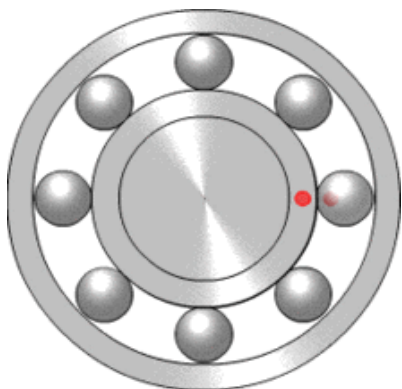




博士研究生学位论文答辩

滚动轴承早期损伤演化机理及微弱故障诊断方法研究



答辩人：贺志远

专 业：载运工具运用工程

研究方向：航空器故障监测与诊断

指导教师：陈 果 教授



1

绪论

2

基于连续损伤力学的滚动轴承早期损伤演化机理研究

3

滚动轴承局部损伤演化的定量评估方法研究

4

滚动轴承微弱故障冲击提升方法研究

5

航空发动机复杂传递路径下的滚动轴承微弱故障诊断

6

总结与展望

目录



1

绪论

2

基于连续损伤力学的滚动轴承早期损伤演化机理研究

3

滚动轴承局部损伤演化的定量评估方法研究

4

滚动轴承微弱故障冲击提升方法研究

5

航空发动机复杂传递路径下的滚动轴承微弱故障诊断

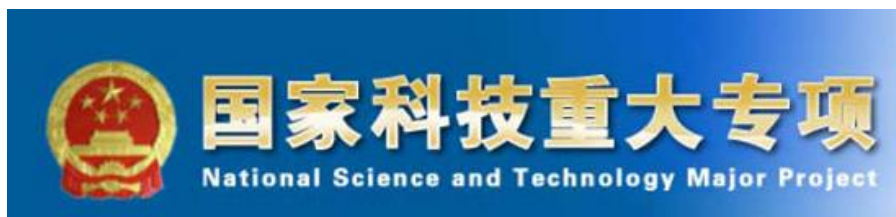
6

总结与展望

目录

课题来源：

1. 国家科技重大专项子专题——复杂服役环境下主轴承典型故障宏观动力学研究（J2019-IV-0004-0071）
2. 国家自然科学基金面上项目——基于监测数据和损伤力学的复杂工况下滚动轴承故障预测研究（51675263）



研究背景和意义

主轴承是航空发动机支承和传动系统的核心部件。随着先进航空发动机技术的发展，对其机动性能的要求也越来越高，也伴随着复杂恶劣的服役环境。当前，主轴承故障的频发严重危及飞机飞行安全，已经成为制约我国航空发动机发展，影响战斗力生成，急需突破的“卡脖子”瓶颈之一

- 苛刻工况
 - 高速
 - 高温
 - 高应力
 - 乏油
 - 时变冲击



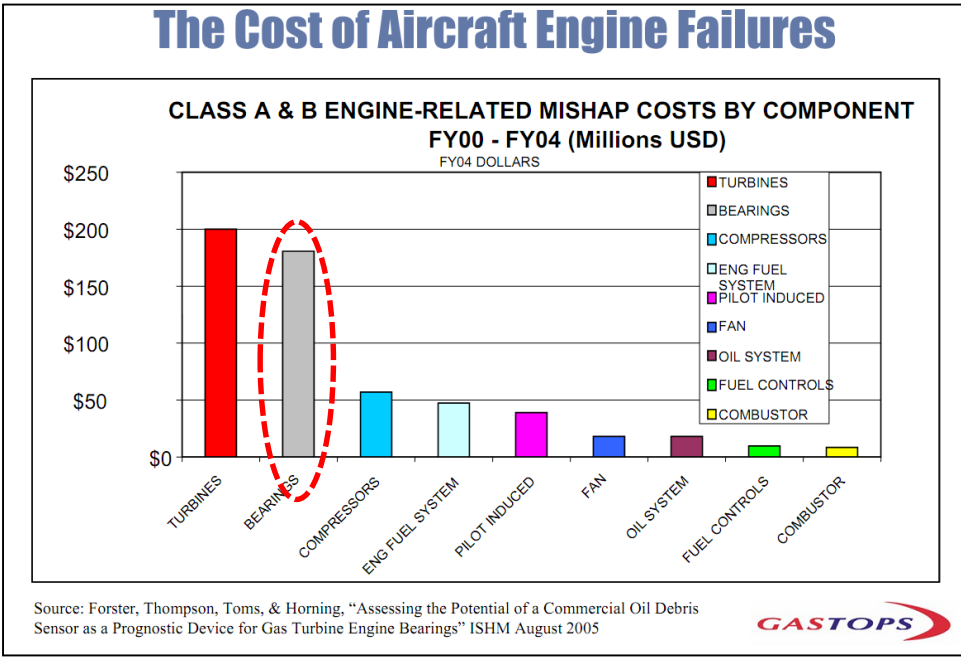
关键支承件
使用安全、任务关键件



研究背景和意义

主轴承失效公认是国内外战斗机等级事故的主导因素、是世界性难题

美国空军相关数据表明，轴承失效引起的发动机相关A、B等级事故损失仅次于涡轮叶片，是影响发动机安全的关键件和主导因素



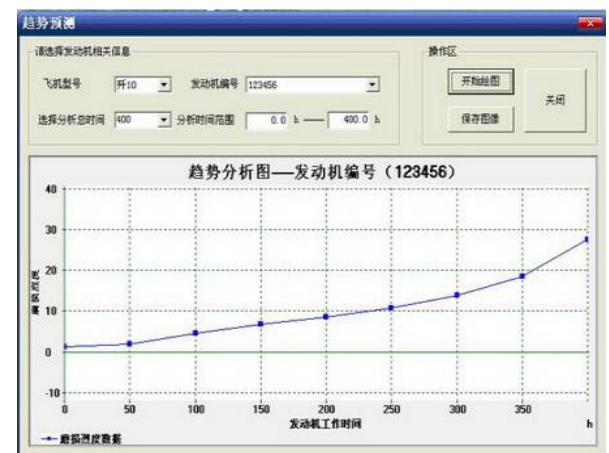
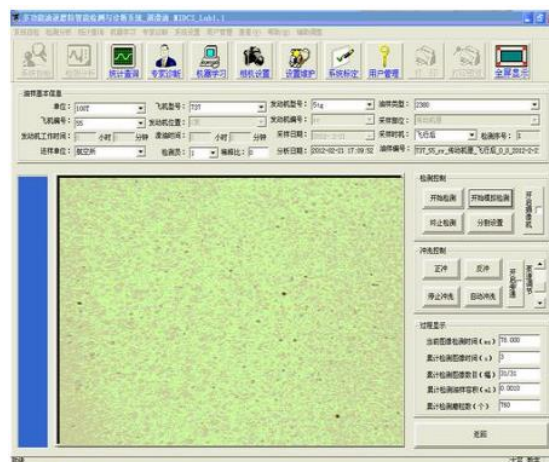
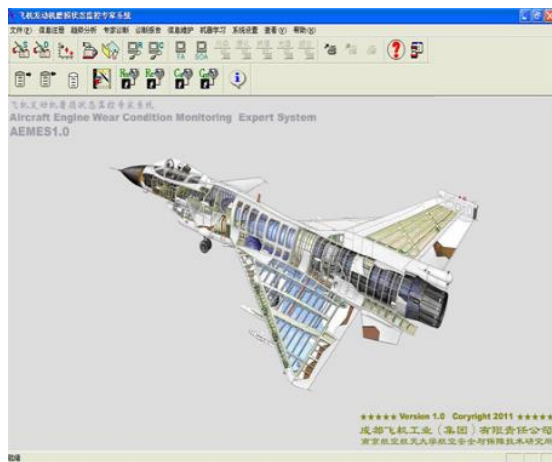
主轴承典型损伤情况

美空军飞机发动机维修花费记录

研究背景和意义

国外在航空发动机滚动轴承损伤监测及诊断技术方面起步较早，从上世纪50年代开始至今，经过长期的累积和发展现已形成了比较完备的监测诊断体系。

而我国由于缺乏具体型号的需求牵引，在“十一五”之前相应的发动机主轴承故障诊断技术并未得到重视。目前的诊断技术大多是基于地面试车，离线油液等监测手段，存在一定的滞后性。

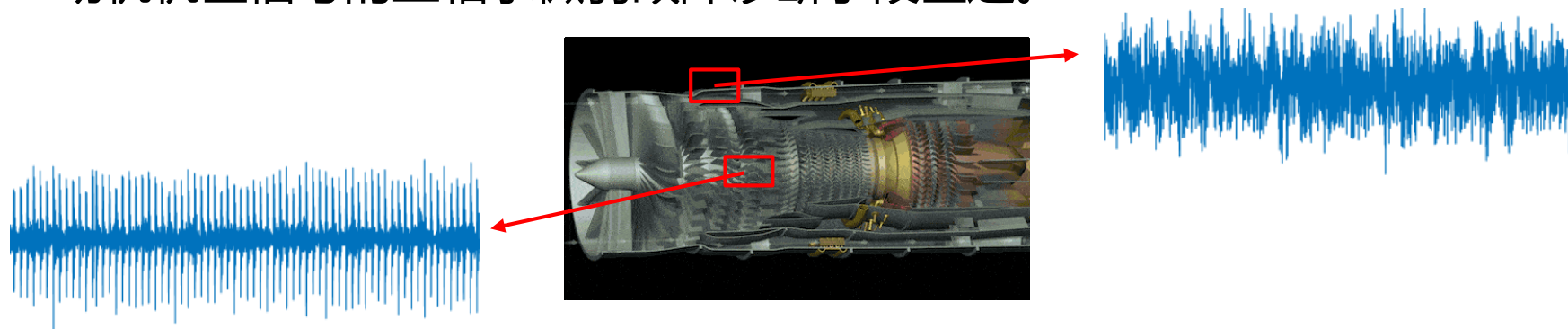


研究背景和意义

◆ 苛刻、复杂工况下主轴承存在多种失效模式并存且相互转换，**是一个内在和外部多因素耦合诱发、涉及全寿命周期环节的复杂问题。**

- **外部诱导因素：**复杂工况，时变冲击载荷，摩擦与润滑，高温等
- **内在固有因素：**材料-设计-制造-使用中的结构、表面、材料、装配

◆ 航空发动机特殊的结构和有限的空间布局，使**振动传感器无法靠近深埋在发动机内部的主轴承**。受传递路径及其他噪声等影响，**故障信息传递到机匣表面会受到很大程度的干扰和衰减**。目前服役条件下基于航空发动机机匣信号的主轴承微弱故障诊断手段匮乏。



研究背景和意义

对滚动轴承进行损伤监测和微弱故障诊断研究，符合我国包括航空发动机在内的现代重大、复杂旋转机械设备制造业发展的客观需求。

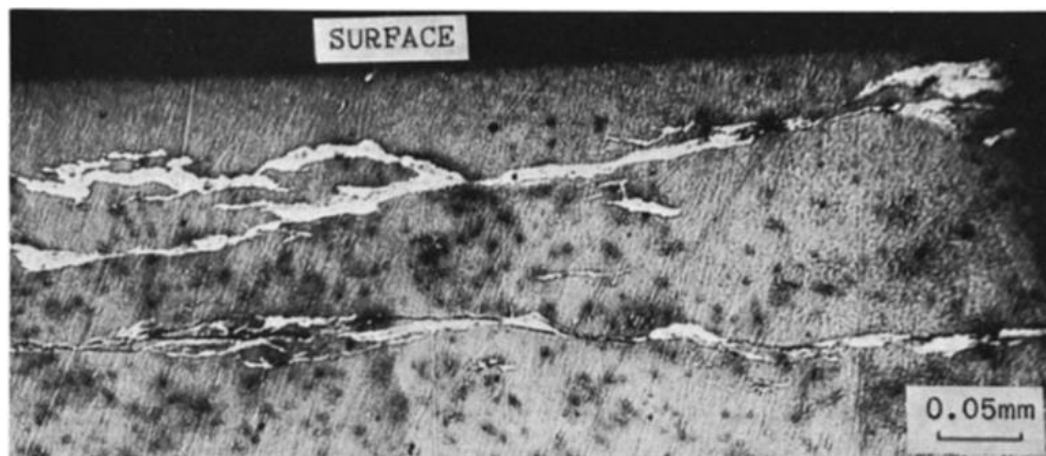
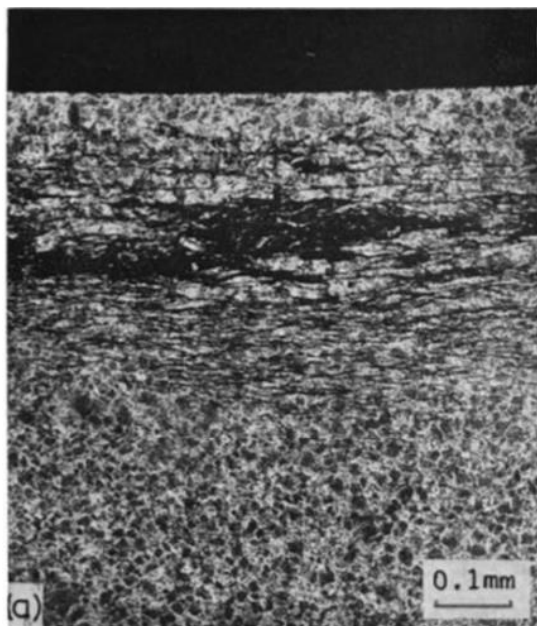
本文致力于面向航空发动机中的滚动轴承，开展：

- 1、滚动轴承早期损伤演化机理研究；**
- 2、对滚动轴承剥落损伤进行了精确的定量估计；**
- 3、针对滚动轴承微弱故障难以提取问题，提出了一种改进的微弱周期性冲击特征提升的盲解卷积方法；**
- 4、基于某型航空发动机机匣信号中主轴承的微弱故障信息，提出一种适用于航空发动机机匣信号的微弱故障诊断框架。**

以期能够为我国航空发动机主轴承微弱故障诊断提供参考和依据。

研究现状——滚动轴承早期损伤演化机理研究现状

◆ 上世纪40年代开始，研究人员在试验中首次观察到由**接触循环载荷**引起的轴承**次表面微观结构**中回火马氏体**不可逆的变化**。之后，学者们陆续探究了滚动接触对轴承材料次表面**残余应力**的影响，以及在残余应力影响下，次表面结构中如**低温贝氏体、白色状碳化物、残余奥氏体**等出现的变化。



滚动接触引起的次表面微观结构、和残余应力变化

Muro H, Tsushima N. Microstructural, microhardness and residual stress changes due to rolling contact[J]. Wear, 1970, 15(5):309-330.

研究现状——滚动轴承早期损伤演化机理研究现状

◆ 早期开展的轴承损伤演化研究大多是**基于经验的概率模型**以预估轴承的使用寿命，并没有考虑损伤裂纹的萌生、扩展和演化，**缺乏物理机制上的解释。**

研究人员	所提理论方法
Lundberg和 Palmgren	最早提出裂纹由 次表面最大正交剪应力 部位产生，结合Weibull统计强度理论基于概率估计轴承的使用寿命
Harris等人	提出了一种广义的应力-寿命预测方法，设定应力阈值来判断材料的疲劳极限。 不再将交变剪应力局限于正交剪应力 ，可以包括最大剪应力，等效Von Mises应力等
Keer和 Bryant	首次引入断裂力学理论 来定性分析滚动及滑动Hertz接触的疲劳寿命
Tallian等人	考虑了轴承损伤的严重程度， 结合Paris定律 概率性估计正交剪应力场下的裂纹扩展寿命
邵尔玉和陈菁，等人	提出了一种滚动接触疲劳测试下 监测轴承次表面裂纹萌生至剥落的方法 ，使用 位错理论 来描述疲劳剥落由多个萌生裂纹共同发展形成这一过程

.....

.....

研究现状——滚动轴承早期损伤演化机理研究现状

◆ 轴承疲劳剥落是多个小裂纹萌生和聚集的结果，而非单一主裂纹扩展的过程。因此研究人员指出次表面裂纹萌生和传播的原因是由材料损伤累积引起，而不是受裂纹尖端的应力强度影响，提出了**基于损伤力学的**

然而国内学者提出的这些模型较为简单，仅考虑赫兹接触下轴承材料的损伤演化，并且一些模型**缺乏循环“滚动”载荷的模拟**。仿真结果中的裂纹都没有沿着滚动方向扩展的趋势，**仅从次表面沿着法向扩展至表面**，这与实际轴承的裂纹扩展及疲劳**剥落现象并不吻合**。

Science公司 结合**有限元方法分析和油液分析**数据定量计算了轴承的损伤程度，进而估计轴承的使用寿命

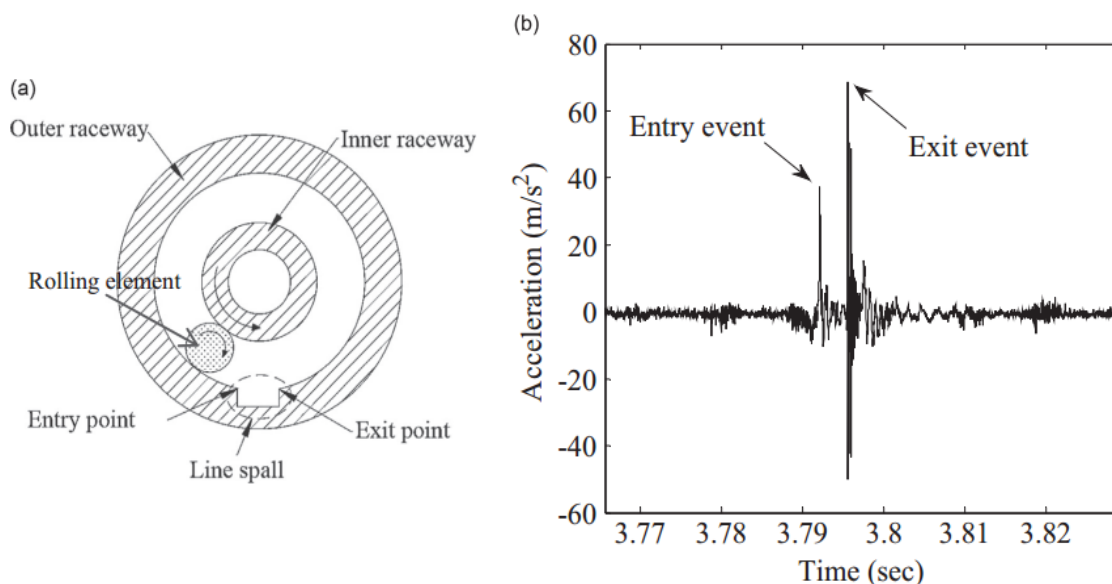
普渡大学 Sadeghi团队 以连续**损伤力学**为核心理论，先后探究了**表面压痕、晶体结构、残余应力、塑性形变、非金属夹杂物、润滑和表面粗糙度**等因素在轴承损伤演化机制中的影响

张杰毅和陈果，等人 采用**损伤力学模型**，使用Abaqus软件建立了一个相对简单的失效模型，从而预测轴承剥落形成及演化过程

罗敏等人 基于**损伤力学**探究了含夹杂物下，轴承的裂纹萌生扩展情况

研究现状——滚动轴承损伤演化尺寸评估研究现状

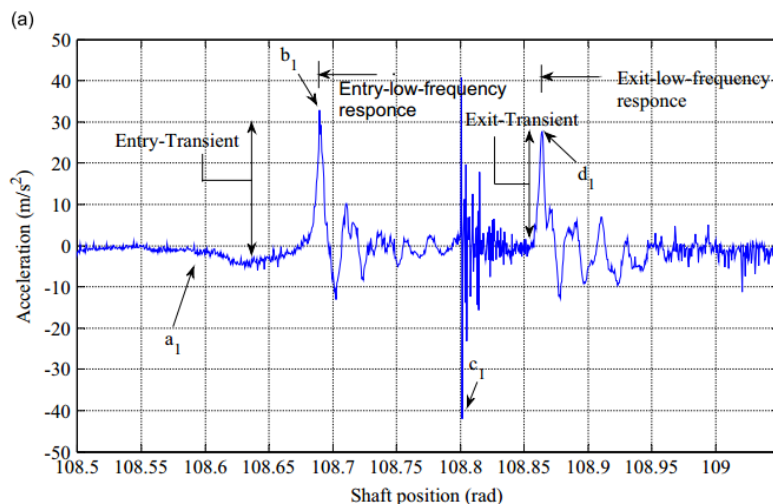
Epps和McCallion最早对滚动体通过**轴承损伤边缘两侧**的振动响应特性进行了研究。通过试验发现，在滚动体**进入缺陷时会产生低频成分**，滚动体**撞击**到缺陷的后缘时会引起**高频成分**。将轴承缺陷引起的低频和高频响应**平均时间差**作为故障大小的度量。



Epps I, An Investigation into Vibrations Excited by Discrete Faults in Rolling Element Bearings[D]. PhD Thesis, School of Mechanical Engineering, The University of Canterbury, Christchurch, New Zealand, 1991.

