

文章编号: 1000-8055(2026)10-20250250-25

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250250

## 航空发动机叶片叶端定时综述: 测量、监测、诊断与评估

乔百杰<sup>1</sup>, 周凯<sup>1</sup>, 伏宇<sup>2</sup>, 刘美茹<sup>1,2</sup>, 文璧<sup>1,3</sup>, 杨志勃<sup>1</sup>, 陈雪峰<sup>1</sup>

- (1. 西安交通大学 航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 西安 710049;  
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500;  
3. 太行实验室, 成都 610299)

**摘 要:** 从叶片振动测量、振动监测、故障诊断与运行状态评估4个方面对航空发动机叶端定时技术进行了系统性概述,总结了近年来国内外在叶端定时系统关键技术方面的主要研究成果。国内外学者围绕叶片位移测量、叶片振动参数辨识、叶片裂纹故障诊断与叶片应变重构等方面取得了显著进展。认为未来叶端定时技术的研究应重点在5个方面实现突破:从冷端叶片到热端叶片叶端定时测量的拓展,从多传感向单传感叶端定时测量的演进,从低频低阶到高频高阶振动监测的延伸,从发动机地面测试向机载应用的跨越,以及从信号处理向叶端定时智能监测的升级,以持续提升航空发动机运行的安全性与可靠性。

**关 键 词:** 转子叶片; 叶端定时; 振动测量; 状态监测; 故障诊断

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

## Review of aero-engine blade tip timing: measurement, monitoring, diagnosis, and evaluation

Qiao Baijie<sup>1</sup>, Zhou Kai<sup>1</sup>, Fu Yu<sup>2</sup>, Liu Meiru<sup>1,2</sup>, Wen Bi<sup>1,3</sup>, Yang Zhibo<sup>1</sup>, Chen Xuefeng<sup>1</sup>

- (1. National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology,  
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;  
2. Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China;  
3. Taihang Laboratory, Chengdu 610299, China)

**Abstract:** A comprehensive review of aero-engine blade tip timing (BTT) technology was conducted from four perspectives: blade vibration measurement, vibration monitoring, fault diagnosis, and operational condition assessment, and major advancements in key BTT technologies achieved globally in recent years were summarized. Significant progress was made in areas such as blade displacement measurement, vibration parameter identification, crack fault diagnosis, and strain field reconstruction. Looking ahead, future research on BTT is expected to achieve breakthroughs in five key directions: extending its application from fan and low-pressure compressor blades to high- and low-pressure turbine blades; advancing from multi-sensor to single-sensor measurement architectures; expanding monitoring capabilities from low-frequency, low-order modes to high-frequency, high-order modes; transitioning from

收稿日期: 2025-05-24

基金项目: 国家自然科学基金(52475130, 92360306)

作者简介: 乔百杰(1985—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为航空发动机叶片健康监测。E-mail: qiao1224@xjtu.edu.cn

通信作者: 陈雪峰(1975—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为复杂机电装备动态特性分析与可靠性测试分析、故障诊断与健康管理等。

E-mail: chenxf@xjtu.edu.cn

引用格式: 乔百杰, 周凯, 伏宇, 等. 航空发动机叶片叶端定时综述: 测量、监测、诊断与评估[J]. 航空动力学报, 2026, 41(10): 20250250. Qiao Baijie, Zhou Kai, Fu Yu, et al. Review of aero-engine blade tip timing: measurement, monitoring, diagnosis, and evaluation[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(10): 20250250.

engine ground testing to in-flight implementation; and evolving from conventional signal processing to intelligent, autonomous BTT-based health monitoring. These advancements could contribute to further enhancing the operational safety and reliability of aero-engines.

**Keywords:** rotor blade; blade tip timing; vibration measurement; condition monitoring; fault diagnosis

航空发动机转子叶片(或称工作叶片、动叶、旋转叶片)长期处于高温、高压、高转速等极端工作环境,服役过程中极易产生疲劳裂纹、断裂、掉角等损伤,瞬时断裂的叶片可击穿机匣,打断相邻叶片,甚至导致空中停车等重大事故。20 世纪 90 年代美国空军主力战机 F-15 和 F-16 因为叶片高周疲劳故障分别被限制使用和停飞<sup>[1]</sup>。2018 年 4 月,美国西南航空客机 CFM56-7B1 号发动机 13 号风扇叶片叶根疲劳断裂,导致非包容性故障,1 人死亡,220 台发动机停机检修<sup>[2]</sup>。航空发动机叶片故障频发,其导致的灾难性、突发性事故,严重威胁飞行安全。现阶段叶片损伤检测普遍采用的仍旧是人工目视、内窥镜孔探的离线方式,缺乏有效的叶片在线监测手段,不能及时发现旋转叶片运行过程中出现的损伤。可见,对服役中的转子叶片进行健康监测,评估其运行状况,制定维修策略,保障航空发动机运行安全,十分必要。目前,英国罗罗、美国普惠等国际航空发动机巨头均投入巨资资助学术界、工业界开展叶片在线健康监测技术研究<sup>[3-4]</sup>。

随着对发动机结构健康监测需求的提升,如何在整个服役周期内追踪叶片振动并提取其特性,成为当前亟待突破的关键问题。由于航空发动机叶片高速旋转的特点,非接触式测量成为叶片振动测试领域研究的发展方向。利用安装在靠近机匣内侧的传感器感知叶尖振动信息,被称为“叶端定时”或“叶尖定时”(blade tip timing, BTT)。通常,4~6 支叶端定时传感器便可测量整级所有叶片的振动信息,如共振频率、幅值、激励阶次、共振转速等,进而借助有限元模型可实现特定模态振动下叶片危险点动应力的估算,是一种理想的航空发动机转子叶片在线监测手段<sup>[5]</sup>。叶端定时也被称为非侵入式应力测量系统(non-intrusive stress measurement system, NSMS)。BTT 技术在国外起步较早,美国西屋电气公司<sup>[6]</sup>在 1951 年就申请了叶端定时相关技术的发明专利。美国空军阿诺德工程发展中心(AEDC)<sup>[7-8]</sup>根据该项专利,经过多次改进,于 1982 年研发出叶端定时系统,采用光

学传感器测量旋转叶片的振动,目前该系统已升级至第 4 代。GE、普惠等航空发动机制造商,以及 NASA、美国海军空中作战中心、美国推进测试工作联盟等机构<sup>[9-12]</sup>,亦广泛开展了叶端定时技术研究,以获取航空发动机转子叶片振动数据。叶端定时作为一种特种测试技术,现已成为航空发动机研制进程中整机地面测试、高空台测试以及部件试验中不可或缺的重要组成部分。在叶端定时非接触式测振技术领域,美国的 HOOD 公司、Agilis 公司,英国的克兰菲尔德大学、牛津大学、曼彻斯特大学与 EMTD 公司,以及德国 MTU 公司等机构<sup>[13-18]</sup>处于领先地位。这些单位不仅开展了深度研发,还在实际产品测试中获得了丰富的工程实践经验,积累了丰富的工程数据,为该技术的成熟应用奠定了坚实基础。

虽然我国在叶端定时测量技术方面起步稍晚,但随着航空航天对高精度振动监测需求的日益增强,相关研究已进入快速发展阶段。从 2002 年开始,天津大学<sup>[19-21]</sup>就对叶端定时测量技术展开了研究,在叶端定时传感器设计、测量系统搭建、上位机软件设计方面做了大量工作,为国产叶端定时系统奠定了良好的硬件基础。中国航发沈阳发动机设计研究所和中国航发四川燃气涡轮研究院<sup>[22-24]</sup>均通过引进 HOOD 公司商用叶端定时系统,并在试验台架上进行应用测试,完成了相关测量验证工作。这些测试试验一方面是为航空发动机转子叶片振动监测提供数据支撑,另一方面也是对叶端定时系统的应用方式进行探索。除此之外,国内一些高校如国防科技大学<sup>[25-27]</sup>、西安交通大学<sup>[28-30]</sup>、北京化工大学<sup>[31-33]</sup>、南京航空航天大学<sup>[34-36]</sup>、大连理工大学<sup>[37-39]</sup>、中国石油大学<sup>[40-41]</sup>等对叶端定时技术也有较多的研究报道。在此基础上,2019 年以来,在航空发动机及燃气轮机重大专项资助下,西安交通大学联合中国航发四川燃气涡轮研究院、天津大学、国防科技大学、上海交通大学等优势单位,针对冷端叶片裂纹故障叶端定时诊断进行了系统性研究和工程验证。

利用叶端定时技术实现转子叶片的健康监

测,通常包括以下几个关键步骤:首先,叶端定时传感器采集叶片通过测点时产生的到达时间脉冲信号,并将时间序列转换为叶片的周向位移信号;其次,对获得的欠采样位移信号进行后续处理,提取叶片振动参数(如振动频率、位移幅值、阻尼比及相位等),据此实现叶片工作状态的监测与故障诊断,一旦识别到异常变化可及时发出预警;最后,基于提取的振动参数,结合叶片有限元模型,可进一步将位移响应转换为叶片关键部位或全场的动应力/应变分布,构成叶片运行状态评估技术的重要支撑。基于此,本文从“测量-监测-诊断-评估”4个维度系统梳理国内外叶端定时技术的发展现状,深入分析其在实际应用中存在的技术瓶颈,并探讨未来的发展趋势与研究方向。

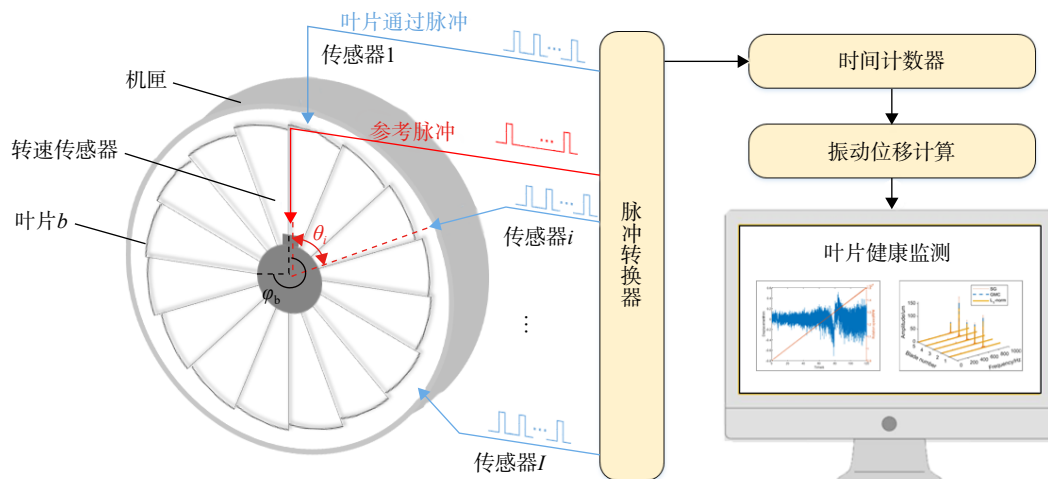


图1 转子叶片叶端定时系统测振原理图<sup>[30]</sup>

Fig. 1 Vibration measurement principle diagram of rotor blade tip timing system<sup>[30]</sup>

为实现对叶片振动位移的精确重构,还需获取转子旋转的参考相位信息。转速传感器通常安装在转轴上,用于测量每圈中键相参考标记通过某一位置的精确时间。该参考信号在时间计数器中用于建立绝对时间轴,是计算每圈叶片相对位置与偏移量的基础。由于转轴在旋转过程中几乎不产生径向振动,相比之下,其键相脉冲可视为理想的零位基准信号,用于消除转速波动对测量结果的影响。整个系统通过高分辨率计数器将上述各类脉冲信号转换为达到时间序列,并在后续处理中根据叶片标称角位置和转速信息,计算叶片的振动位移,进而借助于有限元模型,可利用少量振动位移信息实现转子叶片整体应变场重构,进而用于后续对叶片运行安全状态进行评估<sup>[42-43]</sup>。

## 1 叶端定时测量方法

### 1.1 叶端定时测量基本原理

叶端定时系统测量转子叶片振动的基本原理如图1所示。该系统通常由多个关键组件组成,包括安装在机匣周向分布的叶端定时传感器、用于提供参考信号的转速传感器、高精度时间计数器以及信号采集与处理单元。当叶片随转轴旋转并通过叶端定时传感器时,由于叶尖靠近传感器,其反射或阻断特性引起传感器输出信号的瞬时变化,表现为一系列典型的脉冲波。系统根据设定的信号门限电平,提取每个脉冲上升沿或特定幅值变化对应的时间点,称为叶片的到达时间。多个传感器按一定角度分布,可在一个旋转周期内分别记录所有叶片的到达时间。

叶端定时测振系统的优点在于其能够在不破坏旋转机械结构的前提下,利用叶端定时传感器实时监测整级所有叶片的振动信息。然而,若要保证其振动状态监测的结果具有高可靠性,首先就需要利用各个传感器测得的时间序列精确计算叶端振动位移。此外,叶端定时方法由于其特殊的采样方式,多数情况下只能得到叶片振动的欠采样信号,为了准确从信号中辨识叶片的振动信息,往往需要采用特殊的信号处理手段。

### 1.2 叶端定时传感器

采用叶端定时技术完成旋转叶片振动监测的基础是实现叶片到达时间的精确测量,其需要在机匣上布置非接触式传感器来捕获叶片尖端经过传感器的到达信号脉冲。迄今为止,根据叶端定



时测量原理以及非接触式传感器的测试原理,多种传感器已被用于叶端定时测量,包括电涡流、电容、光纤及微波等不同类型,分别具备适用于不同工况的性能特点。不同的传感器由于其测试原理及适用情况不同,在叶端定时测试采样过程中各自具有一定的应用优势与局限性。

### 1.2.1 涡流传感器

涡流传感器基于电磁感应机制,通过感知金属叶片靠近时产生的电磁变化,实现对其振动状态的监测,主要包含被动式和主动式两种常用类型。被动式传感器内含可以产生磁通量的永磁体,以及用于测量目标中感应涡流产生电压的线圈;主动式传感器则包含可以同时产生磁通量并测量目标中感应涡流产生电压的一个或多个线圈,且多个线圈可以完成不同线圈之间的差分测量。涡流传感器由于在具有灰尘、污垢、油、水等杂质的恶劣工况下仍表现出良好的测试鲁棒性,现已成为涡轮机械旋转叶片振动监测的常用传感器之一。常见的涡流叶端定时传感器及其安装测试环境如图 2 所示。

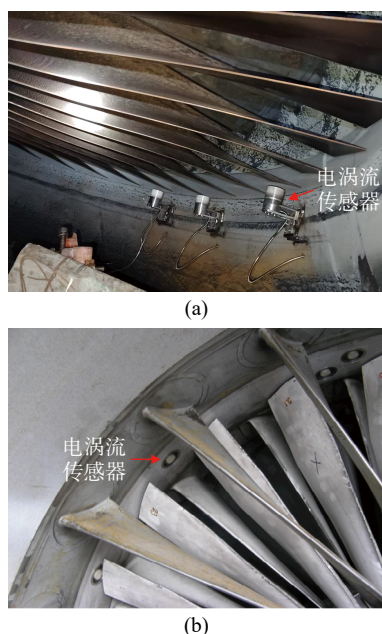


图 2 电涡流传感器应用于转子叶片测试

Fig. 2 Eddy current sensors for rotor blade testing

在非接触式传感器领域,早在 1924 年坎贝尔图的发明者美国坎贝尔<sup>[44]</sup>使用涡流传感器来识别轮机叶片的固有频率。QinetiQ 公司<sup>[45-46]</sup>在英国研制出一款电涡流式叶片振动传感器,已在 SpeyRB168-101 型发动机中开展了大量测试以验证其性能。美国 HOOD 公司针对电涡流叶尖定

时技术进行了深入探索,其推出的常规电涡流传感器可承受高达 260 ℃ 的工作环境温度,表现出良好的热稳定性。美国阿克伦大学 Du 团队<sup>[47]</sup>提出了一种用于检测叶尖间隙的多路复用涡流传感器,并采用谐振频分复用技术以高灵敏度和高分辨率同时测量多个尖端间隙。波兰空军技术研究所<sup>[11]</sup>开发了一种用于叶端定时系统的涡流传感器,并在军用涡扇发动机上进行试验验证。中国特种设备检测研究院相关团队<sup>[48]</sup>将叶尖间隙的变化纳入基于涡流传感器叶端定时测量系统的误差补偿环节中,大大减小了振动幅值以及频率的辨识误差。此外,为探究涡流传感器在高温环境下的工作性能,以寻求其在发动机涡轮叶片测振中应用的可能性,学者也开展了部分研究。Sridhar 等<sup>[49]</sup>开发了一种用于涡轮机叶端定时和叶尖间隙测量的新型高温涡流传感器,其中高温约为 800 ℃。西北工业大学刘振侠团队<sup>[50]</sup>通过校准试验研究了温度对涡流传感器性能的影响,并指出在 600~1 000 ℃ 温度范围内,传感器能有效工作并保持良好的稳定性。北京航空航天大学郑世强团队<sup>[51]</sup>针对高温涡流位移传感器的指数滞后特性,提出了一种利用差分电路来消除指数滞后温度漂移的方法,并在 350 ℃ 以内的工况下验证了方法的有效性。俄罗斯科学院复杂系统控制研究所相关团队<sup>[52]</sup>提出了基于单线圈涡流传感器的燃气轮机发动机危险状态监测方法以及叶尖间隙监测方法,该传感器在 1 200 ℃ 以上的温度下仍能工作。英国罗罗公司<sup>[3]</sup>利用电涡流传感器开发了一种专业技术,分析叶片叶尖的振动位移,从而监测飞行中的叶片健康状况。

