

粉末冶金涡轮盘裂纹扩展寿命分析*

魏大盛, 王延荣

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用 J 积分方法建立了断裂力学有限元模型, 对 FGH 95 粉末高温合金标准紧凑拉伸 (CT) 试样的裂纹扩展试验结果进行了数值模拟, 分析了材料的裂纹扩展规律。计算结果与试验结果吻合很好, 表明了分析方法的准确性及可行性。将该方法加以拓展, 建立了含有不同尺寸缺陷的粉末盘断裂力学有限元模型, 并对其裂纹扩展寿命进行了评估。与传统预测方法相比, 该方法将给出更为实际的结果, 可应用于复杂构件裂纹扩展特性的工程分析。

关键词: 粉末冶金; 裂纹扩展; 应力强度因子; 缺陷; 涡轮盘

中图分类号: V 231.95 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 06-0753-06

L ifing methodology of crack propagation in powder metallurgy turbine disk

WEI Da-sheng WANG Yan-rong

(Coll of Energy and Power Engineering Beijing Univ of Aeronautics and Astronautics Beijing 100083 China)

Abstract A finite element model of fracture mechanics was established by means of J integral method which was used to simulate the crack propagation behavior of a powder metallurgy (PM) superalloy FGH 95. Agreement of the computing results with the experimental data indicated the veracity and the feasibility of the method. The finite element model could be developed to predict the propagation life of PM turbine disk containing defects with different sizes. Comparing with conventional prediction method for propagation life, the model would give an actual value, and that could be used to estimate the crack growth characteristic of complicated component effectively in engineering analysis.

Key words Powder metallurgy; Crack propagation; Stress intensity factor; Defect; Turbine disk

1 引 言

粉末高温合金性能上的优势与缺点同样明显。一方面, 合金组织均匀性好, 可塑性强, 生产成本低, 在航空发动机涡轮盘 650 °C 使用条件下, 其强度远远高于传统铸造、变形高温合金; 另一方面, 合金韧性低, 对缺陷十分敏感, 且粉末冶金工艺的特殊性又容易导致在最后成型的构件中包含夹杂、气孔, 加上机械加工划痕, 这些缺陷在疲劳载荷作用下极易成为裂纹萌生点, 降低疲劳寿命^[1~4]。一般而言, 粉末冶金涡轮盘的疲劳寿命主要集中在裂纹萌生阶段, 微缺陷存在时, 萌生寿命实际上就是微裂纹的扩展寿命。因

此, 分析缺陷对粉末盘裂纹扩展寿命的影响, 对其工程应用具有重要意义。

目前国内外针对动态裂纹扩展的数值模拟开展了大量的研究工作, 但多限于简单试件或简单载荷条件^[5~10], 如何合理地应用于具有复杂型面、承受复杂载荷的构件还没有较为成熟的方法。鉴于此, 本文基于线弹性断裂力学探索了一条分析含缺陷粉末盘裂纹扩展寿命的有效途径。首先, 开展了标准 CT 试样的裂纹扩展试验, 获得了 Paris 公式常数, 为粉末盘的裂纹扩展寿命分析提供数据基础, 同时为考核所发展的断裂力学有限元计算模型的准确性及计算精度, 对裂纹扩展试验的结果进行了数值模拟; 其次, 考核了

* 收稿日期: 2007-12-04 修订日期: 2008-02-26

作者简介: 魏大盛 (1978—), 男, 博士后, 研究领域为航空发动机结构强度。E-mail: dasheng.w@163.com

有限元法对三维裂纹应力强度因子的求解精度;再次,建立了含缺陷粉末盘的断裂力学有限元模型,对其扩展寿命进行了评估。

需要说明的是,微缺陷尺度通常在 50~100 μm,属于小裂纹范畴。对 Inconel 718 PM Rene95 PM N100等几种材料进行的小裂纹扩展研究表明^[11]:室温及 758 MPa试验条件下的 Rene95 427 ℃及 621 MPa试验条件下的 Inconel 718 649 ℃及 758 MPa试验条件下的 PM N100都体现出了与线弹性断裂力学相一致的小裂纹扩展规律,这可能是高强度粉末镍基高温合金的一个特性,如果得到大量试验数据的支持,将使寿命预测工作大为简化。