研究现状——滚动轴承损伤演化尺寸评估研究现状

Sawalhi和Randall基于滚动体的**低频特性**（进入损伤）和**高频特性**（离开损伤）提出了估算轴承缺陷的数学表达式。此后基于此理论，一些研究人员使用**多种信号处理方法**对轴承损伤尺寸进行定量估计。澳大利亚阿德莱德大学的Howard团队发现，在滚动体**离开损伤区域阶段后期还会产生低频响应**，并基于此现象在后续研究中提出了多种的外圈局部损伤估计方法。

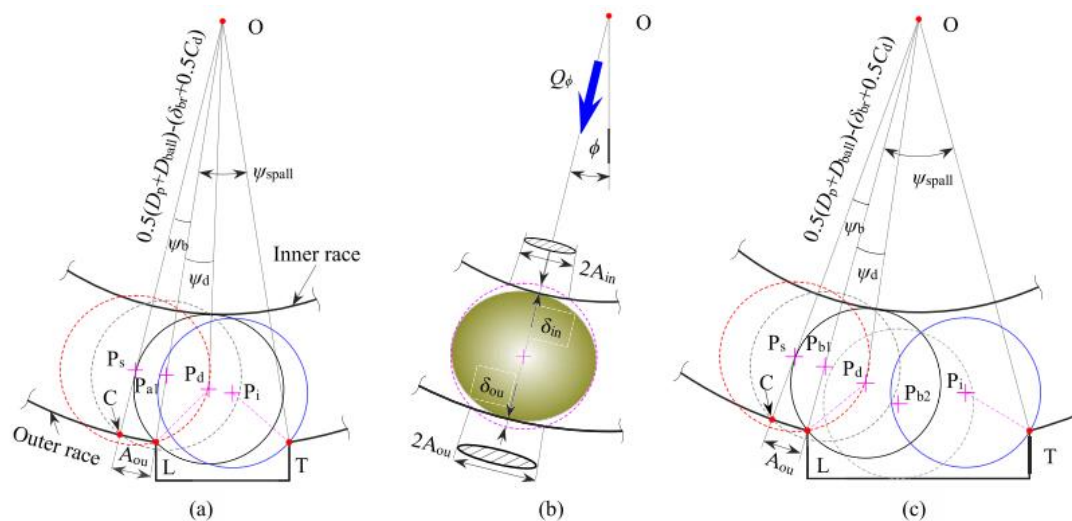


Sawalhi N, Randall R. Vibration response of spalled rolling element bearings: Observations, simulations and signal processing techniques to track the spall size[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2011, 25(3):846-870.

Moazen-Ahmadi A, Howard C, Petersen D. The path of rolling elements in defective bearings: Observations, analysis and methods to estimate spall size[J]. Journal of Sound and Vibration, 2016;366:277-292.

研究现状——滚动轴承损伤演化尺寸评估研究现状

此外国内外一些研究人员基于动力学模型来估算轴承局部损伤尺寸，**建立损伤尺寸与轴承物理模型之间的联系**。最近一些研究人员将深度学习方法与信号处理相结合进行滚动轴承损伤程度评估。但其本质上对轴承损伤的尺寸基本还都是**较为模糊的范围分析，并没有直接准确**的计算出轴承损伤的真实物理尺寸。



Luo M, Guo Y, Wu X, et al. An analytical model for estimating spalled zone size of rolling element bearing based on dual-impulse time separation. [J]. Journal of Sound and Vibration, 2019;453:87-102.

研究现状——滚动轴承微弱故障诊断的研究现状

目前最有效且最直接的手段是从信号中提取滚动轴承的**故障特征频率**以及与**故障特征频率紧密相关的其他特征**。由此多种现代信号分析方法相继被提出并持续完善中。

微弱周期故障提升方法

最小熵解卷积 (MED)、改进MED目标函数方法 (MCKD、MOMEDA、MIND) 以及优化MED滤波系数的方法等。

共振频带提取技术

基于谱峭度图 (Kurtogram) 的方法: FK、Protrugram、Autogram等; 基于信号分解的方法: EMD, LMD, 小波分解、VMD及EWT等

噪声消除分离

离散随机分离 (DRS)、(自动) 倒谱编辑, 自相关降噪等方法。

研究现状——滚动轴承微弱故障诊断的研究现状

针对航空发动机主轴承的诊断方面，由于**航空发动机的特殊性**，基于整机的轴承故障试验性研究需要投入大量的成本，故很多学者从主轴承动力学本身进行故障机理性分析并提出了一些诊断方法。

研究团队

所提理论方法

哈工大王黎钦

分析了高速中介主轴承的动力学特征，考虑了偏载、打滑和间隙等影响因素等

西工大廖明夫

建立中介轴承局部故障的理论模型并提出将转差域频谱和转差域包络谱应用于中介轴承的诊断中等

西交大陈雪峰

指出航空发动机主轴承故障信号在高转速下存在重叠失真现象，并针对性地提出了一种聚类低秩诊断方法等

南航陈果

建立了一系列含滚动轴承故障的航空发动机整机动力学模型，并从机匣信号角度进行故障试验及诊断分析等

河科大邓四二

建立了主轴承保持架动力学打滑模型，分析主轴承保持架故障特征等

.....

.....

研究现状——滚动轴承微弱故障诊断的研究现状

同时，国外也有一些针对实际航空发动机振动分析及滚动轴承故障的研究

研究人员

所提理论方法

Sadooghi

提出了一种针对某型货机喷气发动机压气机振动信号分析的降噪技术

Rzadkowski

对SO-3航空发动机转子中介轴承故障进行研究，利用尖端定时和尖端间隙技术将叶片信号的方差值与中介轴承的健康状况建立关联

美国通用公司

开展了基于机匣信号的F110发动机主轴承外圈故障试验，并提出了有效的合成同步采样方法

法国赛峰公司

2015年，提供了某型民用航空发动机轴承故障振动数据用于举办诊断竞赛，多个参赛团队的研究结果表明在瞬态状态下诊断轴承故障是非常困难的，需要结合多种滤波技术来提升强噪声下的故障特征，并且在未来需要在部件噪声分离，包络谱解调和提取故障特征等方面进一步加深研究

.....

.....

现状总结及问题提出

结合实际航空发动机主轴承的监测需求，仍然存在一些尚未明确解决的问题，具体体现在：

1、在轴承早期损伤萌生及演化方面，基于**概率统计模型**的验证需要大量的真实试验数据，并且**缺乏滚动轴承损伤演化的物理力学机理**。传统的建立在**断裂力学基础**上的裂纹扩展模型不能模拟轴承初始损伤的萌生及**次表面下的扩展路径**。现有的一些模型中缺乏针对航空发动机主轴承实际工况的讨论，并且一些模型建立和求解过程较为复杂，**没有统一的框架**。

2、对于轴承局部剥落损伤的定量计算，现有**多数研究集中于对外圈损伤大小的定量估计**，内圈损伤估计方法欠缺。一些估计方法需要与**多种信号处理方法相结合**，增加了**计算成本**。**国内在滚动轴承损伤大小定量计算方面的有效方法较少**，一些**物理模型计算方法较为复杂**，计算时需要复杂难测的参数。

现状总结及问题提出

结合实际航空发动机主轴承的监测需求，仍然存在一些尚未明确解决的问题，具体体现在：

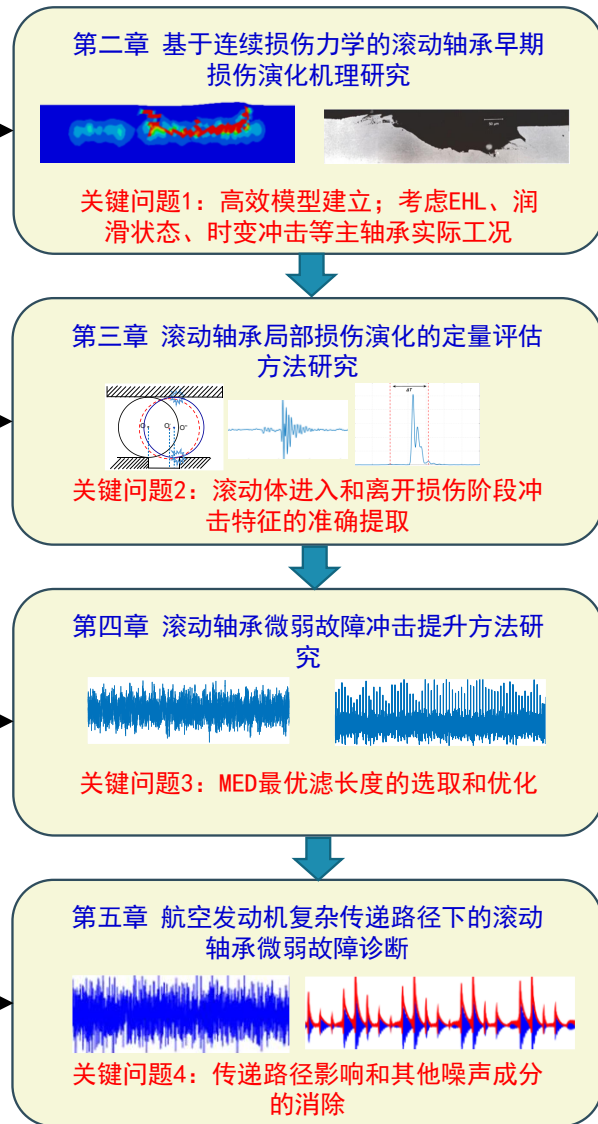
3、滚动轴承局部损伤微弱故障诊断中，经典的微弱冲击提升方法**MED在滤波长度不合适**的情况下，**极容易提升信号中的单个随机大冲击**，无法正确提升滚动轴承的微弱周期性故障冲击。然而**目前关于MED滤波长度的精确选择方法少有研究**，多是**凭经验选择**，这在滚动轴承微弱故障检测过程中**容易出现误诊现象**。

4、在面向航空发动机主轴承诊断的应用上**仍然存在许多亟待解决的关键问题**。表现在：
1) 如何对机匣信号中的微弱故障进行正确冲击提升，进而**减小甚至消除传递路径的影响**？
2) 如何将航空发动机运行状态下**整机振动噪声、结构振动噪声、气动噪声以及燃烧噪声等进行去除**？

论文研究内容及安排

滚动轴承早期损伤演化机理及微弱故障诊断研究

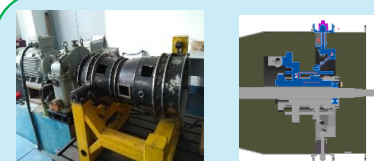
第一章 绪论



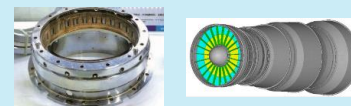
试验验证



滚动轴承疲劳演化和不同剥落损伤尺寸试验



带机匣的航空发动机转子试验器



某型航空发动机整机主轴承外圈故障剥落试验

第六章 总结与展望



1

绪论

2

基于连续损伤力学的滚动轴承早期损伤演化机理研究

3

滚动轴承局部损伤演化的定量评估方法研究

4

滚动轴承微弱故障冲击提升方法研究

5

航空发动机复杂传递路径下的滚动轴承微弱故障诊断

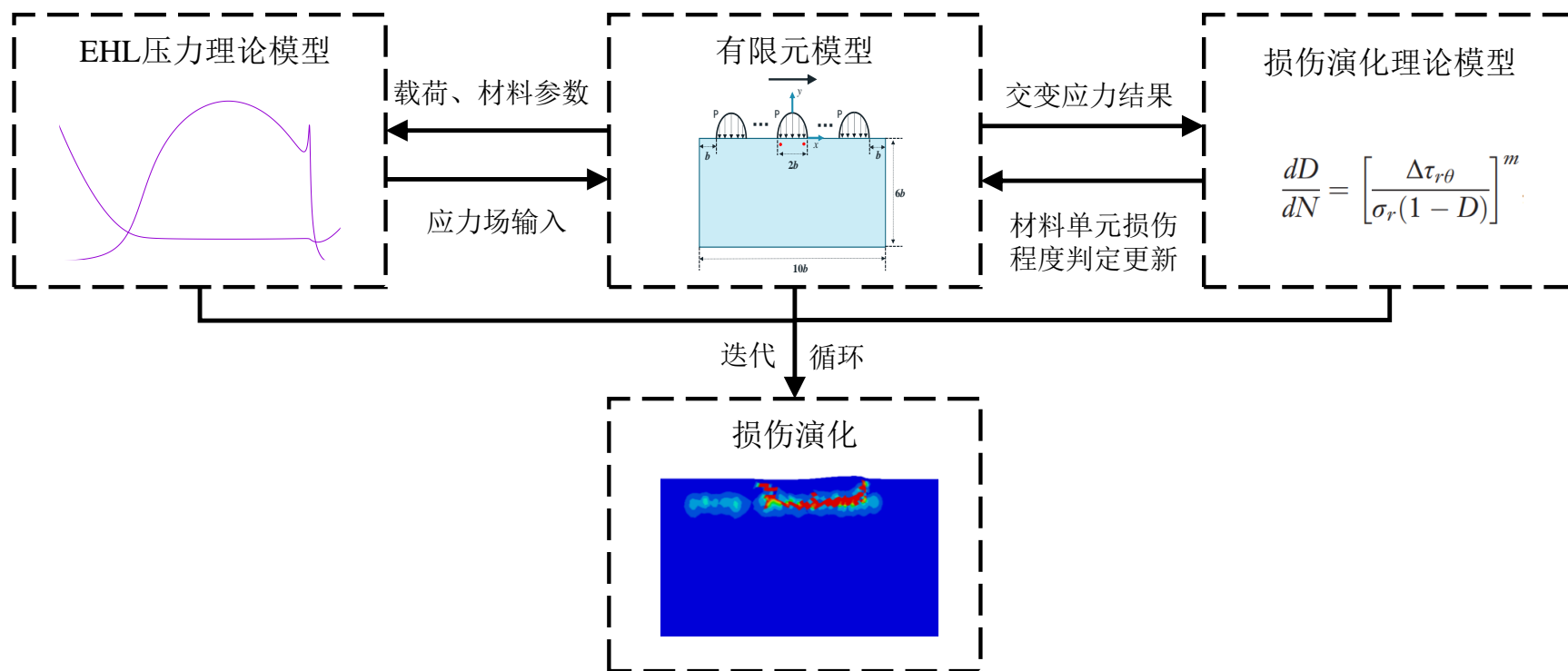
6

总结与展望

目录

第二章总体研究框架

本章所提模型的总体框架如下图所示，分别由损伤演化理论模型、弹流润滑压力（EHL）理论模型以及基于Abaqus建立的有限元求解模型组成



裂纹类型

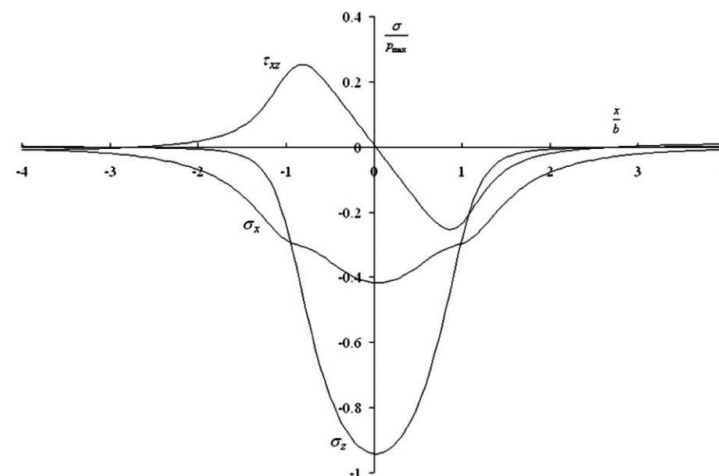
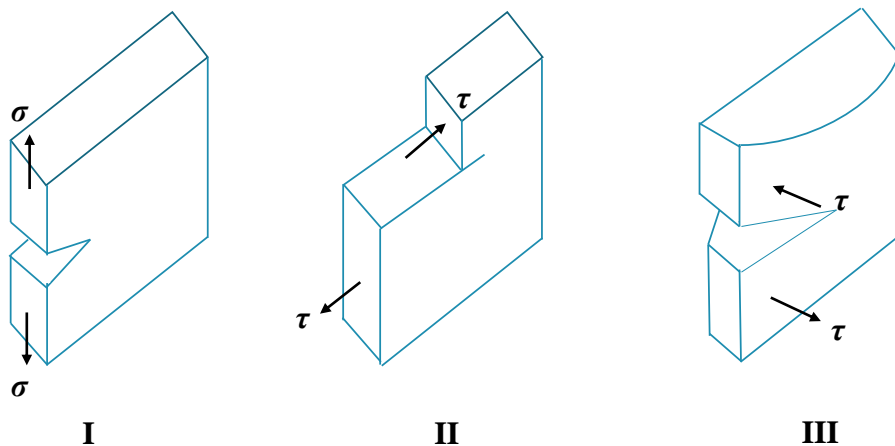
裂纹的分类及形成的诱因：

