

# 虑及高循环疲劳的裂纹型外物损伤 叶片的可用极限

贾旭<sup>1,2</sup>, 胡绪腾<sup>1</sup>, 宋迎东<sup>1,2</sup>

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 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)

**摘 要:** 为了发展一种航空发动机钛合金风扇/压气机叶片外物损伤(FOD)可用极限的确定方法,对典型叶片的可用极限进行了调研,基于裂纹门槛值原理建立了应力比相关的 FOD 裂纹不扩展等值曲线图,根据 TC4 钛合金不同应力比下材料的疲劳耐久性极限强度对比了两种裂纹不扩展判据的适用性,通过该方法确定了一种典型风扇叶片撕裂/裂纹型外物损伤的可用极限。结果表明:现有维修手册中对叶片不同区域不同类型 FOD 的可用极限要求不同,FOD 可用极限的主要限制尺寸为损伤深度,深度限制一般在 1 mm 以内。通过裂纹不扩展等值曲线图确定的典型风扇叶片撕裂/裂纹型 FOD 可用极限分布在 0.020~0.525 mm 内,可用极限沿叶片展向分布可分为三个区域:叶根区可用极限约 0.08 mm,叶中区可用极限约 0.3 mm,叶尖区可用极限约 0.5 mm,越靠近叶根可用极限越小。

**关 键 词:** 外物损伤(FOD); 钛合金; 风扇/压气机叶片; 可用极限; 裂纹门槛值  
**中图分类号:** V231.9      **文献标志码:** A

## Serviceable limits of a crack type foreign object damaged blade considering high cycle fatigue

JIA Xu<sup>1,2</sup>, HU Xuteng<sup>1</sup>, SONG Yingdong<sup>1,2</sup>

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,  
College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;  
2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To develop a method of determining serviceable limits of foreign object damage (FOD) in aeroengine titanium fan/compressor blades, researches of serviceable limits in typical blades were firstly conducted, then stress ratio related contour maps of FOD crack non-propagation were established based on the principle of crack growth threshold, the suitability of two crack non-propagation criteria was compared according to the TC4 titanium material fatigue durability limit strength at different stress ratios, finally, serviceable limits of tearing/crack type foreign object damages in a typical fan blade were determined by this method. The results show that, in the present maintenance books, serviceable limit requirements are different for different types of FOD and different blade regions, the main limited

**收稿日期:**2018-01-21  
**基金项目:**国家自然科学基金(E050401)  
**作者简介:**贾旭(1989—),男,博士生,主要从事航空发动机结构完整性与耐久性研究。

**引用格式:**贾旭,胡绪腾,宋迎东. 虑及高循环疲劳的裂纹型外物损伤叶片的可用极限[J]. 航空动力学报,2019,34(2):292-304. JIA Xu, HU Xuteng, SONG Yingdong. Serviceable limits of a crack type foreign object damaged blade considering high cycle fatigue[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 292-304.

size of FOD serviceable limits is damage depth, the depth limitation is generally less than 1 mm. The tearing/crack type FOD serviceable limits of the typical fan blade determined by the contour maps of crack non-propagation are within the range of 0.020—0.525 mm, the serviceable limit distribution along the blade span can be divided into three regions: the serviceable limit in the blade root area is about 0.08 mm, the serviceable limit in the blade middle area is about 0.3 mm, and the serviceable limit in the blade tip area is about 0.5 mm, the closer to blade root means the smaller serviceable limit.

**Key words:** foreign object damage (FOD); titanium alloy; fan/compressor blade; serviceable limit; crack threshold

随着航空发动机技术的不断提升,高循环疲劳(HCF)问题逐渐成为结构应力设计和强度评估中的突出问题,尤其是旋转部件,例如风扇/压气机叶片<sup>[1]</sup>。据统计<sup>[2]</sup>,典型军用喷气式发动机HCF失效事件有33%发生在转子叶片,有14%发生在导向叶片。不同于其他失效形式,叶片发生HCF失效的特点表现为:频率高(超过1 kHz),应力幅低(在弹性循环范围内),循环数巨大( $10^7$  cycle 及其以上)<sup>[3]</sup>。如果风扇/压气机叶片发生1 kHz下的模态振动,过高的振动载荷仅仅会在大约15 min内达到 $10^6$  cycle,极有可能导致“场检”中确定安全的叶片在一个飞行起落中发生破坏。实际中,外物损伤(FOD,亦称硬物损伤)也将会彻底地限制所允许的最大振动应力水平,加剧叶片HCF设计和维护负担。

碎石、砂砾、金属(如螺栓、螺母、保险丝等)等硬物伴随气流进入发动机与高速旋转的叶片发生冲击形成缺口、凹坑/鼓包或撕裂等类型的损伤,称为外物损伤或硬物损伤。尽管人们提出了飞机跑道外物清扫、地勤人员维修工具检查与控制等FOD预防措施<sup>[4]</sup>,但FOD总是不可避免的。据我国空军不完全统计<sup>[5]</sup>,某两年内发动机FOD多达70起,远远超过飞鸟撞击次数。对于不可避免的FOD问题,结构完整性大纲<sup>[6]</sup>规定,叶片设计时应限制振动应力使其在遭受 $K_f=3$ ( $K_f$ 为疲劳缺口系数=光滑试样的疲劳强度与缺口试样的疲劳强度之比)的FOD后能安全地通过发动机HCF测试试验。文献<sup>[7]</sup>对叶片外物损伤及其失效特点进行了深入分析,认为叶片外物损伤容限的设计本质是考虑外物损伤的振动应力设计。但是,往往设计者在设计新款发动机时,对发动机在外场中可能遭受的某一实际FOD对叶片HCF性能的危害程度是不得而知的,却必须在发动机研制后期为用户提供相应的发动机维修手册(maintenance books),为用户在使用和维护发动

机时提供必要的建议;发生FOD事件后,如何检测FOD的位置和尺寸;判断何种损伤是免修的(可用极限),何种损伤是允修的(维修极限),何种损伤的叶片是应该报废的。

我国正处于自主研发航空发动机的初级阶段,新研制发动机的维修手册目前大多借鉴或直接移用已有发动机的维修手册。同时由于发动机外场使用和制定维修手册的经验尚浅,甚至有时为了确保发动机战备完好性和安全性,风扇或压气机叶片遭受FOD后往往会直接更换叶片,从而导致发动机的维护成本过高。所以,制定合理可靠的FOD可用极限是目前亟待解决的问题之一。

目前国内发动机公司并没有制定FOD可用极限的科学原理和规范化程序,风扇/压气机叶片FOD损伤后可用极限的制定大多基于旧款发动机设计和使用经验或借鉴国外发动机维修手册,然后进行简单的理论分析和一系列的验证性测试(例如发动机外物损伤模拟试验<sup>[8-9]</sup>,发动机外物损伤叶片的阶梯步加载验证试验<sup>[10]</sup>)。国外虽然具有成熟和丰富的发动机设计和外场使用案例,但多年来在制定FOD可用极限时仍依赖于工程人员累积的经验。但采用革新技术设计的新代叶片等旋转部件(如整体叶盘)让这种经验性的外推方式面临巨大的挑战。近年来,斯奈克玛公司提出了一种简单的FOD/HCF设计准则<sup>[11]</sup>,为制定风扇/压气机叶片的FOD可用极限提供了一种简单的科学原理,使可用极限的制定过程具有了很大程度的规范化。

为发展用于外物损伤后航空发动机钛合金风扇/压气机叶片可用极限的确定方法,本文首先对典型风扇叶片的维修手册进行了调研,然后针对裂纹型(或撕裂型)外物损伤,给出了叶片外物损伤可用极限确定方法的科学原理、建模思想、基本步骤和相关假设,最后应用该方法确定了一种典

型风扇叶片撕裂/裂纹型外物损伤的可用极限。

1 典型叶片可用极限调研

为了细致地了解“制定叶片的 FOD 可用极限”这一工程问题,鉴于 CFM56 型发动机不仅具有较高的安全性而且目前仍广泛使用,因此本文对此型发动机的两种典型叶片:CFM56-3 型发动机 1~4 级高压压气机转子叶片和 CFM56-7B 型发动机宽弦风扇叶片的可用极限(来源于发动机维修手册)进行了调研。