2 FGH95合金裂纹扩展试验

FGH 95是目前国内粉末高温合金的主要牌号,用于制造航空发动机涡轮盘等高温部件。为满足粉末冶金涡轮盘裂纹扩展寿命分析的需要,开展了 FGH 95合金的裂纹扩展试验。采用标准 CT试样,试样厚度 10 mm,切口长度 10 mm,其尺寸如图 1所示。

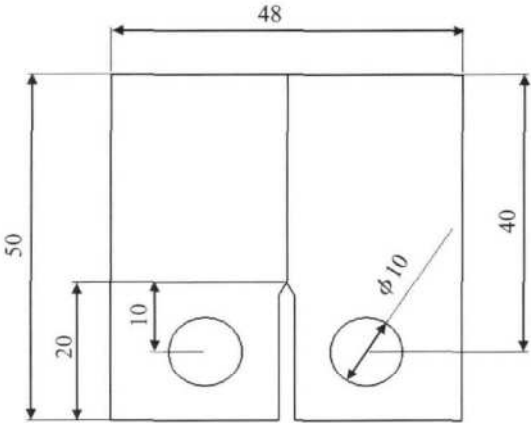


Fig 1 Compact tensile sample

试验中选取 4个试样,试验条件如下:试验温度为 430 ℃, 600 ℃;最大载荷分别为 6.5 kN, 8 kN;应力比 0.1;试验频率 4 Hz。表 1中给出了各试样相应的试验条件,试验结果如图 2、图 3所示。

Table 1 Test of crack propagation

Sample No	Temperature /℃	Stress Ratio	Maximum load /kN	Test freq /Hz
1	430	0.1	8	4
2	430	0.1	8	4
3	600	0.1	6.5	4
4	600	0.1	6.5	4

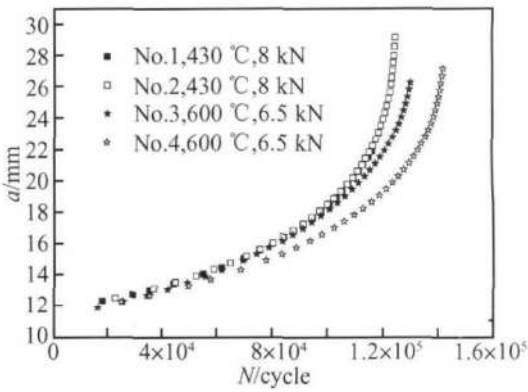


Fig.2 N ~ a curves of alloy FGH95

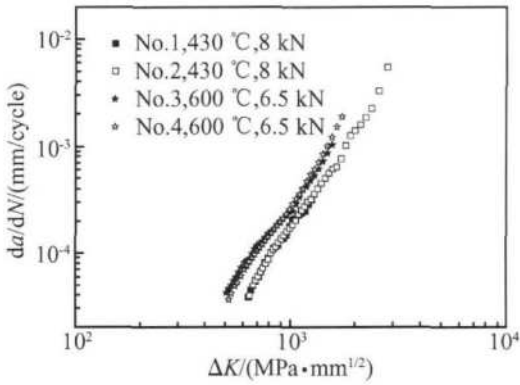


Fig.3 ΔK ~ da/dN curves of alloy FGH95

线,是试验记录的原始数据;图 3为裂纹扩展速度 da/dN 与应力强度因子范围 ΔK 的关系曲线,其在对数坐标系下基本成线性关系,裂纹扩展规律符合 Paris 公式

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K^m \tag{1}$$

式中 C, m 为材料常数,可通过最小二乘法拟合试验数据点得到,见表 2。

Table 2 Parameters of Paris formula

Temperature /℃	C	m
430	1.4971×10^{-13}	3.0181
600	8.0544×10^{-13}	2.8480

3 FGH95合金裂纹扩展有限元模拟

有限元程序 MSC. MARC 中提供了断裂力学分析模块,可以通过拓扑搜索的方式寻找裂纹尖端的 J 积分回路,进而计算出 J 积分,再根据小范围屈服下的平面应变关系式得到应力强度因子。在进行粉末盘的裂纹扩展分析之前,首先建立标准 CT 试样的应力强度因子有限元计算模型,对试验结果进行模拟,考核模型的准确性,为应用于粉末盘的裂纹扩展分析

图 2为裂纹长度 a 与试验循环数 N 的关系曲

打下基础。

根据标准 CT 试样的尺寸及裂纹长度,同时考虑试件的对称性,取其二分之一进行有限元建模,共 654 个节点,591 个单元,如图 4 所示,计算采用四节点四边形平面应变单元。

