

DOI: 10.13382/j.jemi.B2407508

基于电容信号均方根的平均叶尖间隙测量方法*

薛志飞¹ 易亮¹ 牛广越² 刘昊² 程仲海² 傅骁² 段发阶²

(1. 中国航发上海商用航空发动机制造有限责任公司 上海 201306;

2. 天津大学精密测试技术及仪器全国重点实验室 天津 300072)

摘要:叶尖间隙在线测量为航空发动机性能评估和故障诊断提供重要数据支撑,现有的航空发动机间隙测量技术多数针对单个叶片的间隙测量,并且尚无机载应用案例。针对当前电容式叶尖间隙测量方法存在的计算量大、数据冗余、高采样要求以及平均间隙求解难的问题,提出了基于电容传感信号均方根(RMS)的平均叶尖间隙测量方法。建立了基于RMS的叶尖间隙信号模型,推导了间隙信号RMS值与平均叶尖间隙之间的关系。仿真验证了噪声、时间参数对间隙信号RMS值的影响,提出了基于RMS方法的叶尖间隙信号处理参数。根据间隙信号占空比不变原则构建了叶片缩比模型,实现了适用于RMS处理方法的动态标定。在某型航空发动机压气机上开展了机载试验,验证了所提方法的可行性和有效性。实验结果表明,本方法以10 kHz采样率实现了航空发动机平均叶尖间隙测量,与传统方法测量结果相比,误差小于29 μm 。

关键词: 均方根;平均叶尖间隙;电容传感器;动态标定;机载试验

中图分类号: TN06 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 535.1025

Method for measuring average blade tip clearance based on root mean square

Xue Zhifei¹ Yi Liang¹ Niu Guangyue² Liu Hao² Cheng Zhonghai² Fu Xiao² Duan Fajie²

(1. AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd, Shanghai 201306, China; 2. State Key Laboratory of Precision Measurement Technology and Instruments, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: Online measurement of blade tip clearance provides important data support for the performance evaluation and fault diagnosis of aero-engines. Most of the current clearance measurement technologies for aero-engines focus on measuring the clearance of individual blades, and no airborne application cases have been reported. This paper addresses the challenges associated with the capacitive blade tip clearance measurement method, such as high computational complexity, data redundancy, high sampling requirements, and difficulties in solving for the average clearance. A novel method for measuring average blade tip clearance based on the root mean square (RMS) of capacitive sensing signals is proposed. A blade tip clearance signal model based on RMS was developed, and the relationship between the RMS value of the clearance signal and the average blade tip clearance was derived. Simulations were performed to verify the impact of noise and time parameters on the RMS value of the clearance signal, and signal processing parameters for blade tip clearance based on the RMS method were introduced. A scaled blade model was constructed based on the constant duty cycle principle of the clearance signal, enabling dynamic calibration suitable for the RMS processing method. In-flight tests were conducted on the compressor of a specific aero-engine to validate the feasibility and effectiveness of the proposed method. Experimental results show that this method achieves average blade tip clearance measurement at a sampling rate of 10 kHz, with measurement errors less than 29 μm compared to traditional methods.

Keywords: root mean square; average blade tip clearance; capacitive sensor; dynamic calibration; in-flight testing

收稿日期: 2024-05-11 Received Date: 2024-05-11

* 基金项目: 国家自然科学基金项目(52205573, U2241265)、中国博士后科学基金项目(2022M720106)、天津大学科技创新领军人才培养“启明计划”项目(2024XQM-0012)、精密测试技术及仪器全国重点实验室(天津大学)青年教师科研启动项目(Pilq2304)、国家科技重大专项(J2022-V-0005-0031)项目资助

0 引言

叶尖间隙是航空发动机设计与性能评估的关键参数^[1],其在线测量为航空发动机功能验证以及故障诊断提供重要数据支撑^[2-4]。现有的叶尖间隙测量技术主要有放电探针法^[5-6]、电容法^[7-8]、电涡流法^[9]、光纤法^[10]以及微波法^[11],电容式叶尖间隙测量由于其耐高温、抗腐蚀、非接触等优势,已经成为了最常用的航空发动机叶尖间隙测试技术。

叶尖间隙测量的关键技术是如何实现间隙信号的高精度实时计算处理。现代航空发动机朝着高推动比、高增压比的方向发展,发动机转速可达6万转,每级叶片数动辄上百枚^[12],这对间隙信号处理系统的采样速率和计算速率提出了极高要求。

传统叶尖间隙信号处理流程如下:首先对信号进行高速采样得到叶尖间隙的波形数据,然后通过对采集的数据进行数字滤波、切割和拟合算法得到间隙信号的峰值,根据间隙-峰峰值标定曲线计算叶尖间隙。

国内外的针对间隙信号处理的研究集中在对信号滤波、拟合方法的探索上。Haase等^[13]将叶片同步信号作为AD芯片的使能信号,减少了无效信号的采集,缓解的实时处理的压力;Satish等^[14]利用峰值检测电路对叶尖间隙信号直接进行处理,降低了采样率的要求,但是该方法带宽较低,无法进行高转速下叶尖间隙的测量;邓澈^[15]提出了基于滑动均值滤波的叶尖间隙信号处理方法,使用固定点数的均值滤波器对信号平滑,提高间隙测量精度;邵兴臣等^[16]在此基础上提出了基于滑动滤波与小波阈值检测的方法,有效的提高了叶尖间隙测量的精度。对国内外关于叶尖间隙测量的研究中可以发现,一方面,现有的研究集中在对单个叶片的叶尖间隙的测量精度提升,且使用的方法高度依赖于高精度的采集和较大计算量的滤波算法。另一方面,针对实际航空发动机测试中关注的平均间隙以及机载应用相关问题研究较少。

传统的叶尖间隙信号处理方法也存在着系统的高采样精度与高采集速度往往难以兼顾的问题,一方面传统叶尖间隙信号处理方法依赖高精度的信号采集和较好的滤波拟合算法,另一方面航空发动机转速极高,高拟合精度也就意味着极高的采样速度。

此外,传统叶尖间隙信号处理方法针对单个叶尖间隙,会产生海量的测量数据;并且信号处理方法需要进行拟合滤波等需要较大运算量的计算,这都对处理系统提出了较高的要求,不利于系统的小型化和机载。航空发动机间隙在线监测和实验中主要关注平均间隙,传统叶尖间隙信号处理方法的间隙数据存储后在进行平均再舍

