

工程构件疲劳寿命估算的三维临界域法

夏天翔¹ 姚卫星² 李旭东³ 姜志平¹

(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016;

2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京, 210016;

3. 中国航空综合技术研究所, 北京, 100028)

摘要: 临界域法将缺口附近区域中某点、线或面上的应力特征值作为材料失效的判断条件, 能较合理地解释缺口效应现象, 因此被认为是一类具有工程应用前景的缺口件疲劳寿命估算方法。本文首先结合三维工程结构的实际特点, 详细阐述了适用于三维结构的应力场强法和临界距离法, 对其中若干参数进行了准确定义和描述。然后, 本文分别使用这两种方法和名义应力法对某型航空发动机机轮盘进行了疲劳寿命估算。结果表明, 本文给出的适用于三维结构的应力场强法、临界距离法能很好地预测航空发动机机轮盘的疲劳寿命; 而且相比于名义应力法, 预测效果更好。

关键词: 航空发动机; 临界域法; 应力场强法; 临界距离法; 疲劳寿命

中图分类号: V263.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2014)03-0395-08

Three-Dimensional Critical Zone Approach for Fatigue Lifetime Prediction of Engineering Structure

Xia Tianxiang¹, Yao Weixing², Li Xudong³, Jiang Zhiping¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

3. China Aero-Polytechnolgy Establishment, Beijing, 100028, China)

Abstract: For critical zone approach, the stress eigenvalues of a certain point, line or area in the vicinity of notch are used as the failure criteria. This paper presents a reasonable explanation for notch effect. Therefore, critical zone approach is considered as a fatigue life prediction method for notched specimens with a promising prospect in engineering application. The stress field intensity approach and the theory of critical distances for three-dimensional structures are first elaborated considering three-dimensional engineering structure characteristics. Several parameters are accurately defined and described. Then the two methods and the nominal stress approach are applied to predicting fatigue life of an aero engine disc. The results indicate that the proposed stress field intensity approach and the theory of critical distances for three-dimensional structures provide an excellent prediction on fatigue life. The two methods have a better prediction effect than the nominal stress approach.

Key words: aero engine; critical zone approach; stress field intensity approach; theory of critical distances; fatigue lifetime

基金项目: 国家自然科学基金(51275241)资助项目; 江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXZZ13_0175)资助项目; 南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ13-02)资助项目; 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目。

收稿日期: 2013-12-24; **修订日期:** 2014-03-09

通信作者: 姚卫星, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn。

疲劳破坏一直是工程构件的主要破坏形式之一,因此,疲劳寿命估算对于设计各类承受循环载荷的工程构件具有重要的实际意义。

相比于光滑件,缺口件由于存在缺口效应,它的疲劳寿命估算难度更大。而工程结构大多属于缺口件。目前已有名义应力法,局部应力应变法等缺口件疲劳寿命估算方法被广泛应用于工程实际。然而,这些方法都各自存在不足。比如名义应力法在处理工程结构时很难确定应力集中系数 K_T ;局部应力应变法适用于中低周疲劳,而工程结构的寿命大多属于中高周寿命范畴。

临界域法是一类具有工程应用前景的缺口件疲劳寿命估算方法^[1]。该法的基本思想是将缺口附近区域中某点、线或面上的应力特征值作为材料失效的判断条件,从而能较合理地解释缺口效应现象。应力场强法^[2]和临界距离法^[3]作为临界域法中较为常用的两类方法,在工程中已有一些应用^[4-7]。但是,这些工程应用目前大都针对平面结构,三维结构的相关应用还很有限。

本文结合三维工程结构的实际特点,详细阐述了处理三维结构的应力场强法和临界距离法,对其若干参数进行了准确定义和描述。然后,本文使用适用于三维结构的应力场强法、临界距离法和名义应力法对某型航空发动机轮盘分别进行了疲劳寿命估算,并将计算结果与试验结果进行了对比。结果表明,本文阐述的适用于三维结构的应力场强法、临界距离法能够很好地预测航空发动机轮盘的疲劳寿命;而且相比于传统的名义应力法,预测效果更好。

1 三维临界域法

1.1 三维应力场强法

应力场强法^[8]认为疲劳是一种局部损伤现象,提出了一个描述损伤区域内损伤控制参数

$$\sigma_{F1} = \frac{1}{V} \int_{\Omega} f(\sigma_{ij}) \varphi(\mathbf{r}) dv \quad (1)$$

