

涡轮 3 维叶尖间隙对典型故障特征的响应特性分析

滕 飞¹, 张小栋^{1,2}, 谢思莹¹

(1. 西安交通大学 机械工程学院; 2. 现代设计及转子轴承系统教育部重点实验室; 西安 710049)

摘要: 为了有效地克服传统叶尖间隙在航空发动机涡轮叶盘的健康监测中传递信息能力有限的不足, 充分考虑了在航空发动机运行过程中涡轮叶片叶尖的 3 维特征, 提出包含径向间隙、叶片叶尖端面轴向偏转角和周向偏转角在内的涡轮 3 维叶尖间隙的概念, 并将 3 维叶尖间隙特征参量作为叶片故障信号载体, 通过有限元方法分析了 3 维叶尖间隙特征参量对高压涡轮叶片典型裂纹故障的响应特性。结果表明: 3 维叶尖间隙特征参量对高压涡轮叶片尾缘裂纹的故障特征信息有良好的反映效果。

关键词: 高压涡轮; 3 维叶尖间隙; 故障信息; 航空发动机

中图分类号: V21 4.4+2

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.04.016

Response Characteristics Analysis of Three-dimensional Blade Tip Clearance to Typical Fault Information

TENG Fei¹, ZHANG Xiao-dong^{1,2}, XIE Si-ying¹

(1. School of Mechanical Engineering; 2. Key Laboratory of Education Ministry for Modern Design and Rotor-Bearing System, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: In order to solve the problem that the ability of traditional turbine blade tip clearance to transmit information is limited during the health monitoring of aeroengine, 3-D features of turbine blade tip were fully used during the operation of aeroengine, and three-dimensional blade tip clearance of turbine was proposed, which includes one-dimensional blade tip radial clearance, axial deflection angle and circumferential deflection angle of blade tip. Three-dimensional blade tip clearance was used as the fault information carrier of blades and the response characteristics of its characteristic parameters to a typical crack fault of high pressure turbine blade were analyzed by finite element analysis method. The results show that characteristic parameters of three-dimensional blade tip clearance can better reflect the fault feature information of a crack on the turbine blade trailing edge.

Key words: high pressure turbine; three-dimensional blade tip clearance; fault information; aeroengine

0 引言

航空发动机涡轮叶尖间隙是指涡轮叶片叶尖与发动机机匣之间的空间距离^[1]。涡轮叶尖间隙对于航空发动机具有重要的意义, 较小的叶尖间隙可以减少高温高速燃气在经过涡轮时叶尖的泄露损失、提高涡轮的工作效率、降低油耗、延长涡轮的使用寿命、降低噪声和减少有害气体的排放等。研究数据显示, 涡轮叶尖间隙减小 0.25 mm, 涡轮的效率将会提升 1%^[2]。但涡轮叶尖间隙又不能过小, 因为过小的叶尖间隙在发动机运行状态改变时容易导致高速旋转的涡轮叶片与机匣发生碰撞和摩擦, 引起故障^[3]。由此可见, 涡轮

叶尖间隙对于航空发动机的运行状态和经济效益具有重要作用, 从而引起国内外许多学者都对其进行了研究。概括起来, 该方向的研究主要包括 2 个方面: (1) 建立简化的数学模型估算叶尖间隙值和研究其变化规律; (2) 设计传感器和控制系统检测和控制叶尖间隙值的大小。比如, 德克萨斯大学和 NASA 研究员 Javier A. Kypuros 和 Kevin J. Melcher 以及 A. Harish 等建立了叶尖间隙的简化数学模型, 对叶尖间隙值进行了估算^[4]; 漆文凯、岂兴明、王志豪等对叶尖间隙进行了数值分析^[5-7]; 贾丙辉、张小栋等对转子对高压涡轮叶尖间隙变化规律的影响进行了研究。与此同时, NASA 研究员 Mark R. Woike 和 Ali Abdul-Aziz 以

收稿日期: 2016-11-18 基金项目: 国家自然科学基金(51575436)资助

作者简介: 滕飞(1990), 男, 在读硕士研究生, 主要研究方向为航空发动机 3 维叶尖间隙变化机理; Email: 544832746@qq.com。

引用格式: 滕飞, 张小栋, 谢思莹. 涡轮 3 维叶尖间隙对典型故障特征的响应特性分析[J]. 航空发动机, 2017, 43(4): 90-95. TENG Fei, ZHANG Xiaodong, XIE Si-ying. Response characteristics analysis of three-dimensional blade tip clearance to typical fault information[J]. Aeroengine, 2017, 43(4): 90-95.