弃,这也会极大的浪费存储资源。

针对叶尖间隙信号传统处理方法计算量大、数据冗余、高采样要求以及平均间隙求解难的问题,首先在电容式叶尖间隙信号模型的基础上,根据均方根基本原理,建立了基于均方根(root mean square, RMS)的电容式叶尖间隙信号处理模型。利用软件进行了算法仿真,讨论了间隙信号的均方根与平均间隙的关系,进行了时间参数、信号噪声对本方法的影响规律分析,并利用RMS-DC芯片实现了对叶尖间隙信号的RMS处理。搭建了基于间隙信号占空比不变的发动机真实叶盘缩比模型,完成了适用于RMS信号处理的动态标定系统。于某型航空发动机的压气机进行机载试验,实现了对于航空发动机平均间隙的高效测量。本方法可在低采样率的情况下实现对于航空发动机平均叶尖间隙的直接测量,计算效率高,资源消耗小,对于叶尖间隙测量的机载研究具有重大工程意义。

1 算法模型

1.1 电容式叶尖间隙传感器信号模型

电容传感器实现叶尖间隙测量是基于旋转叶片叶尖端面与传感器探头构成的可变电容器,如图1所示,安装在机匣内壁上的传感器探头作为可变电容器的一個极板,旋转叶片的叶尖端面作为另一个极板。转子旋转时,转子叶片依次扫过传感器,叶片与传感器构成的电容值将发生如图1所示的变化,经过对应的调理电路后,电容信号将转换为等比例的电压信号。

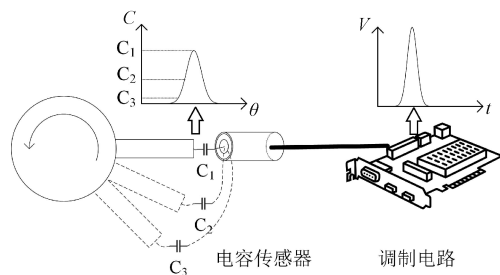


图1 电容式传感器测量叶尖间隙原理

Fig. 1 Principle of blade tip clearance measurement using a capacitive sensor

$$U_0(t) = K_0 \cdot C(t) \quad (1)$$

其中, $U_0(t)$ 为调理电路输出的叶尖间隙信号, K_0 为电路转换增益, $C(t)$ 为传感器电容变化。

在电容传感器进行叶尖间隙测量时,传感器与叶片端面的相交面积不断变化,叶尖间隙信号受到叶尖间隙、叶片端面形貌、传感器形状面积的影响,且由于电容式传感器的边缘效应,叶尖间隙信号在时域上类似于高斯脉

冲信号^[17],如图 2 所示,信号中的每一个脉冲都代表了一个叶片扫过电容传感器探头。

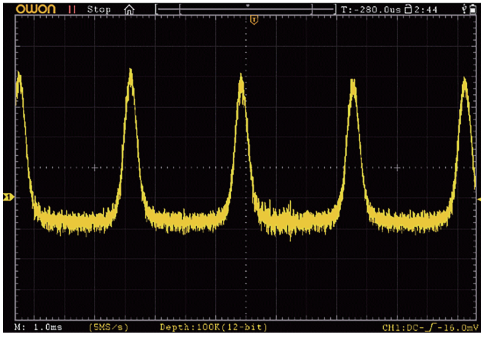


图 2 实测叶尖间隙信号

Fig. 2 Measured blade tip clearance signal

根据电容式叶尖间隙测量原理,对单个叶尖间隙信号理论分析,可建立其信号模型为:

$$U_0(t) = K_0 \cdot \frac{\varepsilon_0 \varepsilon_r}{d} \cdot K_s \cdot e^{-\left(\frac{5vt}{2r+w}\right)^2} \quad (2)$$

其中, ε_0 为真空的绝对介电常数, ε_r 表示极板间介质(一般为空气)的介电常数, d 表示叶尖间隙, K_s 表示叶片扫过传感器时,两者的最大重叠面积, r 表示传感器探头的半径, w 表示叶片端面厚度参数, v 表示叶端线速度。将式(2)化为高斯函数,可得式(3)为:

$$U_0(t) = A(d) \cdot \exp\left(-\frac{t^2}{2\delta_t^2}\right) \quad (3)$$

其中, $A(d)$ 为信号峰峰值与叶尖间隙的映射关系,由于存在边缘效应, $A(d)$ 不完全为 d 的反比例函数,因此在进行叶尖间隙测量时需要预先对 $A(d)$ 进行标定。

航空发动机叶片加工误差极小,每一个叶片的叶尖间隙信号基本相同,因此在转速变化不大的情况下,可以将叶尖间隙信号看作周期性脉冲信号,如式(4)所示。

$$U(t) = \sum_{i=0}^{+\infty} A(d) \cdot \exp\left(-\frac{(t-i \cdot \frac{\mu}{v})^2}{2\delta_t^2}\right) + N(t) + C \quad (4)$$

式中: $U(t)$ 为电容式传感器叶尖间隙信号模型, μ 为转子叶片之间的轴向距离, $N(t)$ 为信号噪声, C 为信号中的直流分量。

1.2 间隙信号的 RMS 模型

针对传统叶尖间隙信号处理方法存在的系统采样、计算性能要求高、数据计算处理量大和不利于机载问题,提出了基于 RMS 的叶尖间隙信号处理方法,可以在低采样速率下进行平均间隙的测量。

1) 单个叶尖间隙信号的 RMS 模型

在模拟信号分析领域, RMS 值通常指模拟信号一段时间内的真有效值,是一个与信号幅值有关的量,在信号

分析领域有着广泛应用^[18]。

针对单个叶尖间隙信号的交流分量计算 RMS,可得:

$$\begin{aligned} U_{RMS} &= \sqrt{\frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} [A(d) \cdot \exp\left(-\frac{t^2}{2\sigma_t^2}\right)]^2 dt} = \\ &A(d) \sqrt{\frac{v}{\mu} \int_{-\frac{\mu}{2v}}^{\frac{\mu}{2v}} \exp\left(-\frac{t^2}{\sigma_t^2}\right) dt} \approx \\ &A(d) \sqrt{\frac{v}{\mu} \int_{-\infty}^{+\infty} \exp\left(-\frac{t^2}{\sigma_t^2}\right) dt} = \\ &A(d) \sqrt{\frac{v}{\mu} \delta_t \sqrt{\pi}} \end{aligned} \quad (5)$$