式中: σ_{F1} 为缺口应力场强度; Ω 为缺口破坏区; v 为 Ω 的体积; $f(\sigma_{ij})$ 为破坏应力函数,本文采用材料的第一主应力; $\varphi(\mathbf{r})$ 为权函数。与二维结构相比,三维应力场强法需要进一步明确以下几个问题。

1.1.1 三维权函数

权函数是应力场强法中一个非常重要的参数。它表征了缺口破坏区 Ω 内任意一点对疲劳裂纹萌生的贡献。目前,有关应力场强法的研究都只针对二维问题。因此,这些研究中使用的权函数是针对

二维问题进行表述的。对于工程中更为常见的三维结构,直接使用现有的权函数存在 0° 方向表述不清的问题。

一般三维缺口(如图1所示),设缺口根部为 O 点。以 O 点为原点,以任意3个正交方向为坐标轴可以建立一个三维直角坐标系 $O-xyz$ 。 O 点附近的破坏应力函数 $f(\sigma_{ij})$ 的分布情况以 $f(\sigma_{ij})(x, y, z)$ 表示。由 O 点指向材料内部的任意矢量表示为 \mathbf{V} , \mathbf{V} 在坐标系 $O-xyz$ 中的方向角为 (α, β, γ) 。则 $f(\sigma_{ij})(x, y, z)$ 在 O 点处沿 \mathbf{V} 的方向导数为

$$\frac{\partial f(\sigma_{ij})}{\partial \mathbf{V}} = \frac{\partial f(\sigma_{ij})}{\partial x} \cos \alpha + \frac{\partial f(\sigma_{ij})}{\partial y} \cos \beta + \frac{\partial f(\sigma_{ij})}{\partial z} \cos \gamma \quad (2)$$

$\frac{\partial f(\sigma_{ij})}{\partial \mathbf{V}}$ 取最大值的方向以 \mathbf{Z} 表示。则对于材料内部在 O 点附近的任意一点 B ,由 O 点指向 B 点的向量记为 \mathbf{r} , \mathbf{r} 与 \mathbf{Z} 的夹角记为 θ , O, B 两点的距离(即 \mathbf{r} 的模)记为 r , $f(\sigma_{ij})$ 在 B 点处沿 \mathbf{r} 的方向导数记为 $\frac{\partial f(\sigma_{ij})}{\partial \mathbf{r}}$ 。给出以上定义后,本文给出三维结构的权函数为

$$\varphi(\mathbf{r}) = 1 - cr(1 + \sin \theta) \quad (3)$$

式中

$$c = \left| \frac{1}{f(\sigma_{ij})_{\max}} \cdot \frac{\partial f(\sigma_{ij})}{\partial \mathbf{r}} \right| \quad (4)$$

式中: $f(\sigma_{ij})_{\max}$ 为缺口破坏区内破坏函数值的最大值,通常就是 O 点的破坏函数值。

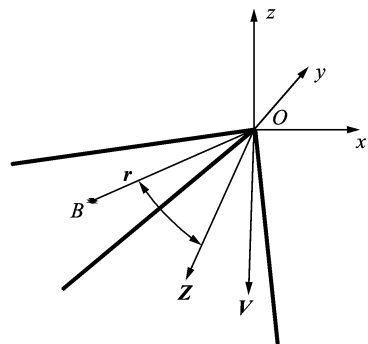


图1 三维结构缺口

Fig. 1 3D structure notch

1.1.2 应力场拟合

对于三维结构,缺口附近的应力分布复杂。为缩短式(1)中的积分计算时间,Adib-Ramezani和Jeong^[9]指出,可以使用多项式对应力应变场进行数值拟合,然后使用拟合得到的多项式进行积分计算。本文使用如下多项式^[10]对危险点附近的第一主应力场进行拟合,拟合算法采用最大继承算法。

$$f(\sigma_{ij}) = W(x, y, z) = A_1 + A_2 z + A_3 z^2 + A_4 z^3 +$$

$$y(A_5 + A_6 z + A_7 z^2) + y^2(A_8 + A_9 z) + A_{10} y^3 + x(A_{11} + A_{12} z + A_{13} z^2) + xy(A_{14} + A_{15} z) + A_{16} xy^2 + x^2(A_{17} + A_{18} z) + A_{19} x^2 + A_{20} x^3 \quad (5)$$