及日本国家航天实验室的研究员 Takeshi Tagashira、Nanahisa Sugiyama 等人设计了传感器、控制方法检测、控制叶尖间隙值^[8-12];杨家礼、侯育军、曾军等对叶尖间隙控制系统进行了研究^[13-15]。

传统的叶尖间隙指的是涡轮叶片叶尖到机匣内表面的径向距离,实际上是将叶片叶尖简化为1个点,关注的是这个点到机匣内表面的距离,忽略了叶片叶尖端面作为1个空间平面所具有的3维特性。而事实上,在航空发动机工作过程中,涡轮叶片在各种载荷和故障的作用下,其在空间中的3维形态会发生一定的改变,比如叶片的弯曲和扭转。而此时,不仅叶片叶尖端面与机匣内表面的径向距离会发生改变,而且本身在空间中相对于机匣或涡轮转轴等位置,以及相对固定部件的位置和姿态等也都会发生变化。在载荷和故障的作用下,叶片叶尖端面这种空间位置和姿态的改变包含了涡轮本身的运行信息和故障信息,传统的涡轮叶尖间隙忽略了这些十分有用的特征,而且叶尖径向间隙值只是1个1维的数值量,传递信息的能力十分有限,甚至无法反映涡轮的某些运行状态和故障特征信息。因此,本文在传统的1维叶尖间隙的基础上,提出3维叶尖间隙的概念,引入3维叶尖间隙特征参量来描述3维叶尖间隙,并将其作为航空发动机涡轮运行状态信息和故障特征信息的载体,以工作环境最为恶劣的高压涡轮及其叶片为对象,研究3维叶尖间隙特征参量对于典型涡轮叶片故障特征的响应特性。

1 涡轮3维叶尖间隙的定义和描述

航空发动机的工作原理是依靠燃烧室出来的高温燃气驱动涡轮旋转,涡轮带动压气机和风扇进一步的工作,而高温燃气经过涡轮膨胀加速后喷出产生的反作用力推动飞机飞行。其中高压涡轮要承受高温燃气的冲刷以及自身的高速旋转,在载荷的作用下,高压涡轮叶片会发生弯曲和扭转变形,叶片叶尖端面在空间的位置和姿态也会发生改变。根据叶片的形态特征,定义3维叶尖间隙如图1所示。

传统的叶尖间隙仅有1个描述参量即叶尖与机匣内表面的径向距离。此处除叶尖径向间隙外,引入叶片叶尖端面轴向偏转角和周向偏转角组成3维特征参量来定义和描述3维叶尖间隙。其中(1)叶尖径向间隙(h):叶片叶尖表面到机匣的径向距离;(2)轴向偏转角(α):

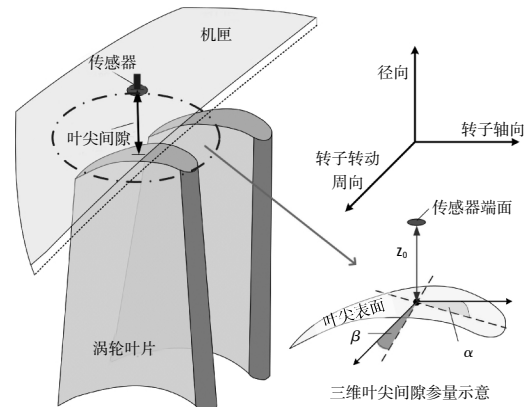


图1 3维叶尖间隙及其参量定义

叶尖端面与转子转轴轴向的夹角;(3)周向偏转角(β):叶尖端面与转子转动周向的夹角。叶尖径向间隙、轴向偏转角和周向偏转角被称为3维叶尖间隙的特征参量。对于3维叶尖间隙特征参量中的叶尖径向间隙,本文仅考虑由叶片应变在径向上所引起的改变量。