CFM56-3 发动机维修手册规定高压压气机 1~4 级转子叶片发生外物损伤后应采用孔探针

对如图 1 所示的叶片不同区域进行检测。

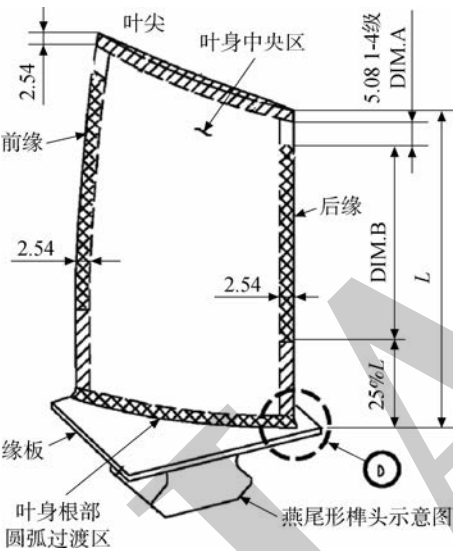


图 1 CFM56-3 高压压气机叶片(单位:mm)  
Fig. 1 High-pressure compressor blade of CFM56-3  
(unit:mm)

对其 FOD 可用极限的规定归纳如下:①缺口、凹坑和划痕,出现在第 1 级和第 4 级转子叶片后缘叶身根部圆弧过渡区域:椭圆的、光滑的圆底型凹坑,不具有尖锐的形状且尺寸不超过 0.51 mm,可用。其他损伤的深度不超过 0.08 mm,可用。②缺口、凹坑和划痕,出现在第 2 级和第 3 级转子叶片

的后缘叶身根部圆弧过渡区域:3 种损伤的深度不超过 0.8 mm,可用;3 种损伤的深度超过 0.8 mm 不超过 2.0 mm,最长允许发动机继续服役 10 cycle/25 h。③撕裂、缺口、凹坑和材料损失,出现在 1 级~4 级叶片前缘和后缘的 25% 叶身范围内:任何撕裂是不允许的;缺口、凹坑和材料损失的深度不超过 0.76 mm,可用;划痕尺寸超过 0.76 mm 不超过 2.03 mm,最长允许发动机

继续服役 10 cycle/25 h。④撕裂、缺口、凹坑和材料损失,出现在 1 级~4 级叶片前缘和后缘的 DIM. B 区域:任何撕裂是不允许使用的;缺口和材料损失的深度不超过 1.0 mm,可用;深度超过 1.0 mm 不超过 2.0 mm,最长允许发动机继续服役 10 cycle/25 h;凹坑深度不超过 1.0 mm 且相对与原始轮廓的变形不超过 1.5 mm,可用;凹坑深度超过 1.0 mm 不超过 2.0 mm 且相对与原始轮廓的变形不超过 1.5 mm,最长允许发动机继续服役 10 cycle/25 h。⑤撕裂、缺口、凹坑和材料损失,出现在 1 级~4 级叶片前缘和后缘的 DIM. A 区域:撕裂、缺口、凹坑的深度不超过 6.4 mm,可用;深度超过 6.4 mm 不超过 7.6 mm,最长允许发动机继续服役 10 cycle/25 h。

CFM56-7B 宽弦风扇叶片的检测区域如图 2 所示,对其 FOD 可用极限的规定归纳见表 1。

对以上两类叶片的检测区域和可用极限的规定进行分析可以发现:

- 1) 对叶片的检测是分区对待的,一般分为前后缘区域、叶尖区域、叶身根部过渡区域和叶身中间区域(叶盆/叶背)。
- 2) 对 FOD 不同类型损伤的可用极限要求不同,叶片常见的硬物冲击损伤<sup>[12]</sup>如图 3,其中裂纹/撕裂型损伤被视为最危险型损伤,但对少数情况下允许其存在。
- 3) FOD 可用极限的主要限制尺寸为损伤深度,对损伤其他宏观尺寸少有限制。

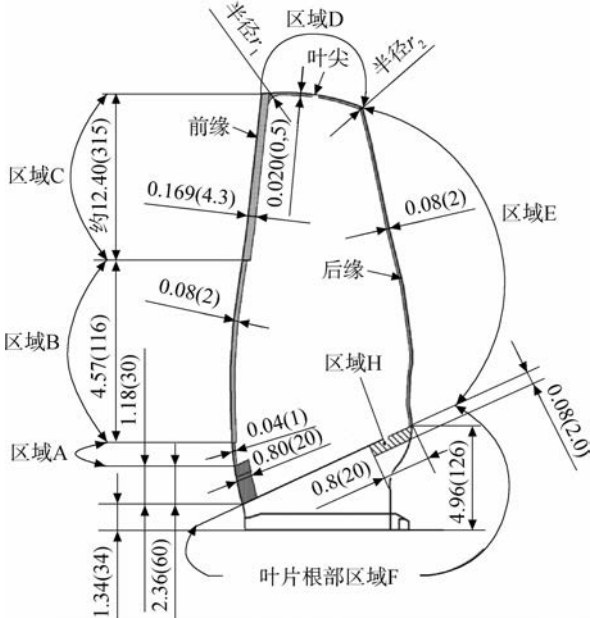


图 2 CFM56-7B 风扇叶片(单位:in(mm))  
Fig. 2 Fan blade of CFM56-7B (unit:in(mm))

表 1 CFM56-7B 宽弦风扇叶片的可用极限

Table 1 Serviceable limits for CFM56-7B wide-chord fan blades

| 检查区域 | 可用极限(最大损伤深度)/mm |       |      |              |      |              |           |
|------|-----------------|-------|------|--------------|------|--------------|-----------|
|      | 裂纹/撕裂           | 缺口、凹坑 |      | 前缘局部<br>变形   | 轴向划痕 | 径向划痕         | 叶尖卷曲      |
|      |                 | 叶身表面  | 前后缘  |              |      |              |           |
| 区域 F |                 |       |      | 不允           |      |              |           |
| 区域 A | 不允              | 0.08  | 0.08 |              | 不允   | 深:0.1 长:10.0 | 叶尖两角、前后缘卷 |
| 区域 B | 不允              | 0.08  | 0.08 |              | 不允   | 深:0.1 长:10.0 | 曲不超过      |
| 区域 C | 不允              | 0.08  | 0.08 |              | 不允   | 深:0.1 长:10.0 | 6.35;偏离   |
| 区域 D | 不允              |       | 0.25 |              |      |              | 原始轮廓      |
| 区域 E | 不允              | 0.08  | 0.08 | 深:2.0 长:20.0 | 不允   | 深:0.1 长:10.0 | 不超过 3     |

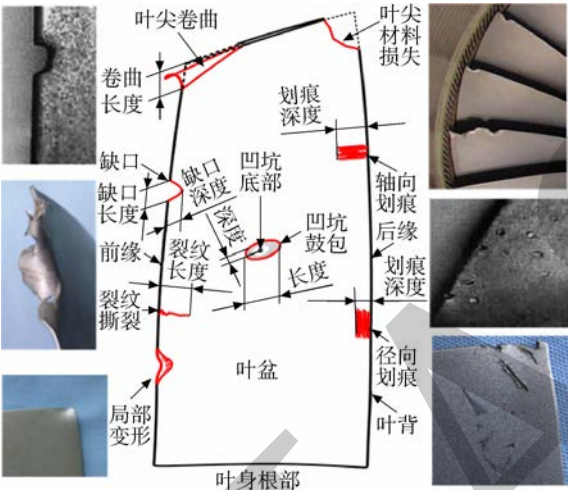


图 3 常见的外物损伤形式

Fig. 3 Common foreign object damage types

- 4) 风扇/压气机叶片的 FOD 可用极限(最大损伤深度)尺寸沿叶高方向略有不同,可用极限范围一般在 1mm 以内,其中深度 0.08mm 是一种常见的可用极限。
- 5) 可用极限是“允飞时间”的相关函数。

2 方法的介绍

2.1 科学原理

HCF 高频特性致使构件中裂纹数分钟内扩展至断裂,所以设计者采用无限寿命设计思想使叶片这类 HCF 敏感构件的振动响应水平低于材料中裂纹萌生极限(疲劳极限强度),为了确保安全并增加安全系数,例如 40% 的许用振动应力。然而,硬物冲击损伤的宏微观形式是非常复杂的,其宏观形貌不仅形式各异(如图 3)而且几何不规则,其损伤区域还可能存在微结构损伤、绝热剪切带和微裂纹等微观损伤,往往伴随着复杂的残余