I型裂纹：裂纹面与所受应力垂直，主要驱动应力为拉应力；

II型裂纹：裂纹面沿着剪应力方向传播，主要驱动应力为剪应力；

III型裂纹：裂纹面与所受剪应力方向垂直，主要驱动应力为剪应力；

滚动接触疲劳下，**交变剪应力是引起轴承疲劳裂纹的主要原因。**



连续损伤力学理论

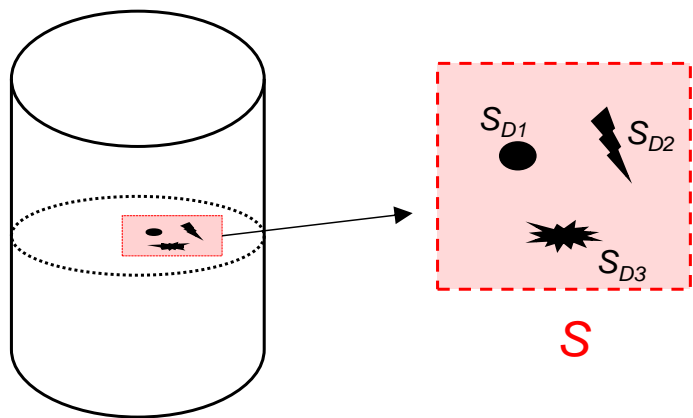
定义损伤变量 D ，假设材料的破坏是由内部微观渐进的劣化导致

D 可以表示为： $D = \frac{S - S_D}{S}$ ， $0 \leq D \leq 1$ ，那么材料的损伤程度为 $(1-D)$

针对线弹性的金属材料，其损伤本构方程可以表示为：

$$\sigma_{\alpha\beta} = \frac{E(1-D)}{(1+\nu)} \left\{ \varepsilon_{\alpha\beta} + \frac{\nu}{1-2\nu} \varepsilon_{\gamma\gamma} \delta_{\alpha\beta} \right\}, \quad \delta_{\alpha\beta} = \begin{cases} 1, \alpha = \beta \\ 0, \alpha \neq \beta \end{cases}$$

$$\alpha = 1, 2, 3; \quad \beta = 1, 2, 3$$



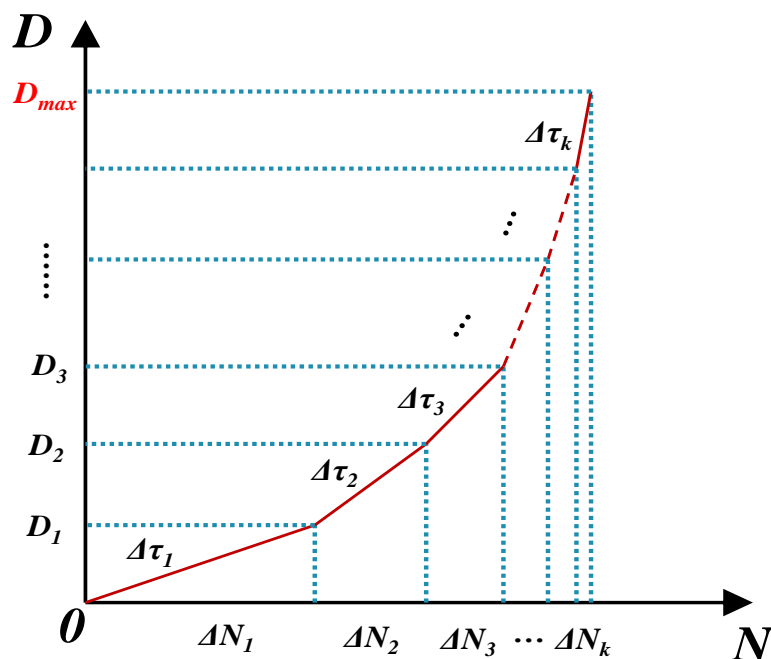
滚动接触高周疲劳损伤累积方程

$$\frac{dD}{dN} = \left[\frac{\Delta\tau}{\sigma_r \times (1-D)} \right]^m$$

σ_r 和 m 根据材料的扭转疲劳试验确定

损伤累积计算

理论上滚动轴承的损伤程度会随着每个滚动体的循环滚动而累加，然而滚动轴承的循环次数一般都高于百万次，一一计算不太现实，因此采用“循环块”（Jump-in-cycles）方法计算，即假设每个循环块内的损伤增量 ΔD 一定，第 k 段循环中



$$\Delta N_k = \frac{\Delta D}{(dD/dN)_{k,crit}}, \quad (dD/dN)_{k,crit} = \max \left(\frac{dD}{dN} = \left[\frac{\Delta \tau_{or}}{\sigma_r (1-D)} \right]^m \right)_k$$

$$\Delta D_k^j = \left(\frac{dD}{dN} \right)_k^j \Delta N_k$$

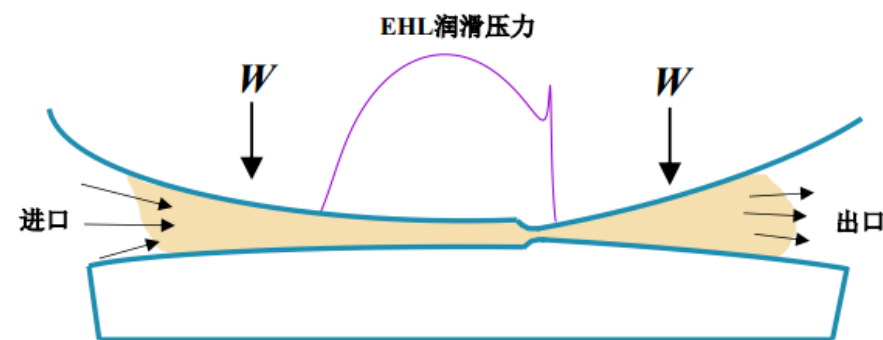
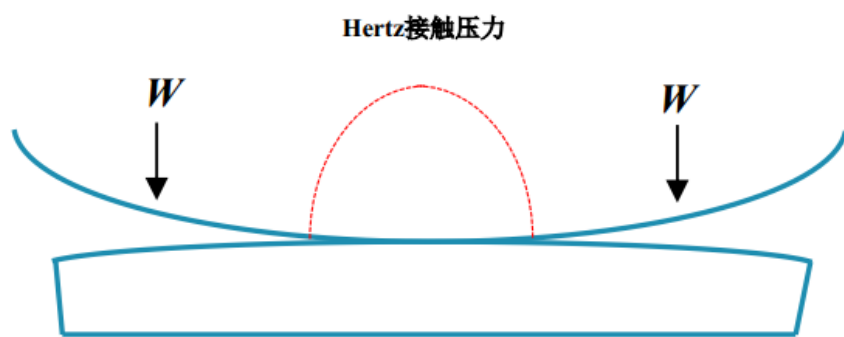
$$D_{k+1}^j = D_k^j + \Delta D_k^j; \quad N = N + \Delta N_k; \quad E_{k+1}^j = E_k^j (1 - D_k^j)$$

注意事项

$$\Delta N_k = \max \left(\frac{\Delta D}{(dD/dN)_{k,crit}}, \Delta N_{\min} \right)_k$$

弹流润滑（EHL）理论

在充分润滑的情况下，润滑油膜会将滚动体与滚道的接触表面分离，此时接触表面的压力与Hertz压力会有所不同。EHL压力在入口处存在压力值，由于油膜压力，接触部位会产生相应的弹性形变，在出口处表现为二次压力峰值。



弹流润滑 (EHL) 理论

在假设在温度不变且流体为牛顿流体的环境下，一维线接触弹流润滑求解需要方程组，直接迭代在很多情况得到的结果并不收敛，目前比较成熟的求解方法有Newton-Raphson方法、多重网格以及有限元方法等，可进行无量纲求解。

$$\frac{d}{dx} \left(\frac{\rho h^3}{\eta} \frac{dp}{dx} \right) = 12u_s \frac{d(\rho h)}{dx}$$

Reynolds方程

$$\frac{1}{R} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2}$$

等效曲率半径

$$h = h_0 + \frac{x^2}{2R} + \varepsilon(x)$$

膜厚方程

$$\varepsilon(x) = -\frac{2}{\pi E'} \int_{x_{in}}^{x_{out}} p(x') \ln(x' - x)^2 dx + C$$

弹性形变量

$$\eta(p) = \eta_0 \exp \left\{ (9.67 + \ln \eta_0) \left[-1 + \left(1 + \frac{p}{p_0} \right)^z \right] \right\}$$

粘度与压力方程

$$\frac{1}{E'} = \frac{1}{2} \left(\frac{1 - \nu_1^2}{E_1} + \frac{1 - \nu_2^2}{E_2} \right)$$

等效弹性模量

$$\rho(p) = \rho_0 \frac{0.59 \times 10^9 + 1.34p}{0.59 \times 10^9 + p}$$

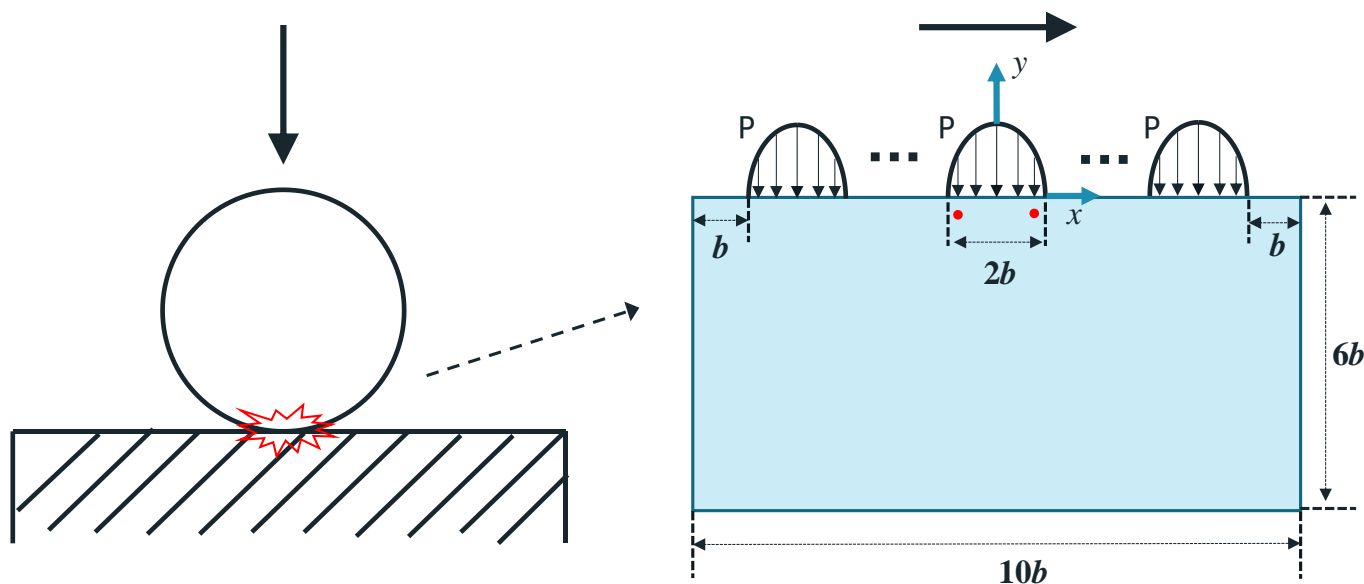
密度与压力方程

$$w - \int_{x_{in}}^{x_{out}} p(x) dx = 0$$

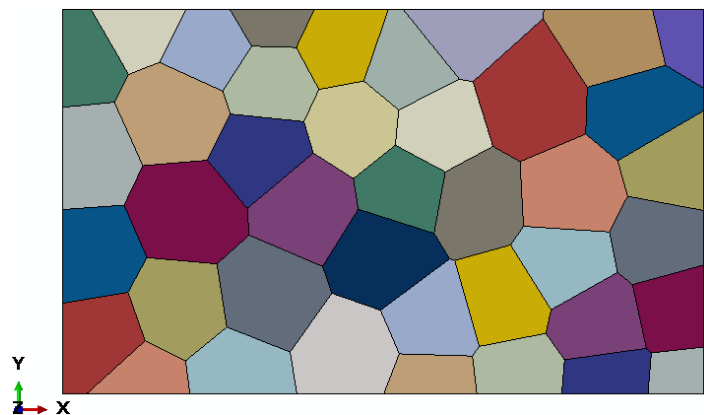
载荷平衡方程

有限元模型的建立

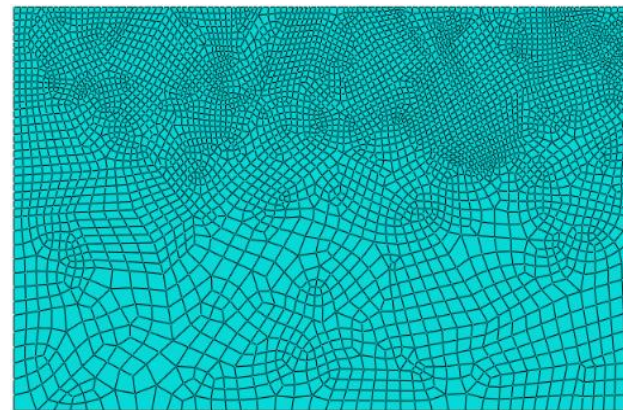
在极小的接触区域内，滚动体与滚道的接触区域简化为沿着轴向，即滚动方向（沿接触半宽 b 方向）关于Hertz接触的平面应变问题。在极小的接触区域内，接触半宽为 b 的Hertz应力 P 分布在接触表面，并通过由左至右的离散形式来模拟轴承滚动体从滚道滚动的过程。



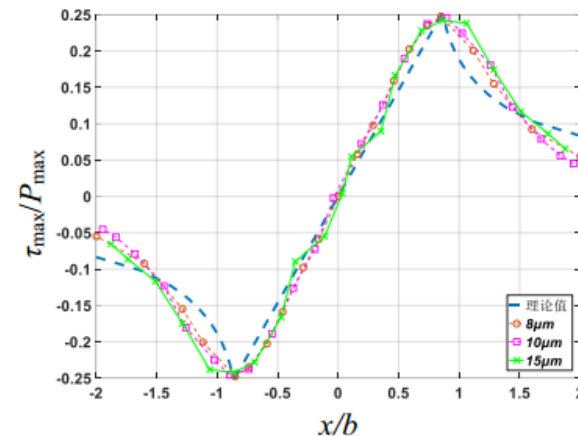
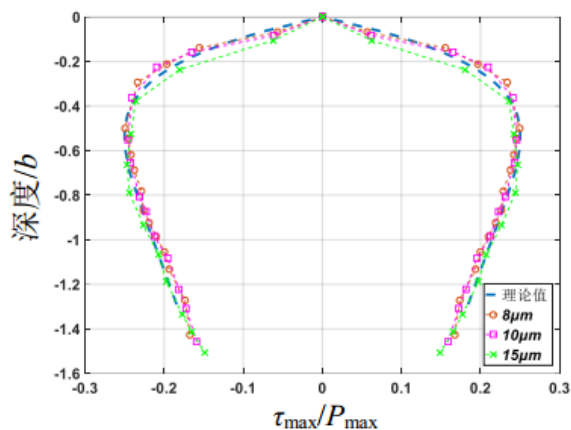
有限元模型的建立



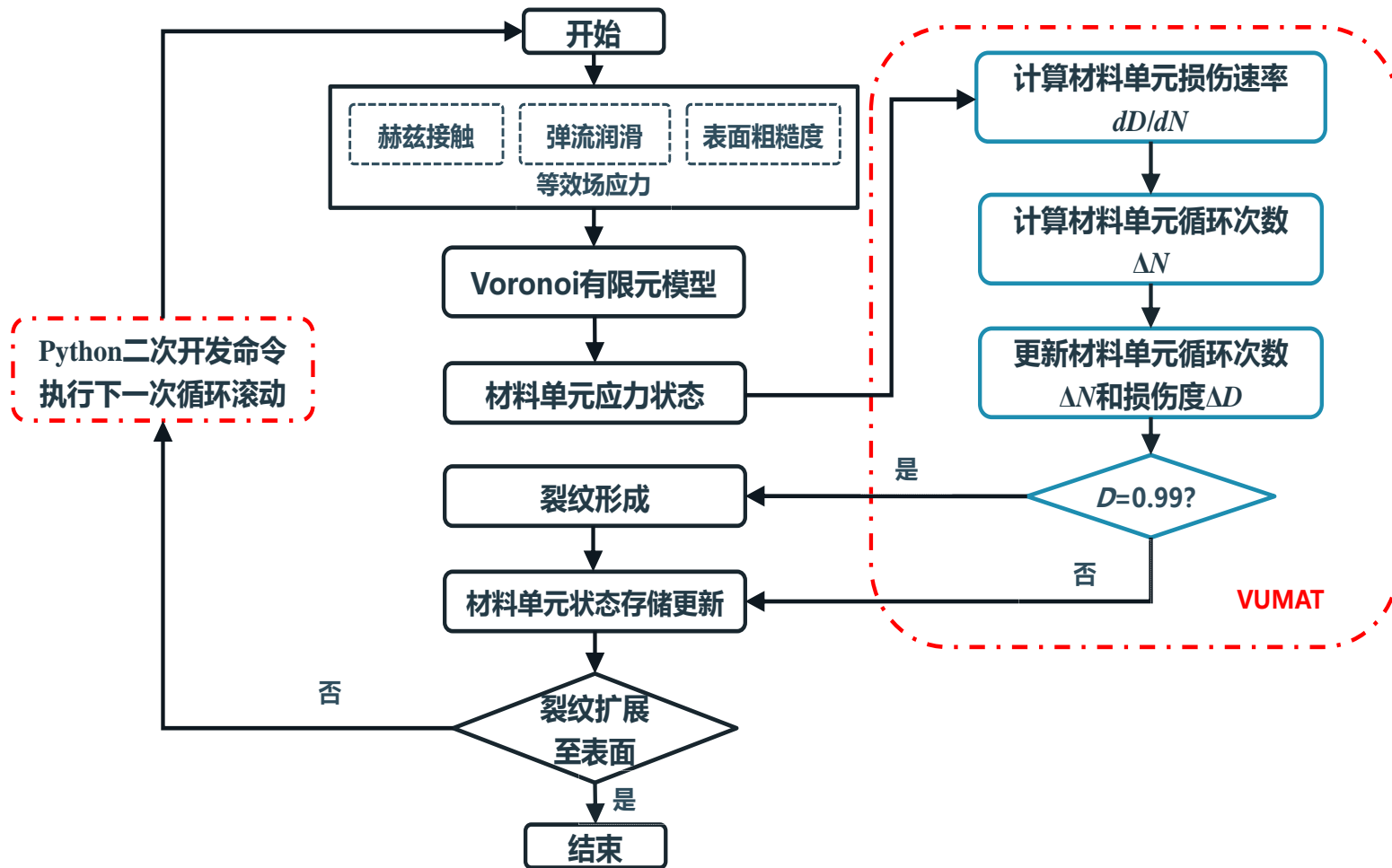
Voronoi图模拟金属晶体不规则分布



粗细网格划分节约计算效率，并且网格形状的不同有利于模拟出次表面裂纹和剥落形成的随机传播效果

次表面 ($\pm 0.9b$, $-0.5b$) 处，不同网格尺寸下模拟计算的正交剪应力与理论结果比较

裂纹萌生及损伤演化循环计算控制



仿真实例分析

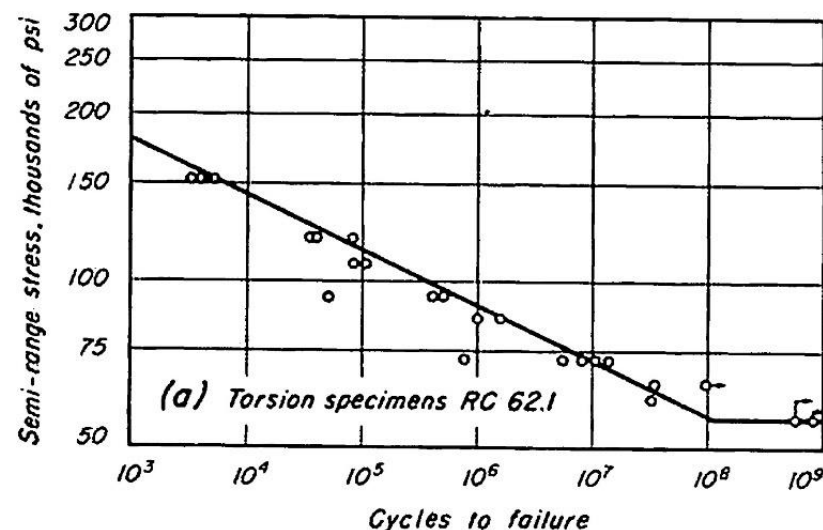
本小节将对滚动轴承损伤演化仿真实例进行分析讨论，在仿真分析前需要明确一些参数。在损伤本构方程中，循环硬化系数 m 和 σ_r 根据材料的疲劳试验确定

$$\int_0^{N_t} dN = \int_0^1 \left\{ \frac{\sigma_r (1-D)}{\Delta\tau} \right\}^m dD \Rightarrow N_t = \frac{1}{m+1} \left(\frac{\sigma_r}{\Delta\tau} \right)^m \Rightarrow \Delta\tau = \frac{\sigma_r}{(m+1)^{1/m}} N_t^{-1/m}$$

$$N_t = \left(\frac{2\sigma_t}{\Delta\tau} \right)^{-1/a} \Rightarrow \frac{\Delta\tau}{2} = \sigma_t (N_t)^a$$

$$m = -\frac{1}{a}; \quad \sigma_r = 2\sigma_t \left(1 - \frac{1}{a} \right)^{-a}$$