2 3维叶尖间隙的主要影响因素

航空发动机高压涡轮由高温燃气驱动而高速旋转,在工作中主要承受高温高速燃气的冲刷所带来的热应力、气动载荷以及自身旋转所带来的离心力。若涡轮叶片发生故障,故障特征也会影响叶片叶尖端面的空间形态。因此,3维叶尖间隙的主要影响因素有离心载荷、气动载荷、温度载荷和故障特征。

(1) 离心载荷

在燃烧室出来的高速燃气的冲刷驱动下,现代航空发动机的高压涡轮工作转速基本都在10000 r/min以上,而军用航空发动机则更高。这种高转速所带来的离心力将对涡轮和叶片产生很大的拉应力,使其发生径向上的伸长,同时由于叶片几何结构的特殊性,离心力还将导致叶片发生轻微的弯曲和偏转。因此,离心力对于3维叶尖间隙的3个特征参量均有影响。

(2) 温度载荷

涡轮叶片受到高温燃气的冲刷,叶片与燃气进行热交换,叶片表面温度取决于与叶片接触的燃气层,故叶片表面温度分布由气热耦合的结果决定。现代航空发动机的涡轮前燃气温度基本在1300~2000 K的范围内。在高温高速气流的冲刷下,涡轮叶片表面在不同区域有不同的温度分布,造成热应力不均匀,对于3维叶尖间隙特征参量均有影响。

(3) 气动载荷

在高速气流的冲刷下,高压涡轮叶片表面将承受

最大值为几十个大气压的压力载荷。气流经过涡轮其物理状态发生改变,使得叶片表面不同区域有不同的压力分布,加之叶片 3 维形状的特殊性,使得气动载荷对 3 维叶尖间隙的特征参量都有不同程度的影响。

(4) 故障特征

高压涡轮叶片工作环境十分恶劣,需要承受高温高压和高转速,再加上材料瑕疵和制造工艺缺陷等因素,所以易发生故障。叶片尾缘是叶片最薄的部分,也是机械结构强度相对较弱的部分,容易出现疲劳裂纹,在尾缘上的裂纹是涡轮叶片的典型故障。尾缘裂纹主要包含 2 个特征信息,即裂纹的位置和深度,将对涡轮叶片典型的尾缘上的裂纹故障对叶尖间隙 3 维特征参量的影响进行探究。

3 3 维叶尖间隙特征参量的分析方法

3.1 3 维叶尖间隙分析模型

高压涡轮工作燃气温度一般在 1000 °C 以上,其工作转速也非常快,对工作环境难以进行试验还原,加之航空发动机本身造价高昂,一般很难具有进行试验研究的条件。高压涡轮和叶片的载荷由高温燃气的冲刷和自身的高速旋转所带来,对于传统的叶尖径向间隙值,可以通过建立简化的数学模型进行估算。而 3 维叶尖间隙中轴向偏转角和周向偏转角涉及到叶片具体的应力应变,叶片本身形状复杂,加之载荷的求解涉及到气热耦合以及流 - 热 - 固的多物理场耦合,难以进行理论上的推导求解。因此,采用 ANSYS Workbench15.0 和 Fluent15.0 进行有限元分析的方法来模拟和加载涡轮、叶片的载荷并进行求解,有限元分析模型分别如图 2、图 3 所示