从式(5)可以看出,叶尖间隙信号交流分量的 RMS 值与叶尖间隙信号幅值成线性关系,因此叶尖间隙信号的 RMS 值与叶尖间隙也存在单值函数的映射关系,此映射关系可通过标定得到,利用这个映射关系即可求解叶尖间隙值。

2) 转子整体叶尖间隙的 RMS 模型

在航空发动机转子叶尖间隙监测和实验中,通常关注的是转子的平均叶尖间隙,因此为了解决传统叶尖间隙数据处理量大的问题,需要对多个叶尖间隙信号进行 RMS 值计算,此时 RMS 的值与叶尖间隙的整体状态相关。

由于航空发动机叶片加工误差、安装误差等原因,航空发动机的各叶片长度存在极小的差距,这也导致了航空发动机的各个叶尖间隙测量信号峰值存在些许不同,则叶尖间隙测量信号的交流分量 $U_{swap}(t)$ 可以表示为:

$$U_{swap}(t) = \sum_{i=0}^{k-1} A(d_i) \exp\left(-\frac{(t-i \cdot \frac{\mu}{v})^2}{2\delta_t^2}\right) \quad (6)$$

其中, k 为扫过传感器的叶片数, $A(d_i)$ 为第 i 个叶片对应的叶尖间隙信号峰值。

则叶尖间隙信号交流分量的 RMS 值为:

$$\begin{aligned} U_{RMS} &= \sqrt{\frac{1}{kT} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} U^2(t) dt} = \\ &\sqrt{\frac{1}{kT} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \left[\sum_{i=0}^{k-1} A(d_i) \exp\left(-\frac{(t-i \cdot \frac{\mu}{v})^2}{2\delta_t^2}\right) \right]^2 dt} \end{aligned} \quad (7)$$

将式(7)中的积分部分展开得到式(8)为:

$$\begin{aligned} &\int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \left[\sum_{i=0}^{k-1} A(d_i) \exp\left(-\frac{(t-i \cdot \frac{\mu}{v})^2}{2\delta_t^2}\right) \right]^2 dt = \\ &\int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} \left[\sum_{i=0}^{k-1} A^2(d_i) \exp\left(-\frac{(t-i \cdot \frac{\mu}{v})^2}{\delta_t^2}\right) + \right. \\ &\left. \sum_{n=0}^{k-1} \sum_{m=0, m \neq n}^{k-1} A(d_n) A(d_m) \exp\left(-\frac{(t-m \cdot \frac{\mu}{v})^2 + (t-n \cdot \frac{\mu}{v})^2}{2\delta_t^2}\right) \right] dt \approx \end{aligned}$$

$$\sum_{i=0}^{k-1} A^2(d_i) \int_{-\infty}^{+\infty} \exp\left(-\frac{(t-i \cdot \frac{\mu}{v})^2}{\delta_i^2}\right) dt = \sum_{i=0}^{k-1} \sigma_i \sqrt{\pi} \cdot A^2(d_i) \quad (8)$$

将积分代入(7)中,可以得到转子整体叶尖间隙的 RMS 值为:

$$U_{RMS} = \sqrt{\frac{\sigma_i \sqrt{\pi}}{kT} \sum_{i=0}^{k-1} A^2(d_i)} \quad (9)$$

从现有的 U_{RMS} 的数学模型无法直接得到其与平均间隙的关系,但是可以看出在航空发动机叶片长度误差较小的情况下, U_{RMS} 与间隙信号峰峰值的均值存在正比关系,将在下一章进行仿真探讨 U_{RMS} 与平均间隙信号的关系。

2 仿真分析

根据 1.1 节的分析可知,间隙信号峰峰值与间隙的映射关系 $A(d)$ 为近似于反比例函数的单值函数,在工程中由标定获得。而在实际标定中,通常使用多项式拟合的方法对 $1/A$ 和 d 的关系进行拟合,多项式阶数一般取 5 或 6^[19],如式(10)所示。为保证仿真的真实性和有效性,仿真部分设置的映射关系选取自电容传感器的某次真实标定试验,如表 1 所示。

$$d = a_0 + \frac{a_1}{A} + \frac{a_2}{A^2} + \frac{a_3}{A^3} + \frac{a_4}{A^4} + \frac{a_5}{A^5} \quad (10)$$

表 1 仿真部分使用的间隙与信号峰峰值映射关系

Table 1 Mapping relationship between gap and signal peak-to-peak value used in the simulation section

a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5
-0.036	3.422	-2.633	1.355	-0.366	0.039

2.1 间隙信号 RMS 值与转子平均间隙的关系仿真

由 1.2 节第 2 部分中的推导可知,直接通过 U_{RMS} 的数学模型无法得到其与转子平均间隙的准确对应关系,因此本章仿真将结合叶尖间隙测量模型以及信号峰峰值与叶尖间隙的映射关系 $A(d)$ 设计仿真,探究信号 RMS 值与平均叶尖间隙的关系。

考虑到实际转子叶片长由于加工原因之间存在些许误差,且转子叶片存在安装误差,因此需要仿真各叶片叶尖间隙存在一定差别下的叶片平均间隙与叶尖间隙信号 RMS 之间的关系。由于在同一级转子中,不同叶片叶尖间隙的误差为随机误差^[20-21],因此设置叶片最大间隙与最小间隙差值为 Δd ,其余叶片的间隙随机分布。通过给定不同的叶尖间隙,依据映射关系仿真得到一圈叶片的叶尖间隙信号峰峰值,根据式(9)计算 U_{RMS} 值,仿真结果