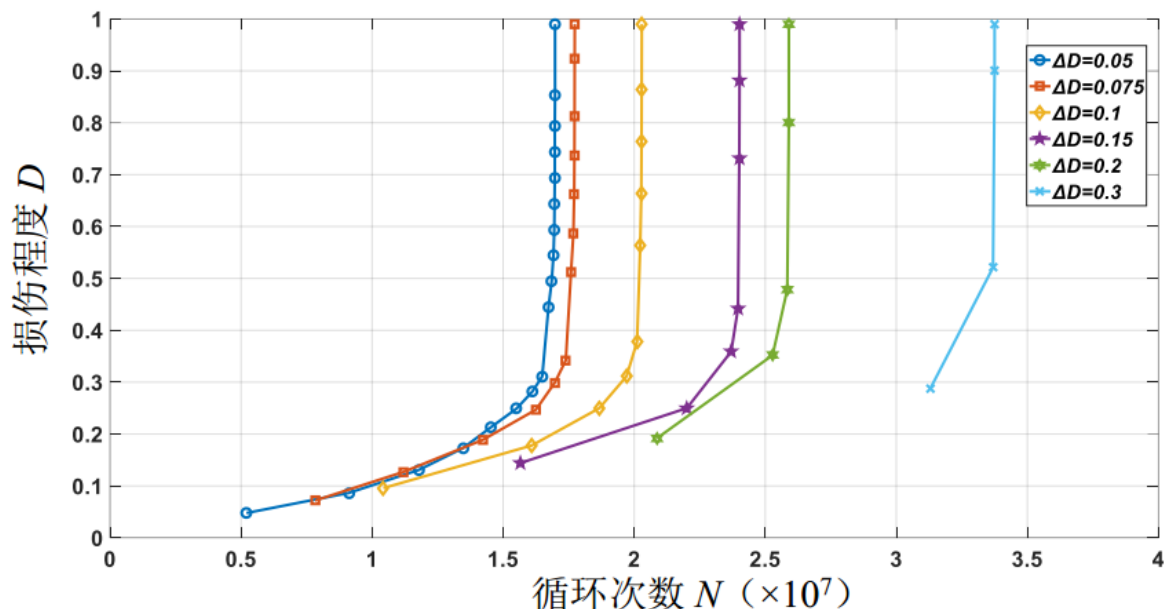
可以求得 m 和 σ_r 分别为10.1和6113MPa，用于模拟分析中



由试验得到的轴承钢AISI-52100 S-N曲线

仿真实例分析

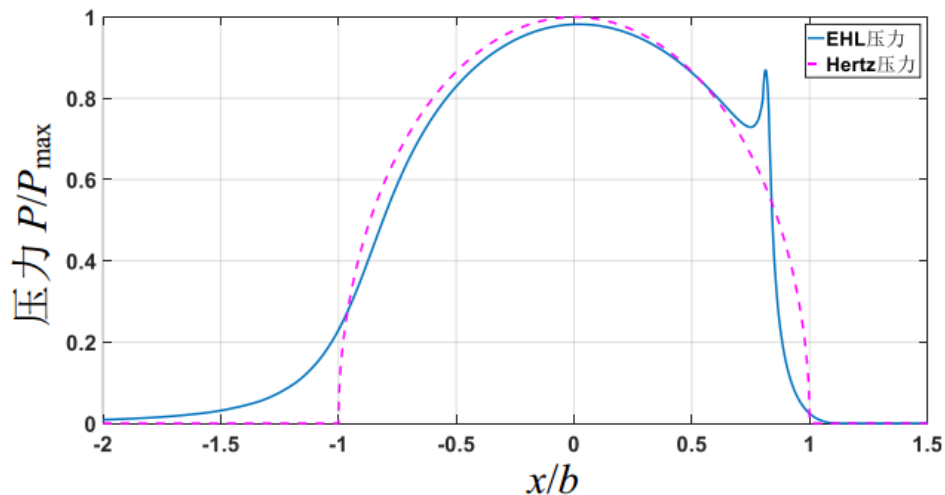
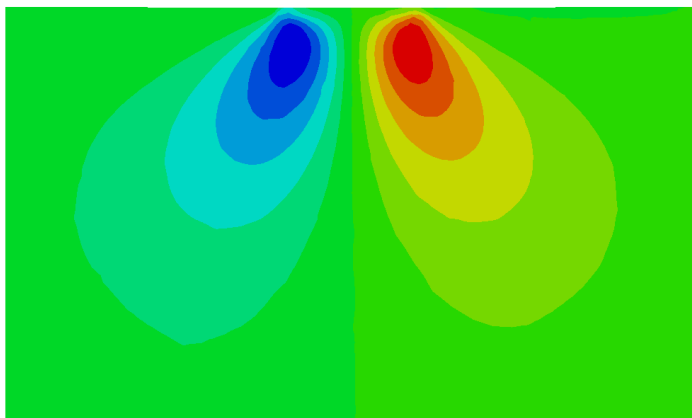
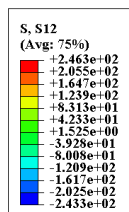
理论上损伤增量 ΔD 取值越小计算的结果越精确，然而计算时间则会越长。因此需要选择合适的 ΔD



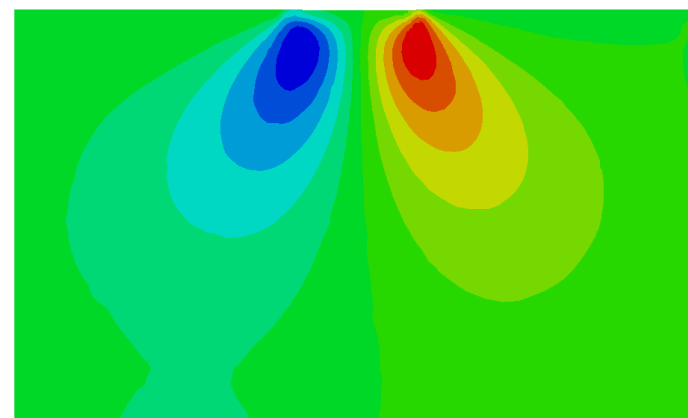
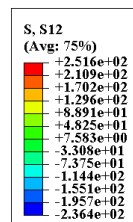
不同损伤增量 ΔD 下轴承裂纹萌生的循环寿命 ($P_{\max} = 2 \text{ GPa}$)

在 $\Delta D = 0.05$ 和 $\Delta D = 0.075$ 这两个结果中，其计算结果相互吻合的误差较小，精度较好。因此本文中在模拟计算中，为了尽可能提升计算效率且不失计算精度， ΔD 取值为0.075

仿真实例分析-Hertz压力与EHL压力下损伤演化结果

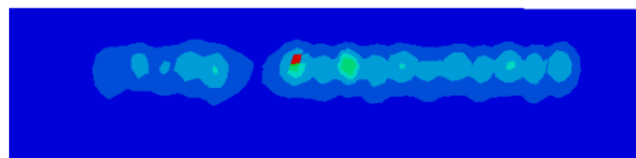
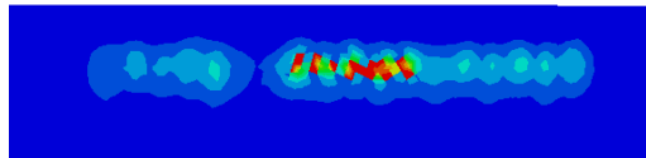
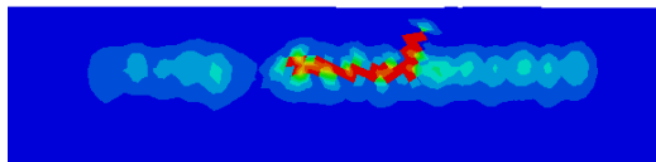
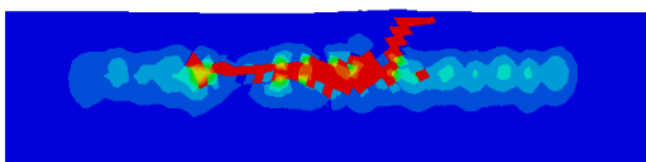
Hertz压力与EHL压力分布对比 ($P_{\max}=1\text{ GPa}$, $b=100\text{ }\mu\text{m}$)

Hertz压力下次表面剪应力分布

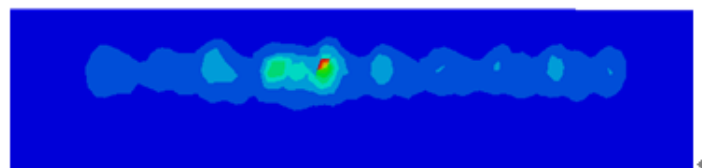
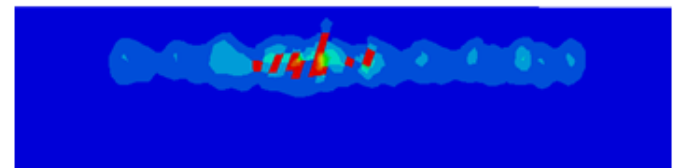
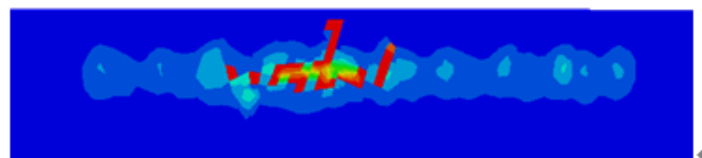
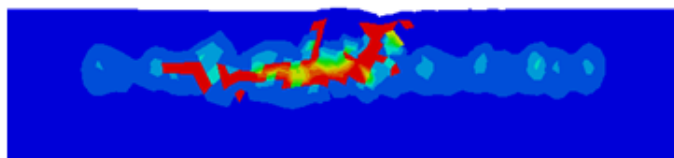


EHL压力下次表面剪应力分布

仿真实例分析-Hertz压力与EHL压力下损伤演化结果

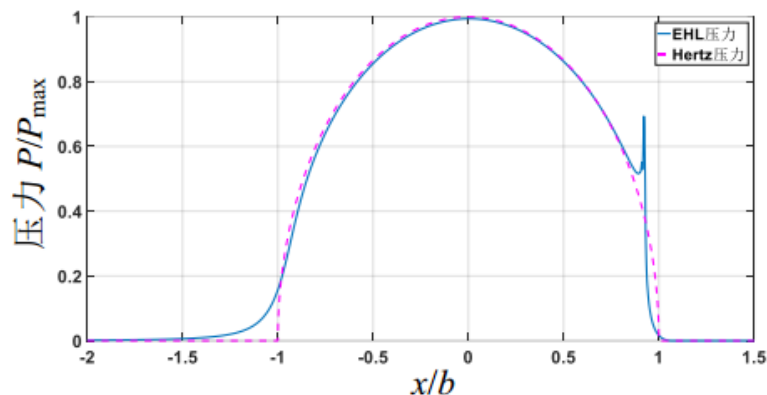
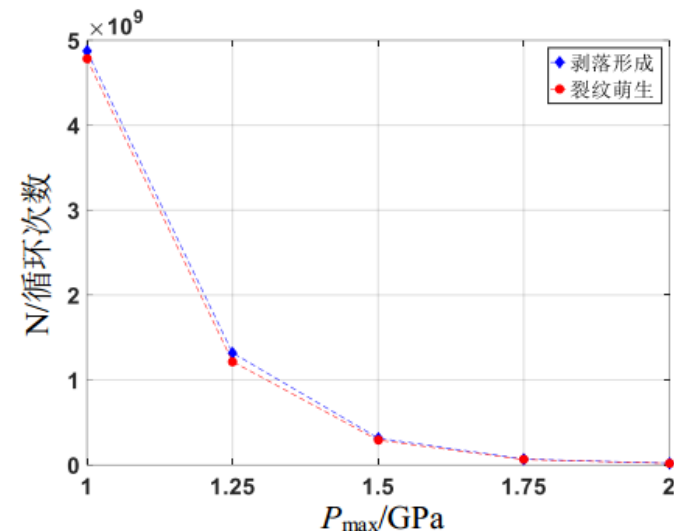
(a) 裂纹萌生, $N = 4.769 \times 10^9$ (b) 裂纹传播, $N = 4.858 \times 10^9$ (c) 裂纹传播, $N = 4.860 \times 10^9$ (d) 剥落形成, $N = 4.862 \times 10^9$

Hertz压力分布分布下滚动轴承损伤演化过程 ($P_{\max} = 1 \text{ GPa}$, $b = 100 \mu\text{m}$)

(a) 裂纹萌生, $N = 4.783 \times 10^9$ (b) 裂纹传播, $N = 4.867 \times 10^9$ (c) 裂纹传播, $N = 4.871 \times 10^9$ (d) 剥落形成, $N = 4.875 \times 10^9$

EHL压力分布分布下滚动轴承损伤演化过程 ($P_{\max} = 1 \text{ GPa}$, $b = 100 \mu\text{m}$)

仿真实例分析-Hertz压力与EHL压力下损伤演化结果

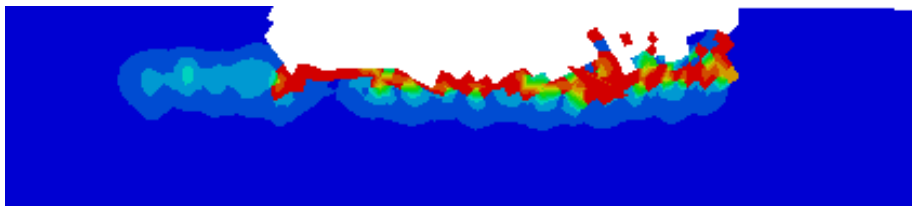
Hertz压力与EHL压力分布对比 ($P_{\max} = 2 \text{ GPa}$)(a) 裂纹萌生, $N = 1.773 \times 10^7$ (b) 剥落形成, $N = 1.856 \times 10^7$ Hertz压力分布分布下滚动轴承损伤演化过程 ($P_{\max} = 2 \text{ GPa}$)(a) 裂纹萌生, $N = 1.786 \times 10^7$ (b) 剥落形成, $N = 1.877 \times 10^7$ EHL压力分布分布下滚动轴承损伤演化过程 ($P_{\max} = 2 \text{ GPa}$)EHL状态下不同 P_{\max} 对轴承损伤演化寿命的影响

次表面裂纹首先沿着平行于表面的方向横向传播，之后裂纹急剧过渡向着表面传播，最终裂纹到达表面；

EHL下的循环寿命与Hertz压力分布基本相同；

裂纹萌生寿命在总寿命中占据主导地位，载荷的增加将大幅降低循环寿命

仿真实例分析-Hertz压力与EHL压力下损伤演化结果



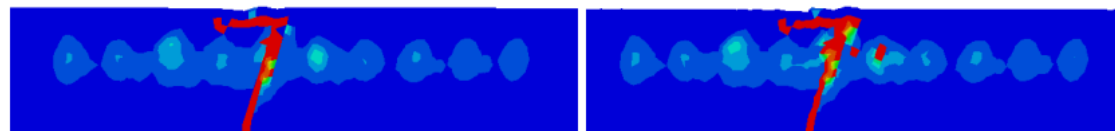
轴承接触疲劳试验内圈剥落剖面图

模拟结果与真实轴承内圈剥落试验的微观剖面图对比图。可以看到在剥落中心附近，剥落斜率基本与表面平行，剥落边缘的倾斜形状表明裂纹沿着一定的角度向表面传播，并且最终由于材料产生形变导致脱落。试验结果的剥落趋势和形状与本文的模拟结果非常相似。

仿真实例分析-随机表面粗糙度对轴承早期损伤演化的影响

$$H(X) = H_0 + \frac{X^2}{2} - \frac{1}{\pi} \int_{X_{in}}^{X_{out}} P(X') \ln |X - X'| dX' + \mathfrak{R}(X)$$

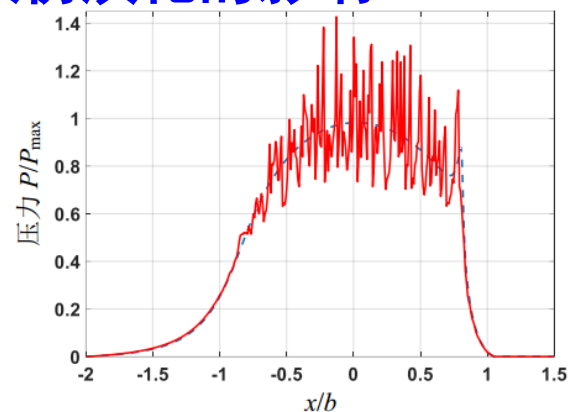
$$\mathfrak{R}(X) = A\delta(X); \delta(X) \in [0,1]$$

(a) 裂纹萌生, $N = 4.155 \times 10^9$ (b) 裂纹传播, $N = 4.353 \times 10^9$ (c) 裂纹传播, $N = 4.582 \times 10^9$ (d) 剥落形成, $N = 4.629 \times 10^9$

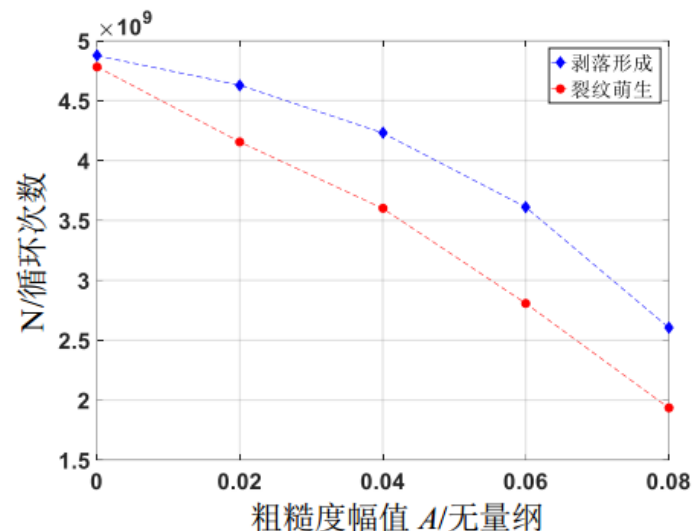
含随机表面粗糙度的滚动轴承损伤演化过程

裂纹损伤演化规律与光滑压力分布下的结果有较大区别。

首先, 裂纹先沿着一定倾斜的角度向着表面传播, 之后更加接近表面的损伤位置会沿着平行于表面的方向进行传播, 最终表面材料发生畸变, 形成区域较小的更加接近表面的损伤, 这一现象与实际中的点蚀损伤极为相似, 与先前相关人员的试验结论一致, 随着粗糙度幅值的增加, 循环寿命显著降低