在权函数的确定过程中,最重要是确定 \mathbf{Z} 的方向。如果使用式(5)拟合缺口附近的破坏函数场 $f(\sigma_{ij})$,由于式(5)是多项式,因此可以方便地得到缺口根部各个方向上的方向导数,并最终确定 \mathbf{Z} 。

1.1.3 缺口破坏区场径

对于二维结构,缺口破坏区 Ω 通常认为是以缺口根部为圆心的一个圆。圆的半径称为场径 R_0 ,其也是应力场强法中的关键参数。三维情况下,本文认为缺口破坏区 Ω 是以缺口根部为中心的圆球和三维结构相重合的区域,圆球的半径即为场径 R_0 。

材料的场径需结合光滑件和缺口件的疲劳试验确定,具体步骤为

(1)在某一应力比 R 下,进行光滑件疲劳试验,得到材料的光滑件 $S-N$ 曲线;

(2)在相同应力比 R 下,以某一载荷进行缺口件疲劳试验,得到该载荷下的缺口件疲劳寿命 N_{fexp} ;

(3)假定一系列场径 $R_{H1}, R_{H2}, \dots, R_{Hn}$,按式(1)分别计算各场径下缺口件的应力场强 $\sigma_{FH1}, \sigma_{FH2}, \dots, \sigma_{FIn}$,再查询光滑件 $S-N$ 曲线得到相应的计算寿命 $N_{fcal1}, N_{fcal2}, \dots, N_{fcaln}$,建立 R_H-N_{fcal} 曲线;

(4)将试验得到的缺口件寿命 N_{fexp} 代入 R_H-N_{fcal} 曲线, N_{fexp} 对应的即为材料的实际场径 R_0 。

1.2 临界距离法(体法)

临界距离法基于线弹性断裂力学,将缺口附近区域中某点、线或面上的应力特征值作为材料失效的判断条件,当某一临界尺度内的平均应力 σ_{av} 超过材料的疲劳强度时认为材料疲劳失效。按照临界距离的拓扑类型,临界距离法可分为以下几类。

$$\text{点法: } \sigma_{av} = \sigma_1(r = \frac{L_0}{2}, \theta = 0)$$

$$\text{线法: } \sigma_{av} = \frac{1}{2L_0} \int_0^{2L_0} \sigma_1(r, \theta = 0) dr$$

$$\text{面法: } \sigma_{av} = \frac{2}{1.1\pi L_0^2} \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \int_0^{L_0} \sigma_1(r, \theta) r dr d\theta \quad (6)$$

$$\text{体法: } \sigma_{av} = \frac{3}{2\pi(1.54L_0)^3} \cdot$$

$$\int_0^{2\pi} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \int_0^{1.54L_0} \sigma_1(r, \theta, \varphi) r^2 \sin\theta dr d\theta d\varphi$$

式中: σ_1 为第一主应力; L_0 称为临界距离,使用 EL Haddad 经验公式得到,疲劳极限对应的临界距离 L_{0L} 可以表示为

$$L_{0L} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{\Delta K_{thR}}{\Delta f_R} \right)^2 \quad (7)$$

式中: ΔK_{thR} 为应力比 R 下的裂纹扩展门槛值; Δf_R 为应力比 R 下的疲劳极限变率。

在进行材料疲劳寿命估算时,该方法进一步假设临界距离 L_0 与疲劳寿命 N_f 存在以下关系

$$L_0 = A(N_f)^B \quad (8)$$

式中: A 和 B 为材料常数,可以通过材料静强度和疲劳极限对应的临界距离来确定。具体来说,材料静强度对应的临界距离 $L_{ob}^{[11]}$ 为

$$L_{ob} = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_b} \right)^2 \quad (9)$$

工程常用的条件疲劳对应的寿命为 10^7 ,而材料在静强度破坏时通常认为经历了 $1/4$ 次循环。联立式(7~9),得

$$L_{0L} = A(10^7)^B = \frac{1}{\pi} \left(\frac{\Delta K_{thR}}{\Delta f_R} \right)^2 \quad (10)$$

$$L_{ob} = A\left(\frac{1}{4}\right)^B = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_b} \right)^2$$

求解式(10)所示的方程组即可得到材料常数 A 和 B 。

在确定的应力比 R 下,材料 $S-N$ 曲线有很多种函数表达形式,如三参数公式、Basquin 公式。任何一种 $S-N$ 曲线函数都可以通过变换以如下形式表示

$$N_f = f(S) \quad (11)$$

在得到材料常数 A, B 后,对于任意寿命下的材料都可以得到该寿命对应的临界距离。这样,结合式(6)的体法、式(8)和式(11),通过如图 2 所示的迭代过程即可得到结构寿命。

