

文章编号: 1000-6893(2001) 04-0303-05

旋转状态下叶片振动应力的断口反推法

李海燕¹, 张学仁¹, 阎晓军¹, 聂景旭¹, 陶春虎²

(1. 北京航空航天大学 动力系 405 教研室, 北京 100083)

(2. 北京航空材料研究院, 北京 100095)

REVERSE EDUCING METHOD TO ESTIMATE THE BLADE S VIBRATION STRESS UNDER ROTATING STATE

LI Hai-yan¹, ZHANG Xue-ren¹, YAN Xiao-jun¹, NIE Jing-xu¹, TAO Chun-hu²

(1. Department of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. Beijing Institute of Aeronautic Material, Beijing 100095, China)

摘要: 提出了一种确定航空发动机叶片振动应力的新方法——断口反推法。该方法依据断裂力学的基本原理, 从叶片实际断口测得裂纹疲劳扩展速率 da/dN 值, 并利用材料的裂纹扩展速率 da/dN 同裂纹应力强度因子幅值 ΔK 之间的关系, 确定出叶片在振动应力作用下的振动应力强度因子; 然后采用有限元数值计算方法对叶片进行静力分析、模态分析及裂纹应力强度因子计算, 最后反推出叶片在旋转状态下振动应力值的大小。该方法根据叶片的实际断口情况计算出叶片在断裂之前的振动应力值, 对于叶片的故障分析及故障排除将具有重要的意义。

关键词: 叶片; 振动应力; 应力强度因子; 有限元法

中图分类号: V231.92; V213.95 文献标识码: A

Abstract: A new method - reverse educing method is put forward in this paper, which is to estimate the vibration stress of aeroengine blade under rotating state. Based on the fracture mechanics theory, the vibration stress intensity factor K_v of the blade can be worked out by the value of crack's growth ratio da/dN , which is gotten from the actual fracture section, and the relationship between da/dN and the stress intensity factor amplitude ΔK . Through static, modal and crack stress intensity factor analysis, the vibration stress of blade under rotating state before fracture can be calculated out finally. The results will be very significant for trouble diagnosing and shooting of aeroengine blades.

Key words: blade; vibration stress; stress intensity factor; finite element analysis method

航空发动机叶片的振动问题长期以来一直是一个普遍且严重的问题。在工作状态下, 转子叶片受到强大的离心力作用, 如果再加上振动应力的交变载荷, 很容易导致叶片产生疲劳断裂。据统计资料表明, 叶片的振动故障大约占发动机总结构故障的 1/3 左右^[1]。

振动应力是判断叶片能否承受这种振动或估算叶片寿命的依据, 叶片振动应力的大小及分布情况直接影响到叶片断口的位置和断裂的速度。在传统的叶片强度计算中, 最初采用工程梁模型计算叶片的频率、振型以及振动应力分布。后来随着叶片向小展弦比方向发展, 由于其弦向变形比较显著, 所以该方法已经不能满足要求。有限单元法的出现弥补了上述方法的不足, 能够比较精确

地计算形状复杂的叶片的振动频率和振型。但是, 叶片振动应力值的大小仍很难通过数值计算直接得到, 尤其是高阶振动或复杂振型的振动, 因为振动应力的分布和大小与引起振动的激振力及阻尼等条件有关。通常, 人们采用昂贵的动测方法来测量叶片的振动应力大小, 即通过实测出某几处的应力值来判断振幅和振型, 再由计算推断整个叶片其它各处的振动应力。但是由于种种因素的影响, 动测法得到的振动应力值往往很不准确, 这就为叶片的故障分析和故障排除带来了许多困难。因此, 寻找能够准确获得叶片振动应力值的新技术和新方法就显得尤为迫切。

基于上述情况, 本文研究出一种计算叶片在旋转状态下的振动应力的新方法——实际疲劳断口反推法。该方法不同于传统的对叶片进行计算的思路, 而是从叶片的实际疲劳断口出发, 用解反问题的思路计算出叶片振动应力。由于叶片的