如图 3 所示。

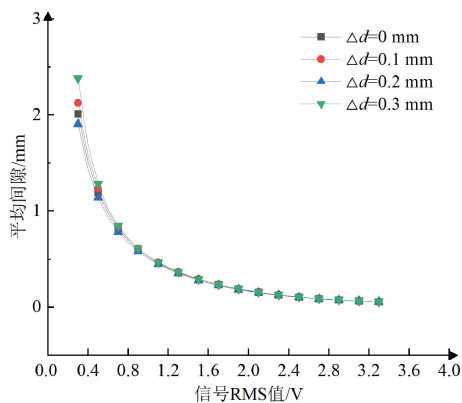


图 3 转子平均间隙与信号 RMS 的关系

Fig. 3 Relationship between rotor average clearance and RMS of the signal

图 3 横坐标为仿真的叶尖间隙测量信号 RMS 值,纵坐标为转子每圈的平均叶尖间隙,不同曲线分别表示不同的间隙差异大小。从仿真结果可以看出, U_{RMS} 与整圈叶片的平均叶尖间隙存在确定的单值关系,即:

$$\bar{d} = f(U_{RMS}) \quad (11)$$

考虑到该映射关系近似于反比例函数,为了便于后续标定计算,也看以将映射记为:

$$\bar{d} = f_1\left(\frac{1}{U_{RMS}}\right) \quad (12)$$

通过标定可以获得此映射关系,而此时需要已知平均间隙,因此与传统叶尖间隙标定时单一叶片标定不同,需对转子的叶尖间隙进行动态标定,关于动态标定是实现将在下一章中介绍。

通过仿真可以得出结论,单圈或者多圈的叶尖间隙测量信号的 RMS 值与转子整体的平均间隙相关,可以由此直接求解平均叶尖间隙。

2.2 RMS 时间参数影响仿真

由 2.1 节可知,对转子整体的叶尖间隙分析需要对多个叶尖间隙信号进行 RMS 计算,也就是需要确定 RMS 的时间参数。RMS 时间参数会对平均叶尖间隙的测量造成影响,理论上时间参数恰好设置为信号的整周期时 RMS 的测量误差最小,然而航空发动机的转速不断变化,而 RMS 的时间参数一般设置为定值,这就导致在航空发动机运转的过程中,势必会出现 RMS 时间参数为叶尖间隙信号的非整数倍周期的情况,因此需要对时间参数与 RMS 测量误差之间关系的仿真。

记 RMS 的时间参数为:

$$t = nT + \Delta t \quad (13)$$

其中, T 为间隙信号周期, n 为整倍数, Δt 表示除整数倍周期后的小数倍周期余数,设定信号信噪比为较差

工况下的 35 dB 进行仿真,仿真结果如图 4 所示。

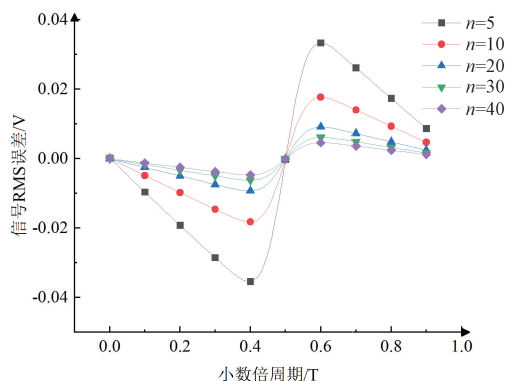


图 4 时间参数对叶尖间隙信号 RMS 值的影响

Fig. 4 Effect of time parameters on the RMS value of blade tip clearance signal

可以看出,当时间参数以小数倍的周期变化时,信号 RMS 值的误差呈现出正弦波动趋势。信号 RMS 值的相对误差先减少,后增大,并在时间参数达到下一个整数倍周期时再次趋近于零。时间参数越接近信号周期的整数倍或 0.5 倍,计算结果的准确性越高。同时,仿真结果表明,不同时间参数长度对应的信号 RMS 值最大相对误差也有所不同。随着 n 的增加,信号 RMS 值的最大相对误差减小,即时间参数越长,误差的影响越小。

2.3 系统噪声的影响

叶尖间隙测量信号的噪声来源于多方面,其主要噪声形式可以看作高斯白噪声^[4]。而为了确定 RMS 信号处理方法的抗噪性能,设置了不同信噪比的叶尖间隙信号,分别进行 RMS 处理以验证在不同信噪比条件下的 RMS 电压的误差。仿真结果如图 5 所示。

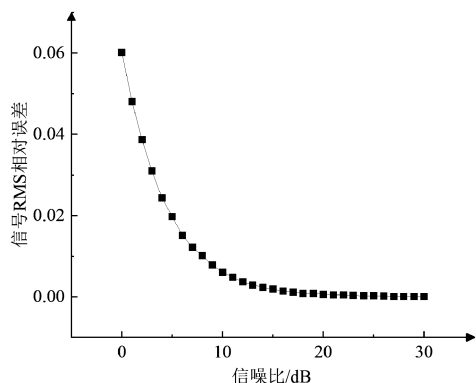


图 5 不同信噪比对叶尖间隙信号 RMS 的影响

Fig. 5 Effect of different signal-to-noise ratios on the RMS of blade tip clearance signal

噪声的存在会导致信号 RMS 值计算产生误差,但随着信噪比的增加,系统噪声引起的相对误差会逐渐减

小^[20]。因此,在使用基于 RMS 值分析的叶尖间隙测量信号处理方法时,应尽量提高输入信号的信噪比,以减少系统噪声对 RMS 值计算的影响。仿真结果显示,当输入信号的信噪比超过 20 dB 时,信号 RMS 值的相对误差可控制在 0.5% 以内,对计算结果的影响可以忽略。

3 试验验证

3.1 测量系统

进行 RMS 信号处理的方法分为两种,一是经过高速采样,对采样后的数字信号进行 RMS 计算,这种方法对采样系统要求很高,本质上与传统叶尖间隙信号处理方法相比没有优势;二是通过电路对调理电路输出的叶尖间隙信号进行处理,直接输出低频 RMS 电压信号,后续采用高精度的低采样速率的采集系统即可实现高精度的叶尖间隙信号的 RMS 处理。

为了减轻对采集系统的性能要求,提高信号处理效率,测量系统采用如图 6 所示结构。

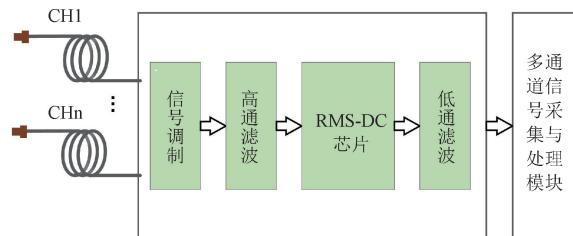


图 6 基于 RMS 的叶尖间隙测量系统结构

Fig. 6 Schematic diagram of the blade tip clearance measurement system based on RMS