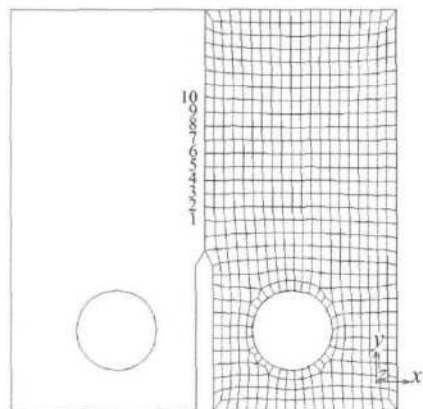


Fig 4 Finite element model of compact tensile sample

对裂纹扩展过程的模拟可以通过求解不同裂纹长度对应的应力强度因子完成,即分别定义 1~10 个裂纹尖端,计算出相应裂纹长度的应力强度因子,并与试验结果进行比较。

2 号试样的 1 号、4 号、7 号及 10 号裂纹尖端等

效应力场的分布如图 5 所示,裂纹尖端处有明显的应力集中。随着裂纹增长,应力集中情况越来越显著。

图 6(横坐标为裂纹长度 a ,纵坐标为应力强度因子范围 ΔK)为 2 号及 4 号试样计算结果与试验结果比较,可以看出 MARC 程序的计算结果与试验结果吻合较好,说明建立的裂纹尖端应力强度因子有限元计算模型的准确性,该模型也具有较高计算精度,可用于粉末盘等复杂构件裂纹扩展特性分析。

4 三维应力强度因子的计算模拟

针对紧凑拉伸试样的计算模拟表明,二维条件下采用有限元法计算应力强度因子,计算精度较高。但进行轮盘裂纹扩展特性分析时,盘身处于复杂的应力状态,裂纹为三维形式,因此对三维裂纹形式进行计算模拟,以此考察有限元法建立的断裂力学计算模型的精度也是必要的。

计算时选择的裂纹形式为:受均匀拉伸载荷的半圆形表面裂纹,主要是考虑到和实际轮盘盘心的裂纹形式接近,见图 7。图中还同时给出了裂纹尖端的有限元网格。相关尺寸分别为 $a = 0.5 \text{ mm}$, $w = 2.5 \text{ mm}$, $t = 1.25 \text{ mm}$, $h = 2.5 \text{ mm}$,拉伸应力 $\sigma = 500 \text{ MPa}$ 。