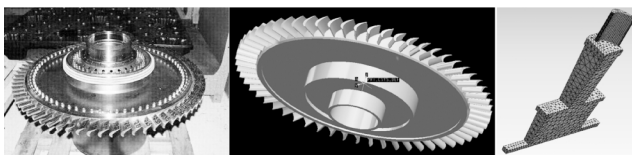


图 2 涡轮叶盘结构分析模型

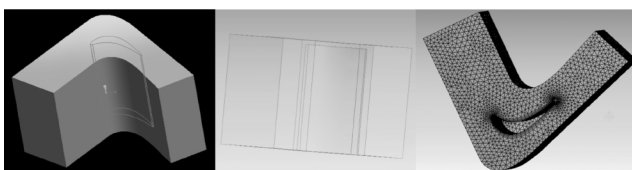


图 3 高温燃气流体分析模型

高压涡轮叶盘 3 维建模所参考的整体叶盘实物如图 2(a)所示,所建立的涡轮叶盘 3 维模型如图 2(b)所示。其中,涡轮半径为 670 mm、叶片弦长为 45 mm、安装角 50°、叶片高度为 75 mm。由于涡轮叶盘本身为循环对称结构,因此,在进行结构分析时,取 1 个叶片所在的扇区(如图 2(c)所示)进行循环对称分析。高温燃气的 3 维模型如图 3(a)所示,燃气流体的 3 维有限元网格模型如图 3(b)所示,从图中可见,模拟高温燃气所采用的是理想气体模型,并对其比热容和导热系数作了随温度变化的线性化处理,其黏度采用 Sutherland 方程计算,湍流模拟采用 k-ε 两方程模型。

高温燃气流体分析的主要过程如图 4 所示。首先进行高温燃气的流体分析,得到涡轮叶片和高温燃气接触面的压力分布和温度分布,然后将温度分布导入温度场分析,得到叶片和涡轮的温度分布,再将涡轮和叶片的温度分布以及叶片与高温高速燃气接触面的压力分布导入到结构分析中进行结构分析,得到叶片在各载荷的应力应变结果。将典型的故障特征添加到有限元分析模型中,通过上述分析过程就可得到典型故障下,涡轮叶片的应力应变结果。

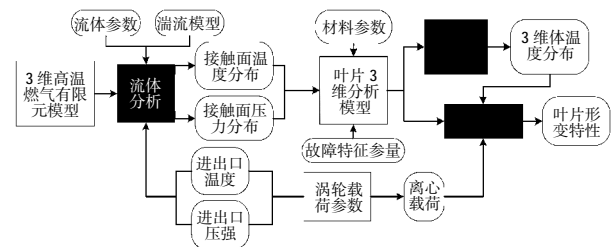


图 4 高温燃气流体分析流程

3.2 3 维叶尖间隙特征参量的数值模型

有限元分析得到的只是涡轮叶片的应力应变结果,还需要建立叶片应力应变与 3 维叶尖间隙特征参量之间的数值关系。Ansys 结构分析中,在涡轮叶片叶尖端面适当的位置建立 3 个坐标原点呈直角三角形排布的参考坐标系 A、B、C,将 ANSYS Mechanical 中探测变形量的探针设置在各坐标系原点,如图 5 所示。

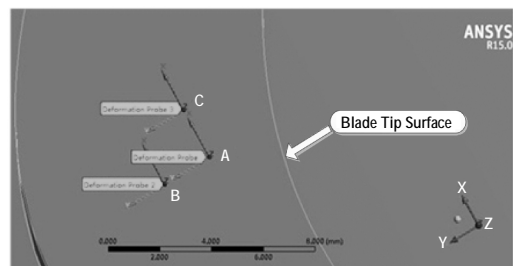


图 5 探针排布

在参考坐标系 A 中假设坐标系 A、B、C 的原点坐标分别为:

$$A_A(0, 0, 0); B_A(b_x, b_y, 0); C_A(c_x, c_y, 0) \quad (1)$$

变形探针在 A、B、C 处所测得的变形向量分别为:

$$\begin{cases} \vec{a}=(a_{x1}, a_{y1}, a_{z1}) \\ \vec{b}=(b_{x1}, b_{y1}, b_{z1}) \\ \vec{c}=(c_{x1}, c_{y1}, c_{z1}) \end{cases} \quad (2)$$

那么叶片叶尖端面变形后 A、B、C 的坐标分别为:

$$\begin{cases} A_{A1}=(a_{x1}, a_{y1}, a_{z1}) \\ B_{A1}=(b_x+b_{x1}, b_y+b_{y1}, b_z+b_{z1}) \\ C_{A1}=(c_x+c_{x1}, c_y+c_{y1}, c_z+c_{z1}) \end{cases} \quad (3)$$