2 轮盘寿命分析

轮盘是航空发动机关键转动部件之一,相关的疲劳寿命评估方法的研究对航空发动机设计有重要意义。目前,国内外学者已对航空发动机压气机轮盘的疲劳寿命估算进行了一些研究^[12-13],但较少使用临界域法。因此,本文使用上述两类三维临界域法对某型发动机轮盘进行了疲劳寿命估算。

2.1 有限元模型与相关参数

某型发动机轮盘如图 3 所示。图中,每个钉孔中均穿有销钉,用以固定试验模拟叶片。销钉几何形状如图 4 所示。

轮盘材料为 TC11 钛合金,销钉材料为 3Cr13 钢。材料性能如表 1 所示,循环应力应变曲线如图 5 所示。

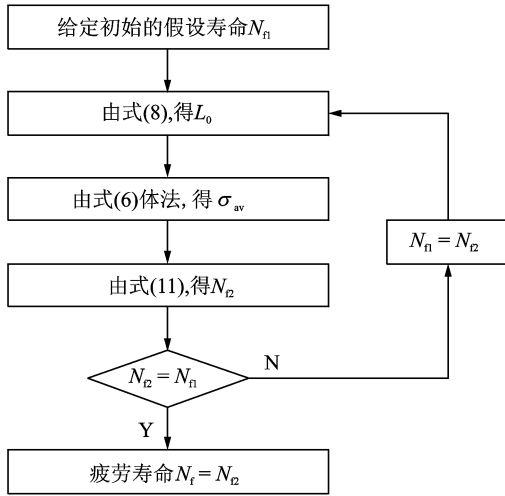


图2 迭代流程图

Fig. 2 Flow diagram of calculation

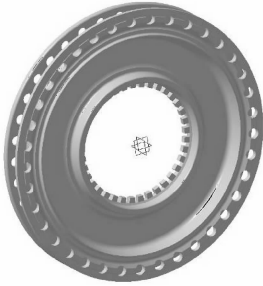


图3 轮盘外形

Fig. 3 Geometry of aero engine disc

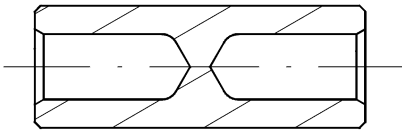


图4 销钉外形

Fig. 4 Geometry of dowel

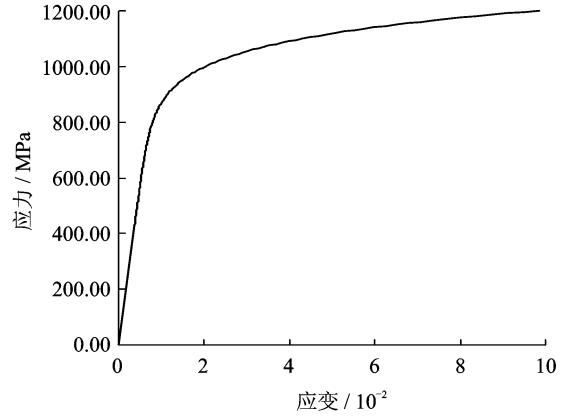


图5 循环应力应变曲线

Fig. 5 Cyclic stress-strain curve

轮盘试验在常温下进行, 载荷共4级, 按顺序施加前3级载荷后使用第4级载荷直到试件疲劳失效。其中, 第1~3级载荷的模拟叶片为铝制, 第4级载荷的模拟叶片为相同外形的钢制叶片。表2给出了各级载荷下的轮盘转速, 叶片对销钉的接触力和前3级载荷的循环数。第4级载荷下的循环数即为试验和寿命预测需要得到的结果。

2.2 考虑接触的弹塑性分析

由于轮盘具有循环对称性, 因此取其1/37进行有限元建模, 网格划分使用Hex8单元。之后, 对结构进行考虑接触的弹塑性有限元分析。接触分析采用Nastran的SOL600非线性接触求解器, 迭代方法采用Newton-Raphson方法。弹塑性材料特性采用等向硬化模型, 屈服准则采用Von Mises屈服准则。图6给出了转速9550 r/min时的应力云图, 轮盘应力最大部位位于销钉孔外下侧, 将其作为结构疲劳危险部位。