以手册解^[12]作为标准,半圆形表面裂纹应力强

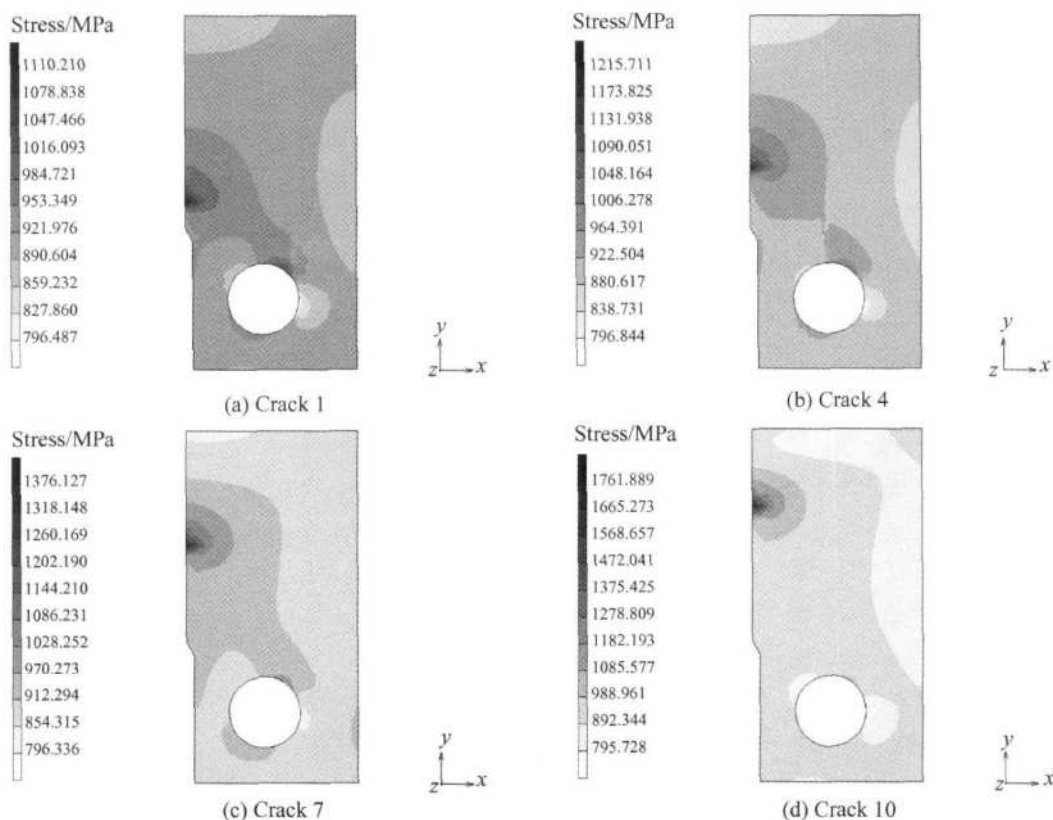


Fig 5 Equivalent stress at crack tip of sample No. 2

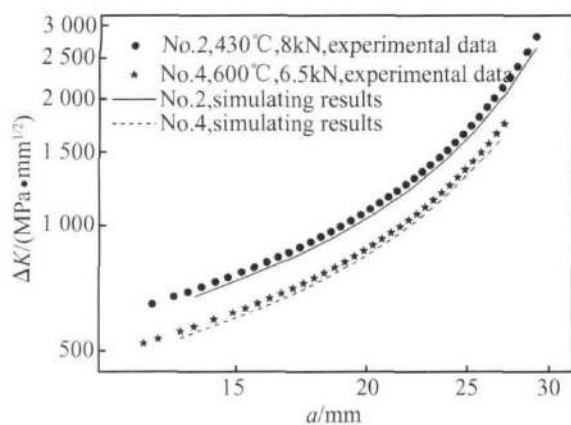


Fig 6 $a \sim \Delta K$ curves of alloy FGH95

度因子的最大计算误差约为 5%，如图 8 所示，可以满足工程应用要求。图中纵坐标 K_I 为应力强度因子，横坐标 θ 则表征了裂纹尖端节点位置，可参见图 7。

5 含缺陷粉末盘裂纹扩展寿命分析

采用有限元模拟裂纹动态扩展过程最大的困难就是确定裂纹尖端扩展方向，三维裂纹扩展尤其如此。因此，粉末盘断裂力学有限元计算模型的建立需要基于以下几个假设：首先，初始缺陷为片状半圆形，半径为 $50 \mu\text{m}$ ，位于中心孔边周向应力最大处，周向应力方向同片层法向一致，这样的缺陷形式较为危险；其次，裂纹扩展时保持半圆形不变，扩展方向沿半圆径向；再次，裂纹扩展规律符合 Paris 公式。榫槽部位虽然应力也较大，但温度载荷使轮缘处产生压应力，对裂纹扩展具有一定的抑制作用，而且扩展方向也不易确定，本文只选择了盘心作为考核部位。

以某发动机粉末冶金涡轮盘作为研究对象，切取一个包含完整榫槽部位的扇区，采用循环对称算法求解，有限元模型共 17 288 个单元，21 502 个节点，选

用六面体八节点单元，见图 9。轮盘工作转速为 45 kr/min，温度场为起飞状态下瞬态温度场，缺陷如前面假设位于轮盘中心孔边周向应力最大处。

为保证计算精度，在裂纹尖端处对网格进行了细化，见图 10。对于初始模型，缺陷半径置为 $53 \mu\text{m}$ ，将沿此半径长度上的节点定义为裂纹尖端，即图 10 所示的最外侧半圆弧上的节点。采用同样的方法在裂纹半径 $50 \mu\text{m} \sim 500 \mu\text{m}$ 的扩展区间内建立了 5 个含有不同尺寸裂纹的断裂力学有限元计算模型，裂纹半径 a 分别为 $53 \mu\text{m}$ 、 $101 \mu\text{m}$ 、 $246 \mu\text{m}$ 、 $375 \mu\text{m}$ 及 $499 \mu\text{m}$ ，由此可以计算出不同微裂纹尺寸时裂纹尖端的应力强度因子及裂纹附近的应力分布，进而评估粉末盘的裂纹扩展寿命。

