\sigma'_f}{E} \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b} \right]^b + \epsilon'_f \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b} \right]^c \right\} \quad (2)$$

其中 ϵ_a 为不含缺陷的光滑试样的应变幅, T 为尺寸参数,与缺陷归一化尺寸相关,表达式为

$$T = f \left(\frac{\sqrt{S}}{a_0} \right) \quad (3)$$

式中 a_0 为等效为圆形的可见裂纹的半径,取值为 0.38 mm。 S 为缺陷面积,为断口上的二维面积,对于球形孔洞,则为投影的最大二维面积。采用

表1和文献[4-9]中的试验数据并结合式(2)计算尺寸参数 T 与尺寸归一化参数 \sqrt{S}/a_0 的对应关系如图1。

表1 FGH96 粉末高温合金疲劳方程参数
Table 1 Parameters of fatigue equation for FGH96 powder metallurgy superalloy

参数	数值	参数	数值
E/GPa	178.9	σ'_f/MPa	1677.16
b	-0.084	ϵ'_f	0.1462
c	-0.4935	K'	3336.33
γ	0.9181	n'	0.1887

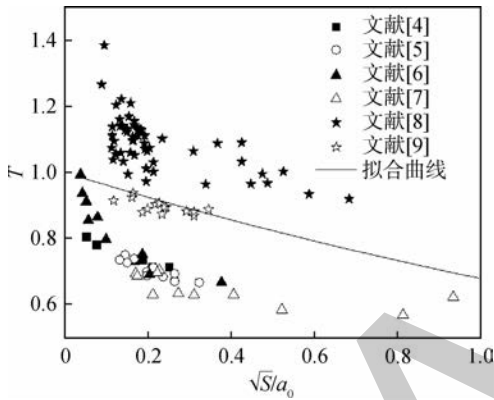


图1 尺寸参数 T 与尺寸归一化参数 \sqrt{S}/a_0 之间的关系

Fig. 1 Relationship between size parameter T and normalized size parameter \sqrt{S}/a_0

由拟合曲线得

$$T = k\sqrt{S}/a_0 \quad (4)$$

式中 k 为拟合参数, $k=0.68$ 。当没有缺陷时, 缺陷面积 $S=0\text{ mm}^2$, 尺寸参数 $T=1$, 寿命方程将退化到无缺陷时的状态。

至此, 由表面缺陷引起失效时的疲劳寿命预测方程(以下简称尺寸参数法)已经建立, 见式(2)和式(4), 需要注意的是, 方程中的应变范围为无缺陷时的。尺寸参数 T 的意义是当表面缺陷存在时能够定量计算疲劳寿命的降低程度, 只需在原有疲劳寿命方程中添加尺寸参数项即可。

2 考虑缺陷影响时 FGH96 粉末高温合金试样的疲劳寿命

采用前述发展的考虑缺陷尺寸特征的寿命模型对 FGH96 粉末高温合金光滑圆棒试样的疲劳寿命进行预测。为验证新发展寿命模型的正确性, 采用文献[10, 19]中考虑应力梯度影响的寿命

方程(以下简称应力梯度法)进行计算分析, 并与其进行对比。

FGH96 试样为长宽高各为 10 mm 的立方体, 在表面设置有不同尺寸的缺陷。试样加载的最大应力为 834 MPa, 应力比为 -1, 由式(1)计算得到总应变范围 $\Delta\epsilon=0.0106$ 。使用式(2)得到试样出现缺陷的疲劳寿命如表2和图2, 图中纵坐标为循环次数。为方便计算, 假设缺陷为球形。

表2 包含缺陷特征的方程预测寿命结果
Table 2 Predicted life by introducing the characteristics of defects

r/mm	S/mm^2	\sqrt{S}/a_0	$N_f/\text{循环次数}$
0	0	0	8824
0.10	0.01571	0.32982	4434
0.20	0.06283	0.65964	2394
0.30	0.1414	0.98946	1370
0.40	0.2513	1.3193	822
0.50	0.3927	1.6491	512