表1 材料性能

Tab. 1 Material properties

材料	E/GPa	μ	密度/($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	σ_s/MPa	σ_b/MPa	$\Delta K_{th R=0}/(\text{MN} \cdot \text{m}^{-\frac{3}{2}})$	$K_{IC}/(\text{MN} \cdot \text{m}^{-\frac{3}{2}})$	σ_{-1}/MPa
TC11	115	0.33	4.48	1 024	1 133	2.81	70.6	547.96
3Cr13	219	0.30	7.75					

表2 试验载荷

Tab. 2 Loading levels of the experiment

级数	最大转速/($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$)	最小转速/($\text{r} \cdot \text{min}^{-1}$)	最大接触力/N	最小接触力/N	循环数 n
1	9 550	500	24 925.0	68.32	55 300
2	9 850	500	26 515.6	68.32	35 000
3	11 000	500	33 068.4	68.32	6 338
4	8 550	500	42 332.6	144.77	待计算

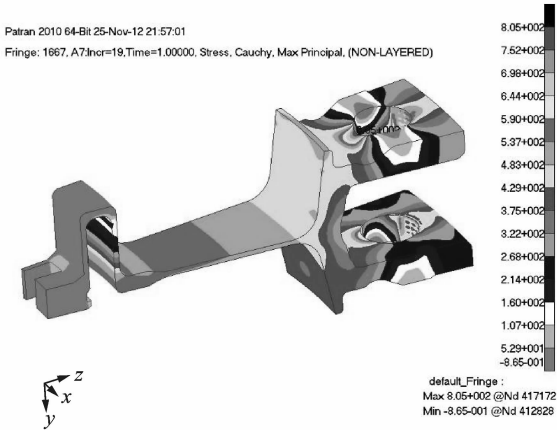


图 6 接触弹塑性有限元分析结果

Fig. 6 Result of finite element analysis considering contact and elastoplastic

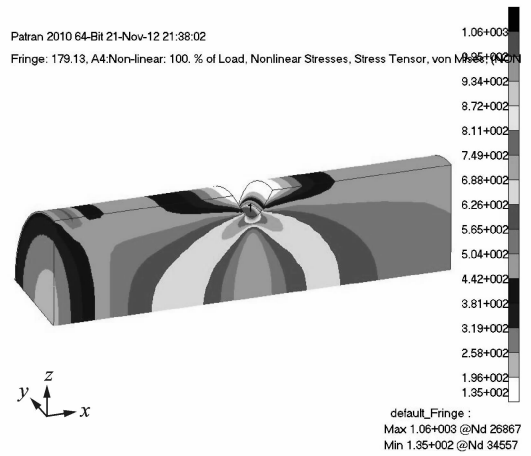


图 8 缺口件有限元分析结果

Fig. 8 Finite element analysis result of notched specimen

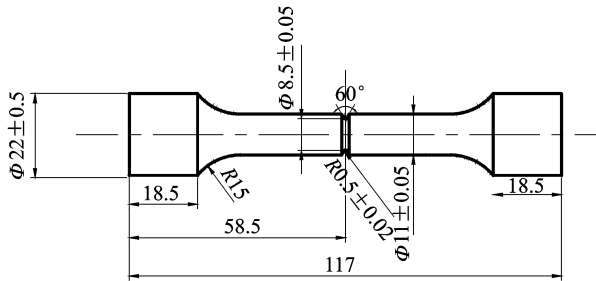


图 7 缺口件外形

Fig. 7 Geometry of notched specimen

2.3 寿命估算

2.3.1 三维应力场强法

(1) 场径计算

采用 1.1.3 节的方法确定 TC11 钛合金的场径,使用文献[14]中光滑件和缺口件的疲劳试验数据。其中,缺口件外形如图 7 所示。选取的试验载荷的净面积名义应力为 300 MPa,试验寿命如表 3 所示,中值寿命为 137 909。根据图 7 建立有限元模型进行弹塑性分析,计算结果如图 8 所示。

表 3 缺口件寿命

Tab. 3 Experimental results of notched specimens

编号	寿命 N	编号	寿命 N
TC11_01	64 223	TC11_05	135 156
TC11_02	105 477	TC11_06	177 915
TC11_03	419 634	TC11_07	207 583
TC11_04	114 311	TC11_08	80 666