在 5 个含有不同长度裂纹的模型中，裂纹尖端均由 21 个节点组成，因此沿裂纹尖端可以得到 21 个 J 积分值，通过平面应变关系式可以求出对应于裂纹尖端每个节点的应力强度因子，如图 11 所示。

由图 11 可以看出在裂纹初始扩展阶段，裂纹尖端各节点的应力强度因子值十分接近，因此前面假设裂纹扩展时保持半圆形不变、扩展方向沿着半圆径向是合理的，这种情况适合于裂纹长度小于 $a = 246 \mu\text{m}$ 的几条裂纹，此数值接近工程允许的宏观裂纹长度。另外，在自由表面处的应力强度因子值有一个较明显的变化，如图中 A、B、C 点，这是由自由表面处应力状态的变化导致的。由计算得到的裂纹尖端应力强度因子结合 Paris 公式就可以对粉末盘的裂纹扩展寿命进行估算。

裂纹扩展寿命也就是含缺陷构件的剩余寿命，通常工程上认为出现 0.5 mm 的宏观裂纹时，粉末盘发生破坏，其扩展寿命的传统估算式为

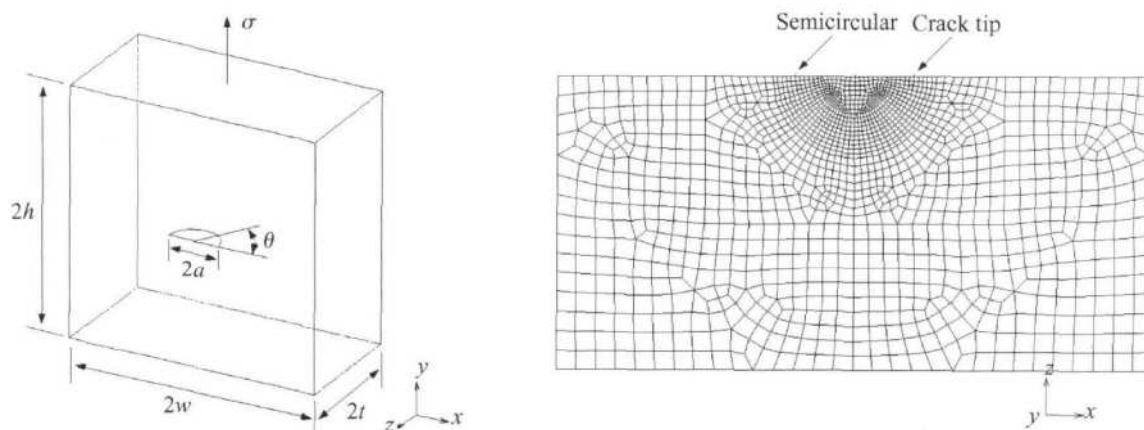


Fig 7 Semicircular surface crack and finite element mesh

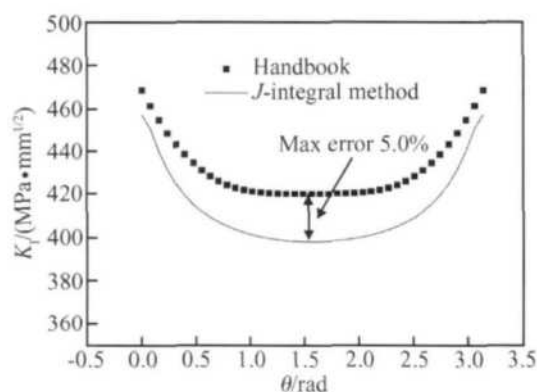


Fig. 8 Stress intensity factor of semicircular surface crack

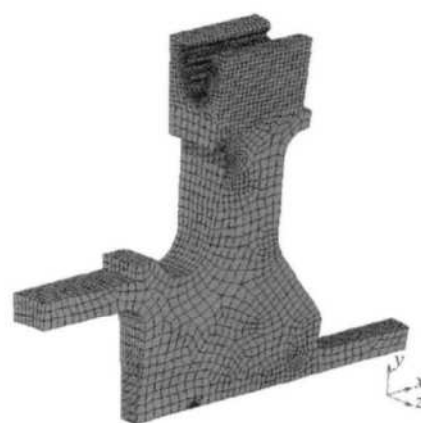


Fig. 9 Finite element model of PM turbine disk

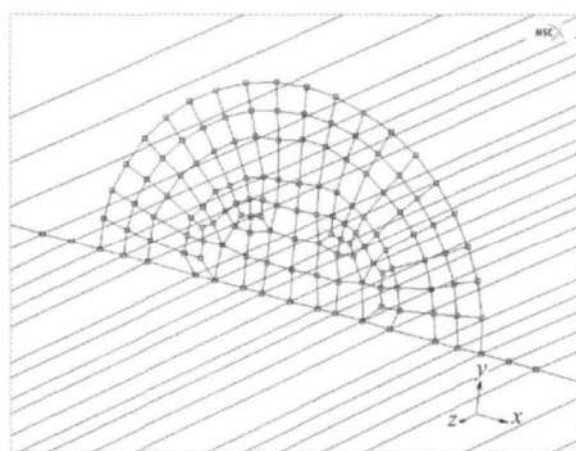
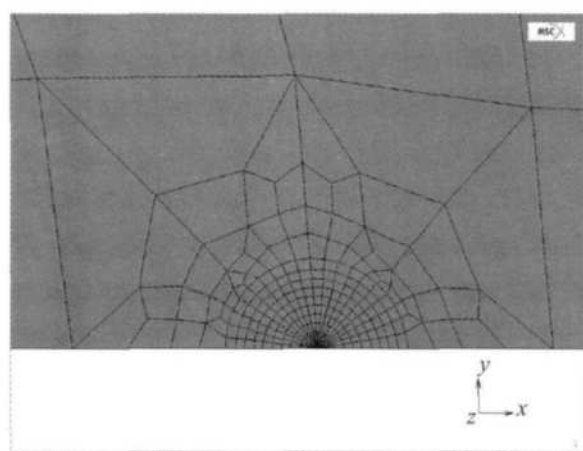