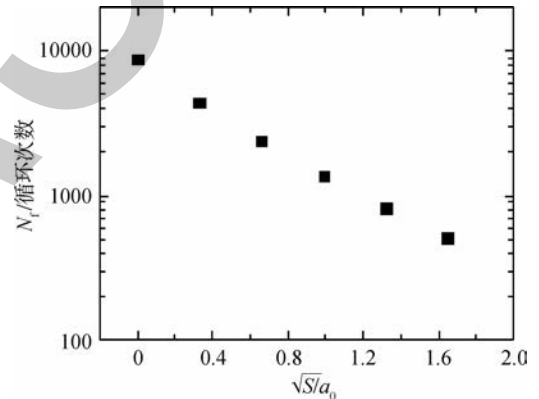


图2 预测寿命与缺陷尺寸归一化参数

Fig. 2 Relationship between predicted life and normalized size parameter of defects

为了验证尺寸参数法的预测效果, 使用应力梯度法预测出现缺陷的疲劳寿命加以对比。缺陷的存在使得周围应力出现应力梯度, 因此把缺陷当作缺口处理, 使用考虑应力梯度的方法计算寿命, 见式(5)。

$$\epsilon_a = Y^m C^a \cdot \left\{ \frac{\sigma'_f}{E} \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b} \right]^b + \epsilon'_f \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b} \right]^c \right\} \quad (5)$$

式中 Y 为应力梯度影响系数, m 为应力梯度影响指数, C 为尺寸效应影响系数, a 为尺寸效应影响指数。

首先通过有限元计算缺陷周围的应力应变,再根据应力结果提取应力梯度相关参数,使用式(5)计算寿命。有限元计算时,采用 1/4 对称模型,两对称面上施加对称边界条件,约束第三方向刚体位移,远端加载应力为 834 MPa。由于假设缺陷为圆形,因此选择不同面积的表面缺陷时,按照不同半径和不同深度确定。将不同尺寸的缺陷布置在缺陷表面,有限元计算应力结果见图 3,图中 r 为圆形缺陷的半径, l 为缺陷圆心到表面的距离, S 为应力, S_{11} 为拉伸方向应力。

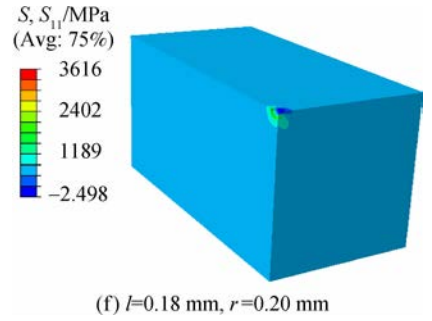
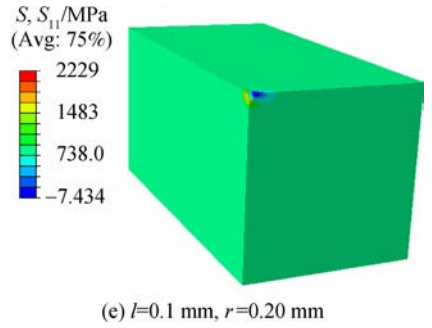
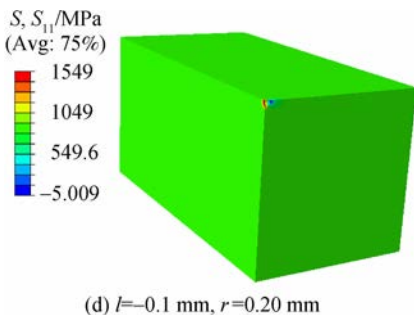
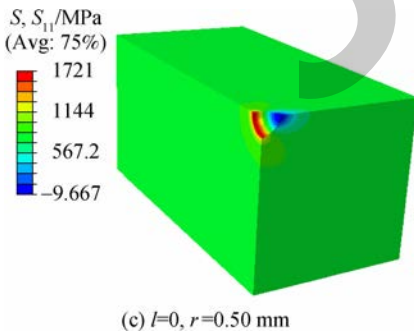
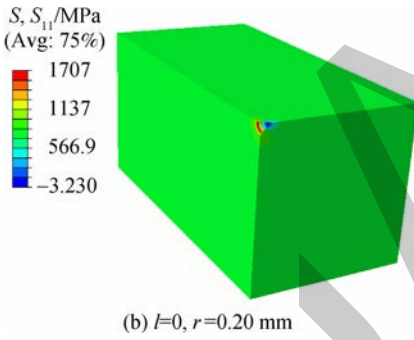
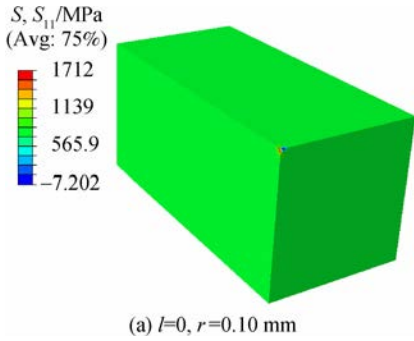