假定场径为从 0.1 mm 到 0.5 mm(步长 0.05 mm)的一系列值,然后使用 Matlab 程序计算各假设场径对应的应力场强。计算时,权函数选用式(3)。对照 TC11 光滑件的 S-N 曲线^[14],可以得到各假

定场径对应的计算寿命,从而得到 R_H-N_{fcal} 曲线(图 9)。在图中找到中值寿命 137 909 相应的场径为 0.294 mm,即为 TC11 的场径。

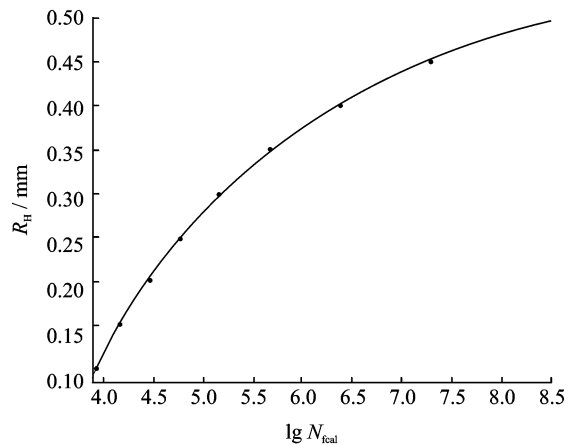


图 9 R_H-N_{fcal} 曲线

Fig. 9 R_H-N_{fcal} curve

(2) 权函数确定

1.1.1 节所述的权函数确定中,最重要的是确定向量 Z 的方向。考虑到轮盘疲劳危险点位于销钉孔外下侧,设此为 O 点,建立如图 10 所示球坐标系 $O-r\theta\psi$ 和直角坐标系 $O-xyz$ 。经计算, Z 方向在坐标系 $O-xyz$ 下可表示为 $(0.507\ 10 - 0.861\ 9)$ 。

(3) 场强计算

在确定了材料场径、权函数后,采用式(5)可以得到危险点附近的第一主应力分布函数。然后即可按式(1)计算不同载荷下缺口处的应力场强值,数值积分通过 Matlab 编程实现,计算结果如表 4

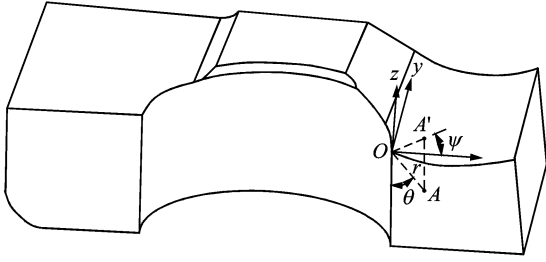


图10 坐标系定义

Fig. 10 Definition of coordinate system

所示。结合表4可以发现,轮盘所承载荷的应力比近似为0。由文献[14]中应力比 $R=0.1$ 的光滑件 $S-N$ 曲线,使用Goodman修正可以得到应力比 $R=0$ 的光滑件 $S-N$ 曲线。经拟合, $R=0$ 的 $S-N$ 曲线可由以下函数表示

$$\lg N = 15.7976 - 4.736 \lg(S_{\max} - 703.84) \quad (12)$$

将表4中的 $\sigma_{F1\max}$ 代入式(12)即可得到每级载荷的寿命 N_i 。寿命估算结果也列于表4中。

表4 应力场强法计算结果

Tab. 4 Calculation results of stress field intensity approach

级数	应力场强 σ_{F1}		N_i
	$\sigma_{F1\max}/\text{MPa}$	$\sigma_{F1\min}/\text{MPa}$	
1	788.59	0.94	4 633 725
2	816.00	0.94	1 229 043
3	925.22	0.94	49 093
4	943.59	5.53	33 656

2.3.2 临界距离法

首先,依据表1中的材料参数按1.2节所述方法确定TC11钛合金的材料常数 A 和 B 。由式(12),在应力比 $R=0$ 下,TC11钛合金的条件疲劳极限变程为775.88 MPa。结合表1的材料参数,最终可得 $A=7.056 \times 10^{-4}$, $B=-0.4043$ 。

使用式(6)中的体法,采用图2所示流程可得对各级载荷的等效应力 σ_{av} 和疲劳寿命 N_i ,如表5所示。

表5 临界距离法计算结果

Tab. 5 Calculation results of theory of critical distances

级数	平均应力 σ_{F1}		N_i
	$\sigma_{av\max}/\text{MPa}$	$\sigma_{av\min}/\text{MPa}$	
1	798.44	1.40	2 752 831
2	820.78	1.40	1 008 618
3	927.86	1.40	46 413
4	945.43	10.31	32 459