应力场。若基于应力集中型疲劳(如缺口疲劳)的经验预测 FOD 疲劳极限强度下降程度来确定叶片的可用极限是非常复杂的。撕裂/裂纹型损伤是外物损伤中时常发生的较为严重的损伤,不同于其他类型损伤可能存在裂纹萌生过程,撕裂/裂纹型损伤的只存在裂纹不扩展或裂纹扩展,所以本文采用了更为简单的科学原理来确定此类型损伤的可用极限:裂纹不扩展原则,如图 4 所示。基于裂纹不扩展原则,在稳态应力为横轴、振动应力为纵轴的坐标系下,建立不同裂纹尺寸下代表裂纹不扩展极限的曲线。这类等值曲线类似于 Goodman 曲线,但其值并不是寿命而是“裂纹不扩展条件下的裂纹尺寸”。在获取叶片的实际稳态应力和振动应力后,查看坐标点(实际稳态应力,实际振动应力)落于等值图中何种裂纹尺寸对应的曲线上,并将该裂纹尺寸定义为叶片中撕裂或裂纹型 FOD 的可用极限。

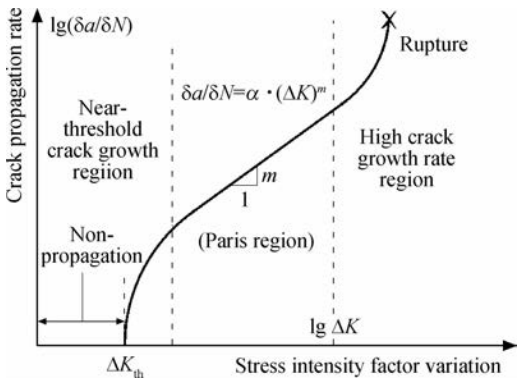


图 4 裂纹扩展规律

Fig. 4 Rule of crack propagation

2.2 建模思想

本方法认为 FOD 冲击产生的撕裂/裂纹为 I

型长裂纹,其裂纹扩展规律服从 Paris 规律,如图 4 所示。图 4 中  $a$  为裂纹长度,  $\Delta K$  为应力强度因子范围,  $\alpha$  和  $m$  为材料参数,  $N$  为循环数, 裂纹门槛值  $\Delta K_{th}$  为裂纹不扩展极限。  $\Delta K$  主要取决于载荷和裂纹尺寸,  $\Delta K = \Delta K_{th}$  是建立损伤等效裂纹不扩展等值曲线的关键。叶片用典型材料 Ti-6Al-4V 钛合金在 HCF 下的近门槛值行为见文献[13]。

### 2.3 基本步骤

基于以上原理和思想,确定叶片 FOD 可用极限基本步骤如下:

**第 1 步** 叶片分区及应力强度因子计算。根据对维修手册的调研结论,按 FOD 发生的位置和损伤类型将叶片分为前/后缘区 (leading-edge and trail-edge region, L&T) 和叶盆/叶背区 (concave-airfoil and convex-airfoil region, C&C), 并将前/后缘可能出现的撕裂/裂纹型损伤假设为单边穿透裂纹,将叶盆/叶背区出现的损伤假设为半椭圆表面裂纹。针对叶片裂纹体应力强度因子的计算,有限元法是相对准确地计算方法,但其计算效率低,在建立损伤等效裂纹不扩展极限等值曲线时反复计算应力强度因子中不太适用。为提高应力强度因子计算效率,工程上广泛采用三维矩形板裂纹体模型代替实际工程结构,将实际结构在服役载荷下危险区域无裂纹时沿预期裂纹扩展方向的应力分布施加到三维矩形板裂纹面上,以三维矩形板裂纹的应力强度因子作为实际结构危险部位裂纹应力强度因子的近似值<sup>[14-15]</sup>,如图 5 所示。

离心力载荷为叶片承受的主要载荷,假设裂

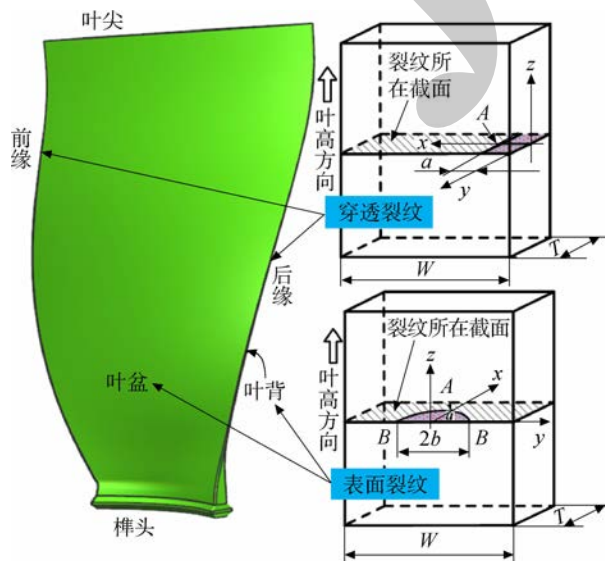


图 5 叶片分区及损伤假设

Fig. 5 Partitioned blade and assumptions of damages

纹扩展方向为沿叶宽方向,矩形板的宽度即为叶宽,厚度即为叶厚。维修手册调研表明可用极限范围一般在 1 mm 以内,而叶宽尺寸是其数十倍乃至数百倍,所以单边穿透裂纹矩形板相对裂纹而言可视为半无限大板。无限大板单边穿透裂纹裂纹面承受幂函数分布应力(式(1))下的应力强度因子计算公式,见式(2)。

$$\sigma(x) = \sum_{i=0}^n \sigma_i \left( \frac{x}{a} \right)^i \quad (1)$$

$$K = F_n \sigma_0 \sqrt{\pi a} \quad (2)$$

式中  $a$  为裂纹长度;  $F_n$  为几何修正系数,其中  $n=0$  时  $F_n=1.1215$  详见应力强度因子手册<sup>[16]</sup>。本文采用通用权函数法计算有限厚板表面椭圆裂纹的应力强度因子,其应力强度因子积分表达式见式(3),  $A$  点与  $B$  点的通用权函数分别见式(4)和式(5)。其中通用权函数系数 ( $M_{1A}, M_{1B}, \dots$ ) 详见文献[17]。当  $\sigma(x)=\sigma_0$  时其  $A$  点与  $B$  点的隐式应力强度因子表达式分别见式(6)和式(7)。为了方便计算,根据外场经验假设半椭圆表面裂纹的尺寸服从  $b/a=3/2$ ,并选用  $A$  点与  $B$  点应力强度因子范围最大值作为叶片应力强度因子范围。

$$K = \int_0^a \sigma(x) m(x, a) dx \quad (3)$$

$$m_A(x, a) = \frac{2}{\sqrt{2\pi(a-x)}} \left[ 1 + M_{1A} \left( 1 - \frac{x}{a} \right)^{1/2} + M_{2A} \left( 1 - \frac{x}{a} \right) + M_{3A} \left( 1 - \frac{x}{a} \right)^{3/2} \right] \quad (4)$$

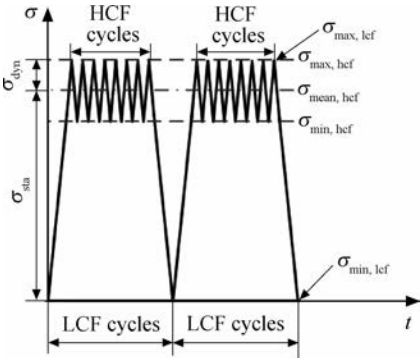
$$m_B(x, a) = \frac{2}{\sqrt{\pi x}} \left[ 1 + M_{1B} \left( \frac{x}{a} \right)^{1/2} + M_{2B} \left( \frac{x}{a} \right) + M_{3B} \left( \frac{x}{a} \right)^{3/2} \right] \quad (5)$$

$$K_A = \sigma_0 \sqrt{\frac{2a}{\pi}} \left( 2 + M_{1A} + \frac{2}{3} M_{2A} + \frac{1}{2} M_{3A} \right) \quad (6)$$