实际疲劳断口本身记载了叶片在断裂之前的疲劳裂纹扩展和断裂过程,利用现代高精度测试技术对实际断口进行分析和测量,就可以得到裂纹的疲劳扩展速率 da/dN 。根据断裂力学裂纹疲劳扩展理论,并用有限元法对叶片进行力学和振动分析,最终反推出叶片在无裂纹状态下的振动应力值。这对于叶片的故障诊断和排除具有重要的意义。

1 振动应力的断口反推法理论基础

1.1 裂纹疲劳扩展与应力强度因子^[2,3]

根据断裂力学理论,在周期性交变载荷循环作用下,裂纹疲劳扩展的速率 da/dN (a 为裂纹长度, N 为循环次数) 与应力强度因子变化幅值 ΔK 之间的关系可以用 Walker 公式表示

$$\frac{da}{dN} = C \left[\frac{\Delta K}{(1-R)^n} \right]^m \quad (1)$$

其中: C, m, n 为常数(与材料、环境、频率、温度等有关); R 为载荷比; 应力强度因子 K 的大小取决于载荷 σ 的大小以及裂纹和构件的特征尺寸。 K 与 σ 之间的关系可以表示为

$$K = \sigma f \quad (2)$$

其中: σ 为载荷应力; f 为一函数,以裂纹和构件的特征尺寸等参数为自变量。

如果在交变载荷 $\Delta\sigma$ 作用下,相应的应力强度因子幅值 ΔK 为

$$\Delta K = \Delta\sigma f \quad (3)$$

式(1)和式(3)给出了裂纹扩展速率 da/dN 、应力强度因子幅值 ΔK 和载荷幅值 $\Delta\sigma$ 之间的关系,对于一个确定的带裂纹构件来说,如果在某循环载荷下已知裂纹扩展速率 da/dN ,就可以求得应力强度因子幅值 ΔK 和应力载荷幅值 $\Delta\sigma$ 。

1.2 旋转状态下叶片的振动应力和应力强度因子^[4]

假定叶片在旋转状态下的离心应力为 σ_c ,在离心力作用下发生振动时的振动应力为 σ_v ,总应力为 σ ,则它们之间随时间的关系如图 1 所示。

由图 1 可得

$$\sigma_{\max} = \sigma_c + \sigma_v \quad (4)$$

$$\sigma_{\min} = \sigma_c - \sigma_v \quad (5)$$

$$R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max} \quad (6)$$

$$\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} = 2\sigma_v \quad (7)$$

相应于以上不同的应力场,假定在离心应力场中裂纹的应力强度因子为 K_c ,与振动应力 σ_v

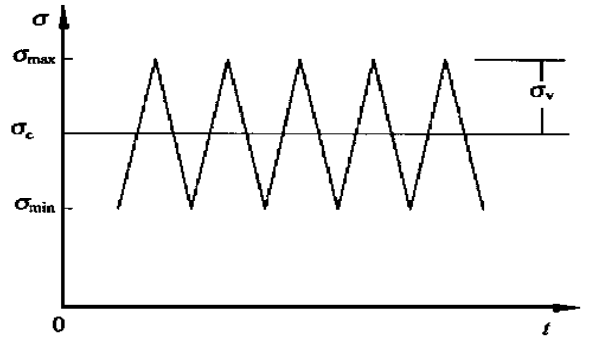


图 1 旋转状态下叶片的振动应力

Fig. 1 Vibrational stress on rotating state

相对的振动应力强度因子为 K_v ,总的应力强度因子为 K ,则有

$$K_{\max} = K_c + K_v \quad (8)$$

$$K_{\min} = K_c - K_v \quad (9)$$

$$\Delta K = K_{\max} - K_{\min} = 2K_v \quad (10)$$

以上各式给出了 $\Delta\sigma, \sigma, R, \Delta K$ 及 K_v 之间的关系。联立式(1)~式(10),就可以由叶片实际断口参数 da/dN ,求得裂纹的应力强度因子幅值 ΔK 和 $\Delta\sigma$,进而得到振动应力强度因子 K_v 和振动应力 σ_v 。这就是振动应力断口反推法的基本出发点。

1.3 有效应力强度因子

由于应力比 R 的存在,为实际求解方程带来了很大的困难。为了避免这一问题而又不忽视应力比的影响,本文采用了有效应力强度因子幅值 ΔK_{eff} 进行计算,并认为在高速旋转状态下叶片的应力强度因子幅值 ΔK 即为有效应力强度因子幅值 ΔK_{eff} ^[2,3]。