其中,RMS-DC 模块已经非常成熟,这里选用 ADI 公司的 AD8436 芯片。通过对芯片外部滤波电容的选取可以在进行 RMS 处理前进行高通滤波滤除直流与低频噪声,在 RMS 处理后进行低通滤波滤除高频纹波。而对于时间参数的选取,根据 2.2 节中关于时间参数的仿真可知,当 RMS 的时间参数选取为信号周期的 20 倍以上时,其相对误差小于 0.1%,对间隙测量结果的影响可以忽略不计。典型叶尖间隙信号的周期变化范围为 1~40 kHz,则最大信号周期为 1 ms,因此选择外部滤波电容 1 μ F,控制 AD8436 的时间参数为 25 ms。

3.2 基于 RMS 的动态标定

1) 建立动态标定缩比叶盘

航空发动机叶片数量多、直径大,直接在原始叶片上进行叶尖间隙动态标定不具备可行性。为实现高效率、低成本的可靠动态标定,需要构建保持原有叶片叶端形貌的缩比模型进行高精度标定,如图 7 所示。

为确保在缩比模型动态标定的传感器可以在航空发

动机叶片上进行高精度测量,需要尽可能保证传感器在标定时测量的波形与机载时的波形一致^[21]。根据 RMS 的测量原理可知,在保证单个叶尖间隙信号一致的同时,还要保证整体信号的占空比与机载时一致。

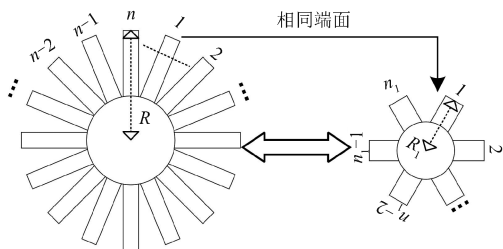


图7 动态标定缩比模型

Fig. 7 Scaled model for dynamic calibration

单个叶尖间隙信号的形状与叶尖间隙、叶片叶端形貌以及传感器形状有关,在确定间隙及传感器形状的情况下,只需保证缩比模型的叶端形貌与原始叶片的叶端形貌完全一致即可,因此缩比模型的叶端部分为实际航空发动机叶片截取得到。

而为了保证标定叶盘的 RMS 值与实际航空发动机叶盘相同,除了需要保证单个叶尖间隙信号的一致外,还需要保证叶尖间隙信号脉冲的占空比的一致。而叶尖间隙信号脉冲的占空比仅与传感器直径、叶片宽度以及叶片间的周向距离有关,叶尖间隙信号脉冲占空比可以表示为:

$$D = \frac{2r + d}{l} = \frac{2r + d}{\frac{2\pi R}{n}} \quad (14)$$

其中, r 为传感器半径, d 为叶片端面厚度, l 为叶片间弧长, n 为叶片数, R 为叶盘半径。

在保证占空比不变的情况下进行标定叶盘的缩小,只需要保证缩比模型与原始叶盘的半径与叶片数比例不变即可,即:

$$\frac{R_1}{n_1} = \frac{R}{n} \quad (15)$$

其中, R_1 为缩比模型的半径, n_1 为缩比模型的叶片数。

依据此关系,对某型号航空发动机的压气机某级叶片进行了缩比模型建立,将原有的 n 叶片减少为16片,直径减少为原来的 $16/n$,并将此缩比叶盘用于后续的传感器动态标定试验中,缩比叶盘如图8所示(以 n 代表压气机某级叶片数)。

2) 动态标定试验

利用建立的缩比叶盘进行基于 RMS 处理的叶尖间隙测量动态标定试验,标定试验台结构如图9所示,搭建的标定试验台如图10所示。通过灵敏度为 $1\text{ }\mu\text{m}$,直线



图8 缩比叶盘

Fig. 8 Scaled blade disk

度小于 $3\text{ }\mu\text{m}$ 的超高精度位移台带动传感器运动,将传感器的运动量转换为叶尖间隙值,同时记录当前 RMS 值与当前叶尖间隙。

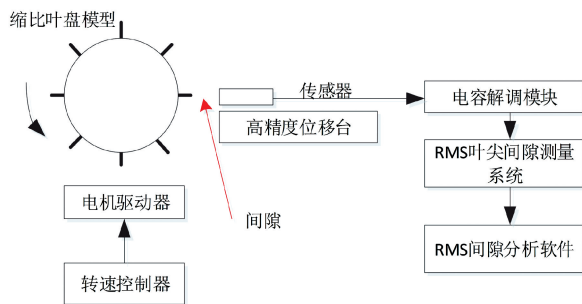


图9 标定试验台结构

Fig. 9 Structure of the calibration test bench

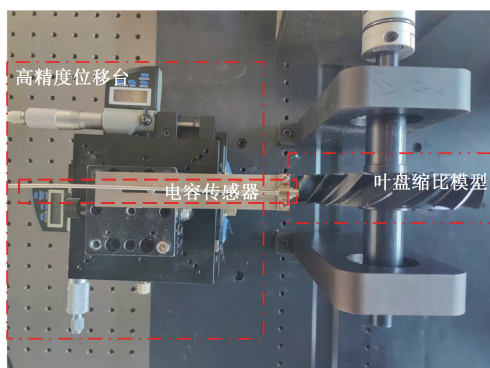


图10 标定试验台

Fig. 10 Calibration test bench

如图10所示,使用定位精度为 $1\text{ }\mu\text{m}$ 的NFP-1461SL超高精度位移台作为叶尖间隙进给装置,传感器为善测公司研发的CCP1000高精度叶尖间隙传感器,根据某型号航空发动机的压气机某级叶片设计了缩比叶盘。

在叶盘静止状态进行间隙标零:选择任一有叶片作为标零叶片,通过控制位移台移动传感器,当传感器与叶

片恰好接触时记为零点,即间隙为 0 mm 位置。

通过精密位移台控制传感器从 0.5 mm 开始以 200 μm 等间距移动实现不同的叶尖间隙值,控制转子在 1 500 rpm 转速旋转,测量叶尖间隙信号的 RMS 值,实现转子的动态标定。