Fig. 10 Finite element mesh and node at crack tip

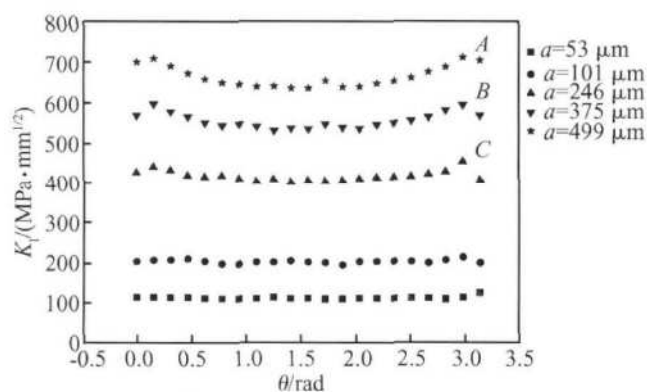


Fig. 11 Values of stress intensity factor with different crack length

$$\Delta N = \frac{\Delta a}{C \Delta K^m} = \frac{0.25 - a_0}{C \Delta K^m} \quad (2)$$

式中 C, m 为试验获得的材料参数; ΔK 为缺陷处的应力强度因子范围; a_0 为初始缺陷半径; 0.25 mm 为工程允许的半圆形裂纹的最大半径。

不难看出式 (2) 是由积分式简化而来的, 采用初始缺陷的 ΔK 值计算得出的寿命将会偏高, 一个较为合适的方法是找出裂纹长度 a 和应力强度因子范围 ΔK 之间的关系, 然后通过积分求出裂纹扩展寿命, 即

$$N = \int_{a_0}^{0.25} \frac{da}{C \Delta K^m} = \int_{a_0}^{0.25} \frac{da}{C f(a)^m} \quad (3)$$

前面已计算出了不同裂纹长度时的应力强度因子, 对裂纹半径及相应的应力强度因子进行二次多项式拟合, 得到

$$\Delta K = f(a) = b_1 + b_2 a + b_3 a^2 \quad (4)$$

式中 b_1, b_2, b_3 为通过拟合得到的方程参数, 如图 12 所示。

采用数值方法对式 (3) 进行积分, 就可以得到粉末盘的裂纹扩展寿命。表 3 中给出了按照式 (2)、式 (3) 确定的裂纹扩展寿命, 显然式 (3) 将给出更为准确的结果, 其值也更偏于保守。