图 3 出现不同尺寸的表面缺陷的应力分布图
Fig. 3 Stress distribution when surface defects with different size appears

针对上述缺陷,采用用式(5)即应力梯度法预测的疲劳寿命见表 3,需要说明的是表中 l 取了负值,其含义为缺陷同表面相交且圆心出现在表面外。此外,表 3 中面积为 0 代表没有缺陷的光滑试样,可见尺寸参数法可以退化到无缺陷的情况,尺寸参数的定义是合理的。

表 3 应力梯度法预测 FGH96 试样出现缺陷的疲劳寿命
Table 3 Predicted life for FGH96 specimen with defects by using stress gradient method

l/mm	r/mm	S/mm^2	应力梯度法寿命 $N_i/\text{循环次数}$
0	0	0	8824
0	0.10	0.01571	2130
0	0.20	0.06283	1945
0	0.50	0.3927	1762
-0.10	0.20	0.02457	2625
0.10	0.20	0.1011	1812
0.18	0.20	0.1233	1802

两种寿命方法的对比结果见图 4,图中横坐标为应力梯度法计算得到的疲劳寿命 $N_{i,sg}/\text{循环次数}$,纵坐标为本文发展的尺寸参数法计算的疲劳寿命 $N_{i,sp}/\text{循环次数}$ 。由图中可以看出,除了面积较大的个别点外,两种方法计算的结果差别

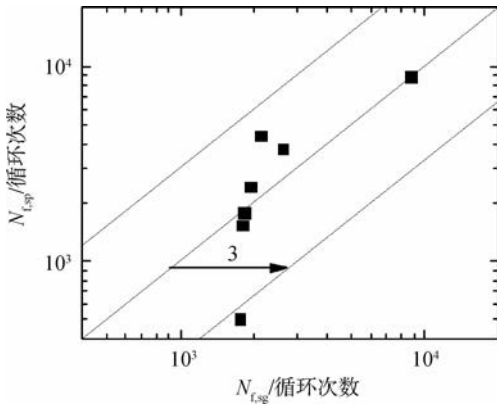


图4 两种寿命方程预测的寿命结果对比

Fig. 4 Comparison of predicted life by using two life equations

总体在±3倍分散带以内。发展的尺寸参数法计算的结果随着缺陷面积的改变变化相对较大,而考虑应力梯度的方法随着缺陷面积的变化波动较小。根据缺陷的试验数据,缺陷面积变化大时疲劳寿命浮动也较大,因此,尺寸参数法与实际情况吻合较好。

从计算过程上来看,应力梯度法需要对出现缺陷的材料或结构建模并开展有限元分析,缺陷尺寸较小,涉及到的网格划分、应力计算等耗时耗力,整体计算过程较为复杂。而尺寸参数法免去了采用有限元法计算缺陷周围应力及应力梯度的过程,直接根据尺寸参数修正寿命方程。由于缺陷本就存在诸多不确定性,尺寸参数法相当于在原先的寿命基础上添加安全系数项,以保证材料或结构出现缺陷时在指定寿命下能安全工作。

本节的计算对象为光滑试样,因此在发展寿命方程时选择了 Walker 寿命方程。若对于缺口,则仍然为在寿命方程外添加尺寸参数项,但要选择适合缺口疲劳寿命预测的方程,例如考虑应力梯度的寿命方程^[10]。因此,在下节考虑缺口位置出现缺陷的寿命预测中,以考虑应力梯度的寿命方程为基础,进而添加尺寸参数项。