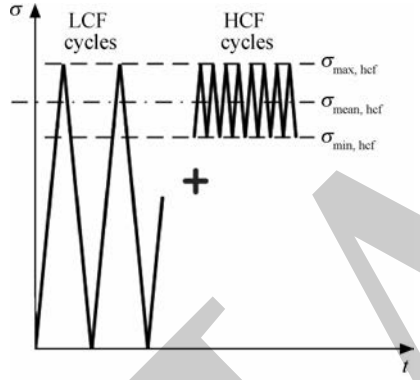
$$K_B = \sigma_0 \sqrt{\frac{a}{\pi}} \left( 4 + 2M_{1B} + \frac{4}{3} M_{2B} + M_{3B} \right) \quad (7)$$

**第 2 步** 建立损伤等效裂纹不扩展等值曲线图。实际中叶片承受着发动机操纵杆移动产生的低周循环载荷与激振产生的高周载荷共同造成的高/低周复合疲劳 (HCF/LCF), 如图 6(a) 所示 (图中  $\sigma$  为应力,  $\sigma_{dyn}$  为振动应力,  $\sigma_{sta}$  为稳态应力,  $\sigma_{max, lcf}$  为低周复合疲劳最大应力,  $\sigma_{max, hcf}$  为高周复合疲劳最大应力,  $\sigma_{mean, hcf}$  为高周复合疲劳平均应力,  $\sigma_{min, hcf}$  为高周复合疲劳最小应力)。本文将高/

低周复合疲劳载荷简化为低循环疲劳载荷(LCF)和高循环疲劳载荷(HCF)的简单叠加,暂不考虑 LCF 与 HCF 之间的交互作用,如图 6(b)所示。叶片中 HCF 疲劳载荷的应力( $R_{hcf}$ )比分布在  $-1 \leq R_{hcf} \leq 0.8$  范围内,其可能的疲劳载荷循环如图 7 所示(图中  $\Delta\sigma_{th}$  为应力门槛值)。



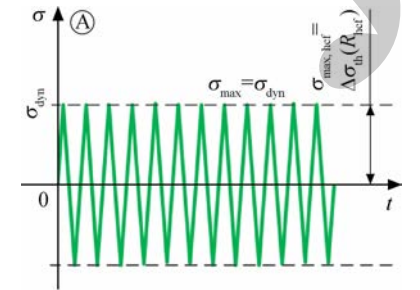
(a) 高/低周复合疲劳载荷示意图



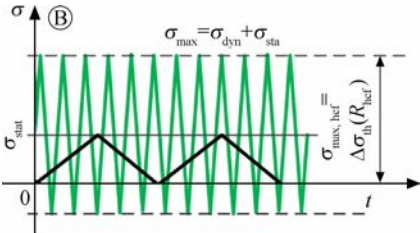
(b) LCF载荷与HCF载荷的简单叠加

图 6 高/低周复合疲劳载荷的简化

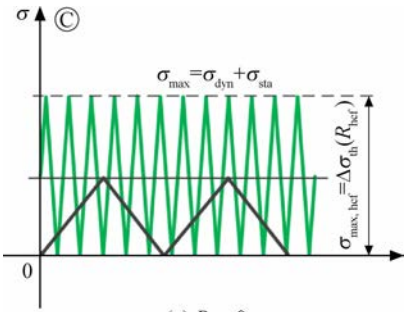
Fig. 6 Simplification of high-low cycle complex fatigue loads



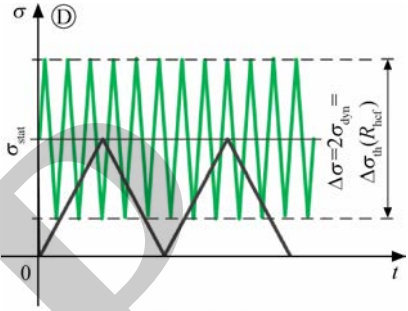
(a)  $R_{hcf} = -1$



(b)  $-1 < R_{hcf} < 0$



(c)  $R_{hcf} = 0$



(d)  $0 < R_{hcf} < 1$

图 7 疲劳载荷与应力比

Fig. 7 Fatigue load and stress ratio

保证撕裂或裂纹型 FOD 损伤在 HCF 疲劳载荷下不发生破坏的准则为裂纹不扩展判据,即

$$\Delta K_{hcf} = \Delta K_{th} \tag{8}$$

$$K_{max} < K_{ic} \tag{9}$$

式中  $\Delta K_{hcf}$  为 HCF 载荷下的应力强度因子范围,根据 ASTM E24.04 的定义,当  $-1 < R < 0$  时  $K_{min, hcf} = 0, \Delta K_{hcf} = K_{max, hcf}$ ,当然亦可采用  $\Delta K_{hcf} = K_{max, hcf} - K_{min, hcf}$  且  $K_{min, hcf} \neq 0$  的定义方式,但是必须保证与裂纹扩展门槛值模型中应力强度因子范围的定义方式一致;裂纹扩展门槛值  $\Delta K_{th}$  为应力比  $R_{hcf}$  的相关函数,叶片常用材料的门槛值模型示意图如图 8 所示; $K_{ic}$  为叶片材料常温断裂韧性。根据判据式(8)和式(9),可将不同应力比条件下的裂纹不扩展判据转换为

$$\text{A、B、C} \quad \sigma_{dyn} + \sigma_{sta} = \Delta\sigma_{th}^* \tag{10}$$

$$\text{D} \quad 2\sigma_{dyn} = \Delta\sigma_{th}(R_{hcf}) \tag{11}$$

$$\text{E} \quad \sigma_{dyn} + \sigma_{sta} = \sigma_{ic} \tag{12}$$

式中 A、B、C、D 分别对应于图 7 中 4 种不同应力比下的循环载荷条件, E 对应为稳态应力过大时可能产生的瞬态断裂。随后可获得每一裂纹型损伤给定尺寸下的裂纹不扩展曲线,最终形成不同损伤尺寸下裂纹不扩展等值曲线图,如图 9 所示。

**第 3 步 确定叶片的 FOD 可用极限。**根据叶片实际载荷确定稳态应力和振动应力后,在不同损伤对应的裂纹不扩展等值曲线图中反推叶片

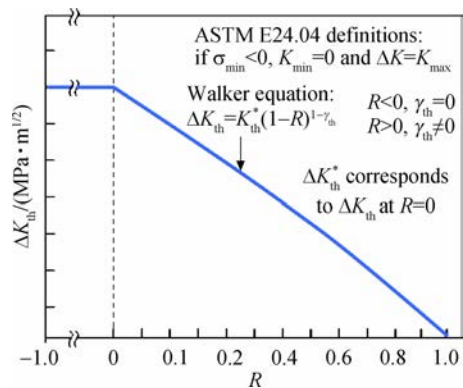


图 8 裂纹扩展门槛值与应力比的关系  
Fig. 8 Relationship between crack propagation threshold and stress ratio

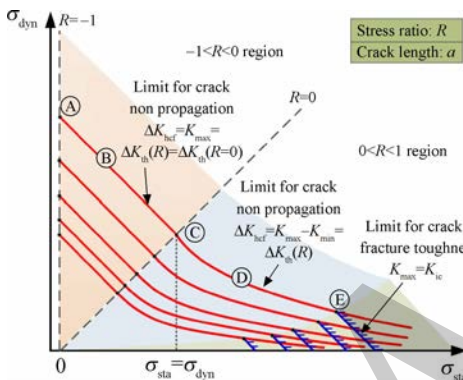


图 9 HCF 载荷下损伤等效裂纹不扩展等值曲线图  
Fig. 9 Contour map of non-propagation of damage-equivalent cracks for HCF loads

前后缘或叶盆/叶背区域内各处单元所允许的最大损伤尺寸,即为叶片中撕裂/裂纹型 FOD 的可用极限,如图 10 所示。图 10 中  $\Delta\sigma_{sta,A}$  和  $\Delta\sigma_{dyn,A}$  分别为名义叶片(无损叶片)单元 A 处的实际稳态应力和振动应力,均采用 Von-Mises 等效应力表示。叶片实际稳态载荷可通过有限元软件进行离心力、热应力以及稳态气动载荷的估算,而由于转子部件不仅结构复杂造成振型更局部化而且振动激励方式难以确定,所以通过有限元方法估算叶片的实际振动载荷是几乎不可能的。工程中往往在设计后期通过发动机检测试验获得发动机的实际振动响应。虽然发动机振动设计目标是避免结构的固有模态与谐波激励重叠,但发动机中共振是不可避免的,而且转子结构的模态分析和共振响应预测是较为可靠的<sup>[18-19]</sup>,为了避免高额试验经费,所以采用发动机共振响应作为叶片实际振动载荷确定 FOD 可用极限虽然保守却是较为经济合理的。