标定试验标定结果如表 2 所示。

表 2 传感器标定结果
Table 2 Sensor calibration results

RMS 电压/V	平均间隙/mm	标定曲线间隙/mm	标定误差/mm
1.013	0.570	0.576	0.006
0.721	0.770	0.765	-0.005
0.533	0.970	0.966	-0.004
0.408	1.170	1.167	-0.003
0.316	1.370	1.372	0.002
0.247	1.570	1.578	0.008
0.197	1.770	1.770	0.000
0.158	1.970	1.964	-0.006
0.127	2.170	2.171	0.001
0.105	2.370	2.369	-0.001
0.087	2.570	2.573	0.003
0.072	2.770	2.768	-0.002
0.061	2.970	2.970	0.000

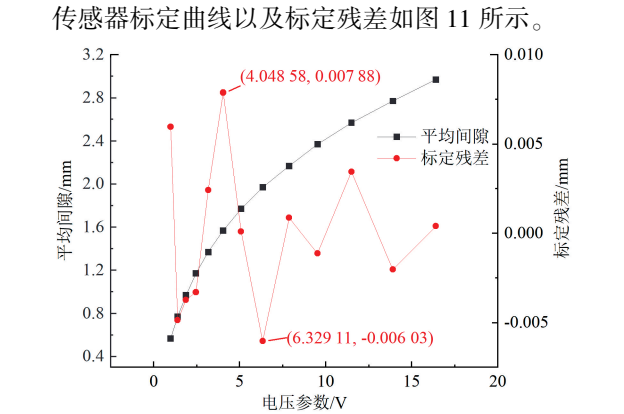


图 11 标定曲线与残差曲线
Fig. 11 Calibration and residual curves

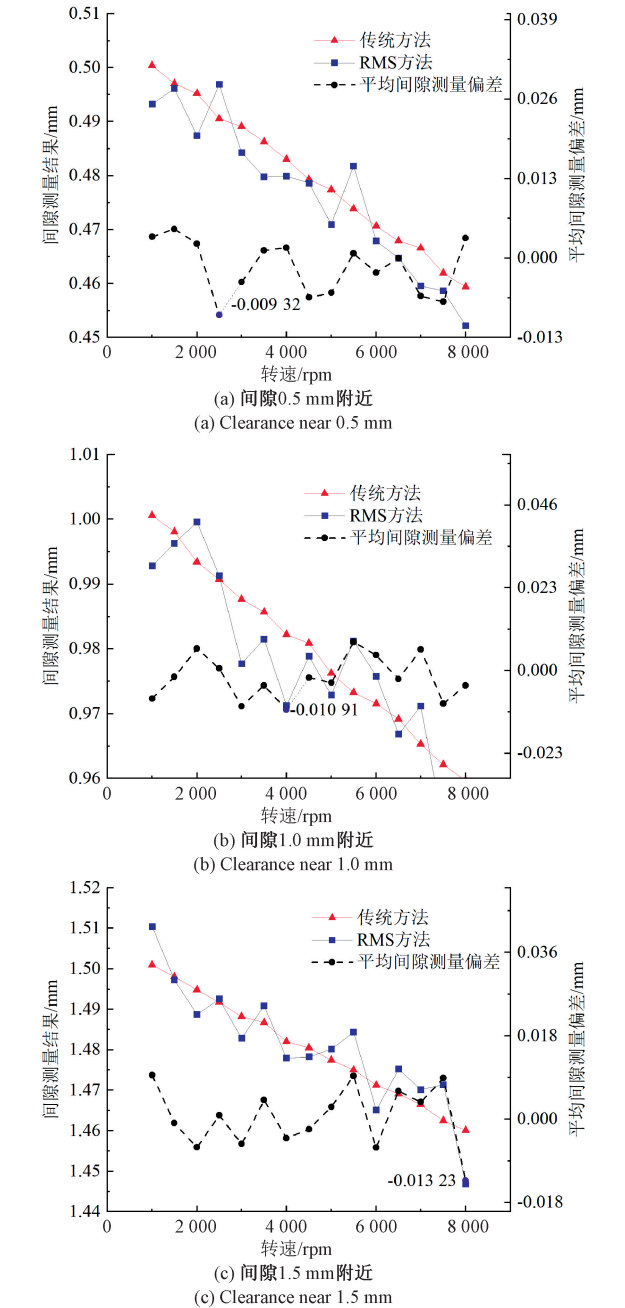
从图表可以看出,动态标定得到的标定曲线精度很高,标定的残差不超过 8 μm 。

3.3 模拟转台试验验证

在标定完成后,在图 10 的试验台上继续进行不同转速、不同间隙下的平均间隙测量精度验证试验。

控制电机转速从 1 000 rpm 开始,以 500 rpm 为间隔递增至 8 000 rpm,在每个转速下,分别测量间隙在 0.5、1、1.5 和 2 mm 附近处的平均间隙与叶尖间隙,通过将整圈叶片的叶尖间隙求均值与 RMS 方法测量的间隙均值做比较,依次验证基于 RMS 的平均间隙测量方法对转速的灵敏度以及其精度。

为减少其他因素干扰,两者使用同一套传感器和调理电路对同一级叶片进行测量,仅在后续电路与信号处理上进行区分。电容传感器经由测量电路得到的叶尖间隙测量信号分为完全相同的两路,其中一路信号由高速信号采集卡以 5 MHz 采样速率采集完整信号波形数据上传至上位机中处理,在上位机中获取信号峰峰值,再通过计算获得叶尖间隙值并求取平均间隙,即采用传统叶尖间隙测量信号处理方法。另一路叶尖间隙测量信号经 RMS 转换电路得到信号 RMS 值的低频模拟电压信号,再通过 10 kHz 采样将结果传输至上位机,结合测量模型计算实时叶尖间隙值。测量结果如图 12 所示。



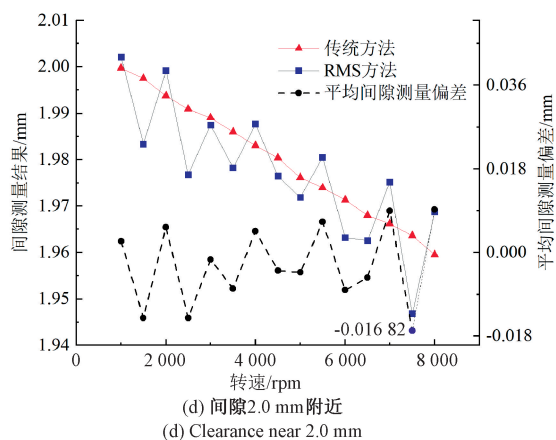


图 12 0.5、1.0、1.5 及 2.0 mm 处不同转速下的间隙测量结果和 RMS 方法的平均间隙测量偏差

Fig. 12 Measurement results of clearance at 0.5, 1.0, 1.5, and 2.0 mm at different rotational speeds, and average clearance measurement deviations using the RMS method