尽管电涡流传感器属于场测量技术,在精度方面相较于光纤传感器存在一定局限,逐步被光纤传感器所取代用于航空发动机的地面高精度测试,但其在高温、高湿、高振等复杂环境下具备优异的稳定性和较强的工程可实施性,因此在汽轮机叶片长期在线监测中仍被广泛采用。国内善测(天津)科技有限公司<sup>[53]</sup>、南京方一测控科技有限公司<sup>[54]</sup>研制的叶端定时系统配置的电涡流传感器均在汽轮发电机组转子叶片的振动监测中发挥了关键作用。除此之外,西安交通大学与西安热工研究院合作,研发了全国产汽轮机长叶片状态监测系统,所采用的传感器也是电涡流传感器,目前已在我国 20 多座火电站汽轮机中应用。该类监测的特点是周期长,介质为水蒸气,需要使



用防冲蚀的材料。但由于涡流传感器与被测对象之间的线圈-导体系统存在特有的“交叉敏感”现象, 导致传感器输出电压可能会随着环境温度的进一步升高而逐步发生漂移, 因此还需对涡流传感器测量系统进一步优化设计。

### 1.2.2 电容传感器

电容式叶端定时传感器相较于涡流传感器而言具有更加良好的高温适应性, 其测量原理是通过实测电容值的波动来表征传感器与叶片尖端之间的距离。根据测量方法的不同可将电容式传感器分为调幅式、直流式及调频式三种。但由于在实际应用中, 被测电容一般很小, 传感器采集信号的信噪比较低, 因此需要将传感元件与周围环境隔离, 常见的隔离方法是使用塑料作为绝缘体并与传感器同轴布置。常见的电容式叶端定时传感器如图 3 所示。



图 3 电容传感器

Fig. 3 Optical fiber sensor

美国福特汽车科学实验室的 Warnick 等<sup>[55]</sup>最早申请了“电容传感器”的发明专利, 开启了其在高温涡轮机叶片振动测量领域的应用。到目前为止, 电容传感器已被广泛用于叶尖间隙的测量。其中, 为避免传感器受到燃气轮机中气体电离效应的影响, 英国罗罗公司的 Chivers<sup>[56]</sup>提出以频率调制原理为基础的测量方法, 并在试验平台上完成了验证测试。美国马萨诸塞大学的 Drumm 团队<sup>[57]</sup>开发了一种电容传感器来同时测量叶尖间隙和叶端定时中的叶片到达时间, 该传感器使用专门设计的多元件电容探头, 可以实现更高的空间分辨率。国内天津大学段发阶团队<sup>[19]</sup>通过双层屏蔽结构对中心电极进行防护, 有效提升了信噪比并增强系统的抗干扰性能, 以完成对高速旋转叶片的振动监测。法国 FOGALE Nanotech 公司<sup>[58]</sup>基于幅度调制原理, 成功研发出一套完整的商用叶尖间隙测量系统, 该系统被法国斯奈克玛

公司成功运用于 TP400 发动机上完成了 20 h 的持续在线测量。意大利锡耶纳大学的 Addabbo 团队<sup>[59]</sup>开发了一套基于调频电容式传感器的涡轮机械叶尖间隙测试系统, 该系统能够准确测量系统的动态响应。美国海军研究院<sup>[60]</sup>提出了一种用于校准电容式传感器的后处理方法, 可以用于在高速和高瞬态载荷下被动分析跨声速轴流风扇的叶尖间隙。

电容式传感器因其结构简单、响应快等优点, 在叶端定时测量中被广泛应用。然而, 在高速、含杂质的环境中, 其性能易受介电常数波动、电磁干扰及绝缘电阻随温升变化等因素影响, 进而导致测量误差, 限制了其在高温涡轮叶片中的推广。如何加强多物理场耦合分析, 结合试验验证传感器性能, 同时探索智能材料和自适应算法, 以提升电容式传感器在极端工况下的可靠性与精度, 是下一阶段的研究重点。

### 1.2.3 光纤传感器

光纤式叶端定时传感器相较于其他非接触式传感器的最大优点是其分辨率高, 其测量原理是当叶片尖端进入传输光纤发出激光的光束路径时, 激光通过接收光纤反射回光电二极管, 由于叶端经过时反射光的强度变化非常快, 从而产生脉冲, 然后利用信号预处理电路分析这些脉冲信号以得到叶端的到达时间。

自 20 世纪 80 年代以来, 光纤式叶端定时传感器因其高分辨率而在叶端定时以及叶尖间隙测量领域中得到了广泛的使用, 目前常用的光纤传感器其光纤束一般由一个发射光纤和排布在其周围的多根接收光纤组成, 如图 4 所示, 在发动机地面试车中逐步取代了电涡流传感器。Gil-García 等<sup>[61-62]</sup>发明了一种基于分析单光纤束传感器反射光强度的方法, 并使用两个光电探测器电压的结果消除了光路损耗和尖端反射率变化等系统误差的影响。中国工程物理研究院流体物理研究所相关团队<sup>[63]</sup>提出了一种基于干涉仪的方法来测量绝对距离, 并且在高速电动机上测试了该方法, 但其在全尺寸涡轮机械上的可行性尚未得到证实, 不稳定的介质和不断振动的工作条件可能会造成严重的障碍。天津大学段发阶团队<sup>[64]</sup>提出了一种三光束传感器来减少转速波动的影响, 具有良好的实际应用前景。中国航发四川燃气涡轮研究院的刘美茹等<sup>[65]</sup>开展叶端定时光纤传感器加温和冷却试验研究, 通过调节冷却气体流量, 能够将叶端定时

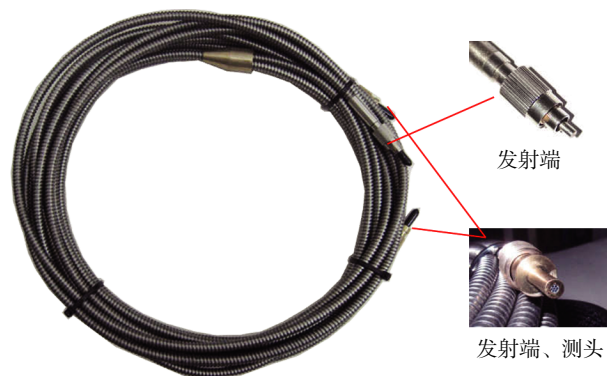


图 4 光纤传感器

Fig. 4 Capacitive sensor

光纤传感器从 1100 ℃ 的工作环境冷却至 650 ℃ 以下,使传感器处于许可工作温度范围。哈尔滨工业大学的 Ma 等<sup>[66]</sup>提出了一种用于航空发动机动态间隙测量的三线圈同轴纤维束传感器,理论分析和试验表明该传感器可以在高温、高速旋转的强大现场运行条件下在线监测。此外,在高温条件下,测试环境中还存在叶片及叶盘发出的黑体辐射以及高温燃气和碳烟光辐射,其会对激光接收器的光路反馈产生影响,因此光纤传感器采用的激光光源波段以及其配套的滤波处理方法的选择也至关重要。美国 HOOD 公司和英国 EMTD 公司分别采用红光发射和绿光发射作为其测试光源;中国航发四川燃气涡轮研究院的刘美茹等<sup>[67]</sup>则通过分析测试环境的辐射干扰情况而选取了蓝光发射与滤波的方案,从而减弱了黑体辐射对脉冲信号的干扰,该方法在发动机涡轮转子叶片非接触测振试验中得到了初步验证。

光纤传感器测量精度高,其一直是航空发动机地面试车最广泛采用的传感器,在测试分辨率方面具有得天独厚的优势,但由于光纤传感器对污染物(如灰尘、污垢、油、水等)的耐受性较低,且其耐高温性能较差,必须搭配相应的隔离装置以及风冷式散热系统才能应用在叶片健康监测的嵌入式系统中,这也将同时增加发动机系统的额外质量,且不适合长期监测。目前,需要在光纤材料选择方面进行突破,以研制适合长周期监测且耐高温的光纤传感器。

#### 1.2.4 微波传感器

微波叶端定时传感器的优势则在于能够在密闭装置中完成测试,因而不受燃油及发动机其他污染的影响,微波传感器如图 5 所示<sup>[68]</sup>。用于叶片振动监测的微波传感方法通常分为三类,分别

图 5 微波传感器<sup>[68]</sup>Fig. 5 Microwave sensor<sup>[68]</sup>

为反射型微波传感、扰动型微波传感以及传输型微波传感。其中,反射型微波传感通过检测微波被叶片反射后的变化实现监测;扰动型微波传感基于非电量参数对谐振腔特性的影响进行分析;传输型微波传感则利用信号在传播过程中的变化来获取叶片振动信息。

英国联合技术公司的 Grzybowski 等<sup>[69]</sup>提出了一种工作频率为 20 GHz 的微波传感器,用于尖端间隙测量。美国佐治亚技术研究公司的 Geisheimer 等<sup>[70]</sup>使用了两个相互相移为 90°的探测器,这样就可以测量波矢量的同相和正交分量。NASA 的 Woike 等<sup>[71]</sup>设计了基于短程雷达原理的叶端间隙测量系统,并通过了相关试验验证。瑞士美捷特传感器公司的 Kwapisz 等<sup>[72]</sup>讨论了微波传感在涡轮机翼型健康监测中的应用,以及提出的在 6 GHz 和 24 GHz 运行的微波传感器。瑞士洛桑联邦理工学院的 Violetti 等<sup>[73]</sup>提出了一种适用于燃气轮机和蒸汽轮机叶端定时的新型 6 GHz 微波传感系统,其前端由高温同轴线供电的微型开放式同轴谐振器组成。天津大学段发阶团队<sup>[74]</sup>提出了一种基于贴片天线的微波传感器用于发送和接收微波信号,该传感器能够同时实现叶端定时和叶尖间隙的测量。上海交通大学彭志科团队<sup>[75]</sup>提出了一种基于微波技术的新方案,结合不同工况对大变形结构的低频振动响应测量结果进行了详细分析。微波叶端定时传感器的主要优点包括其耐燃烧产物污染、在热废气环境中相对良好的微波辐射传播以及金属对微波的良好反射。但同时也存在制造工艺复杂、成本较高、工作频率需精确调谐及空间分辨率有限等不足。

综上所述,4 类叶端定时非接触式传感器的优缺点比较如表 1 所示。实际应用中,传感器类型的选择需综合考虑操作模式、所需的分辨率、可用空间、环境温度、传感器的预期寿命等因素。

表 1 叶端定时非接触式传感器特点对照表

Table 1 Comparison of characteristics of non-contact blade tip timing sensors

| 类型    | 应用场景        | 优点                          | 缺点                                   |
|-------|-------------|-----------------------------|--------------------------------------|
| 涡流传感器 | 汽轮机叶片振动监测   | 对污染物不敏感;<br>准确度高;<br>适合长期监测 | 易受磁干扰;<br>易受环境影响;<br>耐高温性能较差         |
| 电容传感器 | 叶尖间隙测量      | 成本低;<br>能长期监测               | 温度适中;<br>对污染物敏感;<br>分辨率低             |
| 光纤传感器 | 冷端叶片振动监测    | 高分辨率;<br>成本适中;<br>对叶片材料无要求  | 带宽有限;<br>易污染;<br>耐高温性能较差;<br>不适合长期监测 |
| 微波传感器 | 旋转叶片振动、叶尖间隙 | 高温;<br>抗污染性                 | 制造昂贵;<br>需要调整工作频率;<br>需要校准有限的空间分辨率   |

1.3 叶端振动位移测量方法

目前,对航空发动机转子叶片运行状态的监测主要依靠叶端定时非接触式测量来实现,在机匣周向安装定时传感器,通过比较叶片实际经过传感器的时间与其在无振动状态下的理论时间,并结合当前转子转速参数,可计算出整级叶片的周向振动位移,如图 6 所示。其中,转子叶片振动(振动频率、幅值)的变化可能意味着叶片出现了结构损伤。叶端定时既可以在发动机研制阶段验证叶片有限元模型预测能力,也可以在发动机服役阶段监测叶片外物损伤、微小裂纹以及预警各种载荷诱发的高周疲劳<sup>[76]</sup>。

国外航空巨头及其供应商(罗罗、HOOD、

EMTD、MTU 等)对叶端定时的研究与探索从未停止过,并证明了叶端定时非接触式测量在叶片振动测量中的可行性。在过去的 20 年,英国罗罗公司持续资助 Russhard<sup>[77]</sup> 负责叶端定时技术的研发和验证工作,积累了 500 余台架的叶端定时试验数据。美国空军阿诺德工程中心<sup>[78]</sup> 主导研发的第 4 代 NSMS 系统,与早期的 NSMS 系统仅可实现叶片颤振、单模态同步振动监测相比,具备监测风扇/压气机叶片高频振动、多模态振动、同步和异步振动的能力。第 4 代 NSMS 在 XTC67/1 核心机中得到了试验验证,与应变片测试结果比较,两者在叶尖位移、叶根应变、频率、临界转速方面均有很好的 consistency。目前,现有叶端定时技术需要借助于键相信号作为参考。由叶端定时测量原理可知,键相传感器作为基准用于计算叶片理想到达时间。

1.3.1 基于键相信号的叶端定时测量

在典型的 BTT 系统中,转速同步/键相(once-per-revolution, OPR)传感器通常安装在转子转轴的附近,当检测到轴上的键相标记时输出键相信号。在早期的研究中,键相传感器被广泛使用,并基于单转内转速恒定的采样假设,获得平均转速。

Reinhardt 等<sup>[79]</sup> 通过利用键相传感器,对时序误差进行了详细分析,并提出了一种改进的高精度参考方法。此外,为缓解速度波动的影响,可采用多个键相传感器进行协同测量。Zhang 等<sup>[80]</sup> 发展了多参考相位叶端定时技术,该方法通过在转轴周围布置多个均匀分布的参考相位,并假设相邻相位之间转速相对稳定,从而减少了变转速条件下转速计算的误差,提升了振动位移测量的准确性。基于此, Diamond 等<sup>[81]</sup> 在多参考相位的基础上,建立了转子转速的状态方程,并利用卡

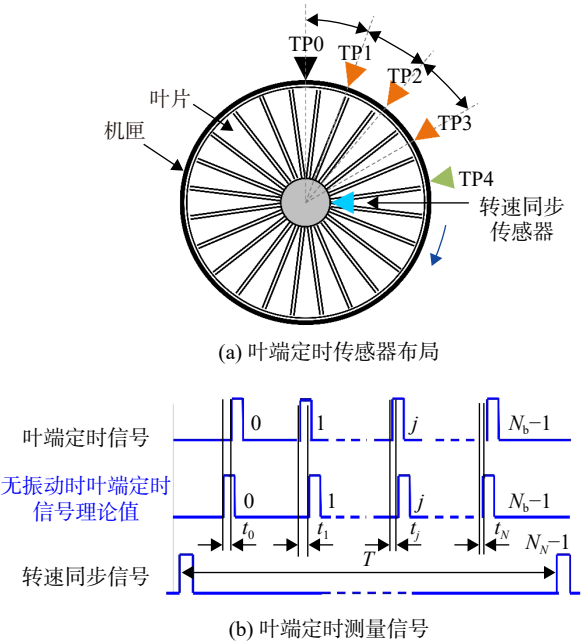


图 6 叶端定时系统基本原理

Fig. 6 Basic principle of blade tip timing system



尔曼滤波器求解该状态方程,以进一步优化测量精度。

然而,在实际应用场景中,航空发动机的负载变化、燃油供给波动以及控制系统调节等因素会导致叶片转速处于动态波动状态。因此,依赖单圈转速恒定假设的测量方法可能引入显著误差,尤其在快速加速或减速工况下,叶片振动位移的测量精度会明显降低,甚至引发误判。

### 1.3.2 无键相叶端定时测量

鉴于传统叶端定时测量方法依赖键相信号的方式在实际应用中存在诸多局限,研究者已逐步转向开发无需键相信号的叶端定时技术,以应对航空发动机内部空间受限、传感器布置困难等实际挑战。在实际应用中,传统转速传感器常安置于附件传动装置,但由于潜在的传递误差和高精度需求的冲突,这种配置难以满足叶端定时测量的要求。发动机试车阶段虽可临时安装键相传感器,但进入服役期后,转轴上的传感器安装变得极为不可行。因此,无需键相信号的叶端定时方法已成为该领域的重要研究方向,旨在提升测量的可靠性和适用性。