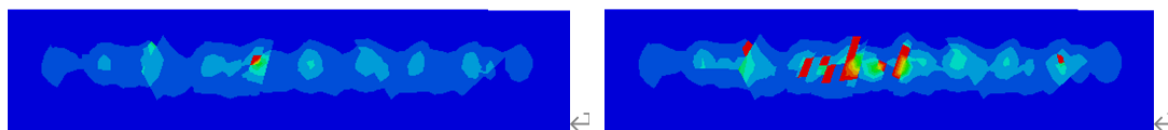
$A=0.02$ 时含随机表面粗糙度的EHL
压力分布 ($P_{max}=1$ GPa)



随机表面粗糙度幅值对轴承损伤演化寿命的影响

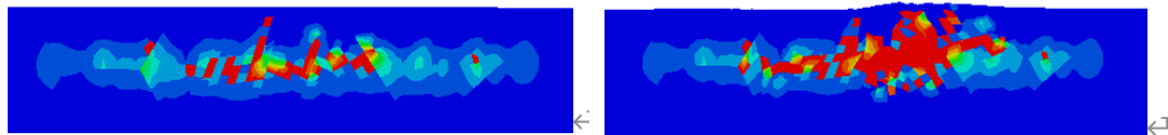
仿真实例分析-材料属性对轴承早期损伤演化的影响

$E \sim N(\mu, \sigma^2)$ $\mu=200$ GPa, σ 分别取5GPa、10GPa、15GPa、20GPa



(a) 裂纹萌生, $N=4.415 \times 10^9$

(b) 裂纹传播, $N=4.687 \times 10^9$

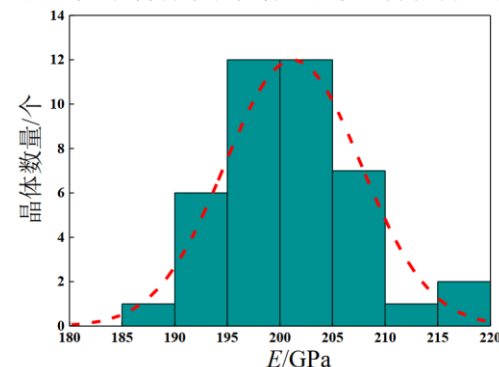


(c) 裂纹传播, $N=4.705 \times 10^9$

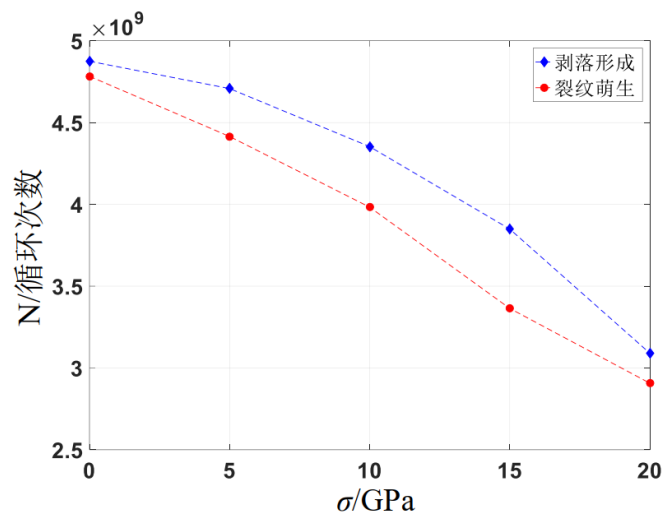
(d) 剥落形成, $N=4.708 \times 10^9$

弹性模量服从标准差为5 GPa的正态分布时轴承的损伤演化结果

由于材料弹性模量的不均匀性降低了裂纹萌生和最终剥落形成的循环寿命；随着 σ 的定量增加，轴承的循环寿命不断降低，并且降幅速率逐渐变大。晶体间弹性模量的不均匀性会延长裂纹的传播过程。然而与随机表面粗糙度影响不同的是，裂纹萌生寿命仍在剥落总寿命中占主要地位。

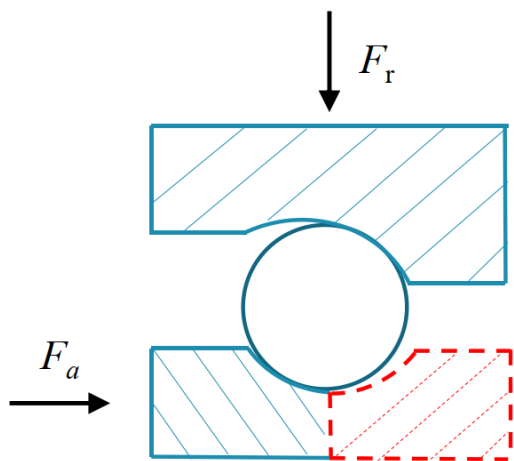


晶体弹性模量中 $\mu=200$ GPa, $\sigma=5$ GPa的正态分布



随机表面粗糙度幅值对轴承损伤演化寿命的影响

某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-正常运行状态



某支点双半内圈主轴承接触示意图

正常运行状态下, 轴向受载 F_a 约为50kN, 径向载荷 F_r 约为9kN, 假设在运行状态平稳, 接触角 α 无较大变化的情况下可由Hertz接触理论计算出此状态下, 滚动体与滚道之间最大接触应力 P_{\max} 约为2.15 GPa, 接触半宽 $b=0.367$ mm。

$$F_r = ZQ_{\max} J_r(\varepsilon) \cos \alpha$$

$$F_a = ZQ_{\max} J_a(\varepsilon) \sin \alpha$$

$$J_r(\varepsilon) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\psi}^{+\psi} \left[1 - \frac{1}{2\varepsilon} (1 - \cos \psi) \right]^n \cos \psi d\psi$$

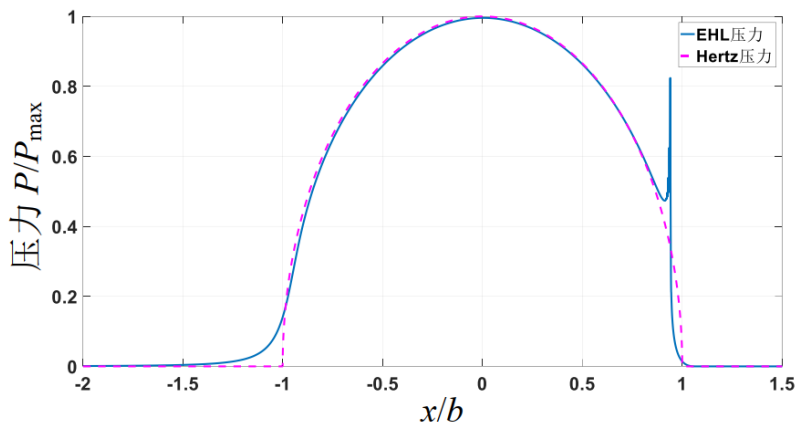
$$J_a(\varepsilon) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\psi}^{+\psi} \left[1 - \frac{1}{2\varepsilon} (1 - \cos \psi) \right]^n d\psi$$



$$a = 0.0236a^* \left(\frac{Q_{\max}}{\Sigma\rho} \right)^{\frac{1}{3}}; \quad b = 0.0236b^* \left(\frac{Q_{\max}}{\Sigma\rho} \right)^{\frac{1}{3}}$$

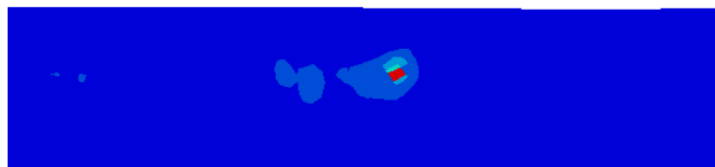
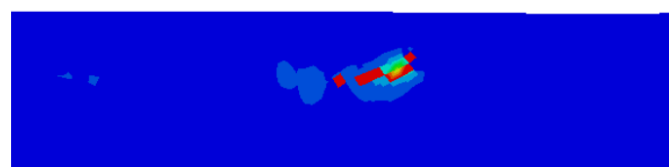
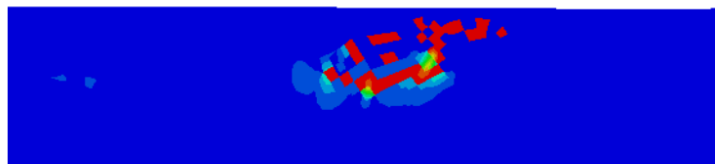
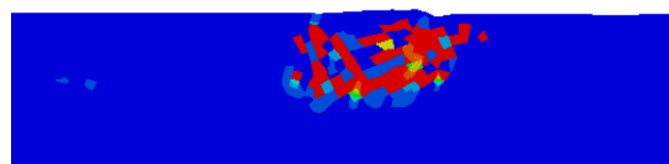
工作状态下航空润滑油粘度为0.029 Pa·s (90°C) ; 粘压系数为 $1.55 \times 10^{-8} \text{ Pa}^{-1}$, 流速 u_s 可由下式求得

$$u_s = \frac{D_m}{4} \left[\left(1 + \frac{d}{D_m} \right) f_c + \frac{d}{D_m} f_{ball} \right]$$



正常运行状态下某支点滚动轴承的EHL压力分布

某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-正常运行状态

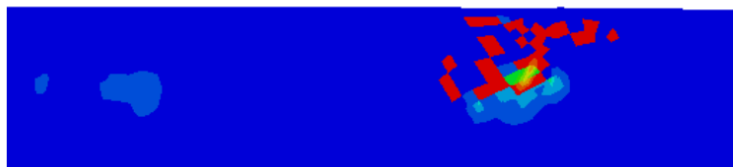
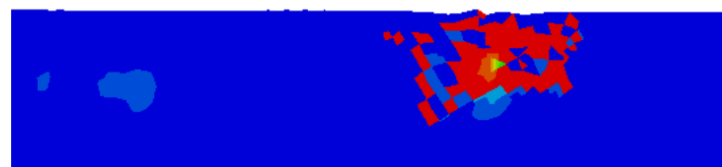
(a) 裂纹萌生, $N = 1.636 \times 10^9$ (b) 裂纹传播, $N = 1.638 \times 10^9$ (c) 裂纹传播, $N = 1.639 \times 10^9$ (d) 剥落形成, $N = 1.640 \times 10^9$

某支点主轴承正常运行状态下裂纹萌生及剥落形成模拟结果

由于EHL二次压力峰较大, 裂纹向着表面一定的角度进行传播, 最终达到表面形成剥落。同样在受到2 GPa左右的压力下, M50材料的循环寿命提升了两个数量级, 这是因为M50材料属性中与疲劳相关的循环系数 m 较高 ($m=17.86$), 尽管 σ_r 参数有所下降 ($\sigma_r=3830$ MPa), 但在损伤本构方程中 m 为指数项, 占主导地位, 因此其抗循环疲劳能力提升。

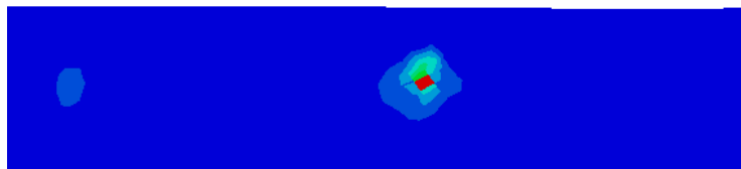
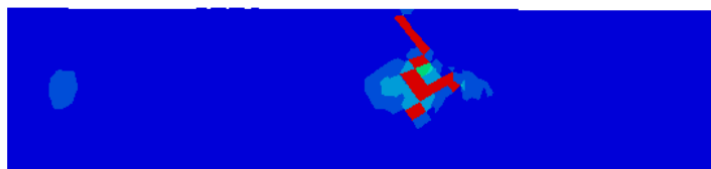
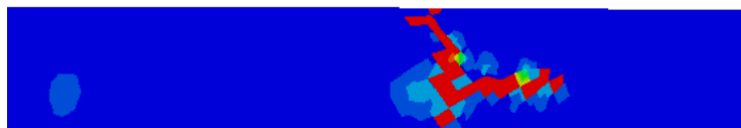
某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-不同润滑状态

前述分析中，都假定为在良好的润滑状态，动摩擦系数取值为0.05。然而实际航空发动机中一些**机动飞行**动作会使得**供油系统短时间内中断滑油供给**，并且发动机在**急加减速时**，润滑油也会短时间内供应不足。在以上情况下，润滑状态将会发生改变。当润滑状态由良好的弹流润滑转换到**混合润滑状态**时，表面动摩擦系数一般在**0.1-0.2之间**，在断油等恶劣工况下则会出现较为严重的**干摩擦状态**，此时表面动摩擦系数可能大于0.3。

(a) 裂纹萌生, $N = 1.449 \times 10^9$ (b) 裂纹传播, $N = 1.451 \times 10^9$ (c) 裂纹传播, $N = 1.453 \times 10^9$ (d) 剥落形成, $N = 1.455 \times 10^9$

某支点主轴承混合润滑状态下裂纹萌生及损伤形成模拟结果 (动摩擦系数=0.15)

某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-不同润滑状态

(a) 裂纹萌生, $N = 1.133 \times 10^9$ (b) 裂纹传播, $N = 1.138 \times 10^9$ 

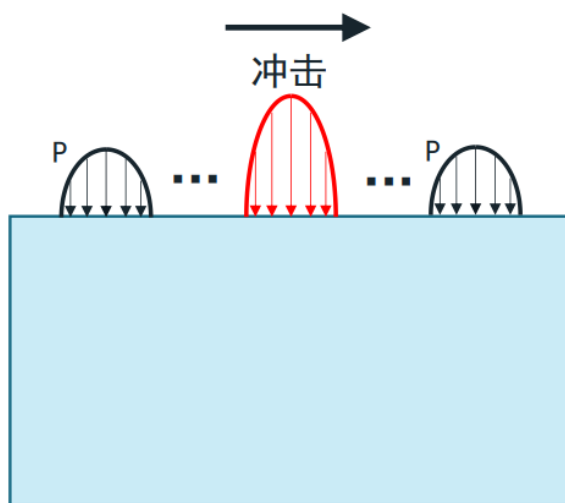
需要注意的是模拟过程中**没有考虑温度对金属材料蠕变的影响**, 实际过程中**润滑不良**使接触动摩擦系数增大的同时, 还会带来**大量的热效应**。此时受高温环境影响, **金属材料的强度会降低, 并发生蠕变, 主轴承循环寿命的降幅将会更大, 损伤区域也会更多**。因此, 提升主轴承的使用寿命需要尽可能的减少乏油和断油时间, 并**对主轴承接触表面进行镀膜处理以保持动摩擦系数在较小的情况**。

0.05	1.33 <i>b</i>	0.68 <i>b</i>	1.640×10^9	-	-
0.15	1.42 <i>b</i>	0.81 <i>b</i>	1.455×10^9	27.18%	11.28%
0.30	1.67 <i>b</i>	0.93 <i>b</i>	1.145×10^9	71.73%	30.18%

不同润滑状态下主轴承早期损伤演化模拟结果对比

某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-时变冲击载荷

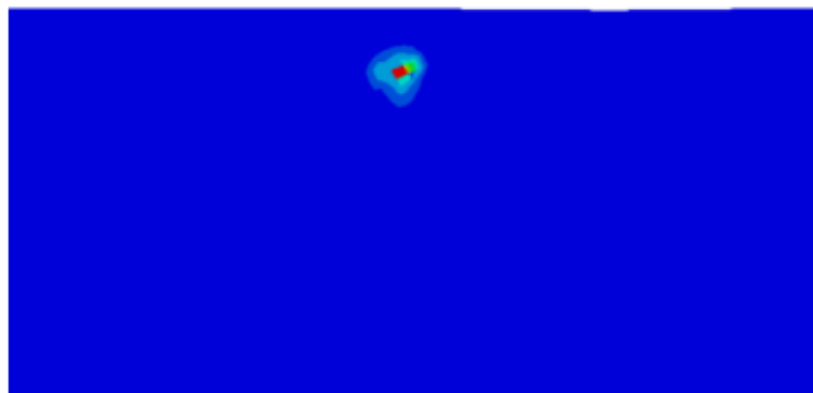
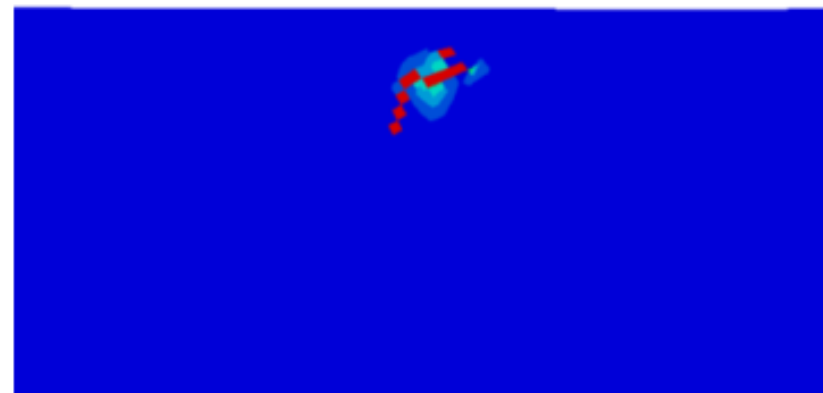
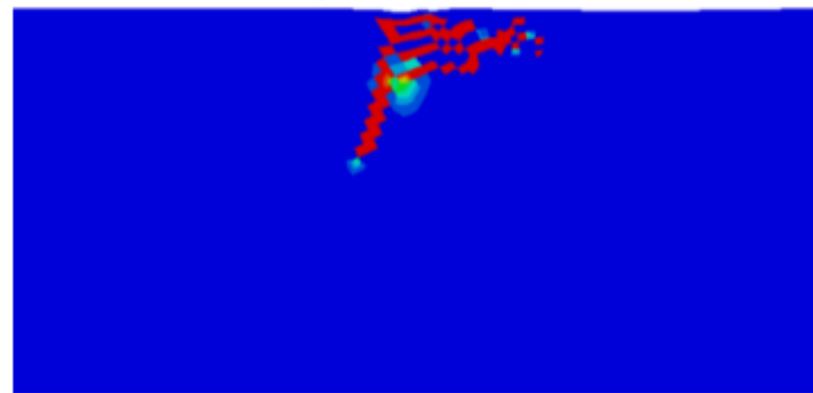
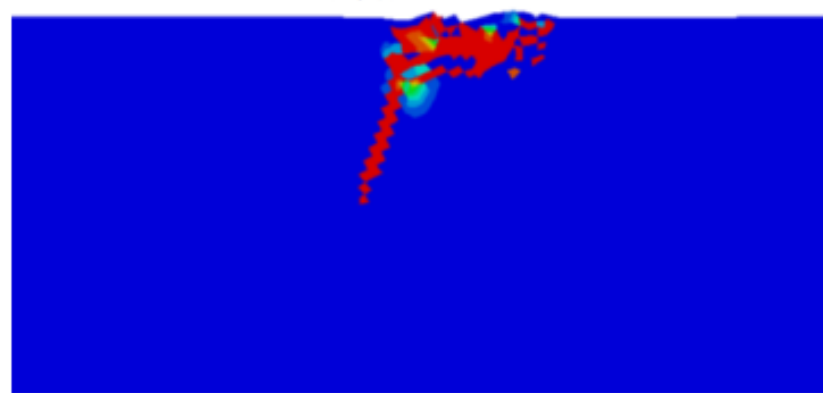
在某型航空发动机主轴承运行时，还需考虑复杂多变的非稳态工况，例如飞机在**机动飞行和超机动飞行**时会产生较大的载荷波动；舰载飞机在**弹射起飞以及拦阻着舰**等情况下产生的**时变冲击载荷**等等。研究表明在恶劣工况运行下的主轴承，其**最大接触应力**在一些瞬时时刻可以超过3 GPa。