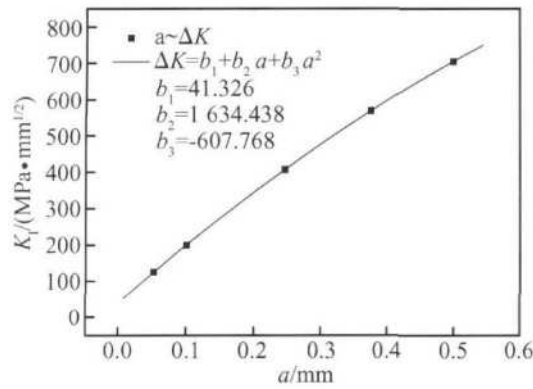


Fig 12 Relation between stress intensity factor of PM disk and crack length

Table 3 Propagation life of PM turbine disk (critical crack radius is 0.25mm*)

Propagation life /cycle	$a_0 = 53\mu\text{m}$	$a_0 = 101\mu\text{m}$	$a_0 = 246\mu\text{m}$
Formula (2)	120 389	90 837	2 181
Formula (3)	84 434	23 898	129

注: * 该数据取自某发动机粉末冶金涡轮盘的研究报告,同时考虑到工程中经常采用的数值 0.38mm,取较保守值,另外此值应视涡轮盘造型、实际载荷条件及外场飞行数据而定。

6 结 论

本文尝试建立了一种简便、可行的工程分析方法,以期用于粉末盘等复杂构件的裂纹扩展寿命评估。对标准 CT 试样裂纹扩展试验结果的模拟、三维应力强度因子的计算及粉末盘的寿命评估表明了该方法的合理性及准确性。

(1)针对某发动机粉末冶金涡轮盘建立了含初始微缺陷的断裂力学有限元计算模型,通过三维有限元及 J 积分计算其裂纹扩展,获得了裂纹长度 a 和裂纹尖端应力强度因子 ΔK 的函数关系,最后通过对 Paris 公式的直接求积获得轮盘的剩余寿命。这同传统方法不同,传统的构件裂纹扩展寿命的评估方法较为粗糙,本文的方法更关注扩展过程的细节,将给出更为实际的寿命结果。

(2)粉末盘的裂纹扩展寿命分析虽然是在一定假设条件下进行的,但随后的计算结果表明了所作假设的合理性(缺陷形状及裂纹扩展方向假设),轮盘寿命预测结果具有一定的参考价值,当然得到轮盘试

验的进一步验证将更具有说服力。
(3)还存在一些不足,例如扩展过程的模拟只是静态的,缺陷位置、形状的设置较为单一,采用的同心圆模型,还仅是裂纹扩展的初级模型。考察缺陷位置、形状以及缺陷碎裂后形成距离较近的多缺陷对裂纹扩展的影响,并进行动态模拟,将是未来研究工作的方向。

参考文献:

[1] Mathur P S, Bartos J L. Development of hot isostatically pressed Rene95 turbine parts[R]. ADA -043688, 1977.
[2] Shahani V, Popp R P. Evaluation of cyclic behavior of aircraft turbine disk alloys [R]. NASA -CR-159433, 1978
[3] Cowles B A, Simes D L, Warren J R. Evaluation of the cyclic behavior of aircraft turbine disk alloys[R]. NASA -CR-159409, 1978
[4] Cowles B A, Warren J R. Evaluation of the cyclic behavior of aircraft turbine disk alloys Part 2[R]. NASA -CR-165123, 1980
[5] DAID N, HILLS D A. Simulation of the growth of near-surface defects [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1998, 59(4): 415~ 424
[6] Pian T H, Sifre P J, Lee M J. Finite element and experimental studies of creep crack initiation of Rene95 superalloy[R]. AFOSR -TR -86-0488, 1986
[7] Ame Melander A. A finite element study of short cracks with different inclusion types under rolling contact fatigue load[J]. Int. J. Fatigue, 1997, 19(1): 13~ 24
[8] 赵勇铭,宋迎东.夹杂对粉末高温合金裂纹扩展寿命的影响[J].航空动力学报,2005,20(5):772~777.
[9] 李亚智,李学峰.疲劳裂纹闭合的数值模拟方法[J].机械科学与技术,2006,25(10):1233~1237.
[10] 王习术,梁 锋,曾燕屏,等.夹杂物对超高强度钢低周疲劳裂纹萌生及扩展影响的原位观测[J].金属学报,2005,41(12):1272~1276
[11] Pelloux R M, Feng J, Romanoski G R. Study of the fatigue behavior of small cracks in nickel-base superalloys [R]. AFOSR -TR -88-0457, 1988
[12] 中国航空研究院.应力强度因子手册(增订版)[M].北京:科学出版社,1981.

(编辑:刘萝威)