3 缺陷存在时 FGH96 涡轮盘的疲劳寿命评估

为研究缺陷对涡轮盘寿命的影响,假设缺陷出现在涡轮盘最危险位置,并根据有限元计算得到涡轮盘危险位置处的应力/应变。FGH96 涡轮盘有限元模型见图 5,采用 ABAQUS 进行计算,网格类型为 C3D8I,单元数 34096,节点数 42113。

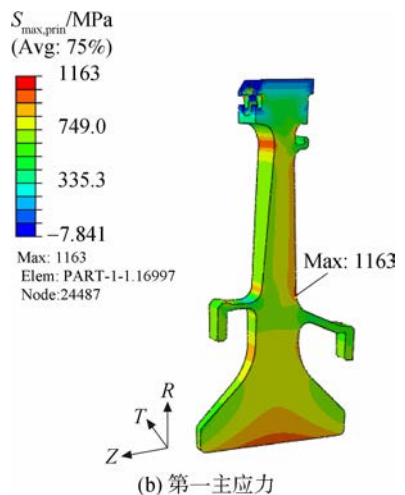
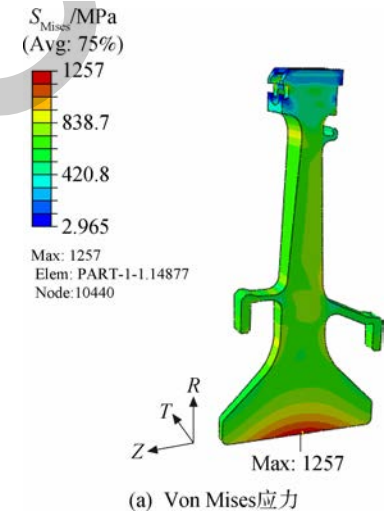
施加的边界条件为:涡轮盘在工作中所受到



图5 FGH96 涡轮盘扇区有限元模型

Fig. 5 Finite element model of the sector of the FGH96 turbine disc

的离心载荷、热载荷以及叶片产生的拉力;涡轮盘与其他组件存在安装关系,根据实际情况定义相应位置处的位移约束;在扇区两侧施加循环对称边界条件。涡轮盘的应力计算结果见图 6。



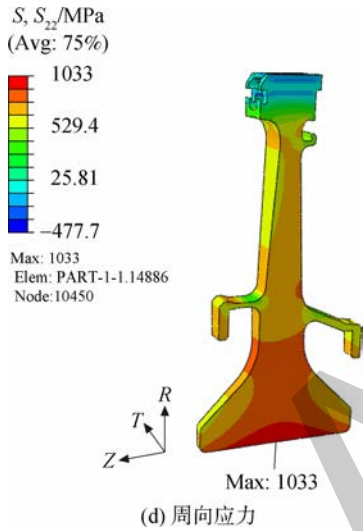
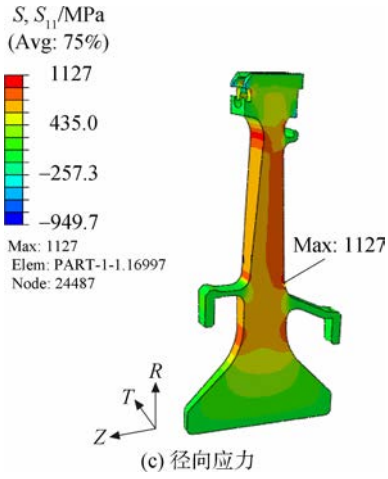


图 6 涡轮盘应力结果

Fig. 6 Stress distribution of turbine disc

根据以上结果,分别选择盘心处周向应力和盘身圆弧过渡处径向应力作为考核应力。首先,不考虑尺寸参数 T ,采用应力梯度法计算无缺陷时轮盘的疲劳寿命,结果见表 4。

表 4 考核位置处的寿命结果

Table 4 Life of check location

危险位置	N_f /循环次数
盘心	67 221
盘身圆弧过渡	93 374

其次,考虑出现缺陷的情况时,在危险位置处预置不同尺寸的表面缺陷,计算涡轮盘出现缺陷时的疲劳寿命方程如下:

$$\epsilon_a = TY^m C^\alpha \left\{ \frac{\sigma'_f}{E} \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b} \right]^b + \epsilon'_f \left[2N_f \left(\frac{1-R}{2} \right)^{(1-\gamma)/b} \right]^c \right\} \quad (6)$$