时变冲击加载示意图

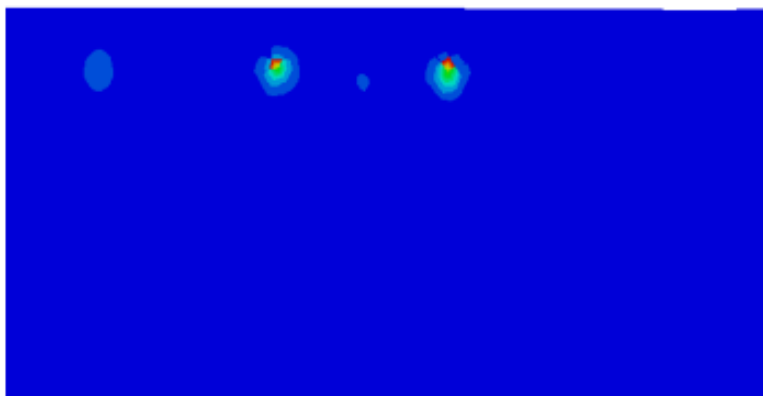
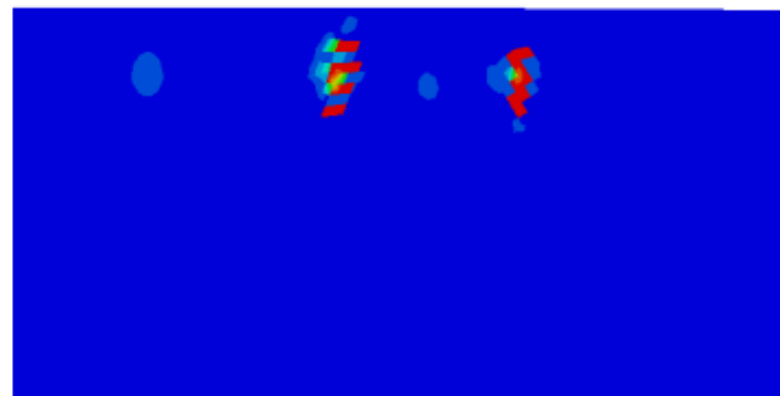
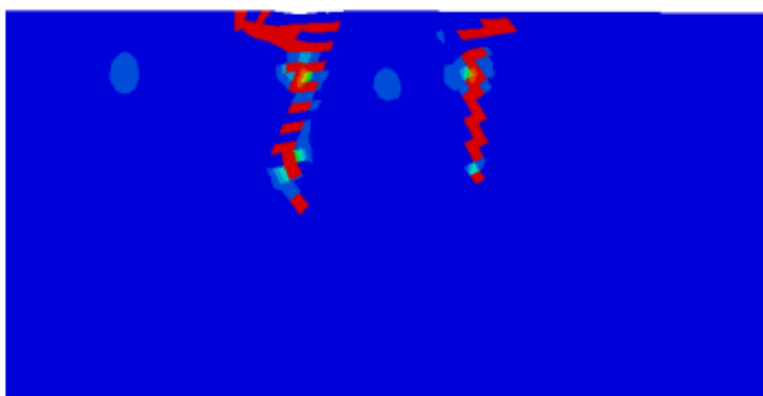
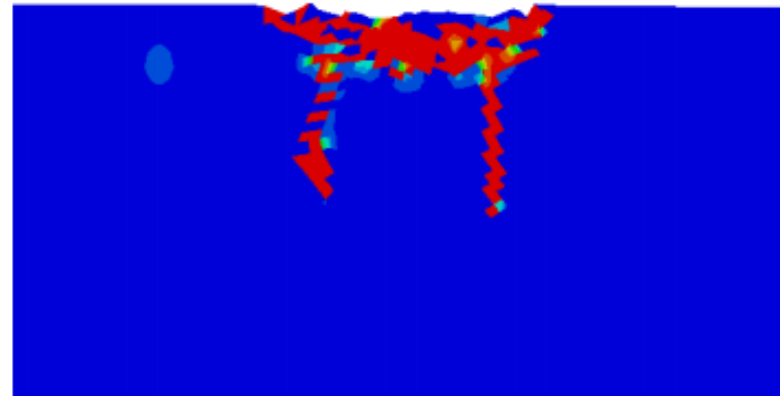
通过改变接触表面某一个离散载荷的大小来模拟主轴承受到的冲击载荷。并探究主轴承使用过程中冲击概率对早期损伤演化的影响规律。冲击概率表示单位“循环块”内冲击次数与总载荷次数之比。其中，假定冲击载荷最大接触应力为3 GPa。冲击次数则分别取值为1, 2, 3, 则冲击概率分别为7.69%, 15.38%, 23.07%。

某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-时变冲击载荷

(a) 裂纹萌生, $N = 1.763 \times 10^8$ (b) 裂纹传播, $N = 1.764 \times 10^8$ (c) 裂纹传播, $N = 1.766 \times 10^8$ (d) 剥落形成, $N = 1.767 \times 10^8$

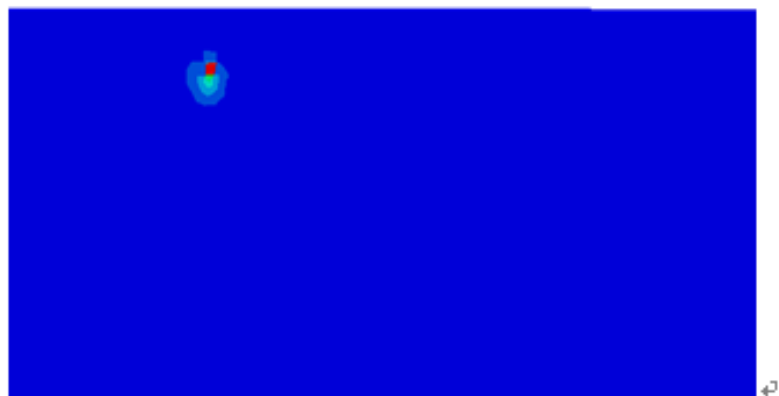
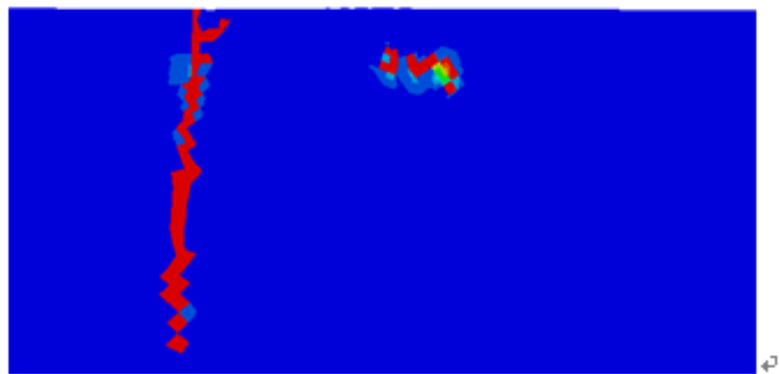
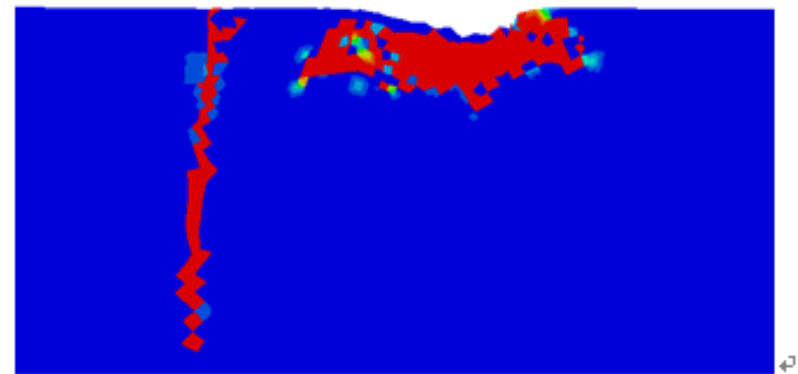
时变冲击概率为7.69%时主轴承早期损伤演化模拟结果

某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-时变冲击载荷

(a) 裂纹萌生, $N = 1.377 \times 10^8$ (b) 裂纹传播, $N = 1.382 \times 10^8$ (c) 裂纹传播, $N = 1.385 \times 10^8$ (d) 剥落形成, $N = 1.389 \times 10^8$

时变冲击概率为15.38%时主轴承早期损伤演化模拟结果

某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-时变冲击载荷

(a) 裂纹萌生, $N=6.969 \times 10^7$ (b) 裂纹传播, $N=6.983 \times 10^7$ (c) 裂纹传播, $N=6.993 \times 10^7$ (d) 剥落形成, $N=6.997 \times 10^7$

时变冲击概率为23.07%时主轴承早期损伤演化模拟结果

某型航空发动机主轴承早期损伤演化模拟-时变冲击载荷

冲击概率	损伤宽度	损伤深度	最大裂纹 深度	循环寿命	损伤面 积增幅	循环寿命 降幅
0	1.33 <i>b</i>	0.68 <i>b</i>	0.68 <i>b</i>	1.640×10^9	-	-
7.69%	1.45 <i>b</i>	0.65 <i>b</i>	1.69 <i>b</i>	1.767×10^8	4.21%	89.23%
15.38%	2.56 <i>b</i>	0.63 <i>b</i>	1.96 <i>b</i>	1.389×10^8	78.33%	91.53%
23.07%	2.50 <i>b</i>	0.85 <i>b</i>	3.03 <i>b</i>	6.997×10^7	134.96%	95.73%

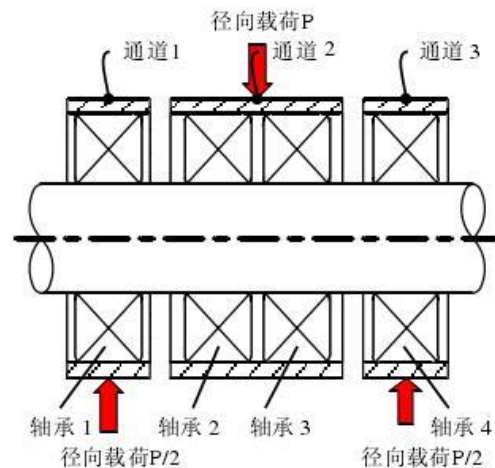
时变冲击载荷下主轴承早期损伤演化模拟结果对比

时变冲击载荷下的裂纹传播方式与稳态载荷下的不同。由于受冲击作用，**裂纹萌生后首先向下形成更深的裂纹，而后再沿平行于载荷作用的方向传播，最终到达表面。**与稳态工况模拟的结果相比，**冲击概率的提升增加了轴承次表面的损伤面积，最大裂纹深度也相应的增加。在循环寿命面方面也大幅降低，在冲击概率为23.07%时，循环寿命降幅高达95.73%。**因此**提升主轴承材料的抗冲击性能是延长其使用寿命的必要手段。**

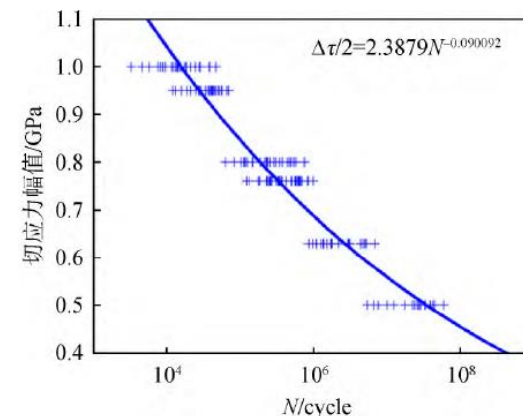
滚动轴承剥落试验验证与分析-试验方案说明



ABLT-1A型疲劳试验机



加载示意图



GCr15轴承钢的扭转S-N曲线

$$m = 11.1, \quad \sigma_r = 5979 \text{ MPa}$$



(a) 1号剥落轴承,
 $N=2.10 \times 10^8$
 2.50 mm



(b) 2号剥落轴承,
 $N=2.64 \times 10^8$
 8.50 mm



(c) 3号剥落轴承,
 $N=5.57 \times 10^8$
 1.80 mm

轴承内圈剥落情况

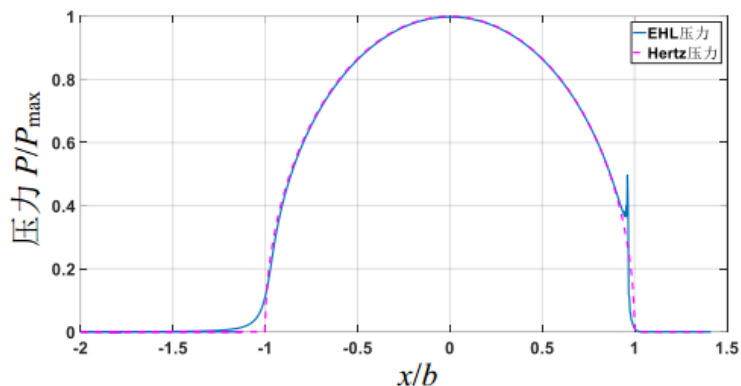
试验转速为12000 r/min; 径向载荷为5 kN, 昆仑L-HM 46抗磨液压油润滑;

即使是同一型号轴承, 在相同的试验条件下其剥落形状和循环寿命存在较大的离散性

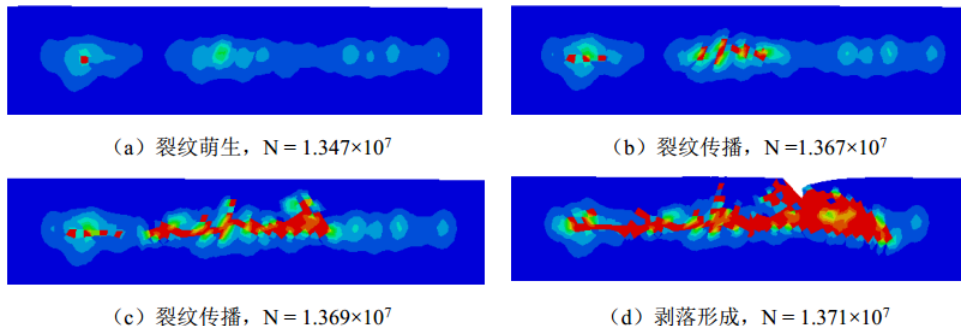
滚动轴承剥落试验验证与分析-模拟结果验证

试验工况下, 可计算出滚动体与内外圈的最大接触应力为2.89 GPa, 接触半宽 b 理论值为 (沿滚动方向)

0.19 mm; 润滑油密度为0.85 kg/L, 其运动粘度为45.61 mm²/s (40°C)



由试验轴承参数和工况计算得到的EHL压力分布



驱动力为正交剪应力的轴承次表面损伤演化结果

正交剪应力驱动下, 剥落尺寸宽度约为0.67 mm, 深度为0.11 mm。对轴承循环寿命的模拟估计是较为保守;

最大剪应力驱动下, 剥落尺寸宽度约为0.35 mm, 深度为0.14 mm。对轴承循环寿命的模拟估计较为接近 (误差3.4%, 17.7%, 61.0%)

注意: 模拟结果与试验结果的误差应包含表面剥落形成后在滚道上扩展的循环次数 (此部分未来需要结合断裂力学进行)

(a) 裂纹萌生, $N = 2.141 \times 10^8$

(b) 裂纹传播, $N = 2.167 \times 10^8$

(c) 裂纹传播, $N = 2.169 \times 10^8$

(d) 剥落形成, $N = 2.172 \times 10^8$

驱动力为最大剪应力的轴承次表面损伤演化结果

小结

(1) 在光滑压力分布的循环作用下，轴承最终会形成剥落损伤。裂纹萌生于次表面所受剪应力最大位置，并沿着平行于材料表面的方向横向传播，之后急剧过渡向着表面传播并最终形成剥落。**裂纹萌生寿命在总循环寿命中占主要地位。**

(2) EHL下的循环寿命与理想Hertz压力分布基本相同，然而实际中理想Hertz接触存在于干接触无滑动情况，干接触下两物体之间动摩擦系数则会非常大，**EHL压力分布则能够保证在非常低的动摩擦系数下近似于Hertz接触应力分布。**

(3) **随机表面粗糙度会改变轴承的损伤形式**，表现为接近轴承表面的小范围损伤，随着粗糙度的增加，轴承的循环寿命显著降低，裂纹传播寿命在总循环寿命的占比也逐渐增加。**晶体间弹性模量的不均匀性也会降低轴承的循环寿命，同时延长裂纹的传播过程。**

(4) 对某型航空发动机某支点主轴承不同运行工况模拟的结果中，发现在**较大动摩擦系数下**，损伤形式会从次表面剥落过渡到接近表面的大范围损伤。**时变冲击载荷会使接触次表面产生较深的裂纹，并大幅降低主轴承的循环寿命。**

(5) 剥落试验结果表明，**最大剪应力驱动下的轴承次表面裂纹萌生及演化模拟结果与试验结果较为接近**，与三组内圈剥落试验结果的误差分别为-3.4%、+17.7%和+61.0%，预测结果与试验结果也都在同一量级范围内，考虑到轴承寿命的离散性以及初始剥落在滚道表面的扩展误差，模拟结果是合理的。