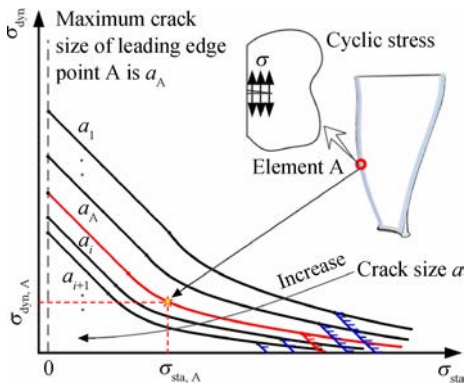


图 10 确定叶片中裂纹型 FOD 可用极限的机制图  
Fig. 10 Scheme of determining the crack type FOD serviceable limit in a blade

2.4 相关假设

从振动载荷、材料行为、冲击机制以及失效机制上看 FOD 与 HCF 的交互作用是非常复杂的,然而为解决“确定 FOD 可用极限”这一工程问题就需进行必要的合理的假设。本方法原理上假设 FOD 仅仅为名义叶片 HCF 性能的下降,虽然本文做了撕裂/裂纹型 FOD 继发裂纹扩展符合线弹性力学假设但并不要求给出 FOD 宏微观特性以及 FOD 继发裂纹的扩展特性和模型。具体假设如下:

- 1) 载荷与时间方面假设:假设 FOD 不改变叶片的振动响应,将 HCF/LCF 复合疲劳载荷简化为独立的 HCF 载荷和 LCF 载荷;叶片中单元处于多轴状态下,因此采用 Von-Mises 等效应力作为决定裂纹应力强度因子范围的载荷因素,即以名义叶片的单元等效应力作为裂纹面应力;假设损伤尺寸位于可用极限内,叶片可正常工作至发动机全寿命终止;假设裂纹扩展门槛值与振动载荷频率无关。
- 2) 结构方面假设:假设硬物冲击过程产生的形状复杂的撕裂/裂纹假设为 I 型平面裂纹,以损伤深度视为裂纹长度;假设矩形板裂纹体的应力强度因子与含裂纹叶片的应力强度因子等效;假设 FOD 宏微观特性对材料的裂纹扩展门槛值及应力强度因子范围无影响。
- 3) 失效方式假设:假设叶片的唯一失效方式为裂纹发生扩展,不计及裂纹扩展至断裂或应力断裂等其他失效方式,假设高/低周复合加载方式对裂纹扩展门槛值无影响。

3 裂纹不扩展判据对可用极限的影响

3.1 裂纹不扩展判据

裂纹不扩展判据是影响 FOD 可用极限大小

的直接因素,从而直接决定了事后发动机叶片的维护经济性以及安全性。安全飞行是民用航空领域的头等大事,可用极限制定准则的限制不足将直接导致 FOD 叶片在判决之后的飞行中发生失效危及机上人员的安全。文中第 2.3 节中裂纹不扩展判据中仅考虑了 HCF 载荷的作用(见式(8)和式(9)),而 LCF 载荷的应力循环虽不至使叶片立即失效,但众所周知,LCF 载荷循环产生的损伤将被 HCF 载荷加速,最终表现为 HCF 断裂。因此,更为保守的做法是同时将 LCF 产生的应力强度因子范围叠加在 HCF 载荷下的应力强度因子范围内:

当  $-1 \leq R_{\text{hcf}} < 0$  时

$$\Delta K_{\text{hcf}} = \Delta K_{\text{th}} \tag{13}$$

当  $0 \leq R_{\text{hcf}} < 1$  时

$$\Delta K_{\text{hcf}} + \Delta K_{\text{lcf}} = \Delta K_{\text{th}} \tag{14}$$

式中  $\Delta K_{\text{lcf}}$  采用稳态应力循环  $\sigma_{\text{sta}}$  计算得到,  $\Delta K_{\text{hcf}} + \Delta K_{\text{lcf}}$  并不代表 HCF 应力和 LCF 应力的叠加,实则是仅代表 LCF 载荷下的应力强度因子范围。当  $-1 \leq R_{\text{hcf}} < 0$  时,限制裂纹不扩展的因素为 HCF 载荷,当  $0 \leq R_{\text{hcf}} < 1$  时,限制裂纹不扩展的因素为 LCF 载荷,为了保守起见认为  $\Delta K_{\text{th}}$  为 HCF 载荷应力比对应下的裂纹不扩展门槛值。此时,在数学模型中尚不能全部纳入 FOD 宏观特征参数的前提下,出于安全考虑保证撕裂/裂纹型损伤的继发裂纹在 HCF 载荷和 LCF 载荷下均不会发生扩展,虽然保守但是较为合理的。

随后,对两种裂纹不扩展判据:式(8)和式(9)以及式(13)和式(14)对叶片撕裂/裂纹型损伤可用极限的影响进行了对比探讨。

3.2 可用极限与应力比

确定叶片可用极限基本步骤中难以获得的是叶片的实际振动响应,但结构完整性大纲<sup>[6]</sup>中对 HCF 敏感件的振动应力规定了如下限制:构件中振动应力均方根的最大值不得超过材料耐久性极限最小值的 40%。本文以风扇/压气机叶片常用材料钛合金 TC4(Ti-6Al-4V 与其性能相近)材料为例,在考虑  $\Delta K_{\text{th}}$  与应力比相关性<sup>[20]</sup>(如图 11)的情况下,首先分别绘制了两种裂纹不扩展判据下钛合金叶片的裂纹不扩展等值曲线图,然后结合不同应力比下钛合金材料的疲劳耐久性极限强度的 40%,确定了叶片前后缘区及叶盆/叶背区不同应力比下的可用极限。

TC4 钛合金室温下的屈服强度为 869 MPa,

极限强度为 971 MPa,弹性模量为 118 GPa。TC4 钛合金的密度为 4 500 kg/m<sup>3</sup>。由于负应力比下钛合金门槛值的数据较少,本文假设其规律如图 11 中横直线所示。

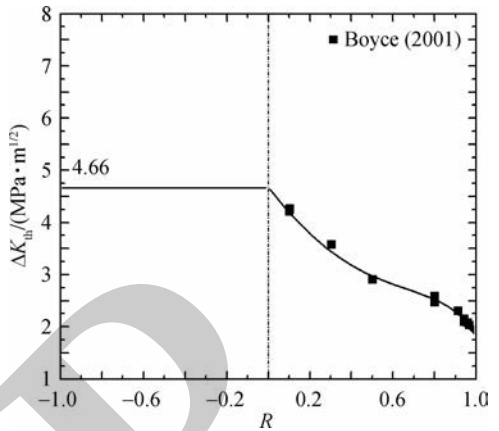


图 11 门槛值与应力比之间的关系

Fig. 11 Relationship between threshold values and stress ratios

TC4 钛合金裂纹扩展门槛值模型为

当  $0 \leq R < 1$  时

$$\Delta K_{\text{th}} = \frac{\Delta K_{\text{eff}}^*}{A_0(1-R)^{-1} + A_1 + A_2(1-R) + A_3(1-R)^2} \tag{15}$$

当  $-1 \leq R < 0$  时

$$\Delta K_{\text{th}} = \Delta K_{\text{th}}^* \tag{16}$$

式中  $\Delta K_{\text{eff}}^*$  为应力比  $R=0$  时的有效应力强度因子范围,  $\Delta K_{\text{eff}}^* = 2.417 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ ,  $A_0 = 0.00729$ ,  $A_1 = 1.0108$ ,  $A_2 = -0.3959$ ,  $A_3 = -0.10356$  为系数,  $\Delta K_{\text{th}}^*$  为应力比  $R=0$  时的应力强度因子范围,  $\Delta K_{\text{th}}^* = 4.66 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 。