式中 T, a, m 仍采用第 2 节中的形式和数值,计算结果见表 5。

表 5 出现不同尺寸的缺陷对应的疲劳寿命

Table 5 Fatigue life when defects with different size appear

l /mm	r /mm	S /mm ²	盘心寿命/ 循环次数	盘身圆弧过渡处 寿命/循环次数
0	0	0	67 221	93 374
0	0.10	0.01571	29 076	43 736
0	0.20	0.06283	14 006	22 603
0	0.50	0.3927	2 542	4 831
-0.10	0.20	0.02457	23 985	36 751
0.10	0.20	0.1011	9 834	16 418
0.18	0.20	0.1233	8 332	14 135

从表中可以看出,缺陷面积越小,盘心和盘身圆弧过渡位置的疲劳寿命越大,缺陷面积为 0 mm² 时,疲劳寿命为无缺陷时的大小,出现缺陷使得疲劳寿命降低;对于缺陷较大的情况,如半径为 0.5 mm 的表面半圆缺陷,盘心和盘身圆弧过渡处的疲劳寿命分别降低到 2 542 和 4 831 个循环,相当于在轮盘的危险位置处有一个半径为 0.5 mm 的半圆点坑,导致结构很容易失效。文献[20]中就提到了在圆角处出现点坑导致的发动机故障。

4 结 论

在对粉末高温合金含缺陷疲劳试验数据进行分析的基础上,建立了反映表面缺陷尺寸(面积)影响的疲劳寿命方程。并以 FGH96 合金试样和涡轮盘进行了验证,获得了具有工程参考价值的缺陷对寿命的影响规律。

1) 通过文献中不同尺寸的缺陷疲劳试验数据,提出了尺寸参数,建立了考虑表面缺陷尺寸(面积)的寿命方程。缺陷尺寸越大,疲劳寿命越低。

2) 对 FGH96 合金试样预置不同面积的缺陷,使用发展的尺寸参数寿命模型进行寿命预测。同时,使用应用考虑应力梯度的方法计算寿命,并对比两种寿命计算结果。结果表明:除个别面积较大的缺陷外,两者计算的寿命分散带在 ±3 倍之间。但应力梯度法需要针对每种缺陷尺寸都开展有限元计算,而尺寸参数法则直接根据修正的寿命方程计算,简化分析过程。

3) 对涡轮盘寿命的分析结果表明:缺陷面积越小,盘心和盘身圆弧过渡位置的疲劳寿命越大。

使用尺寸参数法计算涡轮盘出现缺陷的疲劳寿命时,虽然用到了有限元计算及应力梯度结果,但此时只需对无缺陷的涡轮盘结构开展一次有限元分析,无需重新构建包括不同尺寸缺陷的有限元模型,极大地节约了计算成本。

本文所发展的方法适用于含表面缺陷的试件/构件的寿命预测,仅需根据缺陷的面积,结合不含缺陷时的寿命结果,即可给出含缺陷时的疲劳寿命,对由缺陷引起的可能发生的破坏提前预知。当然,不足之处在于,虽然建立了较为完整的分析流程,但缺乏足够的疲劳试验数据对模型进行验证,这项工作可做为后续研究开展。

参考文献:

- [1] 张丽娜,张麦仓,李晓,等.粉末高温合金中非金属夹杂问题的研究进展[J].兵器材料科学与工程,2001,24(3):64-68.
ZHANG Lina, ZHANG Maicang, LI Xiao, et al. Progress in study of nonmetallic inclusion in powder metallurgy (P/M) superalloys[J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2001, 24(3): 64-68. (in Chinese)
- [2] 刘丽玉,陶春虎,刘昌奎,等.发动机粉末合金高压涡轮盘断裂的原因[J].机械工程材料,2014,38(8):108-112.
LIU Liyu, TAO Chunhu, LIU Changkui, et al. Fracture causes of powder metallurgy high pressure turbine disk of engine[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2014, 38(8): 108-112. (in Chinese)
- [3] 刘新灵,陶春虎. FGH96 粉末高温合金损伤行为与寿命预测[J].失效分析与预防,2011,6(2):124-129.
LIU Xinling, TAO Chunhu. Damage behavior and life prediction of FGH96 powder metallurgy superalloy[J]. Failure Analysis and Prevention, 2011, 6(2): 124-129. (in Chinese)
- [4] GRISON J, REMY L. Fatigue failure probability in a powder metallurgy Ni-base superalloy[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1997, 57(1): 41-55.
- [5] SHAMBLIN C E, CHANG D R. Effect of inclusions on LCF life of HIP plus heat treated powder metal rené 95[J]. Metallurgical Transactions B, 1985, 16(4): 775-784.
- [6] HURON E S, ROTH P G. The influence of inclusion on low cycle fatigue life in a P/M nickel-base disk superalloy [R]. Warrendale, Pennsylvania, USA: The Minerals, Metals and Materials Society, 1996: 359.
- [7] 国为民,吴剑涛,张凤戈,等. FGH95 镍基高温合金粉末中的夹杂及其对合金疲劳性能的影响[J].粉末冶金工业, 2000, 10(3): 23-28.
GUO Weimin, WU Jiantao, ZHANG Fengge, et al. Inclusion in powder of nickle base superalloy FGH95 and the effect on LCF of the superalloy[J]. Powder Metallurgy Industry, 2000, 10(3): 23-28. (in Chinese)
- [8] 何承群,余泉茂,胡本芙. FGH95 合金 LCF 断裂寿命与夹杂特征关系的研究[J].金属学报,2001,37(3):247-252.
HE Chengqun, YU Quanmao, HU benfu. Study of the relationship between the LCF life of FGH95 alloy and the inclusion characteristics[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2001, 37(3): 247-252. (in Chinese)
- [9] JABLONSKI D A. The effect of ceramic inclusions on the low cycle fatigue life of low carbon astroloy subjected to hot isostatic pressing[J]. Materials Science & Engineering, 1981, 48(2): 189-198.
- [10] 袁善虎.粉末冶金材料及结构的力学行为试验与数值模拟[D].北京:北京航空航天大学,2014.
YUAN Shanhu. Experiment and numerical modeling of the mechanical behaviors of a P/M superalloy and its structures[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [11] LANKFORD J. The growth of small fatigue cracks in 7075-T6 aluminum[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 1982, 5(3): 233-248.
- [12] ATZORI B, LAZZARIN P. Notch sensitivity and defect sensitivity under fatigue loading: two sides of the same medal[J]. International Journal of Fracture, 2001, 107(1): 1-8.
- [13] EL HADDAD M H, TOPPER T H, SMITH K N. Prediction of non propagating cracks[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1979, 11(3): 573-584.
- [14] 左平.粉末高温合金小裂纹扩展规律研究[D].北京:北京航空航天大学,2014.
ZUO Ping. Study on the small crack characteristics in power metallurgy superalloy[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [15] MOREL F, MOREL A, NADOT Y. Comparison between defects and micro-notches in multiaxial fatigue: the size effect and the gradient effect[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(2): 263-275.
- [16] HERASYMCHUK O M, KONONUCHENKO O V, BONDARCHUK V I. Fatigue life calculation for titanium alloys considering the influence of microstructure and manufacturing defects [J]. International Journal of Fatigue, 2015, 81: 257-264.
- [17] KUNZ L, LUKÁŠ P, KONE ČNÁ R R, et al. Casting defects and high temperature fatigue life of IN 713LC superalloy[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 41: 47-51.
- [18] VINCENT M, NADOT-MARTIN C, NADOT Y, et al. Fatigue from defect under multiaxial loading: defect stress gradient (DSG) approach using ellipsoidal equivalent inclusion method[J]. International Journal of Fatigue, 2014, 59: 176-187.
- [19] 王延荣,李宏新,袁善虎,等.考虑应力梯度的缺口疲劳寿命预测方法[J].航空动力学报,2013,28(6):1208-1214.
WANG Yanrong, LI Hongxin, YUAN Shanhu, et al. Method for notched fatigue life prediction with stress gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1208-1214. (in Chinese)
- [20] 陈光.一起奇特的高压涡轮非包容故障:左发甩出的涡轮盘断块打入右发尾喷管中[J].航空发动机,2009,35(1):60-62.