1

绪论

2

基于连续损伤力学的滚动轴承早期损伤演化机理研究

3

滚动轴承局部损伤演化的定量评估方法研究

4

滚动轴承微弱故障冲击提升方法研究

5

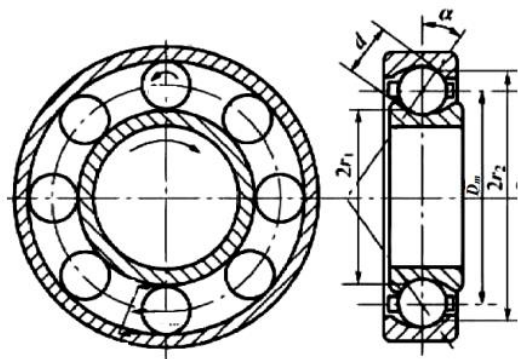
航空发动机复杂传递路径下的滚动轴承微弱故障诊断

6

总结与展望

目录

滚动轴承早期局部损伤振动特征及描述-局部损伤冲击时频特征

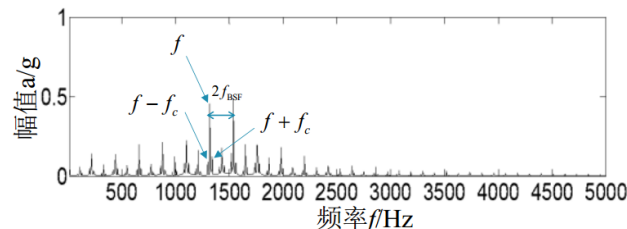
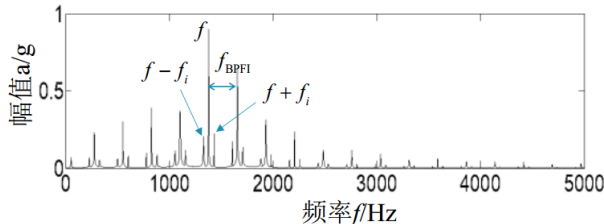
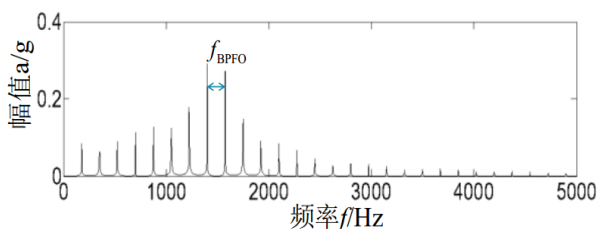
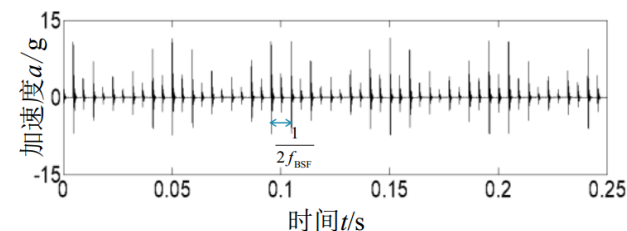
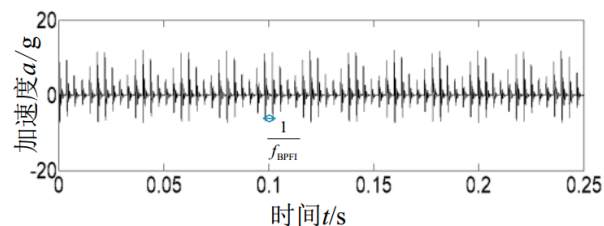
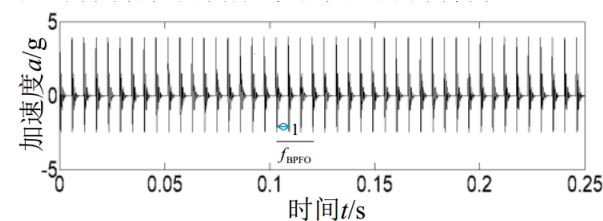


$$f_{\text{BPFI}} = Z(f_i - f_c) = \frac{Z}{2}(f_i - f_o) \left(1 + \frac{d}{D_m} \cos \alpha \right)$$

$$f_{\text{BPFO}} = Z(f_o - f_c) = \frac{Z}{2}(f_o - f_i) \left(1 - \frac{d}{D_m} \cos \alpha \right)$$

$$f_{\text{BSF}} = \frac{D_m}{2d}(f_i - f_o) \left(1 - \left(\frac{d}{D_m} \cos \alpha \right)^2 \right)$$

滚动轴承三种故障模式特征频率计算公式

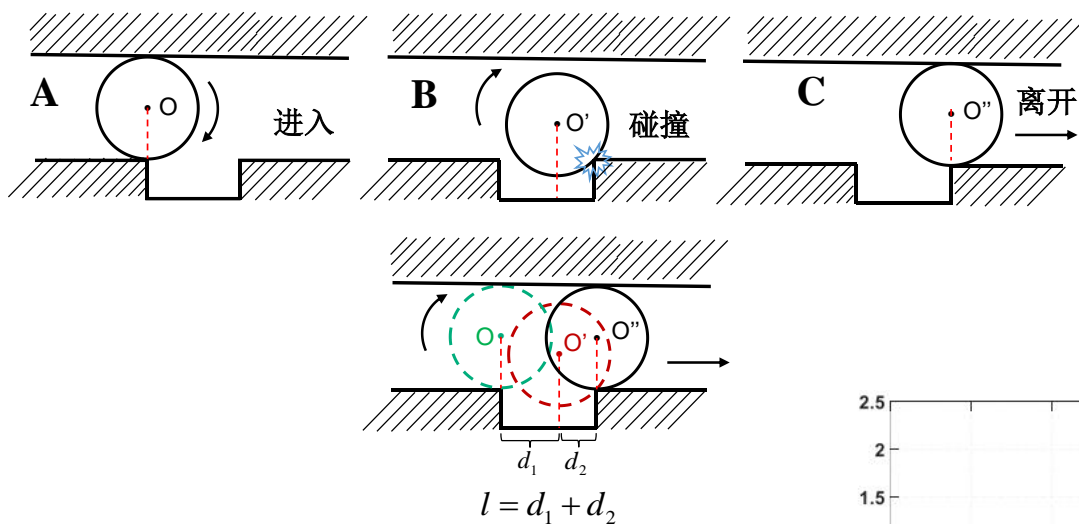


外圈局部损伤冲击时频域特征

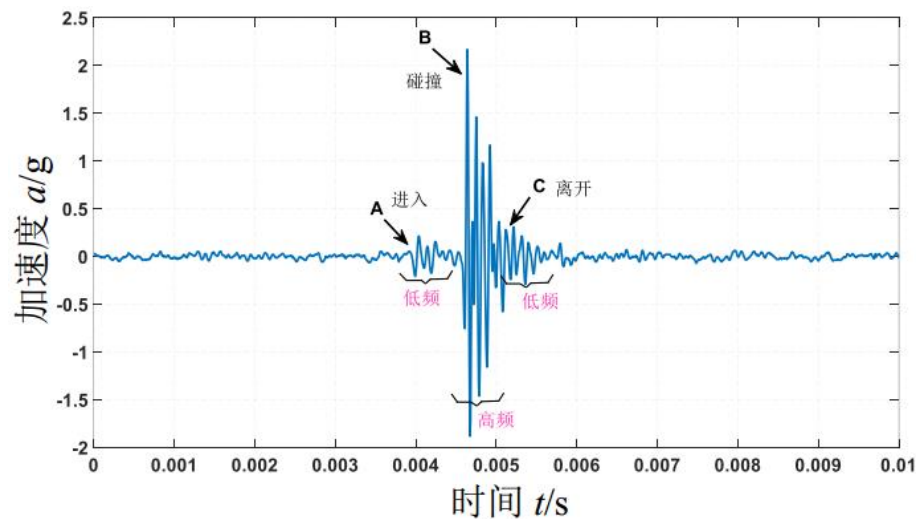
内圈局部损伤冲击时频域特征

滚动体局部损伤冲击时频域特征

与局部损伤尺寸相关的时域特征

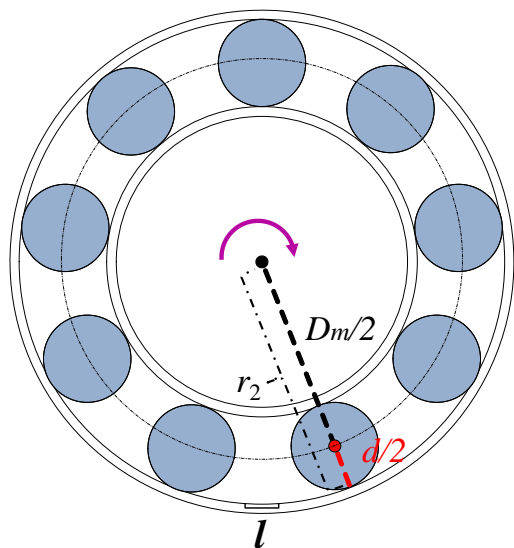


滚动体进入和离开局部损伤示意图



滚动体通过外圈局部损伤时产生的振动信号（损伤尺寸为1.4 mm）

滚动体局部损伤尺寸计算



$$r_2 = \frac{D_m + d}{2}$$

$$f_c = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{d}{D_m} \cos \alpha \right) f_i$$

$$r_1 = \frac{D_m - d}{2}$$

$$l = \pi \cdot \frac{D_m + d}{2} \cdot \left(1 - \frac{d}{D_m} \cos \alpha \right) f_i \cdot \Delta T \quad L = \pi \cdot \frac{D_m - d}{2} \cdot \left(1 + \frac{d}{D_m} \cos \alpha \right) f_i \cdot \Delta T$$

若接触角为0

$$l = \Delta T \frac{\pi f_i (D_m^2 - d^2)}{2D_m}$$

$$l = 2\pi \cdot r_2 \cdot f_c \cdot \Delta T \quad \text{外圈局部损伤}$$

$$L = 2\pi \cdot r_1 \cdot (f_i - f_c) \cdot \Delta T \quad \text{内圈局部损伤}$$

在接触角为0度时，滚动轴承内圈与外圈的局部损伤尺寸估计公式相同

基于瞬时能量的轴承局部损伤定量评估方法-平滑伪Wigner-Ville分

布方法

$$E_{\text{total}} = \int \int_{-\infty}^{+\infty} P(t, f) dt df$$

信号总能量

$$|E(t)|^2 = \int_{-\infty}^{+\infty} P(t, f) df$$

信号瞬时能量

$$|E'(f)|^2 = \int_{-\infty}^{+\infty} P(t, f) dt$$

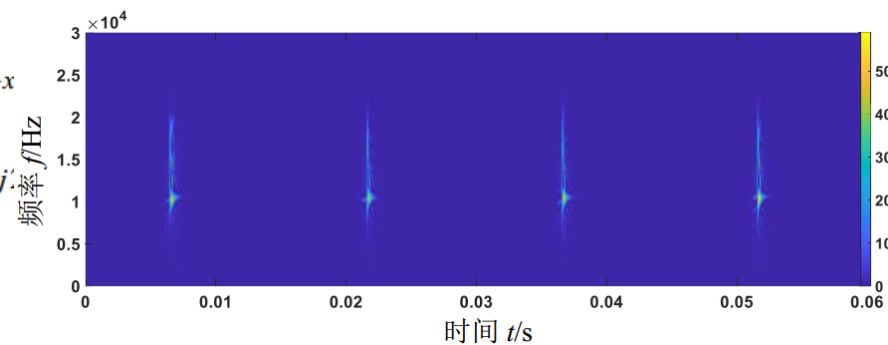
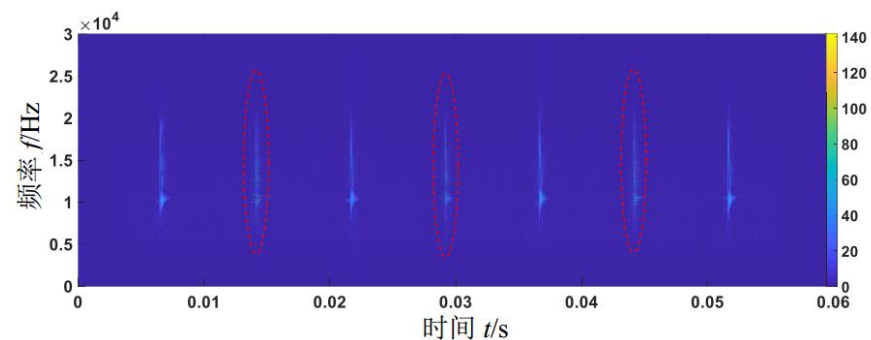
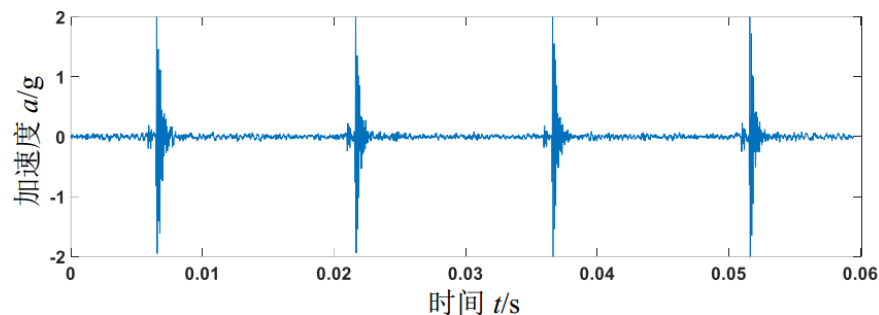
信号能量谱

$$\text{WVD}_x(t, f) = \int_{-\infty}^{\infty} x(t + \frac{\tau}{2}) x^*(t - \frac{\tau}{2}) e^{-j2\pi f\tau} d\tau$$

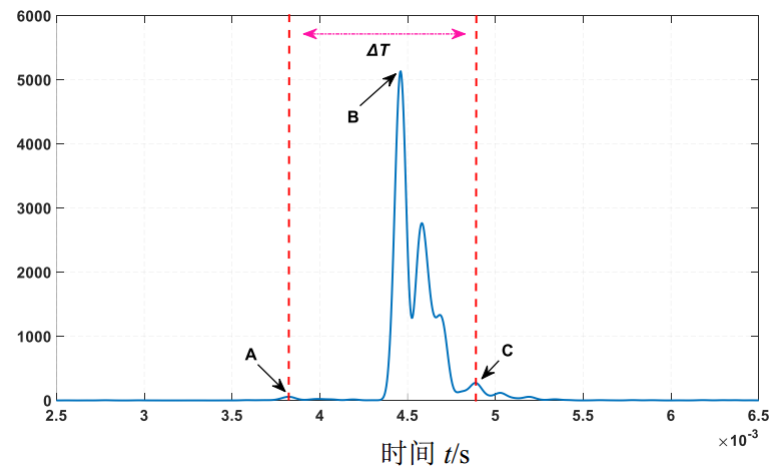
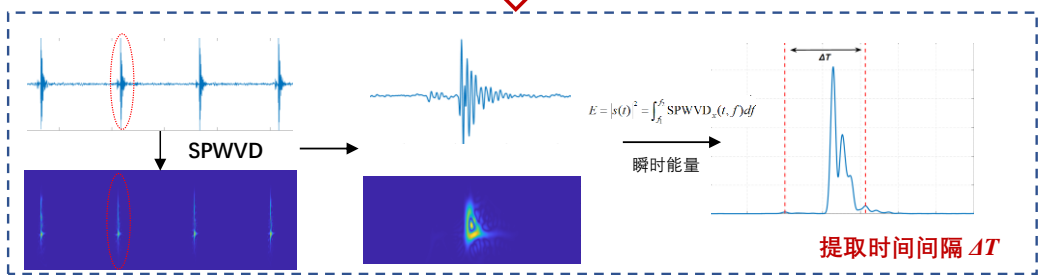
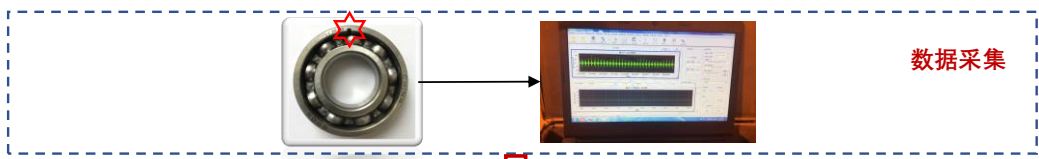
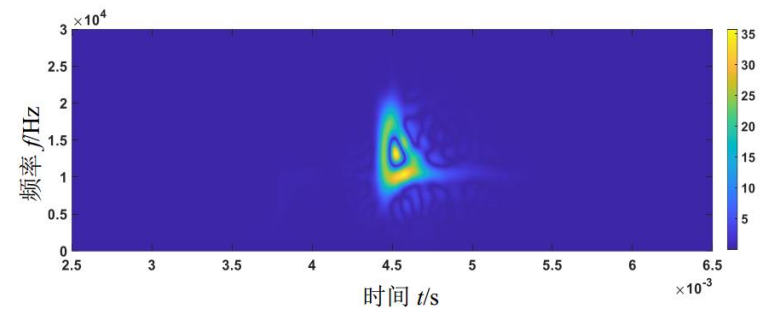
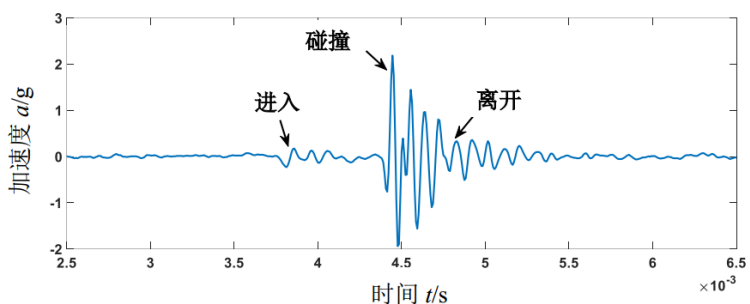
$$\text{WVD}_x(t, f) = \text{WVD}_{x_1}(t, f) + \text{WVD}_{x_2}(t, f) + 2\text{Re}\{\text{WVD}_{x_1+x}\}$$

$$\text{SPWVD}_x(t, f) = \int_{-\infty}^{\infty} h(\tau) \int_{-\infty}^{\infty} g(u - \tau) x(t + \frac{\tau}{2}) x^*(t - \frac{\tau}{2}) e^{-j2\pi f\tau} du d\tau$$

SPWVD加窗消除干扰项



定量评估轴承局部损伤方法流程



输入 ΔT

$$l = \Delta T \frac{\pi f_r (D_p^2 - d^2)}{2D_p}$$

局部损伤尺寸定量计算

滚动轴承不同尺寸局部损伤定量评估试验验证-试验过程



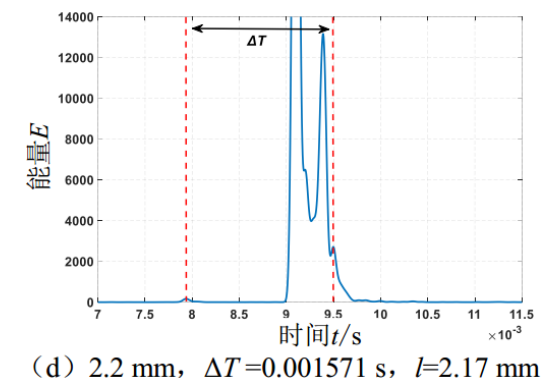
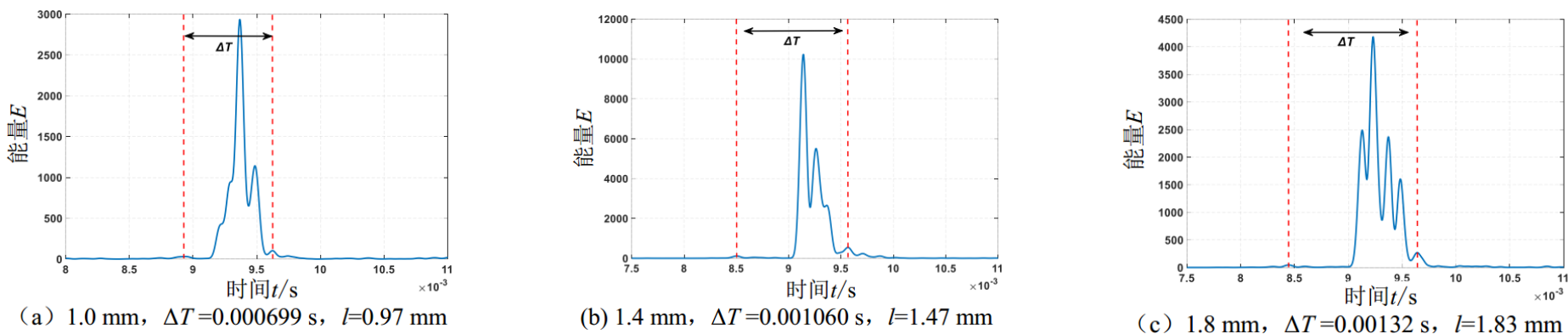
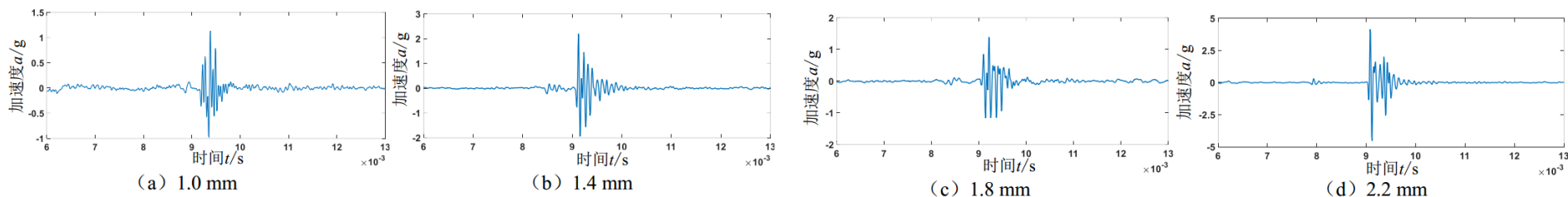
内外滚道上有局部损伤的故障轴承
(1.0mm, 1.4mm, 1.8mm, 2.2mm)