有效应力强度因子理论是考虑到裂纹尖端的闭合效应,认为导致裂纹扩展的有效应力幅值不是 $\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min}$,而是 $\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_p$ (σ_p 指的是使裂纹尖端张开所需的最小应力,其值大于 σ_{\min})。与有效应力幅值 $\Delta\sigma$ 相对应的有效应力强度因子幅值为: $\Delta K_{\text{eff}} = \Delta\sigma f$ 。试验证明^[3],在不同应力比下,材料的 $da/dN - \Delta K_{\text{eff}}$ 关系可以用一条曲线来表示,即 $da/dN - \Delta K_{\text{eff}}$ 曲线不随应力比的改变而改变。所以本文利用材料的 $da/dN - \Delta K_{\text{eff}}$ 关系来确定应力强度因子幅值 ΔK 及振动应力强度因子 K_v ,从而使计算更加简单易行。

2 振动应力断口反推法的实现过程^[5~7]

本文以一钛合金压气机工作叶片为例说明断口反推法的具体计算过程和步骤。

2.1 由实际断口参数计算应力强度因子

如该压气机工作叶片材料为 TC11, 在距叶根大约 2mm 高度的位置发生疲劳断裂。疲劳断口呈半椭圆形, 具有典型的高周疲劳断口特征, 裂纹的稳定扩展区范围为: 椭圆半长轴 a

表 1 不同裂纹长度上的疲劳条带宽度测量值

Table 1 Width of the propagation strip at different crack length

| 裂纹长度 a/mm | 1.080 | 1.417 | 1.750 | 3.273 | 3.416 | 3.624 | 3.970 | 4.040 |
|--------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| 间距 $S/\mu\text{m}$ | 0.0945 | 0.0939 | 0.0949 | 0.0854 | 0.0780 | 0.0691 | 0.0758 | 0.0710 |

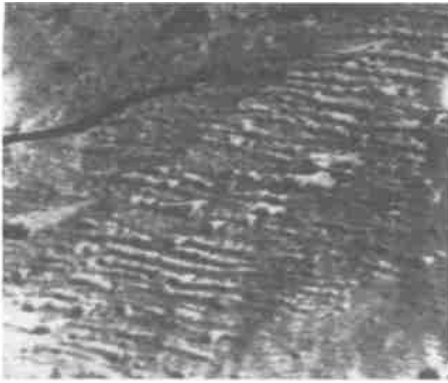


图 2 $a = 1.083\text{mm}$ 处的裂纹疲劳条带形貌
Fig. 2 Pattern of crack propagation when $a = 1.083\text{mm}$

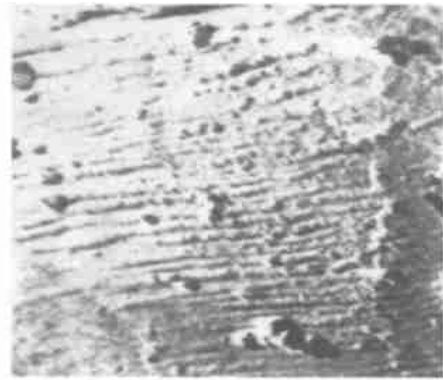


图 3 $a = 3.416\text{mm}$ 处的裂纹疲劳条带形貌
Fig. 3 Pattern of crack propagation when $a = 3.416\text{mm}$

由测量结果可以看出, 在裂纹的稳定扩展区内半椭圆疲劳裂纹短轴方向上的疲劳条带宽度基本上保持一致, 所以取平均值为 $0.083\mu\text{m}$ 。每一个疲劳条纹按照一次应力循环计算, 则裂纹疲劳扩展速率 da/dN 值为 $8.3 \times 10^{-8}\text{m/cycle}$ 。由于扩展速率较小, 属高周疲劳扩展范围, 可以认为疲劳裂纹扩展是由振动应力引起的。

根据文献 [3], TC11 材料的 $da/dN - K_{\text{eff}}$ 曲线如图 4 所示。当叶片的裂纹扩展速率 da/dN 等于 $8.3 \times 10^{-8}\text{m/cycle}$ 时, 其应力强度因子幅值 ΔK