则有:

$$\begin{cases} \vec{A_{A1}B_{A1}}=(b_x+b_{x1}-a_{x1}, b_y+b_{y1}-a_{y1}, b_{z1}-a_{z1})=(a_1, b_1, c_1) \\ \vec{A_{A1}C_{A1}}=(c_x+c_{x1}-a_{x1}, c_y+c_{y1}-a_{y1}, b_{z1}-a_{z1})=(a_1, b_1, c_1) \end{cases} \quad (4)$$

假设变形后的叶尖端面 $A_{A1}B_{A1}C_{A1}$ 的法向量为

$$\vec{n}=(m, n, p),$$

$$\begin{cases} \vec{A_{A1}B_{A1}} \cdot \vec{n} \\ \vec{A_{A1}C_{A1}} \cdot \vec{n} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} ma_1+mb_1+pc_1=0 \\ ma_2+mb_2+pc_2=0 \end{cases} \quad (5)$$

令 $p=1$, 则 m 和 n

$$\begin{cases} m=\frac{c_2b_1-c_1b_2}{a_1b_2-a_2b_1} \\ n=\frac{c_1b_2-c_2b_1}{a_1b_2-a_2b_1} a_1-c_1 \end{cases} \quad (6)$$

高压涡轮的轴向和周向方向向量分别为 \vec{e}_a 和 \vec{e}_c

$$\begin{cases} \vec{e}_a=(1, 0, 0) \\ \vec{e}_c=(0, -1, 0) \end{cases} \quad (7)$$

则 3 维叶尖间隙的轴向偏转角和周向偏转角为

$$\begin{cases} \alpha=\arcsin\left(\sin\alpha=\frac{\vec{e}_a \cdot \vec{n}}{|\vec{e}_a| |\vec{n}|}\right) \\ \beta=\arcsin\left(\sin\beta=\frac{\vec{e}_c \cdot \vec{n}}{|\vec{e}_c| |\vec{n}|}\right) \end{cases} \quad (8)$$

径向间隙值:

$$h=\left|\vec{a}_{z1}\right| \left(\text{or}\left|\vec{b}_{z1}\right|, \text{or}\left|\vec{c}_{z1}\right|\right)+q \quad (9)$$

其中: q 为叶尖径向间隙的预留给值。通过以上的数值模型, 在得到涡轮叶片应力应变结果后, 就能得到 3 维叶尖间隙特征参量值。

4 特征参量对典型故障特征的响应特性

4.1 典型故障的特征信息

高压涡轮叶片在高温高压高转速的作用下容易出现故障, 较为典型的就是叶片尾缘上的裂纹故障, 由于尾缘部分是叶片最薄的部分, 其机械结构强度相对较低, 所以容易出现疲劳裂纹。

高压涡轮叶片尾缘裂纹故障主要包含 2 个特征信息: (1) 裂纹的位置信息, (2) 裂纹的深度信息。故障特征信息的填加如图 6 所示。

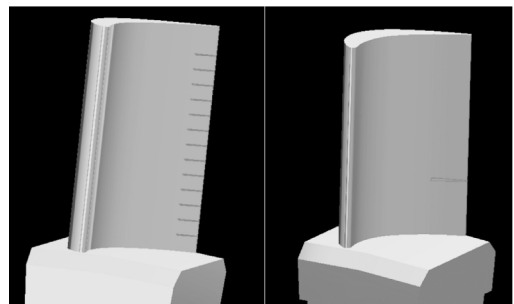


图 6 尾缘裂纹故障特征信息

其中, 裂纹位置信息: 在叶片尾缘上距离叶根 5 mm 处取第 1 个裂纹, 然后在尾缘上每隔 5 mm 再各取 1 个裂纹位置, 共 13 个位置, 每个裂纹的深度均为 5 mm; 裂纹深度信息: 在叶片尾缘上距离叶根 20 mm 处取裂纹深度 1~13 mm, 每隔 2 mm 各取 1 个裂纹深度, 共 7 个深度值。本文主要探究 3 维特征参量对裂纹的位置和深度的响应特性, 在叶片叶尖端面靠近前缘和尾缘处各取 1 组测点如图 7 所示。