当前,无需键相信号的叶端定时技术主要分为虚拟键相法和替代参考法两类。虚拟键相法通过数学拟合方法生成键相信号,替代键相传感器。英国 EMTD 公司 Russhard<sup>[82]</sup>提出了一种直线拟合(straight line fit, SLF)的方法,该方法通过对叶片抵达 BTT 传感器的实际时间序列进行拟合,推断理想到达时间,并计算振动位移,在中间叶片位置表现出较高的精度。基于此,北京化工大学 Chen 等<sup>[83]</sup>采用直线拟合区间中点的叶片作为参考叶片,在不使用键相传感器的情况下实现了高效的叶片振动测量。大连理工大学李宏坤团队<sup>[84]</sup>提出了移位直线拟合方法,通过平移进行直线拟合,在最佳拟合点计算每个叶片的理想到达时间,以提升叶端位移计算精度。美国 HOOD 商用叶端定时系统则选择将某一个 BTT 传感器作为键相信号,并开发了键相信号生成后处理软件。上海交通大学 Wu 等<sup>[85]</sup>考虑转速微小波动的影响,引入多项式拟合方法,更加精确地捕捉转子叶片实际转速变化,优化了振动位移的计算。

替代参考法则是另辟蹊径,采用叶片或者某一叶端定时传感器作为参考。北京化工大学 Wang 等<sup>[31]</sup>采用了一个叶片的实际到达时间作为参考,通过该方法计算其他叶片的振动。西安交

通大学 Zhou 等<sup>[86]</sup>提出了基于参考键相动态追踪的叶端定时方法,通过利用叶片间随机失谐动态选取参考叶片,模拟键相传感器的功能。尽管这些方法有效地规避了物理键相传感器的需求,但计算理想到达时间的过程仍可能引入计算误差,尤其在转速波动较大的工况下。

针对上述问题,研究者们探索了无需计算理想到达时间的创新方法。天津大学 Guo 等<sup>[42]</sup>利用两个 BTT 传感器测量叶端振动位移差的方法,并结合 Levenberg-Marquardt(L-M)理论进行振动参数识别,避免了理想到达时间的计算步骤。值得注意的是,美国 HOOD 系统、Agilis 系统中无键相测量模块也采用了振动位移差的算法。Xu 等<sup>[87]</sup>开发了一种递归方法,通过在角度域构建递归公式,利用叶片间角度信息直接计算振动位移,降低了转速波动对测量精度的影响。西安交通大学陈雪峰团队<sup>[88-89]</sup>先后提出了基于叶片间距变化的无键相叶端定时技术和基于单探针的叶端定时方法,这些技术为旋转叶片状态监测提供了新的技术路径,并增强了系统的鲁棒性。

尽管无需键相信号的叶端定时技术取得了显著进展,但基于 BTT 系统的转子叶片振动监测仍面临诸多不确定性因素,这些挑战直接影响测量精度和可靠性。首先,转速波动和测量噪声等因素引发的测量不确定性是当前 BTT 系统的主要难题<sup>[90]</sup>。在实际航空发动机运行环境中,气流不稳定性、负载波动以及其他动态影响会导致转速无法维持恒定。尽管可以通过利用整圈或多圈叶片到达时间序列,或仅依赖被测叶片邻近叶片的到达时间来估算预期到达时间,但这些方法仍难以完全抵消转速变动的干扰。此外,外部噪声和信号干扰会进一步污染到达时间的脉冲信号,导致测量结果偏差增大。这类不确定性在高动态工况下尤为突出,亟需更先进的信号处理和建模技术来缓解。

其次,振动和测点位置波动等因素也会引入显著的不确定性<sup>[91]</sup>。BTT 传感器的测量点位置对叶片到达时间的准确性至关重要,叶片的振动(如弯曲和扭转)以及旋转轴的扭转振动均会改变传感器相对叶片的角位移,从而导致到达时间测量失真<sup>[5]</sup>。例如,在大涵道比涡扇发动机中,叶片在加速或减速过程中可能发生大幅变形,引起测点偏移,这将使计时基准不一致,进一步放大测量误差。这些问题在无键相参考的场景下更为复杂,

因为缺乏可靠的绝对参考信号,增加了误差传播的风险。

鉴于上述不确定性,在无键相参考和变转速工况下,实现航空发动机叶片振动位移的精确测量仍需深入研究。未来,随着航空发动机智能化发展和机载健康监测需求的不断提升,无需键相信号的叶端定时技术以其结构简洁、适应性强和易于集成等优势,将成为推动 BTT 系统向机载化和工程化应用转型的关键驱动力。

## 2 叶端定时叶片振动监测方法

在复杂运行环境中,叶片受到多种外部扰动,易产生强迫振动,从而诱发疲劳破坏。相关研究普遍将振动激励归纳为两类:一是气动力引起的扰动,主要源于叶片运行过程中气流分布的动态变化;二是机械因素造成的激励,例如转子的不平衡或轴系偏心等问题<sup>[92]</sup>。这些周期性扰动会引发不同类型的响应,若振动频率与激励频率(如转子转频)成整数倍关系,则为同步振动;反之,若为非整数倍,则被定义为异步振动。同步振动多是由转频、尾流激励<sup>[93-95]</sup>等原因导致的,而异步振动则多是由喘振、旋转失速<sup>[96-98]</sup>等原因引起的。叶端定时系统测量过程中叶片在单圈之内仅能经过每个传感器一次,采样频率为转频乘以传感器数目,通常远小于叶片模态频率。因此,该方法获取的叶片振动位移信号通常是欠采样信号,仅保留了信号中的极少量数据<sup>[6]</sup>。由于叶端定时测量方法获取的振动信号往往只能反映叶片振动的某一时段,无法全面表征叶片的振动响应,导致信号信息存在局限性,使用传统的信号处理方法难以准确辨识叶片的振动参数。如何从欠采样信号中提取叶片的振动信息,成为叶端定时系统能否成功应用于转子叶片监测的关键。

### 2.1 叶片同步振动参数辨识

传统同步振动参数辨识方法主要围绕不同传感器布局策略展开:单参数方法<sup>[99]</sup>利用单传感器结合扫频试验,基于共振区振动位移突变特性实现同步振动频率辨识。然而,该方法的有效性依赖于有限元坎贝尔图提供的激励阶次先验信息,限制了其适用性。双参数方法<sup>[100]</sup>通过拓展传感器维度,采用双通道位移信号构建椭圆轨迹解析模型,结合椭圆几何参数与旋转方向特征同步提取振幅及振动阶次,从而显著提升了辨识结果的鲁棒性。针对恒定转速工况,周向傅里叶方法<sup>[101]</sup>

利用至少三个传感器结合最小二乘算法计算叶片振动位移系数,以获取叶尖振动幅值,但仍需预知激励阶次参数。相比之下,自回归方法<sup>[95]</sup>通过 4 个等角度分布的传感器构建振动自回归模型,在无需先验信息的情况下直接求解频率与幅值参数,然而,其在航空发动机复杂管路环境下的传感器布设可行性仍然受限,且某些特定模态难以辨识。现有方法体系存在以下共性局限:①特定转速工况下的辨识要求及共振区遍历需求限制了工程适用性;②传感器布局约束与噪声抑制问题尚未形成普适性解决方案。

针对叶端定时测量系统的欠采样特性,压缩感知理论提供了一种新的解决方案。作为突破香农采样定理约束的创新范式,压缩感知基于稀疏信号重构理论与抗噪优化算法,为欠采样条件下的叶片振动参数辨识提供了理论支撑<sup>[102-104]</sup>。Lin 等<sup>[105]</sup>率先将稀疏表示模型引入叶端定时信号处理,通过构造频域稀疏表示字典与观测矩阵,在模拟试验台上实现了叶尖振动频谱重构。Wu 等<sup>[106]</sup>提出基于冗余字典的等角紧框架观测矩阵设计方法,以解决航空发动机复杂结构下的周向布局难题。近年来,研究者开始关注算法层面的适应性改进。Kharyton 等<sup>[107]</sup>提出正则化参数自适应选取机制,降低了模型对超参数的敏感性,在压气机叶片实测数据中展现出稳定的频率辨识能力。Huang 等<sup>[108]</sup>建立了一种融合位移和速度信息的欠采样稀疏重建方法并采用非凸正则化算法对恒转速下的欠采样振动信号进行重构,实现了无需先决条件的振动频率辨识。Chen 等<sup>[109]</sup>针对变转速工况的特殊需求,将信号分析域扩展至角度域,通过时-角域转换充分挖掘旋转周期内振动信号的稀疏特性,从而提升频率辨识精度。

然而上述研究主要聚焦于频率的辨识,作为评估叶片应力与应变的关键指标,叶片振动振幅的精确辨识同样至关重要。Wu 等<sup>[106]</sup>采用迭代重加权 L1 正则化方法辨识叶片振动参数,然而,该方法固有的 L1 正则化特性易导致高振幅分量的低估,从而引入一定的系统偏差。Bouchain 等<sup>[110]</sup>则构建了由成对余弦和正弦项构成的字典矩阵,并采用块正交匹配追踪算法,对叶片的振动频率和幅值进行综合辨识,提升了参数提取的准确性。西安交通大学陈雪峰团队<sup>[30,111]</sup>构建了广义极小极大凹惩罚函数和强拟凸函数,实现了变速工况下叶片振动幅值的高保真辨识,其非凸优化方

法相较于传统凸松弛模型展现出更强的参数辨识能力,如图 7 所示,图中 SG 表示应变片(strain gauge),GMC 表示广义最小凹惩罚项(generalized minimax-concave penalty)。值得强调的是,为在宽转速范围内实现叶片动态频率的实时追踪,该团队进一步探索了时频联合分析方法。Ma 等<sup>[112]</sup>利用多个观测向量之间的频谱连续性,增强了叶片固有频率的辨识精度,同时显著降低了噪声干扰,从而比传统方法更清晰地识别出叶片共振区域。Xu 等<sup>[113]</sup>以叶片的坎贝尔图作为先验信息,在贝叶斯框架下计算振动信号的时频分布重心,这有助于提高转子叶片动态频率成分的时频聚集性,最终获得更精确的动频监测结果,并标志着该技术正从参数辨识向状态评估的全面过渡。

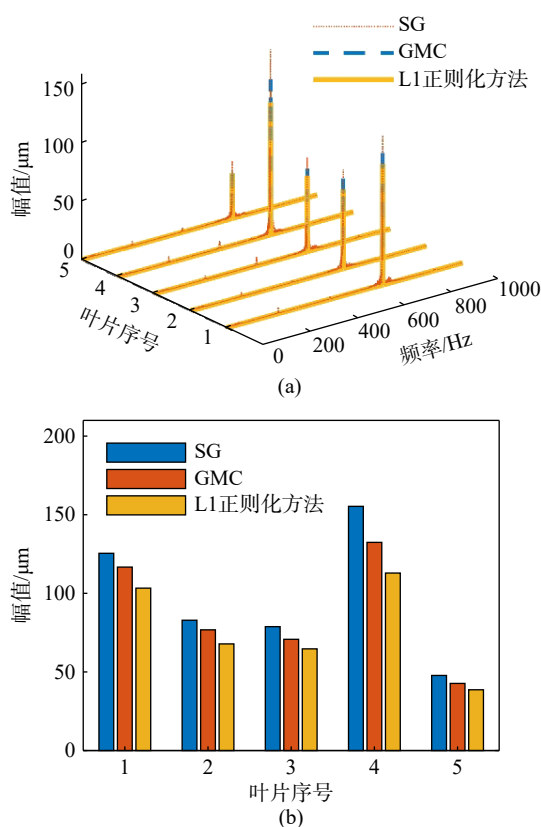


图 7 不同压缩感知方法辨识结果与应变片结果比较<sup>[30]</sup>

Fig. 7 Comparison of identification results of different compressed sensing methods with strain gauge results<sup>[30]</sup>

尽管当前研究取得了重要进展,但强噪声背景下稀疏模型的泛化能力仍然受限,基追踪降噪、非凸正则化等方法在一定程度上提升了抗噪能力,但仍需进一步优化参数,以平衡噪声抑制与信号保真度之间的关系。未来研究需重点探索噪声统计特性与算法超参数的自适应匹配机制。此外,在实际工程应用中,如航空发动机与燃气轮机等

高端透平机械中,静叶数量可达到 60 片以上,尾迹扰流造成的高倍频振动被认为是高周疲劳的重要驱动因素。由于这些高频振动的倍频数较高,叶片往往在转速变化中迅速通过共振区域,导致其信号难以捕捉,而且在航空发动机经历快速启停、大机动等瞬态工况时,转子叶片受到时变的外部激励,其振动响应与稳态激励下(或者慢速扫频)的振动响应存在显著差异。因此,如何有效监测和辨识这些高阶高频的叶片振动,成了旋转机械中叶片性能识别与测试的关键技术挑战之一。

## 2.2 叶片异步振动参数辨识

除了同步振动事件外,在某些条件下,还可能发生叶片颤振、喘振或旋转失速振动,这些振动与转子速度无关,被称为异步振动,如果转子受到严重的振动载荷,可能会出现叶片裂纹或更剧烈的叶片脱落,在最严重的情况下,这可能导致发动机全面故障。因此,对转子叶片的异步振动进行参数辨识研究具有重要的工程意义。目前,关于转子叶片异步振动参数辨识的研究已经有了一定的进展。

在异步振动的情况下,叶片振动幅值容易获得,但由于采样率低和混叠效应,频率识别更具挑战性。这是由于在异步振动中,叶片振动频率与旋转频率不同步,因此叶尖定时传感器的采样点能够覆盖振动波形的多个相位,从而通过包络分析或拟合方法较准确地提取幅值信息。由于幅值反映振动的能量特征,其识别受采样率影响较小。异步振动的频率可能超出奈奎斯特频率(采样率的一半),导致高频成分因混叠效应被错误映射到低频段,造成频率误判。此外,低采样率下信号周期信息不完整,需依赖复杂的频谱分析算法(如压缩感知或稀疏重构)来克服频率模糊性,增加了识别难度。

由于异步振动参数的辨识难度较大且现有方法存在一定局限性,国内外相关研究成果较为稀缺。Heath 等<sup>[15]</sup>提出了全叶片谱法,但要求所有叶片具有相同振动参数,工程适用性受限。张玉贵等<sup>[114]</sup>创新性提出“5+2”双采样率方法,有效突破恒定转速下的异步频率辨识难题,但需满足严格的传感器均布条件。因此,为应对复杂工程环境,部分学者开展了非均布传感器异步振动参数提取方法研究。Stéphan 等<sup>[115]</sup>提出了基于使用与自协方差矩阵的迭代更新相关的最小方差滤波器,准确地辨识出异步振动频率。欧阳涛等<sup>[116]</sup>利用快速傅里叶变换进行全相位谱分析,高精度地提取



了叶片异步振动幅值和相位信息。Bastami 等<sup>[117]</sup>提出了一种利用两个叶端定时传感器收集的数据确定叶片异步振动频率和振幅的新方法, 适用于恒转速下的异步振动辨识。刘涛等<sup>[118]</sup>利用三角函数与最小二乘法建立了异步振动重构方法, 并提出了融合传统快速傅里叶变换(FFT)与全相位 FFT 的相位差提取方法。值得关注的是, 吴淑明等<sup>[119]</sup>提出的自适应在线叶片健康监测方法, 通过 Huber 回归实现从原始数据到参数识别的全流程优化, 显著提升了算法工程适应性, 如图 8 所示, 图中 EO 为发动机阶次(engine order)。王茜等<sup>[120]</sup>

基于单自由度振动理论, 结合全相位 FFT 和最小二乘法, 构建了风扇叶片异步振动的辨识算法。为实现旋转叶片同步和异步共振状态的在线自动识别, Wei 等<sup>[121]</sup>提出了一种基于稀疏辅助优化的叶端定时信号分解方法, 提取同步和异步共振信号分量, 如图 9 所示; 此外, 还分别提出了基于短时能量(STE)和短时过零率(STZCR)的同步和异步谐振区的自动识别方法。Krause 等<sup>[122]</sup>研究了由压气机喘振引发的叶片异步振动, 并比较了叶端定时方法辨识得到的叶片固有频率和应变片得到的结果, 验证了其方法可靠性。