图 12 中,各间隙附近测量的间隙均随转速升高而减小,这是由于叶片在高转速下的伸长效应导致间隙减小,符合物理客观规律。而从测量精度来说,转速没有明显造成测量偏差的增大,并且在多个间隙下,基于 RMS 的平均间隙测量结果与传统方法相比,均在 $18\text{ }\mu\text{m}$ 以内。

3.4 机载试验验证

与某航空发动机压气机某级叶片上开展了叶尖间隙测量试验,分别进行了传统叶尖间隙信号测量与基于 RMS 的叶尖间隙信号测量,进行了机载对比实验。

为了减少其他因素的干扰,测量同一级叶片时,使用相同的传感器和调理电路,仅在后续电路和信号处理方法上有所区分。电容传感器通过测量电路得到的叶尖间隙信号分为两路完全相同的信号。其中一路信号通过高速信号采集卡以 5 MHz 的采样率采集完整的信号波形,并上传至上位机进行处理。上位机通过获取信号的峰峰值,计算出叶尖间隙并取平均值,这就是传统的叶尖间隙测量方法。另一路信号通过 RMS 转换电路得到低频模拟电压信号,并以 10 kHz 的采样率将结果传输至上位机,再结合测量模型计算实时的叶尖间隙值。

实际试验过程超过 10 h ,产生海量数据,选取具有代表性归一化的测量结果进行分析,测量结果如图 13 所示(叶尖间隙,转速均已归一化)。

图中为航空发动机数次加速减速时 RMS 方法与传统方法分别得到的平均间隙,左侧坐标轴为平均间隙值,右侧坐标轴为转速。从图中可以看出,两者测量的平均间隙一致性非常高。RMS 方法测量的平均间隙与传统方法测量的间隙相比的误差如图 14 所示。

从图中可以看出,RMS 方法以 10 kHz 的低采样速率

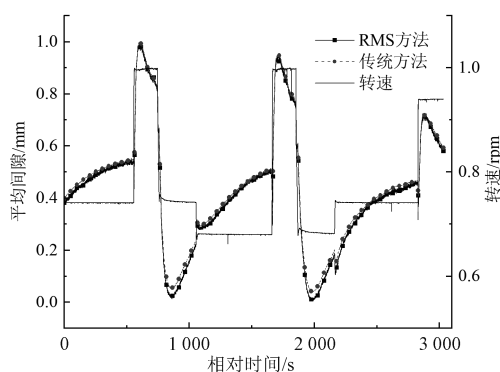


图 13 机载试验转速曲线和两种方法测量的平均间隙

Fig. 13 Flight test rotational speed curve and average clearance measurements using two different methods

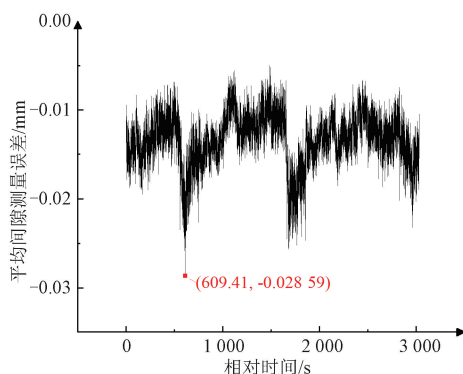


图 14 机载试验中 RMS 方法平均间隙的测量误差

Fig. 14 Measurement error of average clearance using the RMS method in flight tests

得到的平均间隙相较于传统信号处理方法的误差不超过 $29\text{ }\mu\text{m}$,实现了高精度、低冗余的轻量化平均叶尖间隙测量。

4 结 论

针对航空发动机叶片叶尖间隙测量中存在的计算量大、数据冗余、高采样要求以及平均间隙求解难,提出了一种基于 RMS 的叶尖间隙信号处理方法,利用数值解析及仿真分析了该方法的算法原理,确定了影响算法精度的多种因素,并基于 AD8436 芯片将叶尖间隙脉冲信号转换为 RMS 低频电压,利用硬件电路实现了所述算法;提出了基于叶尖间隙信号脉冲占空比不变的航空发动机叶片缩比模型构建方法,实现了适用于 RMS 间隙测量方法的动态标定;利用某型航空发动机的压气机进行了机载试验,通过与传统叶尖间隙测量方法对比,表明了基于 RMS 的叶尖间隙信号处理方法可以实现在低采样率条件下的平均叶尖间隙高效获取,与传统方法测量结果相

差小于 $29\text{ }\mu\text{m}$ 。基于 RMS 方法的提出对于未来航空发动机平均叶尖间隙机载测量的研究具有重要意义,但如何实现满足机载高可靠性要求的测量系统仍需更多研究。