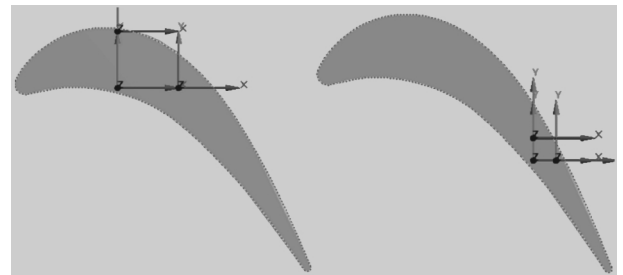


图 7 测点位置

4.2 3 维叶尖间隙特征参量对典型故障特征信息的响应特性

4.2.1 3 维叶尖间隙对叶片尾缘裂纹位置的响应特性

在航空发动机的某个运行状态下, 高压涡轮叶片在主要载荷的影响下发生变形, 3 维叶尖间隙特征参量发生变化。当叶片存在典型的尾缘裂纹故障时, 裂

纹会影响叶片的变形,进而影响叶片叶尖端面在空间的位置和姿态导致 3 维叶尖间隙特征参量发生变化。当叶片尾缘裂纹处于尾缘上不同的位置时,3 维叶尖间隙特征参量对叶片尾缘裂纹位置变化信息的响应特性如图 8 所示。

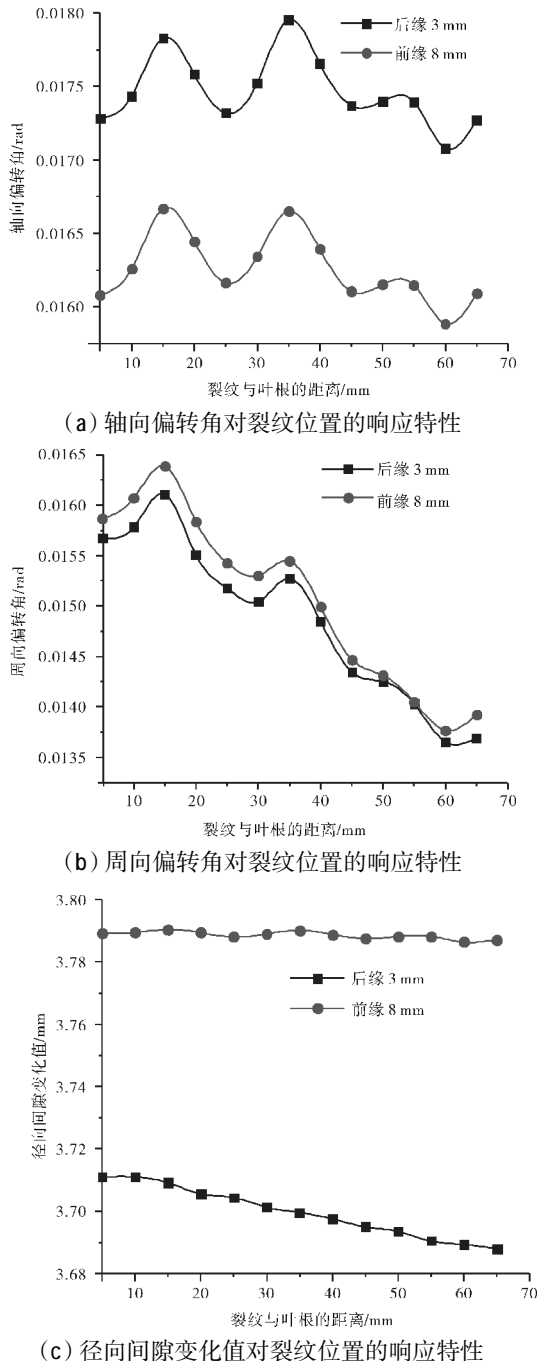


图 8 3 维特征参量对叶片尾缘裂纹位置的响应特性

从图 8(a)中可见,当叶片尾缘裂纹与叶根的距离线性增加时,3 维叶尖间隙特征参量轴向偏转角呈震荡形式变化;从图 8(c)中可见,叶片径向间隙变化值随着裂纹远离叶根近似线性减小,但减小幅度并不