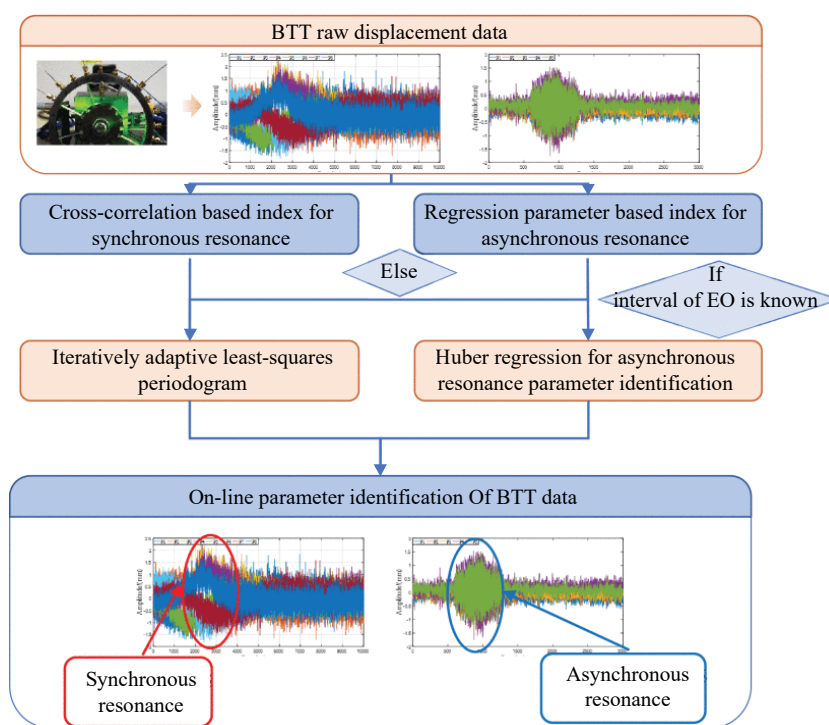


图 8 在线叶片健康监测方法流程图<sup>[119]</sup>

Fig. 8 Flowchart of online blade health monitoring method<sup>[119]</sup>

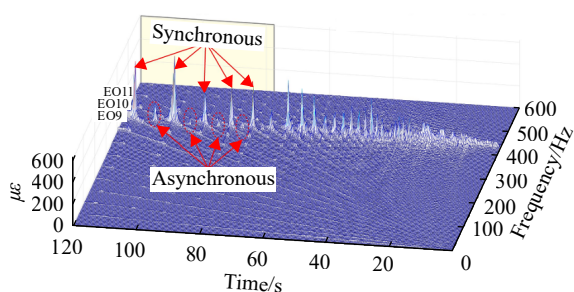


图 9 同步和异步共振信号分量辨识<sup>[121]</sup>

Fig. 9 Identification of synchronous and asynchronous resonant signal components<sup>[121]</sup>

近年来, 研究人员对叶端定时多重信号分类(multiple signal classification, MUSIC)算法进行了

改进, 包括对算法的鲁棒性、抗噪声性能和计算效率等方面进行了优化, 使其更加适用于实际工程应用。与传统的频谱分析方法相比, 叶端定时 MUSIC 方法能够提供更高的频率分辨率和更好的噪声抑制能力。西安交通大学陈雪峰团队<sup>[123-125]</sup>提出了改进 MUSIC 法, 基于半均匀采样模式, 对叶端定时欠采样信号振动参数进行有效辨识, 并表示该方法无法识别同步频率分量, 随后, 提出了子空间降维 MUSIC 方法来减少运行时间。Liu 等<sup>[126]</sup>用改进的 MUSIC 方法和子空间降维 MUSIC 方法来分析叶端定时信号, 在不扩大快照矩阵的情况下克服了频谱混叠, 计算复杂度大大降低。

然而, MUSIC 方法的伪谱幅值并没有实际的物理意义, 而振幅作为叶片振动的主要特征参数之一, 在故障诊断以及分类中具有不可替代的作用, 因此, 国内外一些学者开始研究幅值提取的方法。最小二乘估计器(least squares estimation, LSE)是 MUSIC 中一种直观且常用的幅值估计方法。Kim 等<sup>[127]</sup> 根据在给定带宽内估计的频率, 用 LSE 得到相应的谐波幅值。Lu 等<sup>[128]</sup> 在 MUSIC 算法中, 除了利用小波粒子群优化算法提高寻峰效率外, 还采用奇异值分解方法求解最小二乘问题, 同时获得相位和振幅。Li 等<sup>[129]</sup> 在多模态激励参数提取中, 也采用 LSE 作为 MUSIC 后的振幅提取方法, 其中指数的实部为波数, 虚部为衰减系数。对于 BTT, 由于一旦确定了真频率, 就可以根据混叠模式确定相应的混叠频率, 因此将 FFT 得到的混叠频率振幅视为期望振幅<sup>[126]</sup>。由于 MUSIC 在 BTT 中具有出色的频率提取和去混叠能力, Chen 等<sup>[130]</sup> 利用盲插值方法将 MUSIC 识别出的频率作为先验信息, 进一步采用多波段插值方法重新计算振幅和频率。Wang 等<sup>[131]</sup> 从 MUSIC 算法的特征值入手, 提出了幅值辨识 MUSIC 方法用于同时提取叶片振动幅值和频率。

综上所述, 现有的 MUSIC 的幅值估计方法大多数是在 MUSIC 之后执行的附加算法。而振幅信息包含在信号自协方差矩阵之中, 大多数学者并未关注其包含的幅值信息, 并且特征值是 MUSIC 算法的副产物, 现有的 MUSIC 方法侧重于利用特征向量提取频率, 大都忽略了特征值对幅值估计的意义。

### 3 叶端定时故障诊断方法

叶片振动参数的获取一方面可以为叶片设计和改型提供数据支撑, 另一方面则可以在叶片发生故障时, 及时进行预警, 减少由于叶片故障导致的重大航空发动机事故的数量。叶片疲劳裂纹作为一种常见的叶片故障形式, 通常会导致叶片的频率、振幅等振动特征发生变化<sup>[132]</sup>。如若能及时地捕捉到这些特征, 即可对裂纹故障进行预警。同时, 在航空发动机压气机这一个多物理场高度耦合的复杂热力循环系统中, 非定常流动与压气机叶片结构之间不可避免地产生相互作用, 进而引发气动激励, 出现喘振、旋转不稳定、声共振等异常气动状态。异常状态下, 压气机内部复杂流动会在叶片表面上形成不均匀的压力分布, 诱发

叶片产生非设计异常振动<sup>[133]</sup>。从振动角度出发, 实现稳定、准确的振动特征测量, 也是对多物理场高度耦合的复杂压气机系统分析的一种直接、可靠、有效的监测方式。

#### 3.1 叶片裂纹故障诊断

转子叶片作为航空发动机的重要零部件, 在运行时承受各类复杂载荷, 如气动激励、离心载荷、热载荷等, 这使得叶片运行过程中不可避免地会产生机械振动, 进而诱发裂纹、掉角甚至疲劳断裂等损伤<sup>[134]</sup>。现阶段对转子叶片的故障检测普遍采用的仍旧是离线检测方式, 如孔探检测<sup>[135]</sup>、红外热成像<sup>[136]</sup>、超声检测<sup>[137]</sup>、染色剂渗透检测<sup>[138]</sup>、磁粉探伤<sup>[139]</sup>等。这些无损检测手段均能够实现航空发动机转子叶片裂纹的精确检测。然而, 利用上述方法进行检测时, 需要将航空发动机拆分, 并对每一个叶片单独进行检查。而叶片作为航空发动机中数量最多的零部件<sup>[140]</sup>, 这样的检修流程不仅需要消耗大量的资源和人力, 而且检测成本高、效率低下, 通常仅在航空发动机大修厂中采用。

国内外学者在裂纹建模、裂纹转子的非线性动力学行为、故障识别, 以及寿命预测等方面, 已经开展了大量且深入的研究工作。在时域中直接观测叶端定时信号幅值的变化是一种简单直观的裂纹诊断方法。上海交通大学吴志渊等<sup>[141]</sup> 基于 Kirchhoff 板和 Timoshenko 梁理论, 建立了旋转裂纹叶片-弹性轮盘系统的连续体模型, 分析了裂纹参数和结构因素对模态特性的影响; 在此基础上, 进一步构建了转轴-轮盘-裂纹叶片耦合系统, 引入呼吸裂纹效应, 研究裂纹在不同工况下对叶片振动响应的影响, 并提出裂纹识别指标, 为裂纹建模与故障诊断提供理论依据。北京化工大学胡明辉等<sup>[142]</sup> 提出了叶片断裂故障定位参数, 构建了宽频振动特征驱动的燃气轮机叶片断裂故障辨识方法, 并通过某型燃气轮机实测案例验证了故障敏感特征及辨识方法。He 等<sup>[143]</sup> 在一台离心压缩机的转子叶片上预制了 70 mm 的裂纹, 并通过观测叶端定时测得欠采样信号的峰峰值变化来检测裂纹叶片, 相较于其他完好叶片而言, 裂纹叶片的峰峰值出现了显著偏移。Kudelski 等<sup>[144]</sup> 则是通过单参数法, 利用共振转速的变化情况对叶片是否萌生裂纹进行检测。Tappert 等<sup>[145]</sup> 进一步利用自相关函数对单参数法的结果进行分析, 解决了由于人为判断错误导致对叶片健康状况的误判。Witos 等<sup>[146]</sup> 不仅根据单参数法的共振转速这

一个指标, 还结合叶片振动位移的形态变化来判断叶片是否存在裂纹, 相较于其他完好叶片的振动位移, 裂纹叶片的振动位移会出现非平稳的波动现象。基于叶端定时测量的叶片振动位移时域信号进行损伤检测, 具有方法简单、直观、无需复杂处理等优点。然而, 该类方法的诊断特征往往易受测量噪声干扰, 影响识别精度。同时, 传统基于单一参数的判据通常依赖于叶片在运行过程中经过共振转速, 这在实际航空发动机运行中难以保障, 从而限制了其应用的普适性和实时性。

航空发动机转子叶片在运行过程中, 如果萌生了疲劳裂纹, 叶片的刚度将随着裂纹的扩展而逐步下降, 进而使得转子叶片动频, 即叶片在旋转状态下发生共振时的模态频率降低。作为被广泛应用的叶片裂纹故障诊断指标, 转子叶片动频会随着叶片疲劳损伤的加剧持续下降直至叶片发生断裂。因此, 转子叶片运行状态下的模态频率, 即转子叶片动频是叶片健康监测可靠指标。Krawczuk<sup>[147]</sup>对旋转直板叶片的裂纹位置与深度如何影响固有频率进行了研究。Chen 等<sup>[148]</sup>则利用有限元模型分析了带预扭角裂纹的叶片, 结果表明裂纹的柔性参数与位置对叶片固有频率产生了显著影响。Neri<sup>[149]</sup>采用了非谐波傅里叶变换方法, 获取叶片的振动频率, 分析了不同长度裂纹对叶片振动频率的影响, 通过共振转速下叶片振动频率的变化来判断叶片是否存在裂纹故障。Chen 等<sup>[150]</sup>开展了基于叶片振动频率的叶端定时故障诊断方法, 先后提出了宽带信号差值重构方法以及盲源差值重构方法, 为叶片损伤检测提供数据支撑。

机械系统运行时, 振动信号常为非平稳信号(如变转速或载荷变化)。这要求分析信号在时间

上的变化以及频率成分随时间的演变, 而传统的时域和频域方法无法满足这一需求。近年来, 研究焦点已转向适用于非平稳信号的时频域分析方法。为了实现转子叶片在宽转速域下的动频追踪监测, 许敬晖等<sup>[90]</sup>将窗函数概念融入欠采样叶端定时信号分析当中, 构造叶端定时贝叶斯时频表示模型。不同于经典时频分析中的固定窗长, 非均匀欠采样信号的时频分析中, 通过动态调整滑动窗长度以匹配叶片转速变化, 从而确保所获得叶片振动时频图的时间分辨率具有良好的一致性。在裂纹叶片的诊断上, 针对叶片失谐现象, 提出了一种叶片动频数据库建立方法, 避免因单纯对比不同叶片间动频差异而导致叶片裂纹诊断中的虚警。最后对叶端定时数据缺失的影响进行了分析, 验证了贝叶斯估计对宽转速域下可能出现的叶端定时数据缺失情况的鲁棒性, 如图 10 所示。

综上所述, 当前针对航空发动机旋转叶片微小裂纹的振动特征提取研究仍然较为有限, 大多数研究仍主要停留在理论分析阶段, 未考虑实际工况下叶片振动信号的多源耦合和噪声干扰, 现有成果离工程应用仍有不小的差距。传统基于单一特征的分析方法在面对复杂工况、强噪声干扰或非线性动力学行为时, 容易导致误判或漏判。未来, 充分融合叶端定时信号的时域特征与频域特征, 构建具有鲁棒性和敏感性的裂纹监测指标, 进而构建对裂纹萌生及扩展过程高度敏感的特征提取与判别机制, 仍是叶片故障诊断研究的重要发展方向。

### 3.2 气路故障诊断

压缩系统作为航空发动机的核心部件之一, 其性能对发动机整体性能至关重要。为满足日益增长的推力需求, 现代压气机正朝着高压比、高

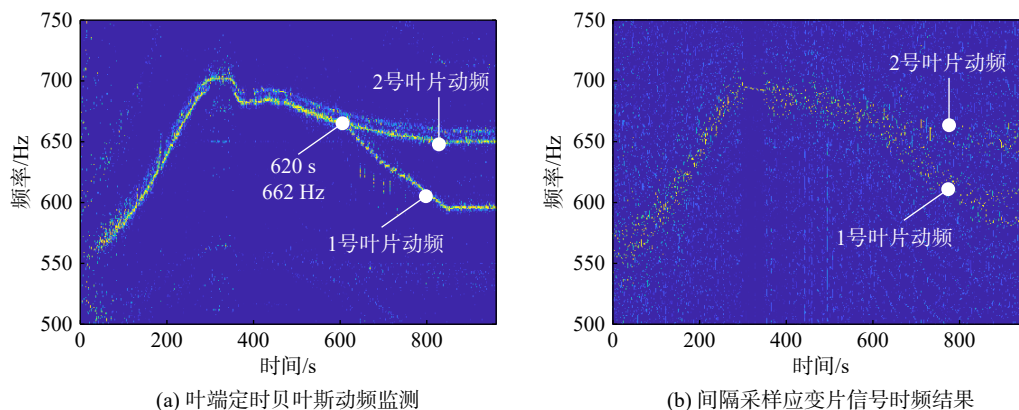


图 10 裂纹叶片与完好叶片的动频监测结果对比<sup>[90]</sup>

Fig. 10 Comparison of dynamic frequency monitoring results between cracked and intact blades<sup>[90]</sup>



负荷方向持续发展。然而,过高的单级压比会导致流场中产生显著的非定常流动现象,非定常流动现象与压气机叶片结构之间不可避免地产生相互作用,容易引发气动激励,进而出现喘振、旋转不稳定、声共振等异常气动状态。

喘振是压气机中的非定常现象,通常伴随着剧烈的气流波动,严重时可能导致逆流和关键部件的强烈振动,最终引发失效和断裂,一度被描述为“航空发动机压气机最不幸的事件”<sup>[151]</sup>。早期喘振这一现象并未被真正理解,直至在传统的喘振故障诊断中,压气机出口总压常被作为喘振监测的征兆信号<sup>[152]</sup>。为保证压气机始终在喘振限值一定范围外工作,现阶段,具有在线监测能力的叶端定时技术逐步开始在压气机喘振故障监测中得到应用。平艳等<sup>[153]</sup>使用叶端定时测量技术,对压气机喘振试验时的叶片振动信号进行测量,满足了其所提喘振故障诊断方法对实时、非侵入性监测的需求。北京化工大学王维民团队<sup>[154]</sup>基于叶端定时技术,自主开发了一套高转速叶片振动实时监测系统,并配套其团队自主研发的多通道叶片振动采集机箱进行数据采集,并通过稀疏傅里叶学习方法,实现了实时监测位移以及压气机喘振的实时监测预警。

旋转不稳定现象是航空发动机压气机内的一种复杂流动不稳定现象,是气-固-声多物理场耦合的结果,是叶尖气动噪声增加、叶片高幅值流致振动产生的一个重要诱因<sup>[155]</sup>。与旋转失速不同,旋转不稳定发生时,压气机仍能保持稳定工作,转子并未丧失功能。罗罗公司的 Baumgartner 等<sup>[156]</sup>在罗罗公司高压压气机中识别到由旋转不稳定引起的转子叶片非同步振动,并使用了“旋转不稳定”(rotating instability, RI)这一术语。旋转不稳定是一种高频不稳定扰动结构,且旋转不稳定发生时,往往伴随着气动噪声增加以及流致振动的产生,因此,一个多物理场同步测量的高频采集系统是通过试验方式对旋转不稳定现象进行研究的必要条件。叶端定时测量技术恰好可以作为满足此性能需求的振动测量工具。Holzinger 等<sup>[96]</sup>在达姆施塔特工业大学的跨声速试验台上进行了压气机试验,对旋转不稳定现象进行了详细研究,试验在机匣上安装了 6 个非接触式叶端定时传感器,并通过 32 个应变片来测量叶片的振动特性,其转子叶片动态数据采集装置如图 11 所示。Ren 等<sup>[157]</sup>分析了旋转不稳定引起的计算误

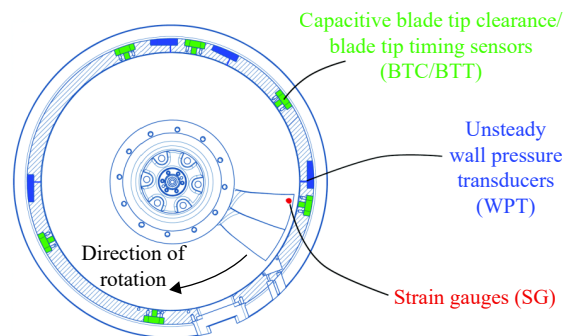


图 11 达姆施塔特工业大学跨声速压气机转子叶片动态数据采集<sup>[96]</sup>

Fig. 11 Dynamic data acquisition of transonic compressor rotor blades at Darmstadt University of Technology<sup>[96]</sup>