为 10.5mm , 半短轴 $b = 3.5\text{mm}$ 。利用断口稳定扩展区的二次碳复型试样, 在透射电镜下对疲劳条带进行观察与测量, 得到不同裂纹长度处的疲劳条带宽度值, 如表 1 所示。图 2、图 3 分别示出了裂纹长度 a 为 1.083mm 和 3.416mm 处的疲劳条带形貌。

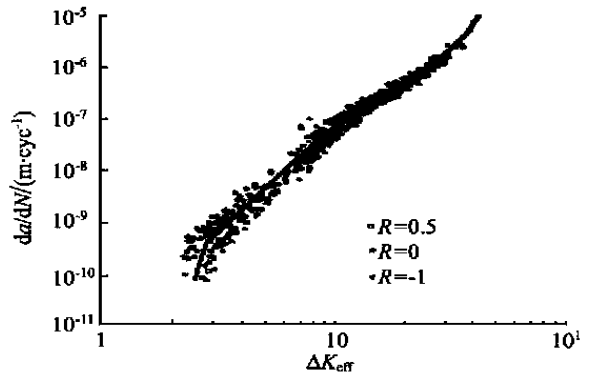


图 4 TC11 裂纹扩展 $da/dN - K_{\text{eff}}$ 拟合曲线

Fig. 4 $da/dN - \Delta K_{\text{eff}}$ curve of TC11
 $= 1.088 \times 10^7 \text{N} \cdot \text{m}^{-3/2}$, 从而由式 (10) 求得 $K_v = 0.544 \times 10^7 \text{N} \cdot \text{m}^{-3/2}$ 。

2.2 叶片计算状态的确定

本文使用 ANSYS 有限元软件对叶片进行静力、动力分析以及三维应力强度因子计算, 并选取 20 节点的实体等参数单元 (见图 5)。

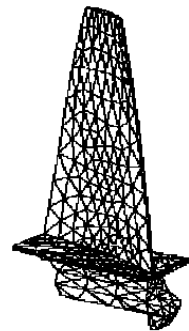


图 5 叶片模态分析有限元模型

Fig. 5 FEA model for modal analysis

根据叶片的实际工作情况, 在不同工况下对叶片进行模态分析, 得到各个工况下的各阶固有频率和振型, 作出叶片的共振图 (见图 6), 结合发动机具体结构和叶片的动应力测试结果进行共振分析, 最后确定计算状态为: 转速为 $12\,600\text{r/min}$

时第1阶固有频率下的振动状态。

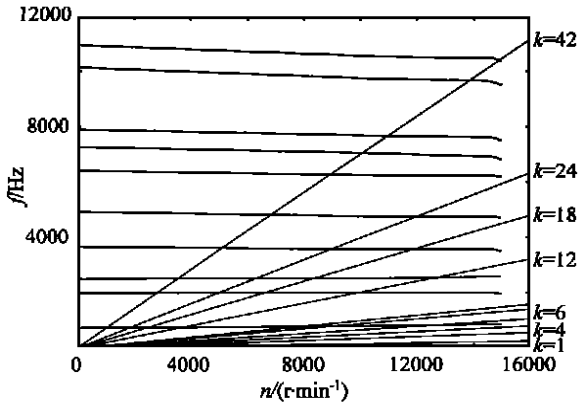


图6 叶片共振图

Fig. 6 Resonance figure of blade

2.3 叶片的振动应力及应力强度因子计算

在前述叶片模型的基础上,在叶背中部距叶根 2mm 的位置开一椭圆形裂纹: $a = 4.5\text{mm}$, $b = 1.5\text{mm}$ 。在选定的计算状态下对开有裂纹的叶片模型首先施加离心力载荷进行静力计算,然后在此基础上进行模态分析,得到一阶弯曲振动的振动应力 σ_v (σ_v 为相对振动应力) 和相对振动应力强度因子 $K_v = 4.280 \times 10^{10}$ 。所得到的 σ 和 K_v 并不是真实值,而仅仅代表了一个相对关系。在线弹性条件下,它们与真实值 σ_v 和 K_v 之间的关系为

$$\sigma = \beta \sigma_v \quad (11)$$

$$K_v = \beta K_v \quad (12)$$

式中: β 为待定系数。

由于叶片的振动应力强度因子已经由实际断口参数求得: $K_v = 0.544 \times 10^7 \text{N} \cdot \text{m}^{-3/2}$, 由式(12)即可确定系数 $\beta = 1.27 \times 10^{-4}$, 再由式(11)即可求出带裂纹叶片各点的真实振动应力值 σ_v 。