3 对比与分析

为考察上述两种方法的寿命预测能力,本文也

使用名义应力法计算了轮盘寿命。表6给出了上述3种方法计算得到的各级载荷下的疲劳寿命。

表6 模型预测的疲劳寿命

Tab. 6 Predicted fatigue lifetime

级数	应力场强法	临界距离法	名义应力法
1	4 633 725	2 752 831	9 268 097
2	1 229 043	1 008 618	1 517 754
3	49 093	46 413	105 005
4	33 656	32 459	77 633

Palmgren-Miner线性累积损伤理论^[15-16]已被大量应用证实对于处理工程问题具有较高准确性^[17-19]。而Corten-Dolon理论^[20]是一种考虑载荷次序效应的非线性疲劳累积损伤模型。本文使用上述两种累积损伤模型来估算3种寿命预测方法对应的第4级载荷循环数,计算公式如下

$$\text{Miner: } D = \frac{n_1}{N_{f1}} + \frac{n_2}{N_{f2}} + \frac{n_3}{N_{f3}} + \frac{n_4}{N_{f4}} = 1$$

$$\text{Corten-Dolon: } D = \sum_{i=1}^4 \frac{n_i}{N_{fi}} \left(\frac{\sigma'_{\max i}}{\sigma_i} \right)^d = 1$$

其中: $n_1 - n_3$ 为第1~3级载荷的试验循环数,如表2所示; n_4 为待估算的第4级载荷的循环次数; $N_{f1} \sim N_{f4}$ 分别为第1~4级载荷的计算寿命,如表7所示; $\sigma'_{\max i}$ 是第 i 级载荷之前的载荷系列中的最大一级载荷的应力峰值; d 为Corten-Dolon理论所需的材料常数,根据文献[8],对TC11钛合金取5.8。经计算,各方法估算的循环数如表7所示。表中同时给出了轮盘试验中第4级载荷施加的实际循环次数。从表7的结果看,相同寿命预测模型下,Miner理论的预测结果都要大于Corten-Dolon理论的预测结果。结合表2的试验过程可以发现,本次试验是一个载荷逐渐增加的过程。也就是说,符合“低-高”型^[8]载荷谱的特点。这样,载荷次序将会对疲劳损伤的累积产生影响。具体来说,前一级小载荷所造成的损伤会在后一级大载荷中进一步扩展。而两种损伤累积模型中,Miner理论完全没有考虑载荷次序效应;而Corten-Dolon理论正是考虑这一影响,使得预测寿命小于Miner理论。因此,本文将结合Corten-Dolon理论得到的计算结果作为最终寿命预测结果。

对比应力场强法和临界距离法(体法)的计算流程可以发现,两方法都是对缺口根部附近区域内的第一主应力计算平均值,但是在细节上有所差别。

首先,应力场强法认为破坏区内不同位置的应力状态对裂纹萌生的贡献不同,具体的贡献由权函

数确定;而临界距离法(体法)认为破坏区内每点的贡献相同,相当于认为各点的权值相同,均为1。

表7 第4级载荷实际循环数和各模型估算循环数

Tab. 7 Experimental and predicted results of the 4th loading

损伤累积模型	应力场强法	临界距离法	名义应力法	实际循环数
Miner理论	27 951	26 248	70 694	
Corten-Dolon理论	20 595	19 245	59 518	17 627

其次,两方法确定积分区域的方法不同。应力场强法认为积分区域(场径)是材料的固有属性,不随载荷的应力比,幅值等因素的不同而改变。而临界距离法认为积分区域随载荷应力比,幅值变化。

对比表7中的疲劳寿命数据,与试验结果相比,3种模型的估算值均偏非保守。但是,应力场强法与临界距离法的估算循环数均处于2倍分散带内,且与试验结果非常接近;而名义应力法的估算循环数与实际循环数相比偏差过大。

4 结 论

(1)通过引入三维权函数,应力场强法可以用于三维结构的疲劳寿命估算。

(2)本文给出的应力场强法和临界距离法(体法)可以很好地预测发动机轮盘的疲劳寿命,预测结果均优于名义应力法。

(3)应力场强法与临界距离法相比,应力场强法考虑了缺口附近不同点对裂纹萌生贡献的不同。临界距离法认为积分区域随载荷应力比、幅值变化。

参考文献:

[1] 张成成. 复杂应力场下结构高周疲劳寿命分析[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
Zhang Chengcheng. Fatigue life prediction of structures in HCF region under complex stress field[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010.