明显;从图 8(b)中可见,而周向偏转角无论在叶片端面前缘还是尾缘处都明显减小,前后缘处有相似的变化特性,由此可见 3 维叶尖间隙较单一的径向间隙能传递更多信息。

4.2.2 3 维叶尖间隙对叶片尾缘裂纹深度的响应特性

当叶片尾缘裂纹深度发生变化时,会影响叶片的工作形态,3 维叶尖间隙特征参量也会发生变化,其对裂纹深度的响应特性如图 9 所示。

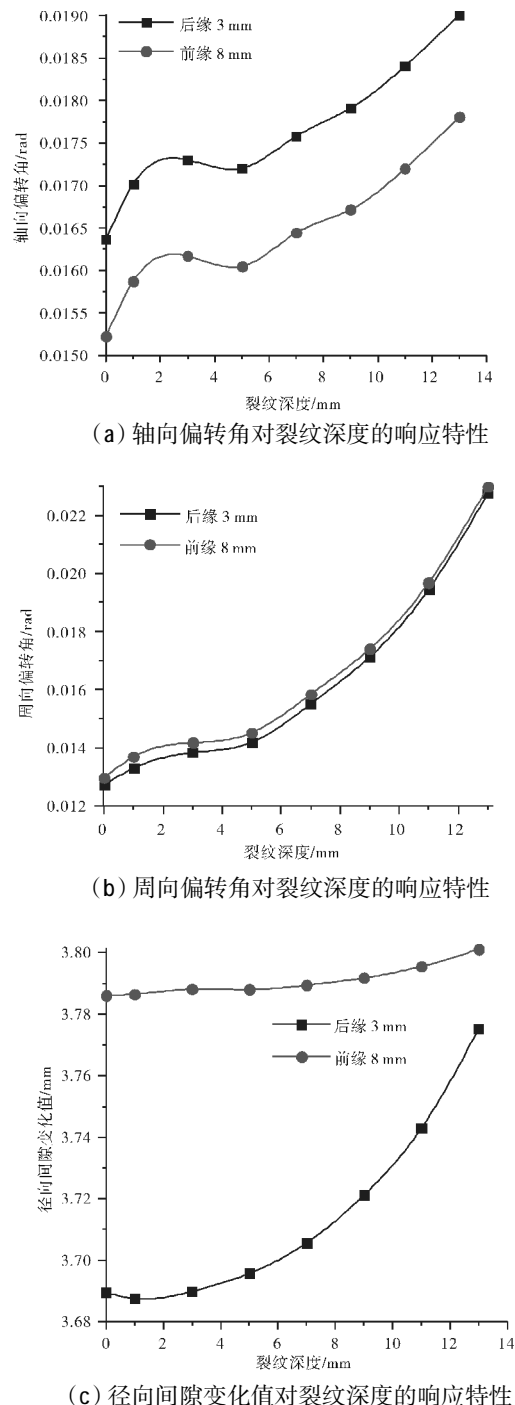


图 9 3 维特征参量对叶片尾缘裂纹深度的响应特性

从图9(a)中可见,随着裂纹深度的线性增加,3维叶尖间隙特征参量中轴向偏转角以类似线性的特性逐渐增大,叶尖端尾缘处的值明显大于前缘处;从图9(b)中可见,周向偏转角和叶尖径向间隙变化值均以近似二次曲线的特性增加;在叶片叶尖端前缘和尾缘处,3维叶尖间隙特征参量对裂纹深度的响应特性相似。从图9(c)中可见,在叶片尾缘处,叶尖径向间隙变化值明显小于前缘处的值,但其具有更明显的响应特性。

5 结论

以上分析结果表明,在载荷和故障特征的共同作用下,航空发动机3维叶尖间隙特征参量在叶片叶尖端前缘和尾缘处具有相似的变化特性。其中,尾缘处的轴向偏转角大于前缘处,而前缘处的径向间隙变化值大于尾缘处,而周向偏转角在叶片端面的前缘和尾缘处的差距不大。航空发动机3维叶尖间隙对于典型的高压涡轮叶片尾缘裂纹故障的位置和深度特征信息具有较好的响应特性,能够承载和反映叶片尾缘的裂纹故障信息,可用于涡轮叶片运行状态监测和故障诊断的信息载体,总体上叶片叶尖端尾缘处较之前缘处对叶片尾缘裂纹故障信息具有更明显的响应特性。相比于传统的1维径向叶尖间隙,3维叶尖间隙对于裂纹位置信息的响应更加明显,并且对于尾缘裂纹故障来说,3维叶尖间隙能够反映和传递更多的故障信息。