不同应力比下 TC4 钛合金的材料耐久性极限可采用 Jasper 曲线描述<sup>[21]</sup>,见式(17)。

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{-1} \sqrt{1+\alpha}}{2} \sqrt{\frac{(1-R)^2}{1-\beta R |R|}} \tag{17}$$

式中  $\sigma_a$  为采用应力幅表示的疲劳极限强度,  $\sigma_{-1}$  为应力比  $R=-1$  时材料的疲劳极限强度,  $\sigma_{-1} = 500 \text{ MPa}$ ,  $\alpha, \beta$  为 Jasper 修正系数,对 TC4 钛合金而言,当  $R \geq 0$  时  $\alpha = 0.287$ ,  $\beta = 1$ ,当  $R < 0$  时  $\alpha = \beta = 0.287$ 。本文将钛合金 TC4 材料疲劳耐久性极限强度的 40% 作为叶片中不同应力比下的振动应力。

**判据 1** 根据裂纹不扩展判据式(8)和式(9)以及不同应力比下裂纹门槛值,建立前后缘区及

叶盆/叶背区裂纹不扩展等值曲线图,如图 12 和图 13 所示。图 12 中等值线代表的 FOD 尺寸  $a$  范围为 0.01~4.26 mm,图 13 中等值线代表的 FOD 尺寸  $a/T$  范围为 0.01~0.60。

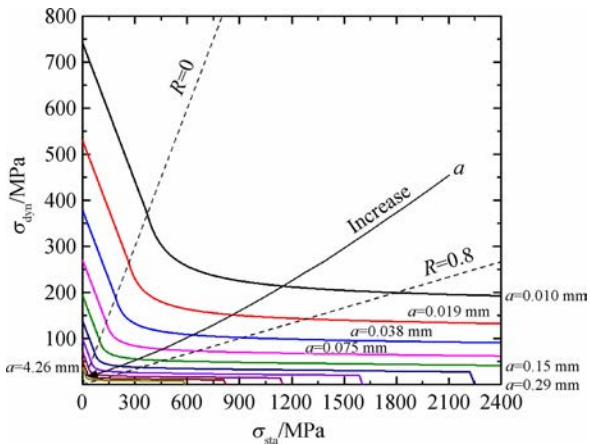


图 12 前后缘区等值曲线图(判据 1)  
Fig. 12 Contour map of leading/trailing-edge zone (criteria one)

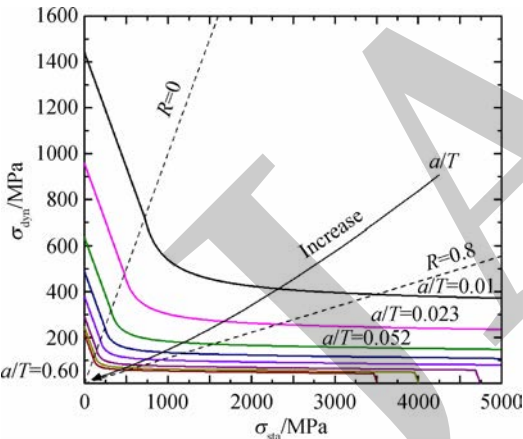


图 13 叶盆/叶背区等值曲线图(判据 1)  
Fig. 13 Contour map of concave/convex-airfoil zone (criteria one)

采用判据 1 所建立的裂纹不扩展等值曲线图和不同应力比下 TC4 钛合金材料疲劳耐久性极限强度的 40%作为振动应力,得到了不同应力比条件下叶片中撕裂/裂纹型损伤的可用极限,如图 14 所示。

从图 14 可以发现,FOD 可用极限随着应力比的增加整体呈先下降后增加的趋势。应力比较大时叶片前缘可用极限分布在 0.2~0.5 mm 之间,应力比为负值时叶片前缘可用极限分布在 0.1~0.2 mm 之间,而实际叶片中从叶尖到叶根沿叶高方向应力比逐渐增大,即表明依照该判据

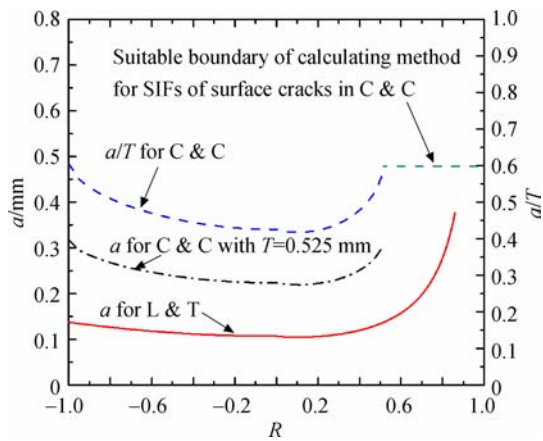


图 14 不同应力比下的可用极限(判据 1)  
Fig. 14 Serviceable limit under different stress ratios (criteria one)

得到的叶根部位的可用极限要大于叶中和叶尖部位的可用极限,然而现有维修手册中叶根区域 FOD 的可用极限要比叶中和叶尖区域的可用极限小的多。说明制定 FOD 可用极限时仅限制 HCF 载荷下裂纹不扩展是可能不足的。

**判据 2** 根据裂纹不扩展判据式(13)和式(14)以及不同应力比下裂纹门槛值,建立前后缘区及叶盆/叶背区裂纹不扩展等值曲线图,如图 15 和图 16 所示。图 15 中等值线代表的 FOD 尺寸  $a$  范围为 0.01~5.98 mm,图 16 中等值线代表的 FOD 尺寸  $a/T$  范围为 0.010~0.608。

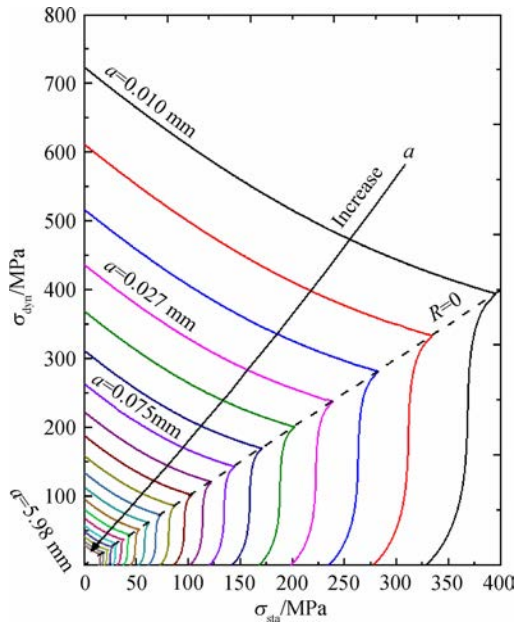


图 15 前后缘区等值曲线图(判据 2)  
Fig. 15 Contour map of leading/trailing-edge zone (criteria two)

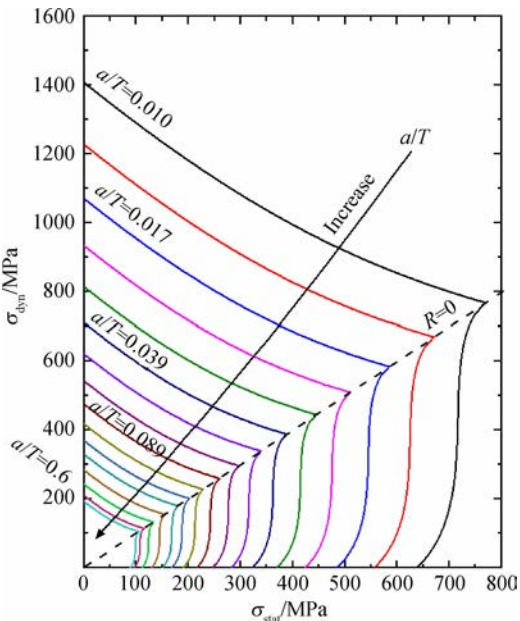


图 16 叶盆/叶背区等值曲线图(判据 2)

Fig. 16 Contour map of concave/convex-airfoil zone (criteria two)

采用判据 1 所建立的裂纹不扩展等值曲线图和不同应力比下 TC4 钛合金材料疲劳耐久性极限强度的 40% 作为振动应力,得到了不同应力比条件下叶片中撕裂/裂纹型损伤的可用极限,如图 17 所示。