2.4 反推叶片产生裂纹之前的振动应力

在相同的载荷与约束条件下对不含裂纹的叶片模型首先施加离心力进行静力计算,然后在静应力场的基础上进行模态分析,得到旋转状态下一弯振动的相对振动应力 σ_{pv} , 而真实的振动应力 σ_{pv} 可由 σ_{pv} 与一系数 α 的乘积得到

$$\sigma_{pv} = \alpha \sigma_{pv} \quad (13)$$

当裂纹尺寸较小时,认为裂纹的存在对振动特性的影响可以忽略不计(在前述裂纹尺寸条件下一阶频率相差不到 1Hz)。所以在距离裂纹较远的地方,可以认为振动应力不受裂纹的影响,即在含裂纹和不含裂纹 2 种情况下的振动应力是相等

的: $\sigma_{pv} = \sigma_v$ 。这样就可以利用某些点的 σ_v 代替 σ_{pv} , 代入式(13)求得系数 $\alpha = \sigma_{pv} / \sigma_v = 1.24 \times 10^{-4}$ 。然后再由式(13)求得不含裂纹叶片各点的振动应力 σ_{pv} 。

根据计算结果,裂纹位置处垂直裂纹面方向的振动应力值为 141.6 MPa, 而该方向上的最大振动应力值为 198.0 MPa, 位于叶背根部。在裂纹位置处由于振动而引起的应力比为 0.35, 从而验证了利用有效应力强度因子进行处理是合理的。

3 振动应力断口反推法实现的技术关键

(1) 采用先进的测量技术对叶片实际断口的疲劳条带宽度进行准确测量,以得到断裂参数 da/dN 。本文采用二次碳复型试样制作技术获得断口疲劳条带的试样,并在透射显微镜下进行观测,得到比较准确的疲劳条带宽度值,从而为断口反推法的实现奠定了基础。

(2) 为了从已测得的裂纹扩展速率 da/dN 反推叶片的振动应力,必须要确定出该材料在相应载荷、构件形状等条件下的裂纹扩展速率 da/dN 与应力强度因子 ΔK (或有效应力强度因子 ΔK_{eff}) 之间的关系。

(3) 要确保断口反推法的计算状态恰好为引起振动故障的实际状态,必须在对叶片进行共振分析的基础上根据实际经验确定出正确的计算状态,这样才能保证整个计算过程的可靠性。

(4) 叶片发生振动时,尤其是在高阶振动的情况下,其应力分布十分复杂,叶片的裂纹类型并不是单纯的 I 型或 II 型裂纹,而是 2 种甚至 3 种类型的混合。所以应当确定出不同裂纹类型间的相互作用关系,从而使裂纹扩展速率和应力强度因子的关系更能代表实际情况。本文的计算仅仅考虑了 I 型裂纹的简单情形。

(5) 为了准确计算三维小尺寸裂纹的应力强度因子,必须要有功能强大的断裂力学有限元分析软件予以保证。

4 结论

本文研究了一种确定叶片在旋转状态下振动应力的新方法——断口反推法,即利用实际断口测量参数 da/dN 以及材料的 $da/dN - \Delta K$ 关系曲线,通过对叶片进行静力计算、模态分析及裂纹应力强度因子计算,反推出叶片在不含裂纹时的振动应力,从而为叶片振动应力的确定提供了一种新的思路和方法。本方法的最大优点是在在较

短的时间和较少的费用条件下定量地反推出叶片在发生故障之前的振动应力值, 为叶片疲劳断裂的故障分析和排除提供有力的支持。但同时它也存在着一一定的局限性, 例如其准确性受到断口实测 da/dN 值, 材料的 $da/dN-\Delta K$ 曲线, 以及计算状态的选取等因素的影响, 并且只能对发生了疲劳断裂的叶片才可适用。为了进一步提高本方法的适用性和计算结果的准确性, 还有待于在工程应用中积累更多的经验和数据, 以使其逐步完善。