差,通过公式推导,提出了叶端定时误差修正方法,最大限度地减少旋转不稳定引起的计算误差,提高了叶片位移计算的精度。

声共振是另外一种典型的压气机叶片非同步振动现象。当叶片尾流脱落涡频率接近管道声模态频率时,脱落涡与声波频率锁定,且相互正反馈增强,引起来流动压幅值数倍的共振声压幅值,当叶片的固有频率恰好与声共振频率一致<sup>[158]</sup>,叶片的振动强度将大幅增加,最终可能导致断裂,进而影响发动机整体性能。Parker<sup>[159]</sup>在一台研制阶段的低速单级压气机中发现了声共振现象,其结果表明叶片气流分离所产生的脱落涡与压气机内部某阶声模态频率接近时,声场在周向形成驻波,发生锁频现象。自此,国内外的较多压气机试验均陆续发现了声共振现象<sup>[160-163]</sup>。早期对声共振的研究大多针对压气机级间脉动信号,因同步采集的困难性,以及传统应变片接触式测量对压力信号不可避免地造成影响,因而动态压力脉动所引发的叶片振动响应往往被忽视。现阶段,具有非接触式测量特点的叶端定时测量技术的应用,进一步推动了声共振监测诊断中多物理场联合分析的发展。具有代表性的是里昂大学的 Fiquet 团队<sup>[164]</sup>进行的试验,其同时采用叶端定时与级间脉动压力测试方法,探究在声共振特征频率发生突变的前后,压气机内部压力脉动与转子叶片振动之间的耦合关系,得到了当周向压力模态数与振动节径相等时会导致叶片强烈振动的结论。

在进行压气机气动故障诊断时,通过在压气机机匣壁面上安装叶端定时传感器进行振动信号测量,无需对转子结构进行任何改变,且安装拆卸方便,使得采用叶端定时测量技术的喘振、旋转不稳定、声共振等典型气动故障诊断已经得到

成功验证和应用,喘振与旋转不稳定发生时,压气机流场剧烈波动会导致叶片振动频率与幅值的阶跃式变化。叶端定时技术通过在机匣布置非接触式传感器,实时捕捉叶片到达时间差,进而测量振动位移信号,可以直接关联振动异常。而声共振由压气机特定转速下气动噪声与叶片固有频率耦合引发,其振动特征表现为窄带高频共振峰。叶端定时技术可通过对叶片的振动信号频谱分析识别共振频率偏移,预警声共振风险。然而多物理场高度耦合压气机系统的周期性和瞬态现象的预测仍然无法实现,压气机气动故障的复杂产生物理机制仍未得到充分研究,融合多种非接触测量手段,建立一个多物理场同步测量压气机状态监测系统具有重要的应用价值。

## 4 叶片运行状态评估方法

叶片作为航空发动机空气压缩和热功转换功能实现的核心,在气动激励、离心力、热载荷等载荷的作用下,不可避免地发生机械振动。振动产生的交变应力会引发叶片产生裂纹、掉角、断裂等典型高周疲劳失效故障。转子叶片相比于静子叶片,更易引发疲劳损伤。原因在于转子叶片本身会受到转子旋转带来的周期激励,当转频与转子叶片固有频率呈整数倍关系时,会发生更严重的同步共振,产生很大的振动幅值,进而使得转子叶片承受较大的交变应力,引发疲劳损伤。因此,对转子叶片进行振动状态监测与评估对航空发动机的运行安全具有重大的意义。转子叶片振动状态监测的核心内容之一是其振动应变的有效测量。一方面,可据此评估叶片的受载情况,对叶片的疲劳进行预估,避免叶片故障引发发动机的运行安全事故<sup>[165-166]</sup>。另一方面,在叶片早期的研发设计中,结合叶片的动、静应力水平与高周疲劳极限,可确定叶片高周疲劳储备系数,还可用于评估叶片的设计性能,实现叶片的寿命预测,并帮助叶片的改型和设计。

### 4.1 叶片应变测量

目前,对于航空发动机叶片非接触式动应变的测量,主要依靠三维扫描激光测振仪和叶端定时系统来实现。德国 Polytech 公司<sup>[167]</sup>一款用于结构扫描测量的仪器:激光多普勒扫描测振仪(scanning laser doppler vibrometer, SLDV),可实现振动结构二维或者三维的扫描测量。该种测量需要提前对叶片测量面进行网格规划布局,原理为在叶片振动条件下,对叶片逐点扫描,获得叶片

各点的形变位移信息,通过软件的差分算法计算测量面的应变信息,从而获得叶片一个完整面的应变云图,实现应变非接触式测量。虽然三维 SLDV 能够以较高的分辨率测量航空发动机叶片全场振动应变,但由于测量面网格往往比较密集,且采用逐点扫描的方式,测量耗时较长。此外,由于其对稳定光斑的依赖性较强,该技术难以应用于高速旋转状态下的叶片测量。同时,三维 SLDV 仪器设备昂贵,也限制了其在工程应用中的广泛推广。因此,该方法更适合用于静态条件下的标定或作为其他测量手段的参考基准。

相比之下,叶端定时作为一种旋转叶片非接触式测量技术,其最大的优点在于能够实时在线地获取整级所有叶片的振动信息。但叶端定时仅能直接获取叶片叶尖单点的振动位移,不能直接测量叶片的应变响应。若要通过叶端定时测量间接获得叶片关键点乃至全场的动应变信息,则需要通过响应扩展方法,将所测位移响应扩展到应变响应,实现非接触式的应变测量,进而达到叶片故障诊断,高周疲劳寿命预测和健康监测的目的。

### 4.2 叶片应变场重构

利用叶端定时测量的叶尖位移,扩展计算叶片全场的动应变信息,这一过程被称为应变场重构。具体而言,通常需要根据叶片的高保真有限元信息,建立叶片叶尖位移测点与叶身关注的应变测点间的映射关系,随后利用叶尖位移作为输入,结合映射关系,重构叶片叶身的动应变响应。通过这一过程,可还原并统计叶片在不同工况下的应力分布特征,用于评估其运行状态与应力水平,进而实现疲劳寿命预测与故障诊断。

通过叶端定时实现非接触式应力/应变测量可分为 4 个步骤,如图 12 所示:①叶端定时传感器获得叶片的到达时间脉冲信号;②经前处理模块将时间脉冲信号转换为叶端位移信号;③对叶片位移信号的后处理,辨识叶片振动参数如频率、位移幅值、阻尼和相位等;④基于叶片振动参数,结合叶片有限元模型,将位移信号转换为叶片关键点或全场应力/应变信息。根据重构的应力/应变及其变化信息,进一步对叶片进行故障诊断和寿命预测等。叶端定时的非接触式动应力/应变能否取代应变片的关键在于:①叶端定时测量的叶片的振动参数能被有效辨识,准确获取关键参数如频率和振幅等,尤其保证振幅的恢复精度;②从位移振动参数有效重构叶片关键点乃至全场



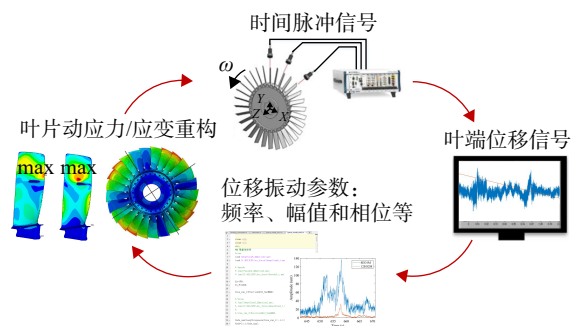


图 12 转子叶片叶端定时动应变场重构步骤

Fig. 12 Steps for reconstructing the timed dynamic strain field at the tip of rotor blades

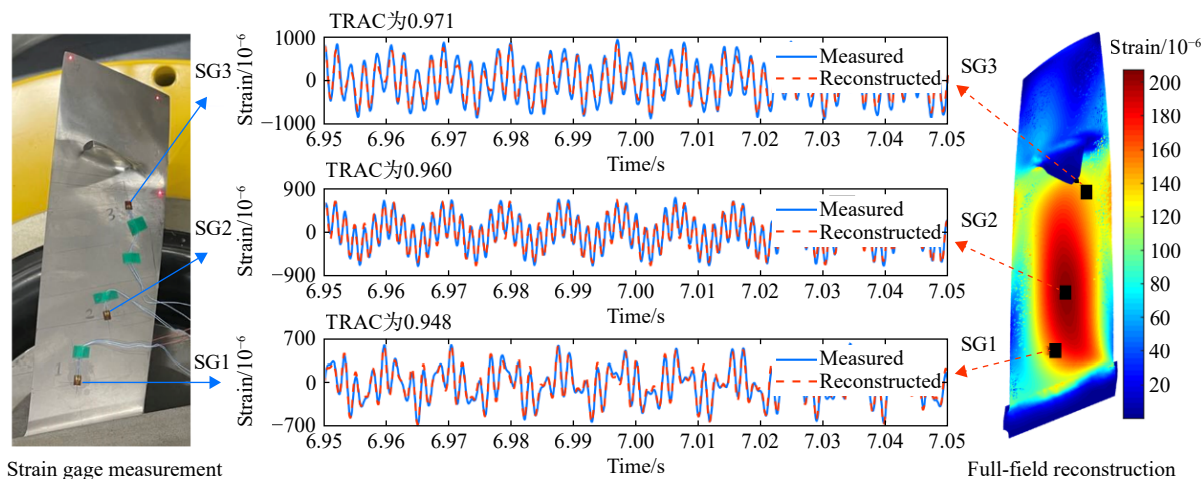
动应力/应变, 实时反映叶片疲劳和故障信息。

德国 MTU 公司<sup>[168]</sup>基于 BSSM(blade vibration monitoring system)叶端定时系统开展整体叶盘叶片的高周疲劳试验, 认为在转换因子(在叶端定时中, 传递比常称作转换关系、换算因子)不太大且信噪比适中时, 叶端定时系统的应变重构误差可以保持在 $\pm 20\%$ 以内, 仿真数据的误差则控制在 $\pm 5\%$ 以内。此外, 通过监测叶片最大应力点的动应变变化, 可以有效实现叶根疲劳裂纹监测。天津大学段发阶团队<sup>[169]</sup>利用有限元模型进行了谐响应分析, 获取了叶片发生一阶共振时, 叶端振幅与叶根最大应力点之间的比值, 对比试验 BTT 传感器反演应变值与应变片实测结果, 应变误差最小为 4.8%, 最大为 21%。结合有限元模型, 实现了一阶共振下非接触测振系统叶端幅值到最大应变值的换算, 验证了单模态共振下叶端幅值与叶根最大应变点比值成一定比例关系。都灵理工大学 Battiatto 等<sup>[134]</sup>通过有限元模型模态分析获得位移应变的转换因子, 并以应变片的结果验证

叶端定时测量结果的准确性。中国航发四川燃气涡轮研究院刘美茹等<sup>[170]</sup>通过谐响应分析, 得到了涡轮叶片在单模态下, 叶端位移与叶根最大应力点之间的换算系数, 并计算了高周疲劳储备系数, 为叶片寿命预测提供了数据支撑。北京航空航天大学的 Zhang 等<sup>[171]</sup>基于有限元模型, 在仿真条件下, 计算了叶片扭振下的 BTT 位移到应力的转换因子。但以上研究中位移与应变(或应力)之间的转换系数多依赖于有限元仿真或试验工况下的经验获取, 尚未建立通用的数学解析关系。当叶片结构或工况发生变化时, 往往需要重新计算和验证该转换系数, 增加了方法的适应成本与应用难度。

西安交通大学敖春燕等<sup>[172]</sup>基于叶端定时测量和有限元建模, 考虑叶片的旋转效应, 提出了一种位移-应变传递比的概念, 给出转换关系的显示表达, 将叶端定时测得的振动位移有效转换为叶片叶根处的动应变, 并且与应变片测量的结果对比基本一致。国防科技大学 Guo 等<sup>[173]</sup>基于有限元模型修正来进一步修正传递比, 提高了叶端定时应变重构精度。随后, 西安交通大学陈雪峰团队<sup>[174-175]</sup>提出的旋转叶片动应变重构方法能够获取叶片任意多模态共振时刻的全场应变分布, 叶片在多模态振动下应力应变的分布在时间和空间两个维度变化, 如图 13 所示, 能够弥补现有应变片接触式、单点测点、不能完整监测多模态振动叶片应变变化的缺陷。图中 TRAC 代表时域响应保证准则(time response assurance criterion)。

在利用叶端定时技术对旋转叶片进行振动监测时, 动应变场的重构是实现从非接触式叶端位移/速度测量到叶片结构动应力/应变状态表征的关键技术瓶颈。这项技术进步使得采用叶端定时

图 13 叶片多模态振动应变片测量结果与重构结果比较<sup>[174]</sup>Fig. 13 Comparison of strain gauge measurement results and reconstruction results for blade multimodal vibration<sup>[174]</sup>



测量取代传统的应变片成为可能。然而,从分散的叶端振动测量点数据推断出连续的、全场的动应变分布,是一个典型的逆问题或数据驱动的推断过程,其结果极易受到多种不确定性来源的扰动。首先,在实际测试中,各种不确定因素,如传感器噪声、安装不准确性和环境因素(如温度或振动)都会影响叶端定时传感器测量的准确性;其次,叶片的有限元模型通常是真实叶片的简化表示,假设理想的材料均匀性和几何形状,而实际叶片可能存在缺陷、材料不均匀或表面磨损,导致模型预测与实际行为之间存在差异。为了克服这些挑战并提升重构结果的工程实用性,未来研究迫切需要深入开展针对这些不确定性因素的定量化评估、传播分析及不确定性管理研究。这将是显著提高叶片动应变场重构精度的必由之路。

## 5 未来展望

叶端定时技术作为一种具有广阔前景的航空发动机健康监测方法,近年来不断发展并取得显著进展。随着其在工程领域的应用逐步深入,相关研究已从原理验证阶段转向工程实用性探索,未来叶端定时技术在以下几个方面仍需要开展进一步的研究和突破。

### 5.1 实现从冷端叶片到热端叶片叶端定时测量的突破

与风扇、压气机冷端叶片的振动测量不同,涡轮热端叶片面临极端的服役条件,这对测量方法提出了更严格的要求。当前,如何实现对热端涡轮转子叶片振动的全周期测量,仍是提高航空发动机可靠性的难题。中国航发沈阳发动机研究所的钱正纬等<sup>[176]</sup>使用了定制化的高温应变计实现了高压涡轮转子的动应力测试,但其仍需要在发动机内部安装遥测设备,且属于动应力接触式测量手段。

将叶端定时技术应用于涡轮转子叶片振动监测时,存在三大技术挑战<sup>[65,67]</sup>:首先是传感器的冷却问题,涡轮端的工作温度高达 1 200 ℃,而光纤传感器在无冷却的条件下只能耐受 650 ℃,即使在冷却条件下,信号的有效获取仍旧存在挑战。因此,需要掌握光纤传感器或者其他叶端定时传感器的冷却特性;其次是涡轮转子 H 型叶片振动信号的获取问题,由于 H 型叶片会影响光纤传感器的电压信号输出,因此必须对脉冲结果进行研究;高频振动参数辨识,高压涡轮叶片一阶固有

频率通常在 2 000 Hz 以上,远超压气机叶片一阶固有频率,需要发展高频信号处理技术。新型叶端定时传感器技术和先进的信号处理算法将进一步提高测量精度和可靠性,叶端定时技术也在整机、核心机、高压涡轮转子叶片振动监测中具有较大的应用潜力。因此,涡轮叶片叶端定时技术将会是叶端定时技术重点发展方向。突破传统的测试技术,开发耐高温的叶片振动测量系统,掌握叶片高温振动特性势在必行。

### 5.2 实现从多传感到单传感叶端定时测量的突破

在实际工程中应用叶端定时技术时,首先要面临航空发动机物理结构的约束,即叶端定时传感器的数量和位置受到限制,在真实发动机中难以按照理想角度和数量布置叶端定时传感器,目前开发的多种叶端定时信号处理方法需要多只传感器及相应的优化布局才能得到较好的处理结果。因此单传感叶端定时测量成为解决这一问题的研究方向。但是单传感叶端定时测量也带来了叶片振动信号高度欠采样问题,采样频率约为叶片转速频率(远低于奈奎斯特采样频率),如何从发生混叠的信号中提取叶片振动信息成为难点。

西安交通大学陈雪峰团队<sup>[177-178]</sup>和国防科技大学杨拥民团队<sup>[179-180]</sup>提出了多种单传感叶端定时测量信号处理方法,结合先验信息,将被动混叠变为主动混叠,实现了叶片固有频率、振动阶次等参数的准确辨识,与使用多传感测量数据的正交匹配追踪等方法的参数辨识效果相近,同时能够识别出叶片裂纹等异常状态的存在。

然而现有的单传感叶端定时测量仍然存在两大问题:一是对于先验信息的要求较高,通常为叶片振动参数所在的一个较大区间,该区间常与转速频率相关;二是单传感叶端定时测量不确定性较大,如传感器测点波动、转速波动等,微弱故障如呼吸裂纹等难以在早期发现。同时,精准的叶端振动位移测量结果是监测叶片健康状况的前提。传统的叶端定时方法假定叶片在旋转一圈的过程中转速保持不变,利用参考传感器测得转轴上键相的到达时间计算转速,以计算得到的平均转速代替叶片经过叶端定时传感器时的瞬时转速来计算叶片的振动位移。然而,这一转速恒定的假设在航空发动机实际运行过程中难以保证,尤其是在飞机加速、起飞这类需要发动机转速快速变化的工况下。如何发展无先验/弱先验的可靠单传感叶端定时测量技术,并获取高精度的到达