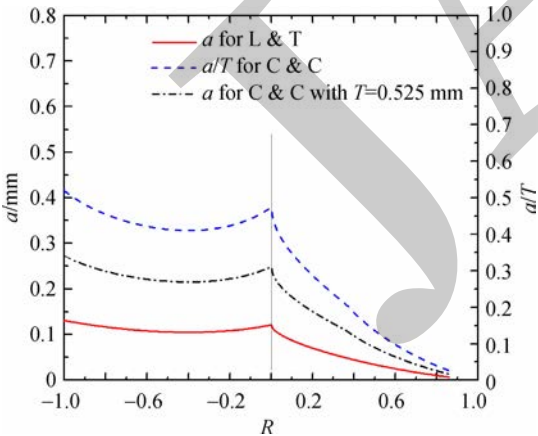


图 17 不同应力比下的可用极限(判据 2)

Fig. 17 Serviceable limit under different stress ratios (criteria two)

从图 17 可以发现,FOD 可用极限随着应力比的增加整体呈下降趋势,在应力比  $R=0$  时出现转折与损伤等效裂纹不扩展等值曲线一致。实际叶片中从叶尖到叶根沿叶高方向应力比逐渐增大,且在  $-1.0\sim0.8$  范围内变化,说明在此保守应力估计下 FOD 可用极限叶根处较小、叶尖处较大,与现有维修手册中的规律一致。前后缘区域

FOD 可用极限范围为  $0.02\sim0.13\text{ mm}$ ,针对典型叶片最小厚度  $T=0.525\text{ mm}$  而言,叶盆/叶背区域的 FOD 可用极限范围为  $0.04\sim0.28\text{ mm}$ 。两区域的可用极限均分布在  $1\text{ mm}$  以内,与维修手册调研结果基本一致。

对比图 14 和图 17 发现,当应力比为负时,两种判据所得到的结果相同,因为此时两种判据均以 HCF 载荷为主导来限制可用极限。但应力比为正时,第一种判据仍然以 HCF 载荷为主导,而第 2 种载荷以 LCF 载荷为主导,显然以 LCF 载荷为主导的可用极限更小,结果更为保守,但保守意味着更安全。

4 典型叶片可用极限的制定

本文以传统风扇叶片(图 18(a))为例,采用损伤等效裂纹不扩展原则中第 2 种判据确定了该风扇叶片的 FOD 可用极限。其叶片最小厚度为  $0.525\text{ mm}$ ,网格划分形式如图 18(b),叶片撕裂/裂纹型 FOD 损伤裂纹不扩展等值曲线如图 15 和图 16 所示。

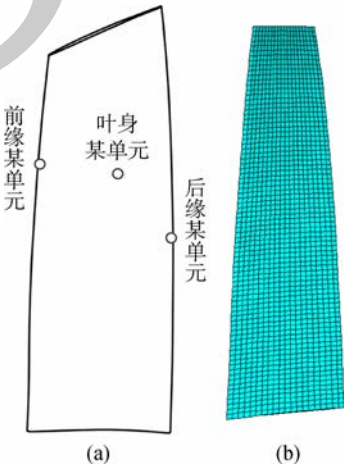


图 18 传统风扇叶片及网格划分

Fig. 18 Traditional fan blade and meshing

作为该方法的初次应用,本文仅将叶片工作转速  $13000\text{ r/min}$  下的 Von-mises 有效离心应力分布作为稳态应力,将叶片 1 阶与 2 阶模态下的产生叶尖  $5\text{ mm}$  最大位移时的 Von-mises 有效应力分布作为振动应力。风扇叶片的稳态应力分布如图 19,1 阶与 2 阶模态振动应力如图 20 和图 21 所示。

根据稳态应力和模态振动应力确定应力比后计算裂纹扩展门槛值,进而确定传统风扇叶片在 1 阶模态振动和 2 阶模态振动条件下撕裂/裂纹型 FOD 的可用极限,如图 22 和图 23 所示。