参考文献:

- [1] Satish TN, Murthy R, Singh AK. Analysis of uncertainties in measurement of rotor blade tip clearance in gas turbine engine under dynamic condition [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2014,228(5): 652-670.
- [2] 贾丙辉,张小栋,任新宇. 转子对高压涡轮叶尖间隙变化规律的影响[J]. *振动、测试与诊断*, 2012, 32(3):488-492.
JIA Binghui, ZHANG Xiaodong, REN Xinyu. Influence of the rotor to the change rule of high pressure turbine blade tip clearance [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2012, 32(3):488-492. (in Chinese)
- [3] Neuhaus L, Neise W. Active control to improve the aerodynamic performance and reduce the tip clearance noise of axial turbomachines [C] // 11th AIAA/CEAS-Aeroacoustics Conference. DLR, 2005:293-306.
- [4] Kypuros J A, Melcher K J. A reduced model for prediction of thermal and rotational effects on turbine tip clearance [R]. NASA-TM-2003-212226.
- [5] 漆文凯,陈伟. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2003(1):63-67.
QI Wenkai, CHEN Wei. Tip clearance numerical analysis of an aero-engine HPT [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003(1):63-67. (in Chinese)
- [6] 岂兴明,朴英,矫津毅. 高压涡轮叶顶间隙变化的数值分析[J]. *吉林大学学报(工学版)*, 2009(1):33-37.
QI Xingming, PIAO Ying, JIAO Jinyi. Numerical analysis of high pressure turbine tip clearance variation[J]. *Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition)*, 2009(1):33-37. (in Chinese)
- [7] 王志豪. 高压涡轮叶尖间隙数值计算与分析研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.
WANG Zhihao. Numerical calculation and analysis of high pressure turbine blade tip clearance [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [8] Woike M R, Abdul-Aziz A. A microwave blade tip clearance sensor for propulsion health monitoring[R]. AIAA-2010-3308.
- [9] Akira Okabe, Takeshi Kudo, Koki Shiohata. Reduced modeling for turbine rotor-blade coupled bending vibration analysis [J]. *ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*. 2011,134(2):355-364.
- [10] Alexander M, Bakulin M, Snitko M. Microwave blade tip clearance measurements: principles, current practices and future opportunities [C]// *ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition American Society of Mechanical Engineers*, Copenhagen Denmark, 2012:849-853.
- [11] Garcia I, Zubia J, Berganza A, et al. Different configurations of a reflective intensity-modulated optical sensor to avoid modal noise in tip-clearance measurements [J]. *Journal of Lightwave Technology*, 2015, 33(12):2663-2669.
- [12] Bushnell P R. Reduced tip clearance losses in axial flow fans: US, US8568095[P]. 2013-10-29.
- [13] 杨家礼,涂孟黑,张亿力,等. 一种涡轮叶尖间隙控制技术[J]. *航空动力学报*, 2014(9):2195-2201.
YANG Jiali, TU Mengpi, ZHANG Yili, et al. A tip clearance control technology for turbine [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014(9): 2195-2201. (in Chinese)
- [14] 侯育军,张小栋,贾丙辉. 一种涡轮叶尖间隙主动控制系统的建模与仿真[J]. *测控技术*, 2012(8):54-62.
HOU Yujun, ZHANG Xiaodong, JIA Binghui, et al. An active control system modeling and simulation of turbine blade tip clearance [J]. *Measurement & Control Technology*, 2012(8): 54-62. (in Chinese)
- [15] 曾军,王鹏飞. 民用航空发动机涡轮叶尖间隙主动控制技术分析[J]. *航空科学技术*, 2012(2):1-6.
ZENG Jun, WANG Pengfei. Analysis on turbine active clearance control technology of civil aircraft engine [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2012(2):1-6. (in Chinese)

(编辑:张宝玲)