时间等参数也是未来的重要方向。

### 5.3 实现从低频低阶到高频高阶振动监测的突破

近年来,稀疏表示等欠采样信号处理技术被引入叶端定时测量领域,在叶片同步共振状态下的振动频率识别中展现出良好效果。但现有研究多数聚焦于低频低阶模态,对于宽转速范围内的动态频率变化及其实时追踪仍显不足,难以满足高速旋转条件下航空发动机压气机叶片与涡轮叶片的复杂振动监测需求<sup>[181]</sup>。

值得注意的是,航空发动机中风扇、压气机与涡轮各级叶片系统的振动特性差异显著。风扇叶片模态集中,主要关注频率一般低于 1 000 Hz;而压气机与涡轮叶片模态分布更为复杂,关注频率范围广泛,通常涵盖 500~5 000 Hz,甚至更高。这对叶端定时测量技术的频率响应范围与辨识精度提出了更高要求。实现高频高阶模态的有效监测,是实现发动机全级叶片振动可视化与健康评估的关键。

针对这一挑战,大连理工大学李宏坤团队<sup>[37]</sup>提出了一种基于叶片振动差的叶片振动参数识别方法,根据叶片振动差分析叶片振动参数,通过与应变片实测结果的对比实现了叶片高阶振动的参数辨识。西安交通大学陈雪峰团队<sup>[182-183]</sup>提出了速度叶端定时与加速度叶端定时技术,避免了对键相信号的依赖,初步实现了高频高阶振动的测量,并在某大涵道比航空发动机风扇叶片振动测量中得到成功验证,准确辨识出前 6 阶模态振动,在我国发动机型号研制中得到应用。未来研究还需进一步对比分析位移叶端定时方法与速度、加速度叶端定时方法在宽频振动辨识能力方面的差异,推动叶端定时测量技术在航空发动机振动监测领域的进一步应用和发展。

### 5.4 实现从发动机地面测试到机载的应用突破

经过多年的技术积累,当前振动健康监测系统已在国内外航空发动机中实现初步应用。瑞士 Meggitt 公司<sup>[184]</sup>研发的振动健康监测系统 EMU 已在普惠 GP7200 型号发动机上进行安装测试,其不仅能够对发动机振动强度、频率进行监测,还能判断风扇叶片的动平衡状态,以此来监测叶片的健康情况。英国罗罗公司<sup>[185]</sup>开发的 QUICK 机载监测系统能够实时监测发动机振动信号,并将多传感器测得的振动数据与瞬时性能数据融合分析,从而提供预测性维护方案。装有 QUICK 系统的 Trent900 发动机将在空客 A380 飞

机上投入使用。我国航空工业起步较晚,但也开始进行航空发动机振动健康系统的自主研制。总的来看,现有的国产航空发动机振动健康监测系统大多数仍处于试验探索验证阶段。国外的振动健康监测系统虽然已经较为成熟,但其也仅在机匣上安装少量的测点,获得的信号通常是多源振动的耦合信号,转子叶片的振动特征常被其他机械结构的振动所掩盖。只有当叶片发生严重损坏时,才可能导致振动超限,在此过程中还需要对其他零部件的情况进行排查,最终锁定到叶片的损伤故障<sup>[186]</sup>。

为了对叶片早期故障进行及时的诊断和预警,直接对叶片的振动进行测量显得尤为重要。GE 公司<sup>[187]</sup>将叶端定时系统与其他测量方法联合应用于 TF41-A1B 发动机的振动测试。HOOD 公司<sup>[188]</sup>研发的在线叶片振动监测系统在美国加利福尼亚完成了飞行测试,系统安装于 AV-8B 飞马发动机压气机叶片上,可记录飞行过程中的振动数据,供后续回放与分析使用。我国近年来多款发动机列装,转子叶片动应力测量的重要性日益凸显,而目前在试飞阶段,叶片动应力监测的手段还是需要对发动机和飞机本体改装并放置应变遥测设备,对发动机改装量较大<sup>[189]</sup>。

目前,尽管光纤传感器在高灵敏度、抗电磁干扰等方面具有显著优势,然而其对工作环境条件(如温度、湿度、震动等)敏感性较高,尚难以满足航空发动机等复杂机载应用场景的长期稳定运行需求。在高振动、高温、高速旋转等典型机载环境下,光纤传感器面临封装保护难度大、信号衰减易发生、安装调试复杂等问题,这在很大程度上限制了其在实际飞行状态下的推广与应用。另一方面,面向机载应用的叶端定时测量系统亟需实现传感器、前置放大器、信号调理器、计数器等多个功能模块的高度系统集成与轻量化设计,以适应航空器对体积、质量和功耗的严格限制。这不仅对传感器本体的微型化、抗干扰能力提出更高要求,同时也对整个信号链路的稳定性、实时性与容错性带来挑战。

因此,未来研究应聚焦于以下几个关键方向:一是发展新型低功耗、高可靠性的光电传感组件及其微型封装技术,提升其在恶劣环境下的稳定性;二是推动传感、放大、调理与计数等功能单元的一体化系统设计,实现高集成度、高适配性的硬件平台;三是构建适应高频、非稳态信号特征

的在线叶端定时数据处理算法,提升叶片振动特征识别的准确性;四是研究具有鲁棒性的叶片状态监测指标,增强系统在复杂工况下对裂纹、疲劳损伤等故障的实时监测诊断能力。

### 5.5 实现从信号处理到叶端定时智能监测的突破

叶端定时信号具有海量、高维、非线性特点,传统数据处理方法难以满足高精度和实时性分析的需求。随着人工智能技术的快速发展,大模型(如深度学习、生成式人工智能(AI)等)为叶端定时技术带来了新的机遇,大模型技术在叶端定时中的应用主要体现在以下几个方面:首先,其强大的数据处理能力能够从复杂的叶端定时信号中恢复高精度的叶片振动参数<sup>[190]</sup>,如频率与振幅,为发动机健康状态评估提供更可靠的数据支持。其次,大模型可以融合多源数据(如气动参数、温度、压力等),构建更全面的发动机状态表征模型,实现对复杂工况下早期故障的精准诊断和预警,从而提高发动机运行的安全性和可靠性。此外,大模型具备自适应学习能力,能够根据不同发动机型号和工况条件,动态调整信号处理算法和特征提取策略,提升技术的通用性和适用性。

同时,利用数字孪生平台,也可建立叶片健康监测系统的虚拟模型,深入模拟叶片在不同工况下的动态响应,从而实现更为精准的故障监测与诊断。针对机载设备算力受限及极端工况下的高可靠性需求,基于数字孪生的叶片健康监测系统将向轻量化、实时化方向深度演进。北京化工大学王维民团队提出<sup>[191]</sup>,叶端定时测量与数字孪生技术融合,有望实现叶片多模态识别与动应力的精确度重构。西安交通大学陈雪峰团队<sup>[192]</sup>基于数字孪生驱动的叶端定时技术提出了一套完整的摩擦撞击故障诊断流程,也验证了所提方法和诊断过程的有效性。今后,针对未来研究可构建数据-物理模型双向驱动的数字孪生框架,通过高保真仿真模型与实时监测数据的动态交互,实现叶片全生命周期状态的数字化映射与可视化表征,为航空发动机故障预警与预测性维护提供有力支持。

## 6 结 论

本文介绍了转子叶片叶端定时系统的基本原理,并从测量、监测、诊断与评估 4 个方面梳理了国内外叶端定时技术的研究现状,归纳总结了尚存的研究难点与挑战,最后展望了未来的发展方

向,叶端定时技术重难点的不断突破,将有效助力其成为转子叶片在线监测的“利器”,极大保障航空发动机的运行安全。

### 参考文献:

- [1] General Accounting Office. Military aircraft: F-15 engine problems and resulting concerns[R/OL]. 1992-05-15. <https://www.gao.gov/products/GAO/NSIAD-92-198>.
- [2] National Transportation Safety Board. Investigation report on engine failure and subsequent emergency landing of southwest airlines flight 1380: AAR-19/02 [R/OL]. 2019-10-01. <https://www.ntsb.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR1903.pdf>.
- [3] Russhard P. Development of a blade tip timing based engine health monitoring system[D]. Manchester: University of Manchester, 2010.
- [4] Rai S, Jammu V B, Badami V V, et al. System and method for rotor blade health monitoring: US7941281[P]. 2011-05-10.
- [5] Mohamed M E, Bonello P, Russhard P, et al. Experimental validation of FEM-computed stress to tip deflection ratios of aero-engine compressor blade vibration modes and quantification of associated uncertainties[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 178: 109257.
- [6] Hardigg G W. Apparatus for measuring rotor blade vibration: US19490132157[P]. 1951-11-20.
- [7] Roth H. Vibration measurements on turbomachine rotor blades with optical probes[C]//Measurement Methods in Rotating Components of Turbomachinery. New York: ASME, 1980: 215-224.
- [8] Mccarty P E, Thompson J W Jr, Ballard R S. Noninterference technique for measurement of turbine engine compressor blade stress[J]. *Journal of Aircraft*, 1982, 19(1): 65-70.
- [9] Fogale N. Method for real-time monitoring of the operational state of a capacitive sensor: US20170248649[P]. 2017-08-31.
- [10] Satish T N, Murthy R, Singh A K. Analysis of uncertainties in measurement of rotor blade tip clearance in gas turbine engine under dynamic condition[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(5): 652-670.
- [11] Przynsowa R, Rokicki E. Inductive sensors for blade tip-timing in gas turbines[J]. *Journal of KONBiN*, 2015, 36(1): 147-164.
- [12] Tomassini R, Rossi G, Brouckaert J F. On the development of a magnetoresistive sensor for blade tip timing and blade tip clearance measurement systems[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2016, 87(10): 102505.
- [13] Beauseroy P, Lengellé R. Nonintrusive turbomachine blade vibration measurement system[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2007, 21(4): 1717-1738.
- [14] Lee J, Hwang J, Jun J, et al. Nondestructive testing and crack evaluation of ferromagnetic material by using the linearly integrated hall sensor array[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2008, 22(12): 2310-2317.
- [15] Heath S, Imregun M. A survey of blade tip-timing measurement techniques for turbomachinery vibration[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1998, 120(4): 784-791.
- [16] Rzakowski R, Szczepianik R, Drewczyński M. Forced response of the mistuned first stage compressor bladed disc of an aircraft engine—experimental and numerical results[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2014, 2: 253-264.
- [17] Wang Wenyi, Muschlitz G. Disk crack detection in spin testing using tip timing data[R]. Big Sky: 2010 IEEE Aerospace Confer-



- ence, 2010.
- [18] Jousselin O. Development of blade tip timing techniques in turbo machinery[D]. Manchester: University of Manchester, 2013.
- [19] 张玉贵, 段发阶, 欧阳涛, 等. 双屏蔽电容式脉冲传感器定时精度的仿真分析[J]. *传感技术学报*, 2008, 21(1): 88-91.
- Zhang Yugui, Duan Fajie, Ouyang Tao, et al. Emulational analysis for tip-timing precision of double-shielded capacitive pulse sensor[J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2008, 21(1): 88-91. (in Chinese)
- [20] 王宇华, 叶声华, 段发阶, 等. 基于光纤技术的叶端定时传感器[J]. *天津大学学报(自然科学与工程技术版)*, 2002, 35(5): 606-610.
- Wang Yuhua, Ye Shenghua, Duan Fajie, et al. Research for tip-timing sensor based on optical fiber technology[J]. *Journal of Tianjin University (Science and Technology)*, 2002, 35(5): 606-610. (in Chinese)
- [21] 方志强, 段发阶, 张玉贵, 等. 非接触式高速旋转叶片振动测量新技术的研究[J]. *传感技术学报*, 2007, 20(4): 937-940.
- Fang Zhiqiang, Duan Fajie, Zhang Yugui, et al. Research on a technique of non-contact vibration measurement for high-speed rotating blades[J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2007, 20(4): 937-940. (in Chinese)
- [22] 胡伟, 杜少辉, 王德友, 等. 基于无转速定位信号的非接触叶片振动测试技术[J]. *航空发动机*, 2012, 38(6): 53-57.
- Hu Wei, Du Shaohui, Wang Deyou, et al. Vibration measure technique of non-contact blade based on No rotate speed location signal[J]. *Aeroengine*, 2012, 38(6): 53-57. (in Chinese)
- [23] 邱立新, 王振华. 航空发动机叶尖间隙测量研究[J]. *航空发动机*, 2001, 27(4): 26-29.
- Qiu Lixin, Wang Zhenhua. Research on tip clearance measurement of aero-engine[J]. *Aeroengine*, 2001, 27(4): 26-29. (in Chinese)
- [24] 刘美茹, 滕光蓉, 肖潇, 等. 基于叶尖定时的航空发动机涡轮叶片振动测量[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(9): 1954-1963.
- Liu Meiru, Teng Guangrong, Xiao Xiao, et al. Vibration measurement of turbine rotor blades of aero-engine based on blade tip-timing[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(9): 1954-1963. (in Chinese)
- [25] Chen Suiyu, Yang Yongmin, Hu Haifeng, et al. Compressed sensing-based order analysis for blade tip timing signals measured at varying rotational speed[J]. *Shock and Vibration*, 2020, 2020: 8328345.
- [26] Xu Hailong, Chen Zhongsheng, Yang Yongmin, et al. Damage detection in high-speed rotated blades by blade tip-timing method based on compressed sensing[R]. Harbin: 2017 Prognostics and System Health Management Conference, 2017.
- [27] Pan Minghao, Xu Hailong. A machine learning based hybrid non-linear character monitoring approach for compressor blades fault diagnosis using blade tip timing measurement[R]. Jinan: 2020 11th International Conference on Prognostics and System Health Management, 2020.
- [28] Gao C, Wang Zengkun, Yang Zhibo, et al. An actual angle of arrival fitting method for correcting errors induced by speed fluctuation in blade tip timing system[J]. *Measurement*, 2024, 238: 115319.
- [29] Cao Jiahui, Yang Zhibo, Teng Guangrong, et al. Spatial transformation of general sampling-aliasing frequency region for rotating-blade parameter identification with emphasis on single-probe blade tip-timing measurement[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(3): 220-240.
- [30] Xu Jinghui, Qiao Baijie, Liu Junjiang, et al. Sparse reconstruction for blade tip timing signal using generalized minimax-concave penalty[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 161: 107961.
- [31] Wang Weimin, Zhang Xulong, Hu Dongfang, et al. A novel none once per revolution blade tip timing based blade vibration parameters identification method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(7): 1953-1968.
- [32] Zhang Xulong, Wang Weimin, Chen Kang, et al. Five dimensional movement measurement method for rotating blade based on blade tip timing measuring point position tracking[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 161: 107898.
- [33] Hu Dongfang, Wang Weimin, Zhang Xulong, et al. On-line real-time mistuning identification and model calibration method for rotating blisks based on blade tip timing (BTT)[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 147: 107074.
- [34] Liang Zhonghan, Zhang Yuxiang, Yue Lin. Experimental investigation: vibration measurement of a rotating blade with digital image correlation and blade tip-timing[J]. *Micromachines*, 2022, 13(12): 2156.
- [35] Yu Yadi, Wu Yunqiang, Yue Lin. Data zeroing based on correlation and linear interpolation of the blade tip-timing data[R]. Qingdao: 2019 Prognostics and System Health Management Conference, 2019.
- [36] 李海洪, 岳林, 王德友, 等. 基于叶尖定时的叶片耦合振动参数辨识与仿真[J]. *航空发动机*, 2015, 41(6): 59-63.
- Li Haihong, Yue Lin, Wang Deyou, et al. Parameters identification and simulation of inter-blade-coupling vibration based on blade tip timing[J]. *Aeroengine*, 2015, 41(6): 59-63. (in Chinese)
- [37] Fan Zhenfang, Li Hongkun, Dong Jiannan, et al. Blade vibration difference-based identification of blade vibration parameters: a novel blade tip timing method[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2021, 512: 116402.
- [38] Fan Zhenfang, Li Hongkun, Dong Jiannan, et al. An improved multiple per revolution-based blade tip timing method and its applications on large-scale compressor blades[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 167: 108538.
- [39] Zhang Fengli, Yu Haotian, Wang Jinjiang. A novel damage identification method for flue gas turbine blades based on tip timing[J]. *ISA Transactions*, 2023, 135: 537-550.
- [40] Zhang Jiawang, Zhang Laibin, Duan Lixiang. A blade defect diagnosis method by fusing blade tip timing and tip clearance information[J]. *Sensors*, 2018, 18(7): 2166.
- [41] Zhang Jiawang, Zhang Laibin, Duan Lixiang. Error analysis and extracting method of BTT signals using eddy current sensor[R]. Reno: 2018 Annual Reliability and Maintainability Symposium, 2018.
- [42] Guo Haotian, Duan Fajie, Zhang Jilong. Blade resonance parameter identification based on tip-timing method without the once-per revolution sensor[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2016, 66/67: 625-639.
- [43] Sasakaras M, Mann L, Schaffer M, et al. Determination of vibration properties and reliable frequency estimation for synchronous vibrations through improved blade tip timing techniques without a once-per-revolution sensor[J]. *Sensors*, 2025, 25(2): 489.
- [44] Campbell W. Elastic-fluid turbine rotor and method of avoiding tangential bucket vibration therein: US1502904[P]. 1924-07-29.
- [45] Chana K S, Cardwell D N. The use of eddy current sensor based blade tip timing for FOD detection[R]. ASME GT2008-50791,