[2] Yao Weixing. Stress field intensity approach for predicting fatigue life[J]. International Journal of Fatigue, 1993, 15(3): 243-246.

[3] Taylor D, Bologna P, Bel Knani K. Prediction of fatigue failure location on a component using a critical distance method[J]. International Journal of Fatigue, 2000, 22(9): 735-742.

[4] Taylor D. Analysis of fatigue failures in components using the theory of critical distances[J]. Engineering

Failure Analysis, 2005, 12(6): 906-914.

[5] 周尚猛,李亚东. 基于应力场强法的钢桥节点板双轴疲劳强度预测[J]. 西南交通大学学报, 2011, 46(2): 217-222.
Zhou Shangmeng, Li Yadong. Prediction of biaxial fatigue of steel bridge gusset plate based on stress field intensity method[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2011, 46(2): 217-222.

[6] 彭茂林,杨自春,曹跃云. 应变场强法在涡轮盘-片结构寿命预测中的应用[J]. 中国电机工程学报, 2011, 31(26): 97-102.
Peng Maolin, Yang ZiChun, Cao Yueyun. Application of strain field intensity approach for life prediction in turbine disc-blade structures[J]. Proceedings of the CSEE, 2011, 31(26): 97-102.

[7] 郭平. 基于场强法的焊接接头疲劳寿命预测及机匣寿命研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.
Guo Ping. A study of fatigue assessment of welded joint and casing based on field intensity approach[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.

[8] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
Yao Weixing. Fatigue life prediction of structures [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.

[9] Adib-Ramezani H, Jeong J. Advanced volumetric method for fatigue life prediction using stress gradient effects at notch roots[J]. Computational Materials Science, 2007, 39(3): 649-663.

[10] 谭建荣,彭群生,皮明智. 多变量问题等值线形成的数学方法及物理意义[J]. 工程图学学报, 1992, 13(1): 62-66.
Tan Jianrong, Peng Qunsheng, Pi Mingzhi. Mathematical method and physical background foil isoforms of multivariate problems[J]. Journal of Engineering Graphics, 1992, 13(1): 62-66.

[11] Taylor D. The theory of critical distances[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008(75): 1696-1705.

[12] 李伟,董立伟,蔡向晖,等. 某型发动机涡轮盘销钉孔结构分析与寿命评估[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1699-1706.
Li Wei, Dong Liwei, Cai Xianghui, et al. Structure analysis and life evaluation of the pin holes in a turbine disc of a type of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1699-1706.

[13] 蔚夺魁,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, 26(2): 37-41.
Wei Duokui, Shao Peiren. Structure analysis of a

- turbine disc of a type of aero-engine[J]. Aircraft engine, 2000, 26(2): 37-41.
- [14] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.
Wu Xueren. The plane structure metal material mechanics handbook [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996.
- [15] Die A P, Lebensdauer von Kugellagern [J]. Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure, 1924 (68): 339-341.
- [16] Miner M A. Cumulative damage in fatigue[J]. Journal of Applied Mechanics, 1945, 12(3): A159-A164.
- [17] 许棠, 范引鹤. 发动机机匣低循环疲劳寿命的预测[J]. 南京航空航天大学学报, 1990, 22(2): 1-9.
Xu Tang, Fan Yinhe. Prediction of low cycle fatigue life of engine casing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1990, 22(2): 1-9.
- [18] 张志林, 姚卫星. 飞机座舱有机玻璃结构疲劳寿命估算的局部应力法[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(3): 298-301.
Zhang Zhilin, Yao Weixing. Local stress approach for fatigue life prediction of polymath methacrylate members[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(3): 298-301.
- [19] 穆志韬, 段成美, 华燃. 直升机某动部件飞行状态的载荷分布特点研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(5): 503-506.
Mu Zhitao, Duan Chengmei, Hua Ran. Load features of flight conditions on dynamic component of helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 33(5): 503-506.
- [20] Corten H T, Dolon T J. Cumulative fatigue damage [C]// Proceeding of the International Conference on Fatigues Metals. USA: Institution of Mechanical Engineering and American Society of Mechanical Engineers, 1956: 235-246.