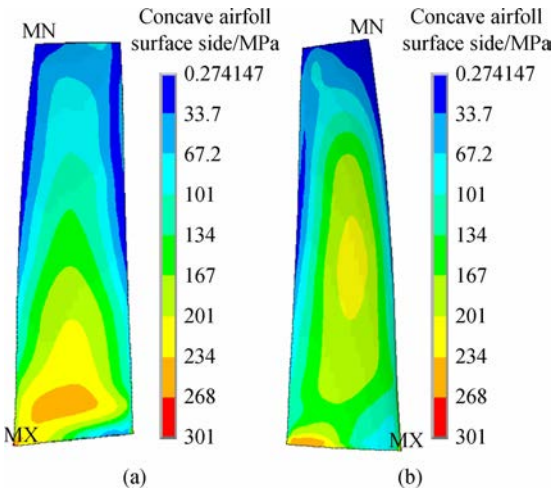


图 19 稳态应力分布

Fig. 19 State stress distribution

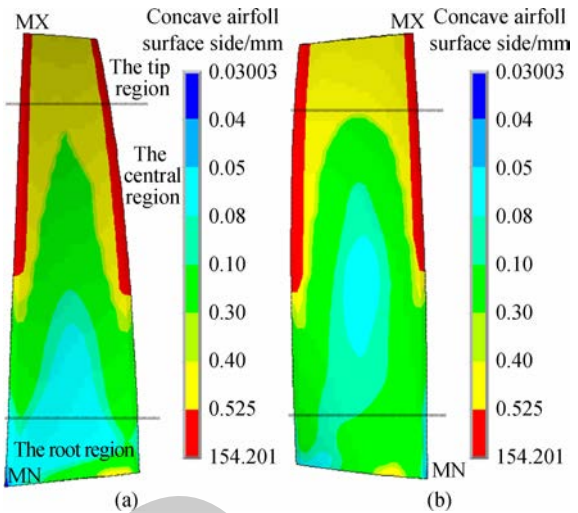


图 22 一阶模态下的可用极限分布

Fig. 22 Serviceable limit distribution under the first order modal

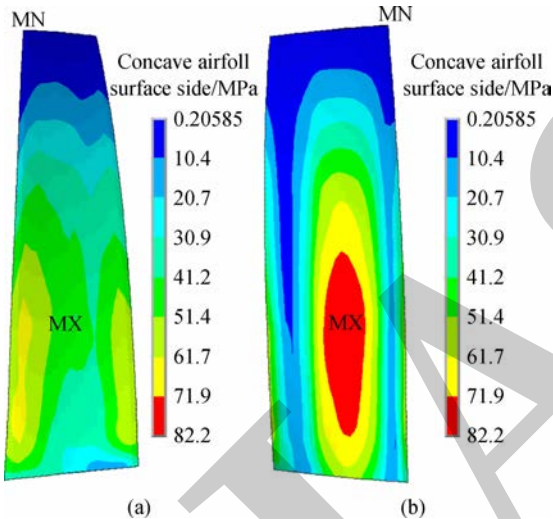


图 20 一阶模态振动应力分布

Fig. 20 Dynamic stress distribution of the first order modal

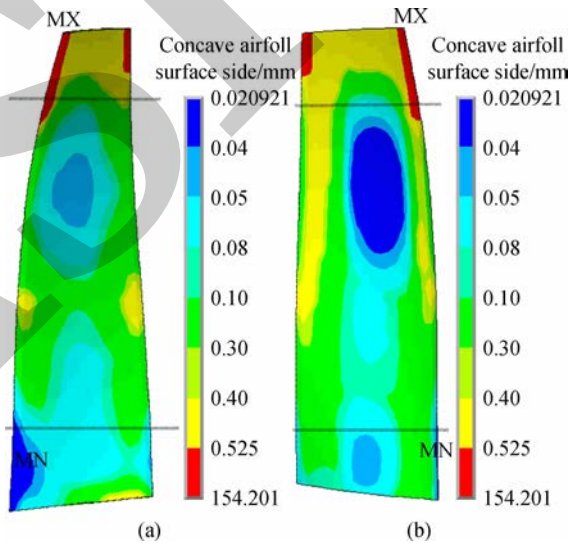


图 23 二阶模态下的可用极限分布

Fig. 23 Serviceable limit distribution under the second order modal

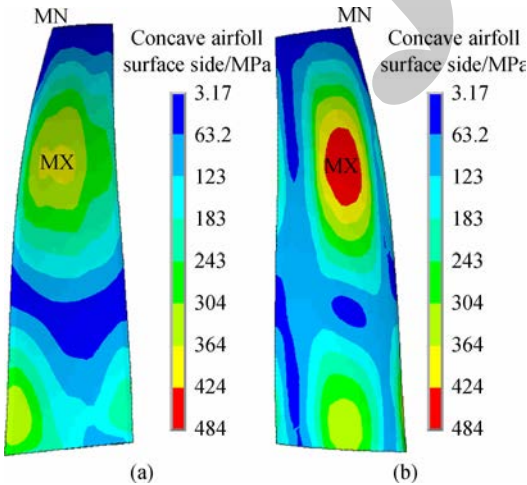


图 21 二阶模态振动应力分布

Fig. 21 Dynamic stress distribution of the second order modal

从图 22 和图 23 可以看出,该风扇叶片的可用极限基本分布在 0.020~0.525 mm(叶片最小厚度)内。叶片沿叶高方向的可用极限分布大致可分为 3 个区域,叶根区域可用极限在 0.08 mm 左右,叶中区域可用极限在 0.3 mm 左右,叶尖区域可用极限在 0.5 mm 左右,越靠近叶根区域内的可用极限越小。由于二阶模态的振动应力在叶身中间区有一部分区域较大,导致二阶模态下的可用极限在这一区域较小,如图 23 中椭圆蓝色区域所示。红色区域表示可用极限远超过 0.525 mm,是由于该区域内的稳态应力和振动应力较小的缘故。蓝色区域代表可用极限小于 0.04

mm,大多分布于叶根区域,能够说明维修手册中常常规定这一区域禁止出现损伤的原因。

同时,若将其其他类型损伤例如缺口型损伤、凹坑型损伤等视为裂纹并将其深度视为裂纹长度来确定可用极限,作为保守估计也具有一定的工程实用价值。

5 结 论

为了发展用于确定 FOD 后航空发动机钛合金风扇/压气机叶片可用极限的方法,本文对典型叶片的可用极限进行了调研,对确定叶片中撕裂/裂纹型 FOD 可用极限的方法进行了详细的阐述,最后确定了一种典型风扇叶片的可用极限。主要结论如下:

1) 调研典型叶片可用极限发现:对叶片不同区域不同类型 FOD 损伤的可用极限要求不同;FOD 可用极限的主要限制尺寸为损伤深度,深度限制范围一般在 1mm 以内,其中深度为 0.08mm 是一种常见的可用极限。

2) 详细阐述了确定叶片 FOD 可用极限方法的科学原理、建模思想、基本步骤和相关假设,并初次考虑了应力比相关的裂纹扩展门槛值曲线在该方法中的应用。以 TC4 钛合金材料的疲劳耐久性极限强度为参考,对比了两种裂纹不扩展判据在确定 FOD 可用极限时的适用性。

3) 确定了一种典型风扇叶片撕裂/裂纹型 FOD 的可用极限分布:可用极限基本分布在 0.020~0.525 mm(叶片最小厚度)内,叶片沿叶高方向的可用极限分布大致可分为 3 个区域,叶根区域可用极限在 0.08 mm 左右,叶中区域可用极限在 0.3 mm 左右,叶尖区域叶盆/叶背可用极限在 0.5 mm 左右,叶尖前后缘可用极限明显大于 0.5 mm,越靠近叶根区域内的可用极限越小。叶根部分区域可用极限小于 0.04 μm,能够说明维修手册中常常规定这一区域禁止出现损伤的原因。

综上表明,该方法是一种确定叶片种撕裂/裂纹型外物损伤可用极限的简单、有效方法,在抗外物损伤设计和维护方面具有重要的参考价值。

参考文献:

[ 1 ] NICHOLAS T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective[M]. Washington: Elsevier, 2006.

[ 2 ] COWLES B A. High cycle fatigue in aircraft gas turbines- an industry perspective; high cycle fatigue[J]. International Journal of Fracture, 1996, 80(2/3): 147-163.

[ 3 ] CHANG J C I. An integrated research approach to attack engine HCF problem[J]. ASME Publications-AD, 1996, 52: 313-320.

[ 4 ] US Department of Defense. Foreign object damage (FOD) prevention in aerospace products; MIL-S TD-980 [S]. Washington: US Department of Defense, 1982.

[ 5 ] 康继东,陈士焯,徐志怀,等. 压气机叶片外物损伤及其维修性的研究进展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1998(1): 59-62.

KANG Jidong, CHEN Shixuan, XU Zhihui, et al. Research progress of foreign object damage and its maintainability in compressor blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1998(1): 59-62. (in Chinese)

[ 6 ] US Department of Defense. Engine structural integrity program (ENSIP); MIL-HDBK-1783B w/CHANGE 2 [S]. Washington: US Department of Defense, 2004.

[ 7 ] 胡绪腾,宋迎东. 叶片外物损伤容限设计的本质特点及设计准则的发展[J]. 航空动力学报, 2008, 23(12): 2153-2161.

HU Xuteng, SONG Yingdong. Essential characteristic of foreign object damage tolerance design for airfoils in aero-engine and development of design criteria[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2153-2161. (in Chinese)

[ 8 ] 包珍强,胡绪腾,宋迎东. 不同冲击角度外物损伤对 TC4 钛合金高循环疲劳强度的影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9): 2226-2233.

BAO Zhenqiang, HU Xuteng, SONG Yingdong. Effect of foreign object damage at different impact angles on high cycle fatigue strength of TC4 titanium alloys[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9): 2226-2233. (in Chinese)

[ 9 ] 嵇大伟,胡绪腾,宋迎东. 不同硬物冲击模拟外物损伤特征分析[C]//全国第八届航空航天装备失效分析研讨会论文集. 北京:中国民用航空杂志社, 2015: 291-295.

[ 10 ] ARNOLD S. New techniques to quantify HCF margins demonstrated during accelerated mission testing[R]. San Jose, CA: the 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2013.

[ 11 ] SEINTURIER E, DUPEUX J, LOMBARD J P. Simple design rules for FOD/HCF interaction [R]. Neuilly-sur-Seine, France: Evaluation, Control and Prevention of High Cycle Fatigue in Gas Turbine Engines for Land, Sea and Air Vehicles. RTO-MP-AVT-121, 2005.

[ 12 ] CHEN R, LU F, LI Q, et al. Failure analysis on foreign object damage of aero-engine compressor blade[R]. Chengdu, China: IEEE 2009 8th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety (ICRMS 2009), 2009.

[ 13 ] RITCHIE R O, BOYCE B L, CAMPBELL J P, et al. Thresholds for high-cycle fatigue in a turbine engine Ti-6Al-4V alloy[J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(7): 653-662.

[ 14 ] MCCLUNG R C, LEE Y D, LIANG W, et al. Automated fatigue crack growth analysis of components[J]. Procedia Engineering, 2010, 2(1): 629-637.

[15] RAJU I S, NEMAN J C, Jr. Stress intensity factors for corner cracks in rectangular bars; fracture mechanics; nineteenth symposium [R]. Philadelphia: ASTM STP 969, 1988.

[16] 中国航空研究院. 应力强度因子手册[M]. 北京: 科学出版社, 1993.

[17] WANG X, LAMBERT S B. Stress intensity factors for low aspect ratio semi-elliptical surface cracks in finite-thickness plates subjected to non-uniform stresses[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1995, 51(4): 517-532.

[18] BERTHILLIER M, DHAINAUT M, BURGAUD F, et al. A numerical method for the prediction of bladed disk forced response[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(2): 404-410.

[19] 臧朝平, 段勇亮, PETROV E P. 失谐叶片轮盘的减缩建模及动力响应预测方法[J]. 航空学报, 2015, 36(10): 3305-3315.

ZANG Chaoping, DUAN Yongliang, PETROV E P. Reduced-order modelling and dynamic response prediction method for mistuned bladed disks[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(10): 3305-3315. (in Chinese)

[20] BOYCE B L, RITCHIE R O. Effect of load ratio and maximum stress intensity on the fatigue threshold in Ti-6Al-4V [J]. Engineering Fracture Mechanics, 2001, 68(2): 129-147.

[21] NICHOLAS T, MAXWELL D C. Mean stress effects on the high cycle fatigue limit stress in Ti-6Al-4V[J]. Fatigue and Fracture Mechanics, 2002, 33: 476-492.

(编辑: 叶 青)