- 2008.
- [ 46 ] Cardwell D N, Chana K S, Russhard P. The use of eddy current sensors for the measurement of rotor blade tip timing: sensor development and engine testing[R]. ASME GT2008-50792, 2008.
  - [ 47 ] Du Li, Zhu Xiaoliang, Zhe Jiang. A high sensitivity inductive sensor for blade tip clearance measurement[J]. *Smart Materials and Structures*, 2014, 23(6): 065018.
  - [ 48 ] Zhang Jiawang, Ding Keqin, Chen Guang. High-precision extraction method for blade tip-timing signal with eddy current sensor[J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2020, 2020: 8882858.
  - [ 49 ] Sridhar V, Chana K, Pekris M. High temperature eddy current sensor system for turbine blade tip clearance measurements[R]. Stockholm: 12th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and thermodynamics, 2017.
  - [ 50 ] Liu Zhenxia, Zhao Ziyu, Lyu Yaguo, et al. Experimental investigation of inductive sensor characteristic for blade tip clearance measurement at high temperature[J]. *Sensors*, 2019, 19(17): 3694.
  - [ 51 ] Zheng Shiqiang, Liu Ximing, Zhang Yiming, et al. Temperature drift compensation for exponential hysteresis characteristics of high-temperature eddy current displacement sensors[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2019, 19(23): 11041-11049.
  - [ 52 ] Borovik S, Sekisov Y. Single-coil eddy current sensors and their application for monitoring the dangerous states of gas-turbine engines[J]. *Sensors*, 2020, 20(7): 2107.
  - [ 53 ] 善测(天津)科技有限公司. 善测(天津)科技有限公司官网[EB/OL]. 2025-04-01. <https://www.smartmens.com/>.
  - [ 54 ] 南京方一测控科技有限公司. 南京方一测控科技有限公司官网[EB/OL]. 2025-05-06. <https://www.foitech.com/>.
  - [ 55 ] Warnick A, Condit R E, Secord J R. Capacitance type clearance probes for turbomachinery[R]. SAE Technical Paper 610286, 1961.
  - [ 56 ] Chivers J. A technique for the measurement of blade tip clearance in a gas turbine[R]. AIAA-1989-2916, 1989.
  - [ 57 ] Drumm M, Haase W C. High performance rotor monitoring[R]. Philadelphia: 19th Digital Avionics Systems Conference, 2000.
  - [ 58 ] FOGALE Nanotech. Capacitive blade tip clearance and tip timing measurement system [Z]. Nimes: FOGALE Nanotech, 2010.
  - [ 59 ] Addabbo T, Fort A, Mugnaini M, et al. A system for the dynamic response characterization of turbomachinery tip clearance measurement instruments based on capacitive probes[R]. Zadar: 2015 IEEE Sensors Applications Symposium, 2015.
  - [ 60 ] Magno D, Gannon A, Smith W, et al. Analytical methods for transonic compressor rotor blade tip clearance measurements using capacitive probes[R]. ASME GT2022-82750, 2022.
  - [ 61 ] Gil-García J, García I, Zubia J, et al. Blade tip clearance and time of arrival immediate measurement method using an optic probe[R]. Benevento, 2015 IEEE Metrology for Aerospace, 2015.
  - [ 62 ] Gil-garcía J, Solís A, Aranguren G, et al. An architecture for on-line measurement of the tip clearance and time of arrival of a bladed disk of an aircraft engine[J]. *Sensors*, 2017, 17(10): 2162.
  - [ 63 ] Weng Jidong, Liu Shenggang, Ma Heli, et al. Dynamic frequency-domain interferometer for absolute distance measurements with high resolution[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2014, 85(11): 113112.
  - [ 64 ] 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): 626014.  
Duan Fajie, Niu Guangyue, Zhou Qi, et al. A review of online blade tip clearance measurement technologies for aeroengines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(9): 626014. (in Chinese)
  - [ 65 ] 刘美茹, 朱靖, 滕光蓉, 等. 涡轮转子叶片非接触振动测试试验研究[J]. *振动工程学报*, 2020, 33(6): 1216-1225.  
Liu Meiru, Zhu Jing, Teng Guangrong, et al. Non-contact vibration measurement experiment of turbine rotor blades[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2020, 33(6): 1216-1225. (in Chinese)
  - [ 66 ] Ma Huiping, Wang Xiaoming, Zhang Xiaoguang, et al. Research on tip clearance measurement technology of aero-engine blade based on optical fiber sensing system[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2023, 2428: 012032.
  - [ 67 ] 刘美茹, 邵伟强, 代江波, 等. 发动机涡轮转子叶片叶尖定时信号干扰与抑制[J]. *航空动力学报*, 2023, 38(8): 1826-1836.  
Liu Meiru, Gao Weiqiang, Dai Jiangbo, et al. Interference and suppression of tip-timing signal of engine turbine rotor blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(8): 1826-1836. (in Chinese)
  - [ 68 ] Abdul-Aziz A, Woike M R, Anderson R C, et al. Propulsion health monitoring assessed by microwave sensor performance and blade tip timing[C]//Smart structures and NDE for energy systems and industry 4.0. Denver: SPIE, 2019, 10973: 109730Q.
  - [ 69 ] Grzybowski R R, Meltz G. Microwave recess distance and air-path clearance sensor: US5818242[P]. 1998-10-06.
  - [ 70 ] Geisheimer J, Grenaker G, Billington S. Phase-based sensing system: US6489917[P]. 2002-12-03.
  - [ 71 ] Woike M, Roeder J, Hughes C, et al. Testing of a microwave blade tip clearance sensor at the NASA Glenn research center[R]. AIAA-2009-1452, 2009.
  - [ 72 ] Kwapisz D, Hafner M, Rajamani R. Application of microwave sensing to blade health monitoring[R]. Rochester: European Conference of the Prognostics and Health Management Society (PHME 2012), 2012.
  - [ 73 ] Violetti M, Xu Qin, Hochreutiner O, et al. New microwave sensor for on-line Blade Tip Timing in gas and steam turbines[R]. Kaohsiung: 2012 Asia Pacific Microwave Conference, 2012.
  - [ 74 ] Zhang Jilong, Duan Fajie, Niu Guangyue, et al. A blade tip timing method based on a microwave sensor[J]. *Sensors*, 2017, 17(5): 1097.
  - [ 75 ] 熊玉勇, 李松旭, 彭志科. 基于微波感知的挠性结构动态响应监测[J]. *振动与冲击*, 2020, 39(15): 277-282.  
Xiong Yuyong, Li Songxu, Peng Zhike. Dynamic response monitoring of flexible structures based on microwave sensing[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2020, 39(15): 277-282. (in Chinese)
  - [ 76 ] 刘美茹, 邵伟强, 卫靖澜, 等. 叶尖定时在压气机转子叶片裂纹故障排除中的应用[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2023, 36(1): 23-29, 35.  
Liu Meiru, Gao Weiqiang, Wei Jinglan, et al. Application of tip timing in fault elimination of compressor rotor blade cracks[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2023, 36(1): 23-29, 35. (in Chinese)
  - [ 77 ] Russhard P. Test cell instrumentation and measurement techniques blade tip timing[D]. Manchester: University of Manchester, 2017.
  - [ 78 ] Vining C, Arnold S, Hayes B, et al. Application of a generation 4 non-contact stress measurement system on HCF demonstrator engines[R]. Pinehurst: High Cycle Fatigue Conference, 2004.
  - [ 79 ] Reinhardt R, Lancelle D, Hagendorf O, et al. Improved reference system for high precision blade tip timing on axial compressors[R]. Jeju: 25th Optical Fiber Sensors Conference, 2017.
  - [ 80 ] Zhang Jiawang, Zhang Laibin, Ding Keqin, et al. Blade tip-timing

- technology with multiple reference phases for online monitoring of high-speed blades under variable-speed operation[J]. *Measurement Science Review*, 2018, 18(6): 243-250.
- [ 81 ] Diamond D H, Heyns P S, Oberholster A J. Improved Blade Tip Timing measurements during transient conditions using a State Space Model[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, 122: 555-579.
- [ 82 ] Russhard P. Derived once per rev signal generation for blade tip timing systems[C]//IET & ISA 60th International Instrumentation Symposium. London: IET, 2014: 95-99.
- [ 83 ] Chen Kang, Wang Weimin, Zhang Xulong, et al. New step to improve the accuracy of blade tip timing method without once per revolution[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, 134: 106321.
- [ 84 ] Fan Zhenfang, Li Hongkun, Dong Jiannan, et al. Shifting straight-line fitting method to calculate blade vibration based on blade tip timing[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2021, 70: 3001013.
- [ 85 ] Fan Chengwei, Wu Yadong, Russhard P, et al. A blade tip-timing method without once-per-revolution sensor for blade vibration measurement in gas turbine engines[J]. *Transactions of the Canadian Society for Mechanical Engineering*, 2021, 45(3): 396-410.
- [ 86 ] Zhou Kai, Qiao Baijie, Liu Meiru, et al. A novel OPR-free method for blade tip timing based on adaptive variable reference blades[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 142: 108708.
- [ 87 ] Xu Jinghui, Qiao Baijie, Wang Yanan, et al. A recursive calculation method of vibration displacements using blade tip timing in angular domain[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2024, 219: 111612.
- [ 88 ] 曹佳辉, 陈雪峰, 杨志勃, 等. 转子叶片低介入叶端定时测量技术[J]. *测控技术*, 2024, 43(1): 37-49.
- Cao Jiahui, Chen Xuefeng, Yang Zhibo, et al. Low-intervention tip timing measurement technology for rotating blade[J]. *Measurement & Control Technology*, 2024, 43(1): 37-49. (in Chinese)
- [ 89 ] Wang Zengkun, Yang Zhibo, Wu Shuming, et al. An OPR-free blade tip timing method for rotating blade condition monitoring[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2021, 70: 3504611.
- [ 90 ] 许敬晖, 乔百杰, 刘美茹, 等. 基于叶端定时的转子叶片裂纹监测与诊断[J]. *推进技术*, 2022, 43(2): 210537.
- Xu Jinghui, Qiao Baijie, Liu Meiru, et al. Crack monitoring and diagnosis of rotor blades using blade tip timing[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(2): 210537. (in Chinese)
- [ 91 ] Mohamed M, Bonello P, Russhard P. The determination of steady-state movements using blade tip timing data[R]. ASME GT2018-75488, 2018.
- [ 92 ] 戴思成. 航空发动机叶片颤振分析[J]. *机械制造与自动化*, 2020, 49(6): 66-69.
- Dai Sicheng. Aero engine blade flutter analysis[J]. *Mechanical Manufacturing and Automation*, 2020, 49(6): 66-69. (in Chinese)
- [ 93 ] Heath S. A new technique for identifying synchronous resonances using tip-timing[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2000, 122(2): 219-225.
- [ 94 ] Carrington I B, Wright J R, Cooper J E, et al. A comparison of blade tip timing data analysis methods[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2001, 215(5): 301-312.
- [ 95 ] Dimitriadis G, Carrington I B, Wright J R, et al. Blade-tip timing measurement of synchronous vibrations of rotating bladed assemblies[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2002, 16(4): 599-622.
- [ 96 ] Holzinger F, Wartzek F, Jüngst M, et al. Self-excited blade vibration experimentally investigated in transonic compressors: rotating instabilities and flutter[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(4): 041006.
- [ 97 ] Wu Shuming, Chen Xuefeng, Russhard P, et al. Blade tip timing: from raw data to parameters identification[C]//2019 IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference. Auckland: IEEE, 2019: 1-5.
- [ 98 ] Przynsowa R, Russhard P, Wachlaczko M. Using blade tip timing and pressure data to characterise compressor stall and surge[R]. ASME GT2020-15412, 2020.
- [ 99 ] 欧阳涛, 郭文力, 段发阶, 等. 基于叶尖定时的旋转叶片同步振动辨识新方法[J]. *振动与冲击*, 2011, 30(8): 249-252, 257.
- Ouyang Tao, Guo Wenli, Duan Fajie, et al. New method for identifying rotating blades synchronous vibration based on tip-timing [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2011, 30(8): 249-252, 257. (in Chinese)
- [100] Li Hongkun, Fan Zhenfang, Dong Jiannan, et al. An improved blade vibration difference-based two-parameter plot method for synchronous vibration parameter identification of rotating blades [J]. *Measurement*, 2023, 207: 112397.
- [101] Liu Zhibo, Duan Fajie, Niu Guangyue, et al. An improved circumferential Fourier fit (CFF) method for blade tip timing measurements[J]. *Applied Sciences*, 2020, 10(11): 3675.
- [102] Chen S S, Donoho D L, Saunders M A. Atomic decomposition by basis pursuit[J]. *SIAM Review*, 2001, 43(1): 129-159.
- [103] Liu Shuaiqi, Liu Ming, Li Peifei, et al. SAR image denoising via sparse representation in shearlet domain based on continuous cycle spinning[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2017, 55(5): 2985-2992.
- [104] Zhu Lingchen, Liu Entao, McClellan J H. Joint seismic data denoising and interpolation with double-sparsity dictionary learning [J]. *Journal of Geophysics and Engineering*, 2017, 14(4): 802-810.
- [105] Lin Jun, Hu Zheng, Chen Zhongsheng, et al. Sparse reconstruction of blade tip-timing signals for multi-mode blade vibration monitoring[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2016, 81: 250-258.
- [106] Wu Shuming, Zhao Zhibin, Yang Zhibo, et al. Physical constraints fused equiangular tight frame method for Blade Tip Timing sensor arrangement[J]. *Measurement*, 2019, 145: 841-851.
- [107] Kharyton V, Zachariah D. Advanced processing of a blade vibratory response obtained with tip timing method using hyperparameter-free sparse estimation method[R]. ASME GT2021-02411, 2021.
- [108] Huang Wenkang, Bian Zifang, Pan Minghao, et al. A novel sparse reconstruction method for under-sampled blade tip timing signals: Integrating vibration displacement and velocity[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2025, 229: 112543.
- [109] Chen Zhongsheng, Liu Jianhua, Zhan Chi, et al. Reconstructed order analysis-based vibration monitoring under variable rotation speed by using multiple blade tip-timing sensors[J]. *Sensors*, 2018, 18(10): 3235.
- [110] Bouchain A, Picheral J, Lahalle E, et al. Blade vibration study by spectral analysis of tip-timing signals with OMP algorithm[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, 130: 108-121.
- [111] Zhou Kai, Wang Yanan, Qiao Baijie, et al. Non-convex sparse