参考文献

- [1] 曹传军,刘天一,朱伟,等.民用大涵道比涡扇发动机高压压气机技术进展[J].航空学报,2023,44(12):6-23.
CAO CH J, LIU T Y, ZHU W, et al. Technology development in high pressure compressor of civil high bypass-ratio turbofan engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(12): 6-23.
- [2] ZHAO F, JING X, YANG M, et al. Experimental study of rotor blades vibration and noise in multistage high pressure compressor and their relevance [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(3): 870-878.
- [3] YU B, KE H, SHEN E, et al. A review of blade tip clearance-measuring technologies for gas turbine engines [J]. Measurement and Control, 2020, 53(3-4): 339-357.
- [4] BINGHUI J, LEI H, YONG F, et al. The development of aero-engine tip-clearance measurement technology: A simple review [C]. 2017 13th IEEE International Conference on Electronic Measurement & Instruments (ICEMI). IEEE, 2017: 565-570.
- [5] DAVIDSON D P, DEROSE R D, WENNERSTROM A J. The measurement of turbomachinery stator-to-drum running clearances [C]. ASME 1983 International Gas Turbine Conference and Exhibit, 1983.
- [6] 申恩玉.基于交流放电等离子体叶尖间隙测量方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2019.
SHEN EN Y. Research on measuring method of tip clearance based on AC discharge plasma [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [7] 李发富,段发阶,易亮,等.基于频谱的篦齿轴向窜动与叶尖间隙测量方法[J].仪器仪表报,2022,43(8):261-270.
LI F F, DUAN F J, YI L, et al. Measuring method of axial movement and tip clearance of labyrinth seals based on the amplitude spectrum [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2022, 43(8): 261-270.
- [8] 谢思莹,张小栋,熊逸伟,等.三维叶尖间隙光纤探头设计及输出特性研究[J].仪器仪表学报,2018,39(11):180-187.
XIE S Y, ZHANG X D, XIONG Y W, et al. Design and modeling of three-dimensional tip clearance optical probe [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(11): 180-187.
- [9] 邓澈,段发阶,蒋佳佳,等.基于FPGA的叶尖间隙信号高速采集与处理方法[J].电子测量与仪器学报,2018,32(3):104-110.
DENG CH, DUAN F J, JIANG J J, et al. High speed acquisition and processing method for tip clearance signal based on FPGA [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2018, 32(3): 104-110.
- [10] 刘洪成,张小栋,熊逸伟,等.解调三维叶尖间隙的分组对称光纤传感器设计与分析[J].传感技术学报,2020,33(4):485-491.
LIU H CH, ZHANG X D, XIONG Y W, et al. Design and analysis of grouped symmetric optical fiber sensor for demodulating three-dimensional tip clearance [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2020, 33(4): 485-491.
- [11] 张济龙,段发阶,牛广越.基于微波传感器的叶尖间隙与叶尖定时测量[J].控制工程,2019,26(7):1233-1238.
ZHANG J L, DUAN F J, NIU G Y. Blade tip clearance and blade tip timing measurement based on microwave sensors [J]. Control Engineering of China, 2019, 26(7): 1233-1238.
- [12] 段发阶,牛广越,周琦,等.航空发动机叶尖间隙在线测量技术研究综述[J].航空学报,2022,43(9):82-108.
DUAN F J, NIU G Y, ZHOU Q, et al. A review of online blade tip clearance measurement technologies for aeroengines [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 82-108.
- [13] HAASE W C, HAASE Z S. High-Speed, capacitance-based tip clearance sensing [C]. IEEE Aerospace Conference, 2013: 1-8.
- [14] SATISH T N, RAO A N V, NAMBIAR A S, et al. Investigation into the development and testing of a simplex capacitance sensor for rotor tip clearance measurement in turbo machinery [J]. Experimental Techniques, 2018, 42(6): 575-592.
- [15] 邓澈.旋转叶片叶尖间隙信号获取及高速采集处理技术研究[D].天津:天津大学,2018.
DENG CH. Research on rotating blade tip clearance signal acquisition & high speed data acquisition & processing technology [D]. Tianjin: Tianjin University, 2018.
- [16] 邵兴臣,段发阶,蒋佳佳,等.基于自适应滑动均值和小波阈值的叶尖间隙信号降噪方法[J].传感技术报,2021,34(1):34-40.
SHAO X CH, DUAN F J, JIANG J J, et al. Denoising method of blade tip clearance signal based on adaptive moving average and wavelet threshold [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2021, 34(1): 34-40.

- [17] 郑芳芳, 牛广越, 易亮, 等. 基于 USB3.0 的多通道叶尖间隙数据采集系统设计[J]. 传感技术学报, 2023, 36(6):874-880.
ZHENG F F, NIU G Y, YI L, et al. Design of multi-channel blade tip clearance data acquisition system based on USB3.0 [J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2023, 36(6):874-880.
- [18] 成伟兰, 何纯全, 万海军, 等. 基于均方根值检波的脉冲调制辐射场测量技术[J]. 电子测量技术, 2022, 45(24):15-21.
CHENG W L, HE CH Q, WAN H J, et al. Measurement method for pulse modulated radiation field based on root mean square detection [J]. Electronic Measurement Technology, 2022, 45(24):15-21.
- [19] 易亮, 薛志飞, 郑芳芳, 等. 航空发动机碳纤维复合材料风扇叶片叶尖间隙测量研究[J]. 传感技术学报, 2023, 36(5):673-679.
YI L, XUE ZH F, ZHENG F F, et al. Research on tip clearance measurement of carbon fibre reinforced plastics fan blades of aero-engine[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2023, 36(5):673-679.
- [20] 邓喆, 余沛垌, 胡海良, 等. 某燃气轮机涡轮叶顶间隙计算分析[J]. 汽轮机技术, 2023, 65(2):87-89, 140.
DENG ZH, YU P J, HU H L, et al. Calculation and analysis for gas turbine blade tip clearance [J]. Turbine Technology, 2023, 65(2):87-89, 140.
- [21] 王赛. 机匣冷吹式发动机叶尖间隙控制技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
WANG S. Research on blade tip clearance control technology of cold blown casing engine [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2022.

作者简介



薛志飞, 2015 年于南京航空航天大学获得学士学位, 2018 年于南京航空航天大学获得硕士学位, 现为中国航发上海商用航空发动机制造有限责任公司工程师, 主要研究方向为旋转机械结构间隙测试技术。

E-mail: feimail202207@163.com

Xue Zhifei received her B. Sc. degree from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics in 2015, and her M. Sc. degree from Nanjing University of Aeronautics and Astronautics in 2018. Now she is an engineer at China Aviation Engine Group Shanghai Commercial Aircraft Engine Manufacturing Co., Ltd. Her main research interest includes gap measurement technology for rotating machinery structures.



牛广越(通信作者), 男, 2017 年于天津大学获得学士学位, 2022 年于天津大学获得博士学位, 现为天津大学助理研究员, 主要从事航空发动机、燃气轮机等大型旋转机械叶尖间隙参数、动叶片振动参数、转静子轴向间隙参数非接触在线测量方法、信号处

理算法的研究。

E-mail: niuguangyue@tju.edu.cn

Niu Guangyue (Corresponding author) received his B. Sc. degree from Tianjin University in 2017, and Ph. D. degree from Tianjin University in 2022, respectively. Now he is an assistant researcher in Tianjin University. His main research interests include non-contact online measurement methods for tip clearance and blade vibration parameters, as well as signal processing algorithms for large rotating machinery such as aircraft engines and gas turbines.