参 考 文 献

- [1] 晏砾堂, 朱梓根, 等. 结构系统动力特性分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1989.
- [2] 聂景旭, 洪其麟, 等. 断裂力学理论及其在发动机上的应用[M]. 北京: 航空专业教材编审室, 1985.
- [3] 刘绍伦, 吴学仁, 等. 基于小裂纹断裂力学的冷端盘燕尾槽疲劳全寿命预测技术研究[A]. 中国航空学会第九届航空发动机结构强度振动学术会议论文集[C]. 1998. 73-84.
- [4] 蔡肇云, 金六周. 航空发动机强度设计、试验手册(试用本) - 叶片强度与振动计算[Z]. 北京: 第三机械工业部第六研究院, 1981.

- [5] 林晓斌, Smith R A. 应用三维有限单元法计算应力强度因子[J]. 中国机械工程, 1998, 9(11): 39-42.
- [6] 中国航空研究院. 应力强度因子手册[M]. 北京: 科学出版社, 1981.
- [7] 叶天麒, 周天孝. 航空结构有限元分析指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996.

作者简介:



李海燕(1975-) 女, 北京航空航天大学动力系博士研究生, 主要研究领域为高温结构力学及振动。Email: lihaiyan001@263.net

- 张学仁(1968-) 男, 北京航空航天大学动力系博士, 副教授。
 阎晓军(1973-) 男, 北京航空航天大学动力系博士研究生, 主要研究领域为智能材料应用、振动控制。
 陶春虎 男, 博士, 44岁, 北京航空材料研究院副总工程师, 研究员, 一直从事材料物理和失效分析工作, 先后获得省、部级科技进步奖 5 项, 发表论文一百余篇, 译著、编著及专著共 7 部, 任《航空材料学报》副主编, 《Engineering Failure Analysis》国际杂志编委。

6thICPMT 第六届国际加工技术进展会议征文通知

由北京航空航天大学和日本精密工学会主办、中国高校切削及先进制造技术研究会和西北工业大学等协办的第六届国际加工技术进展会议将于 2002 年 9 月 10 日~14 日在西安召开, 欢迎从事加工技术的各位专家、同行投稿。本会议前身是国际切削与磨削进展会议(ICPCG), 会议论文曾被 ISTP, MSCI, CCP, STAR, AIAA, JICST, JST, 中国机械工程文献光盘库等收录。征文内容包括: 新材料的加工, 新型刀具材料和磨具, 切削液, 精密加工、微米级、纳米级加工, 高速加工, 各种磨削加工, 非传统加工方法, 新型机床及新型刀具, 加工过程监测, 表面完整性及加工质量, 加工机理及计算机模拟, 数字化设计制造, 绿色制造, 其它与先进制造技术有关的研究。会议论文集将由国家级出版社出版, 国内代表的论文刊登费为人民币 1000 元。会议注册费和住宿费另行通知。

参会者注意事项:

- (1) 会议的工作语言为英语, 论文撰写、宣读、讨论等均使用英语;
- (2) 2001 年 12 月 31 日前提交约 300 单词的英文摘要(两份)及中文译文和中英文的论文题目、关键词、作者姓名、单位。第一作者需提供通信地址、电话、传真、Email 等。摘要可用 Email 传送;
- (3) 2002 年 1 月 31 日前通知摘要录取与否;
- (4) 摘要录用后作者于 2002 年 3 月 31 日前按规定格式和打印要求准备两分全文, 并挂号寄秘书组;
- (5) 2002 年 5 月 31 日前通知全文录取与否, 论文录用后作者于 2002 年 6 月 30 日前将刊登费寄秘书组;
- (6) 投稿者须承诺参加会议并宣读论文, 无法参加会议或宣读论文者请勿投稿。

会议秘书组通讯地址:

邮政编码 100083, 北京航空航天大学 705 信箱, 陈五一教授; 电话/ 传真 010-82317754;

Email: wychen@maindns.buaa.edu.cn, leezhq@163.com; 会议网站: <http://www.icpmt.com>

(蔡斐)