- regularization via convex optimization for blade tip timing[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2025, 222: 111764.
- [112] Ma Yunyang, Qiao Baijie, Fu Yu, et al. A novel time-frequency analysis method of blade tip timing signals based on multiple measurement vectors[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2025, 227: 112351.
- [113] Xu Jinghui, Qiao Baijie, Liu Meiru, et al. Time-frequency reassignment of blade tip timing signal[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2025, 224: 112163.
- [114] 张玉贵, 段发阶, 方志强, 等. 旋转叶片异步振动的频率识别技术[J]. *振动与冲击*, 2007, 26(12): 106-108.  
Zhang Yugui, Duan Fajie, Fang Zhiqiang, et al. Frequency identification technique for asynchronous vibration of rotating blades[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2007, 26(12): 106-108. (in Chinese)
- [115] Stéphan C, Berthillier M, Lardie's J, et al. Tip-timing data analysis for mistuned bladed discs assemblies[R]. ASME GT2008-50825, 2008.
- [116] 欧阳涛, 段发阶, 李孟麟, 等. 旋转叶片异步振动全相位 FFT 辨识方法[J]. *振动工程学报*, 2011, 24(3): 268-273.  
Ouyang Tao, Duan Fajie, Li Menglin, et al. A method for identifying rotating blade asynchronous vibration by all-phase FFT[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2011, 24(3): 268-273. (in Chinese)
- [117] Bastami A R, Safarpour P, Mikaeily A, et al. Identification of asynchronous blade vibration parameters by linear regression of blade tip timing data[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2018, 140(7): 072506.
- [118] 刘涛, 薛文鹏, 孙科, 等. 非接触式异步振动参数辨识仿真研究[J]. *机械研究与应用*, 2019, 32(1): 28-33.  
Liu Tao, Xue Wenpeng, Sun Ke, et al. Simulation research on non-contact asynchronous vibration parameters identification[J]. *Mechanical Research & Application*, 2019, 32(1): 28-33. (in Chinese)
- [119] Wu Shuming, Russhard P, Yan Ruqiang, et al. An adaptive online blade health monitoring method: from raw data to parameters identification[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2020, 69(5): 2581-2592.
- [120] 王茜, 雷晓波. 旋转叶片异步振动参数辨识方法及试验验证[J]. *机械强度*, 2021, 43(1): 50-55.  
Wang Qian, Lei Xiaobo. The method for identifying rotating blade asynchronous vibration and experimental verification[J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2021, 43(1): 50-55. (in Chinese)
- [121] Wei Daitong, Yu Tao, Gao Peixin, et al. Sparse-assisted blade tip timing signal decomposition and automatic resonance region identification method[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2025, 226: 112390.
- [122] Krause C, Giersch T, Steldinger M, et al. Asynchronous response analysis of non-contact vibration measurements on compressor rotor blades[R]. ASME GT2017-63200, 2017
- [123] Wang Zengkun, Yang Zhibo, Wu Shuming, et al. An improved multiple signal classification for nonuniform sampling in blade tip timing[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2020, 69(10): 7941-7952.
- [124] 王增坤, 杨志勃, 李浩琪, 等. 叶端定时中多重信号分类法的滤波特性研究[J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(2): 191-197.  
Wang Zengkun, Yang Zhibo, Li Haoqi, et al. Investigation for filtering ability of multiple signal classification in blade tip timing[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(2): 191-197. (in Chinese)
- [125] Wang Zengkun, Yang Zhibo, Li Haoqi, et al. Subspace dimension reduction for faster multiple signal classification in blade tip timing[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2021, 70: 3509510.
- [126] Liu Zhibo, Duan Fajie, Niu Guangyue, et al. Reconstruction of blade tip-timing signals based on the MUSIC algorithm[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 163: 108137.
- [127] Kim Y H, Youn Y W, Hwang D H, et al. High-resolution parameter estimation method to identify broken rotor bar faults in induction motors[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2013, 60(9): 4103-4117.
- [128] Lu Junjie, Wang Panpan, Duan Sen, et al. Detection of broken rotor bars fault in induction motors by using an improved MUSIC and least-squares amplitude estimation[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2018, 2018: 5942890.
- [129] Li Zhao, Lee P, Murch R. Compressive-sensing based damped multi-mode extraction with nonuniform spatial sampling[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2021, 153: 107410.
- [130] Chen Suiyu, Yang Yongmin, Hu Haifeng, et al. Blind interpolation for multi-frequency blade tip timing signals[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 172: 108946.
- [131] Wang Zengkun, Yang Zhibo, Teng Guangrong, et al. Amplitude-identifiable MUSIC (aid-MUSIC) for asynchronous frequency in blade tip timing[J]. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2023, 19(4): 5732-5742.
- [132] Zeng Jin, Chen Kangkang, Ma Hui, et al. Vibration response analysis of a cracked rotating compressor blade during run-up process[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, 118: 568-583.
- [133] Bu Huanxian, Wu Han, Bertin C, et al. Aerodynamic and acoustic measurements of dual small-scale propellers[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2021, 511: 116330.
- [134] Battiatto G, Firrone C M, Berruti T M. Forced response of rotating bladed disks: Blade Tip-Timing measurements[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, 85: 912-926.
- [135] 张勇. 孔探工作在发动机维护中的重要性[J]. *航空维修与工程*, 2004(1): 24-25.  
Zhang Yong. The importance of borescope inspection in aircraft engine maintenance[J]. *Aviation Maintenance & Engineering*, 2004(1): 24-25. (in Chinese)
- [136] Dyrwal A, Meo M, Ciampa F. Nonlinear air-coupled thermosonics for fatigue micro-damage detection and localisation[J]. *NDT & E International*, 2018, 97: 59-67.
- [137] Manjula K, Vijayarekh K, Venkatrama B. Weld flaw detection using various ultrasonic techniques: a review[J]. *Journal of Applied Sciences*, 2014, 14(14): 1529-1535.
- [138] Bjørheim F, Siriwardane S C, Pavlou D. A review of fatigue damage detection and measurement techniques[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 154: 106556.
- [139] Teschke M, Rozo Vasquez J, Lückner L, et al. Characterization of damage evolution on hot flat rolled mild steel sheets by means of micromagnetic parameters and fatigue strength determination[J]. *Materials*, 2020, 13(11): 2486.
- [140] 程小元, 黄明涛, 张明岐, 等. 精密电解加工在航空发动机整体结构件制造中的应用[J]. *航空制造技术*, 2015, 58(23): 54-56, 60.  
Cheng Xiaoyuan, Huang Mingtao, Zhang Mingqi, et al. Applica-

- tion of PECM in aeroengine monolithic component manufacturing[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2015, 58(23): 54-56, 60. (in Chinese)
- [141] 吴志渊, 闫寒, 吴林潮, 等. 旋转裂纹叶片-弹性轮盘耦合系统振动特性[J]. *航空学报*, 2022, 43(9): 625442.  
Wu Zhiyuan, Yan Han, Wu Linchao, et al. Vibration characteristics of rotating cracked-blade-flexible-disk coupling system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(9): 625442.
- [142] 胡明辉, 刘少朋, 王浩, 等. 基于宽频振动的燃气轮机叶片断裂故障识别特征与辨识方法[J]. *航空学报*, 2024, 45(20): 230098.  
Hu Minghui, Liu Shaopeng, Wang Hao, et al. Characterization and identification of gas turbine blade fracture faults based on broadband vibration[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(20): 230098. (in Chinese)
- [143] He Changbo, Antoni J, Daga A P, et al. An improved key-phase-free blade tip-timing technique for nonstationary test conditions and its application on large-scale centrifugal compressor blades[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2021, 70: 3504516.
- [144] Kudelski R, Szczepanik R. Inflight early detection of cracks in turbine aero-engine compressor blades[M]//Non-destructive testing. Amsterdam: Elsevier, 1989: 616-622.
- [145] Tappert P, von Flotow A, Mercadal M. Autonomous PHM with blade-tip-sensors: algorithms and seeded fault experience[R]. Big Sky: 2001 IEEE Aerospace Conference, 2001.
- [146] Witoś M. High sensitive methods for health monitoring of compressor blades and fatigue detection[J]. *The Scientific World Journal*, 2013, 2013: 218460.
- [147] Krawczuk M. Natural vibration of cracked rotating beams[J]. *Acta Mechanica*, 1993, 99(1): 35-48.
- [148] Chen L W, Jeng C H. Vibrational analyses of cracked pre-twisted blades[J]. *Computers & Structures*, 1993, 46(1): 133-140.
- [149] Neri P. Bladed wheels damage detection through Non-Harmonic Fourier Analysis improved algorithm[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2017, 88: 1-8.
- [150] Chen Suiyu, Yang Yongmin, Hu Haifeng, et al. Interpolation method for wideband signal reconstruction based on blade tip timing measurement[J]. *Measurement*, 2021, 176: 109168.
- [151] Du Wenhai, Léonard O. Numerical simulation of surge in axial compressor[J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2012, 2012: 164831.
- [152] 罗泽明, 郑丽, 张玉宪. 航空发动机喘振的研究与发展[J]. *机械设计与制造工程*, 2015, 44(6): 1-4.  
Luo Zeming, Zheng Li, Zhang Yuxian. Research and development of the aircraft engine surge[J]. *Machine Design and Manufacturing Engineering*, 2015, 44(6): 1-4. (in Chinese)
- [153] 平艳, 王增坤, 范志飞, 等. 基于叶端定时的压气机喘振特征频域辨识[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(10): 20240476.  
Ping Yan, Wang Zengkun, Fan Zhifei, et al. Identification of compressor surge based on blade tip timing in frequency domain [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(10): 20240476. (in Chinese)
- [154] 王维民, 刘延振, 林昱隆, 等. 基于叶片振动的航空发动机喘振预警及识别方法[J]. *机械工程学报*, 2024, 60(21): 122-131.  
Wang Weimin, Liu Yanzhen, Lin Yulong, et al. Surge warning and identification method of aero-engine based on blade vibration [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2024, 60(21): 122-131. (in Chinese)
- [155] 汪松柏, 郝玉扬, 吴亚东, 等. 航空发动机压气机旋转不稳定现象研究进展[J]. *航空学报*, 2024, 45(16): 029851.  
Wang Songbai, Hao Yuyang, Wu Yadong, et al. Research progress on rotating instability of aeroengine compressor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(16): 029851. (in Chinese)
- [156] Baumgartner M, Kameier F, Hourmouziadis J. Non-engine order blade vibration in a high pressure compressor[C]//Proceedings of the 12th International Symposium on Airbreathing Engines. Melbourne: AIAA, 1995.
- [157] Ren Sanqun, Xiang Xiaorong, Zhao Wei, et al. An error correction blade tip-timing method to improve the measured accuracy of blade vibration displacement during unstable rotation speed[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2022, 162: 108030.
- [158] 赵奉同, 景晓东, 沙云东, 等. 压气机内部噪声特征与转子叶片声固耦合机理分析[J]. *航空学报*, 2019, 40(5): 122669.  
Zhao Fengtong, Jing Xiaodong, Sha Yundong, et al. Analysis of noise characteristics and acoustic structure coupling mechanism of rotor blades in compressor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(5): 122669. (in Chinese)
- [159] Parker R. Acoustic resonances and blade vibration in axial flow compressors[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1984, 92(4): 529-539.
- [160] Hellmich B. Acoustic resonance in a high-speed axial compressor [D]. Hannover: Gottfried Wilhelm Leibniz Universität Hannover, 2008.
- [161] Ziada S, Oengören A, Vogel A. Acoustic resonance in the inlet scroll of a turbo-compressor[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2002, 16(3): 361-373.
- [162] 杨明绥, 刘思远, 王德友, 等. 航空发动机压气机声共振现象初探[J]. *航空发动机*, 2012, 38(5): 36-42.  
Yang Mingsui, Liu Siyuan, Wang Deyou, et al. Study of acoustic resonance for aeroengine compressors[J]. *Aeroengine*, 2012, 38(5): 36-42. (in Chinese)
- [163] 洪志亮, 赵国昌, 杨明绥, 等. 航空发动机压气机内部流体诱发声共振研究进展[J]. *航空学报*, 2019, 40(11): 023139.  
Hong Zhiliang, Zhao Guochang, Yang Mingsui, et al. Development of flow-induced acoustic resonance in aeroengine compressors[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(11): 023139. (in Chinese)
- [164] Fiquet A L, Brandstetter C, Aubert S, et al. Non-synchronous aeroacoustic interaction in an axial multi-stage compressor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(10): 101013.
- [165] Yang Laihao, Mao Zhu, Chen Xuefeng, et al. Dynamic coupling vibration of rotating shaft-disc-blade system: Modeling, mechanism analysis and numerical study[J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2022, 167: 104542.
- [166] Chen Ying, Zhan Shuangjian, Yu Haojun, et al. Failure analysis of a second-stage rotor blade in TRT[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2023, 144: 106978.
- [167] Carr J, Baqersad J, Niezrecki C, et al. Dynamic stress-strain on turbine blades using digital image correlation techniques part 2: dynamic measurements[C]//Topics in Experimental Dynamics Substructuring and Wind Turbine Dynamics, Volume 2. New York: Springer New York, 2012: 221-226.
- [168] Zielinski M, Ziller G. Noncontact blade vibration measurement system for aero engine application [C]//Proceedings of the 17th International Symposium on Airbreathing Engines. Munich:

- AIAA, 2005.
- [169] 段发阶, 李刚, 叶德超, 等. 基于叶尖定时的叶片动应力反演方法[J]. *纳米技术与精密工程*, 2016, 14(3): 161-166.
- Duan Fajie, Li Gang Ye Dechao, et al. Method for inverting dynamic stress of blade based on tip-timing[J]. *Nanotechnology and Precision Engineering*, 2016, 14(3): 161-166. (in Chinese)
- [170] 刘美茹, 朱靖, 梁恩波, 等. 基于叶尖定时的航空发动机压气机叶片振动测量[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(9): 1895-1904.
- Liu Meiru, Zhu Jing, Liang Enbo, et al. Vibration measurement on compressor rotor blades of aero-engine based on tip-timing[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(9): 1895-1904. (in Chinese)
- [171] Zhang Xiaojie, Wang Yanrong, Jiang Xianghua, et al. Blade vibration stress determination method based on blade tip timing simulator and finite element method[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2020, 142(3): 031001.
- [172] 敖春燕, 乔百杰, 刘美茹, 等. 基于非接触式测量的旋转叶片动应变重构方法[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(3): 569-580.
- Ao Chunyan, Qiao Baijie, Liu Meiru, et al. Dynamic strain reconstruction method of rotating blades based on no-contact measurement[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(3): 569-580. (in Chinese)
- [173] Guo Haonan, Yang Yongmin, Guan Fengjiao, et al. A blade dynamic strain inversion method for rotating blades based on blade tip timing[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2021, 2029(1): 012073.
- [174] Ao Chunyan, Qiao Baijie, Liu Meiru, et al. Dynamic strain reconstruction of rotating blades based on tip timing and response transmissibility[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2022, 144(6): 061011.
- [175] 朱昱达, 乔百杰, 符顺国, 等. 基于响应传递比的转子叶片动应变重构[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(8): 1690-1701.
- Zhu Yuda, Qiao Baijie, Fu Shunguo, et al. Dynamic strain reconstruction of rotating blade based on response transmissibility[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(8): 1690-1701. (in Chinese)
- [176] 钱正伟, 郭仁飞, 马立强, 等. 双转子发动机整机高涡转子动应力测试方法[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(9): 20220996.
- Qian Zhengwei, Guo Renfei, Ma Liqiang, et al. Dynamic stress test method for high pressure turbine rotor of the dual-rotor aero-engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(9): 20220996. (in Chinese)
- [177] Wu Shuming, Li Haoqi, Lu Liqin, et al. Dual-parameter diagnosis of gas turbine blade fatigue cracks based on blade tip timing data[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2025, 74: 3510212.
- [178] Cao Jiahui, Tian Shaohua, Wu Shuming, et al. Sparsity-based compressed covariance sensing for spectrum reconstruction in blade tip timing [C]//2023 IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC). Kuala Lumpur: IEEE, 2023: 1-6.
- [179] 边子方, 胡海峰, 杨拥民, 等. 基于单传感器的旋转叶片振动测量与参数辨识方法[J]. *中国科学(技术科学)*, 2023, 53(8): 1323-1336.
- Bian Zifang, Hu Haifeng, Yang Yongmin, et al. Rotating-blade vibration measurement and parameter identification method based on a single probe[J]. *SCIENTIA SINICA Technologica*, 2023, 53(8): 1323-1336. (in Chinese)
- [180] Bian Zifang, Yang Yongmin, Guan Fengjiao, et al. Single-sensor rotating blade monitoring method under non-stationary conditions based on velocity and displacement[J]. *ISA Transactions*, 2024, 152: 385-407.
- [181] Jerzy M, Romuald R, Mirosław K, et al. Multimode tip-timing analysis of steam turbine rotor blades[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2023, 23(11): 11721-11728.
- [182] Zhu Yuda, Wang Yanan, Qiao Baijie, et al. Blade tip timing for multi-mode identification based on the blade vibration velocity[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2024, 209: 111092.
- [183] Zhu Yuda, Qiao Baijie, Wang Yanan, et al. Improved non-contact vibration measurement via acceleration-based blade tip timing[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, 152: 109373.
- [184] Zhao Jianping, Niu Wei, Bai Jie, et al. Design and implementation of aero-engine state monitoring system[C]//International Conference on Advanced Manufacturing Technology and Manufacturing Systems. Shijiazhuang: SPIE, 2022: 268-273.
- [185] Nairac A, Townsend N, Carr R, et al. A system for the analysis of jet engine vibration data[J]. *Integrated Computer-Aided Engineering*, 1999, 6(1): 53-66.
- [186] Jin Xiangyang, Yang Hanlin, Wang Heteng. Fault diagnosis for civil aviation engine test based on the vibration signal[J]. *Procedia Engineering*, 2012, 29: 3002-3006.
- [187] Lewicki D G, Emmerling W C, Altobelli D, et al. TF41 engine fan disk seeded fault crack propagation test[R]. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 2004.
- [188] Dorji U, Ghomashchi R. Hydro turbine failure mechanisms: an overview[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2014, 44: 136-147.
- [189] 陶冶, 田琳, 解梦涛, 等. 大涵道比涡扇发动机风扇叶片动应力测量试飞[J]. *航空发动机*, 2017, 43(3): 68-73.
- Tao Ye, Tian Lin, Xie Mengtao, et al. Flight test on fan-blade vibration stress of high bypass ratio turbofan engine[J]. *Aero-engine*, 2017, 43(3): 68-73. (in Chinese)
- [190] Chen Zhongsheng, Liu Haopeng, Liao Lianying. Iteratively learning reconstruction of blade tip-timing signals and cointegration-based damage detection under variable conditions[J]. *IEEE Access*, 2024, 12: 93270-93282.
- [191] 王维民, 户东方. 旋转叶片动应力非接触测量方法研究综述[J]. *航空学报*, 2023, 44(22): 028516.
- Wang Weimin, Hu Dongfang. Review on non-contact dynamic stress measurement methods of rotating blades[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(22): 028516. (in Chinese)
- [192] Wu Shuming, Tian Shaohua, Chen Xuefeng, et al. Digital twin-driven blade rub-impact diagnosis using blade tip timing[J]. *Measurement*, 2024, 231: 114539.

(编辑: 秦理曼)