试验采集装置

故障加工位置包括内圈和外圈两种情况，不同故障尺寸通过人工线切割方式加工，凹槽宽度包括1.0 mm、1.4 mm、1.8 mm和2.2 mm，凹槽深度均为1.0 mm。6206型深沟球滚动轴承为试验对象。为尽可能保留振动信息，试验采样频率为128 kHz，数据采集器为NI-USB 9234，振动传感器型号为AI002。试验电主轴转速为1200 r/min、1500 r/min、1800 r/min和2400 r/min。

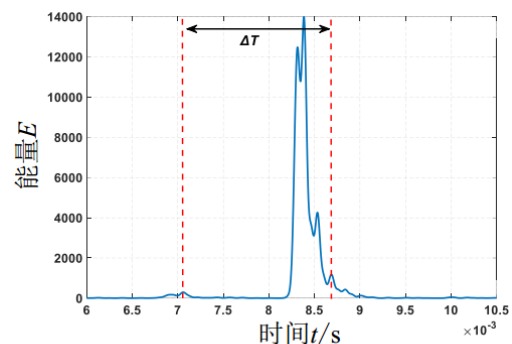
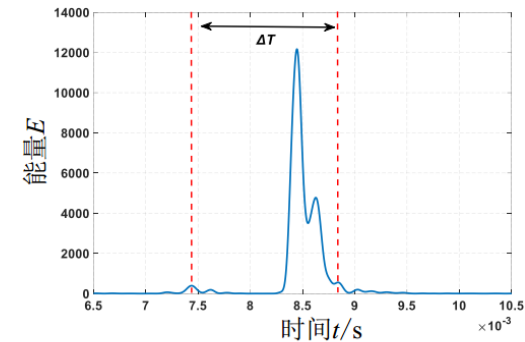
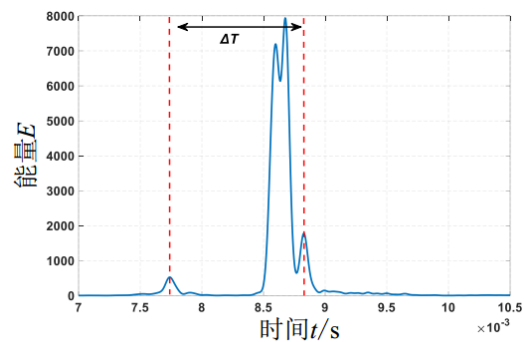
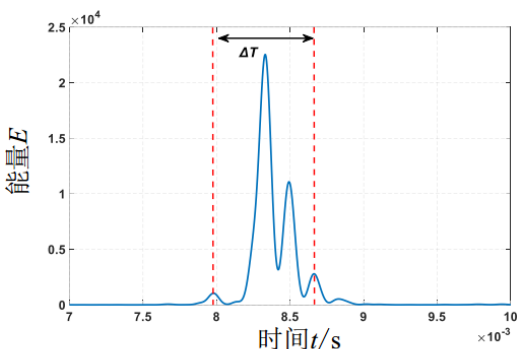
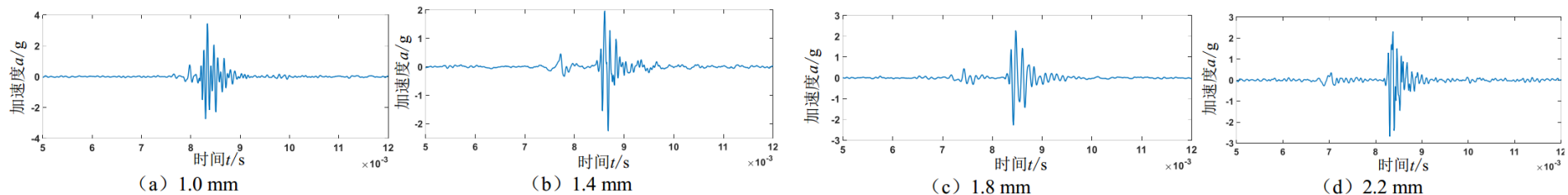
滚动轴承不同尺寸局部损伤定量评估试验验证-试验结果及验证



损伤尺寸 (mm)	脉冲 1	脉冲 2	脉冲 3	脉冲 4	脉冲 5	均值	误差
1.0	1.07	0.92	1.04	0.90	0.97	0.98	2.0%
1.4	1.46	1.47	1.45	1.47	1.43	1.46	4.3%
1.8	1.83	1.78	1.85	1.88	1.77	1.82	1.1%
2.2	2.11	2.17	2.14	2.20	2.17	2.16	1.9%

外圈不同局部损伤尺寸定量估计结果及误差 (1200 r/min)

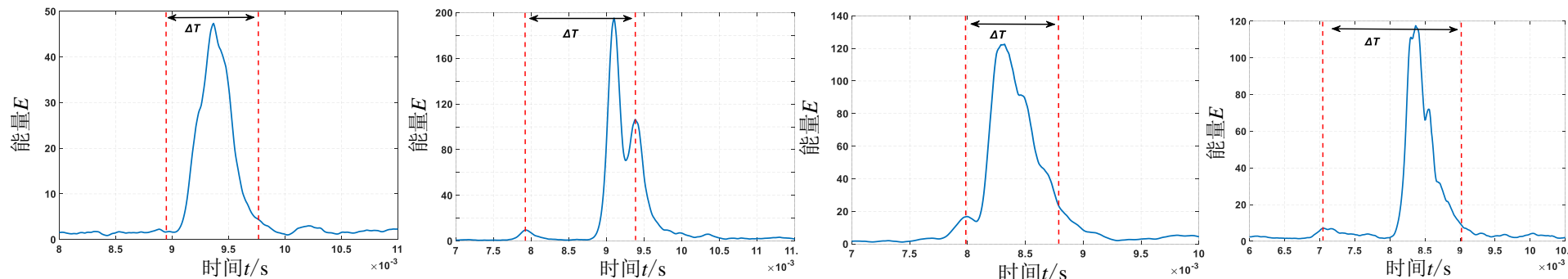
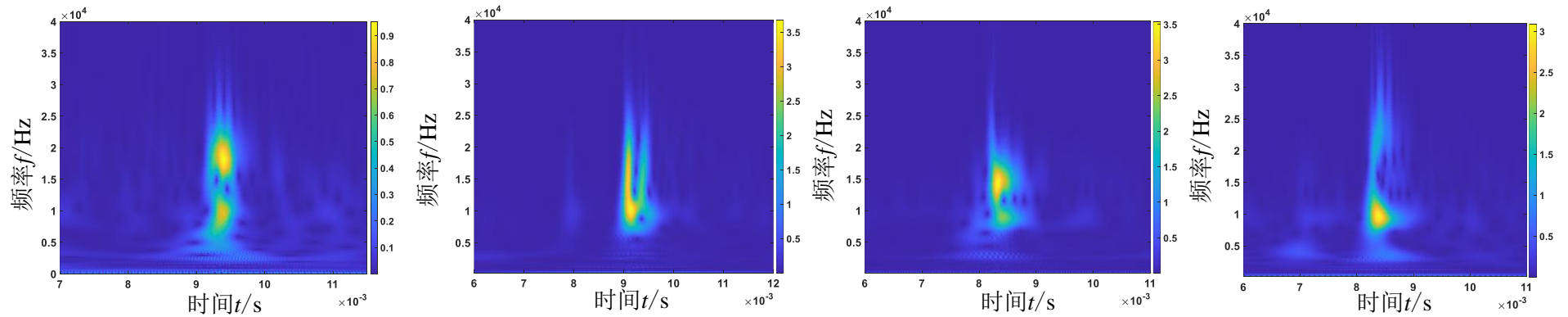
滚动轴承不同尺寸局部损伤定量评估试验验证-试验结果及验证



损伤尺寸 (mm)	脉冲 1	脉冲 2	脉冲 3	脉冲 4	脉冲 5	均值	误差
1.0	0.97	1.06	0.93	0.94	0.92	0.96	4.0%
1.4	1.48	1.53	1.44	1.42	1.35	1.44	2.8%
1.8	1.85	1.79	1.88	1.74	1.87	1.83	1.4%
2.2	2.24	2.17	2.14	2.11	2.23	2.18	1.0%

内圈不同局部损伤尺寸定量估计结果及误差 (1200 r/min)

方法比较与讨论-与小波时频分布的比较



1.0 mm, $\Delta T=0.000831$ s, $l=1.15$ mm 2.2 mm, $\Delta T=0.001461$ s, $l=2.02$ mm 1.0 mm, $\Delta T=0.000805$ s, $l=1.11$ mm 2.2 mm, $\Delta T=0.001977$ s, $l=2.73$ mm

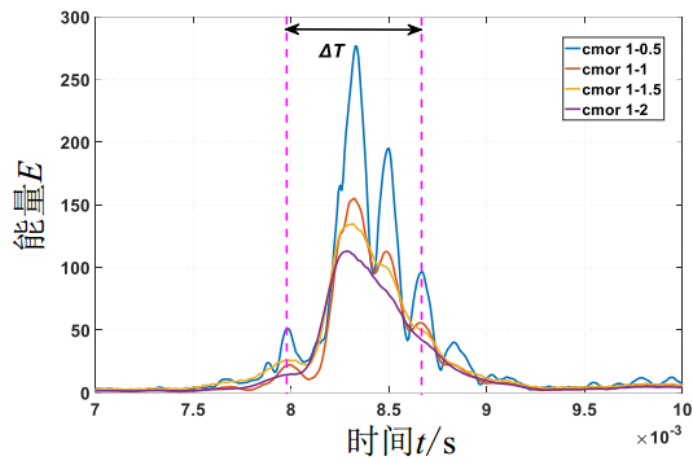
外圈局部损伤尺寸定量估计结果

1.0mm和2.2mm

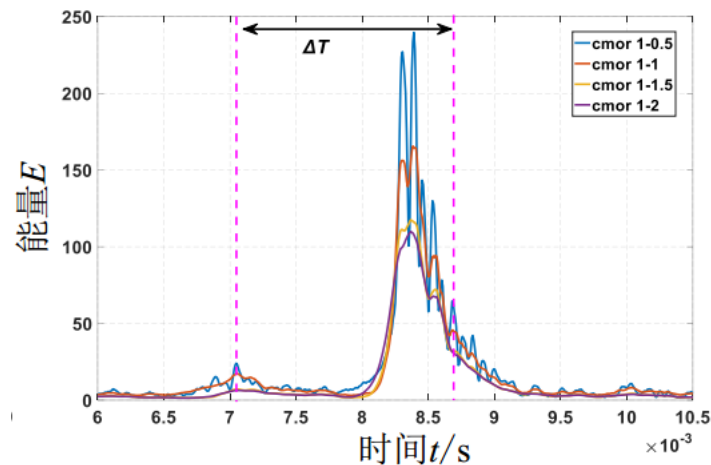
内圈局部损伤尺寸定量估计结果

1.0mm和2.2mm

方法比较与讨论-与小波时频分布的比较

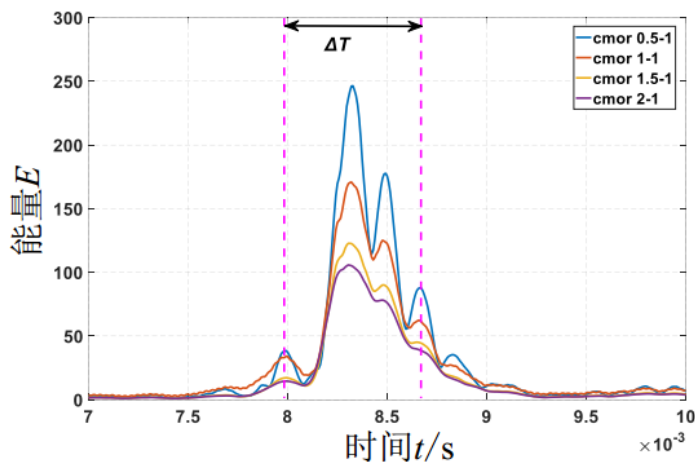


(a) 1.0 mm

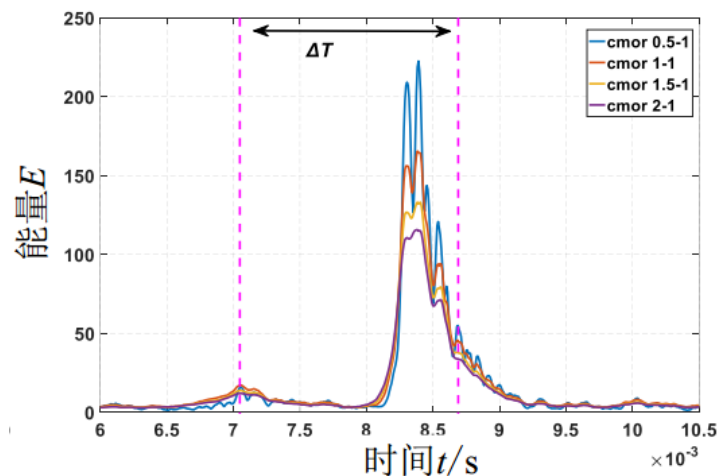


(b) 2.2 mm

基小波不同中心频率下的瞬时能量结果



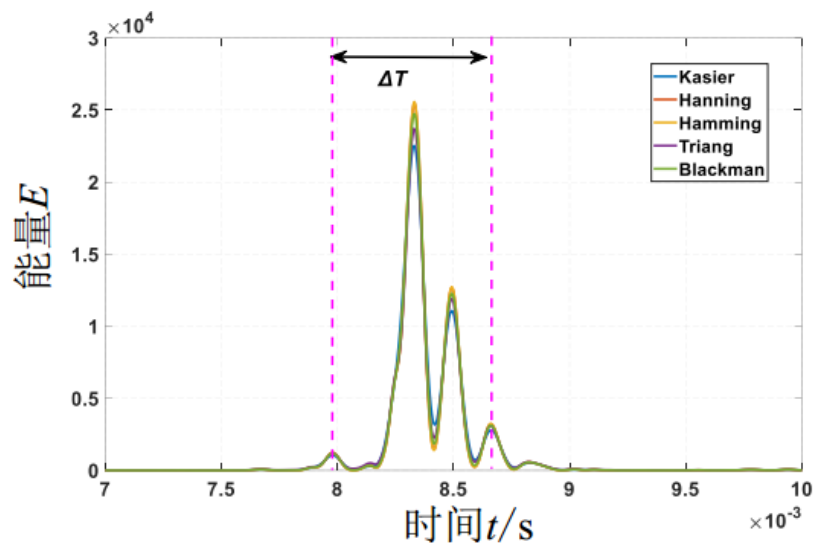
(a) 1.0 mm



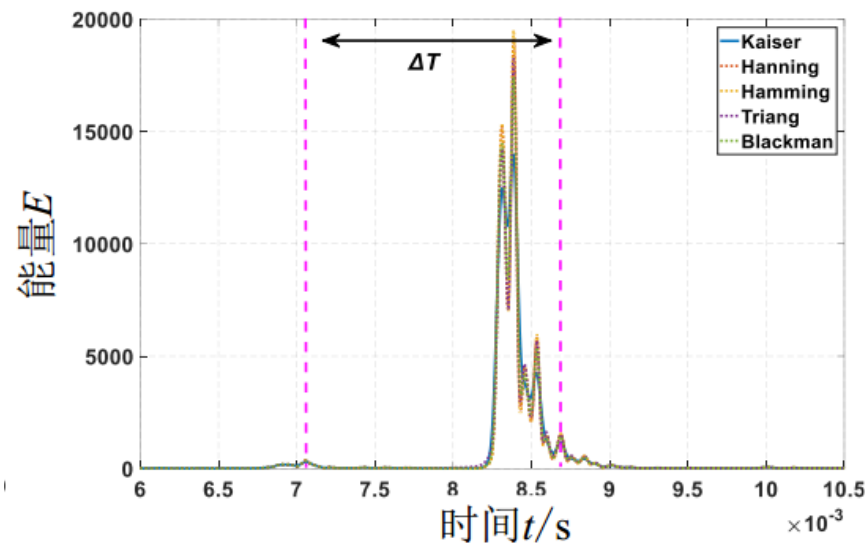
(b) 2.2 mm

内圈局部损伤尺寸定量估计结果

方法比较与讨论-与小波时频分布的比较



(a) 1.0 mm

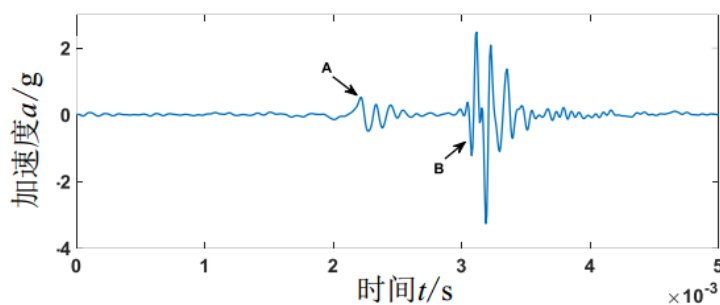


(b) 2.2 mm

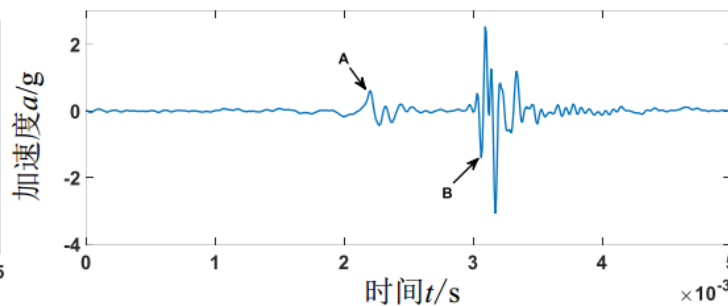
SPWVD在五种窗函数下的瞬时能量

五个窗函数的瞬时能量曲线在低频分辨率上均高于CWT。Kaiser窗曲线在其他频率上的干扰较小，因此在本章中使用Kaiser窗函数进行结果估计是合理的。

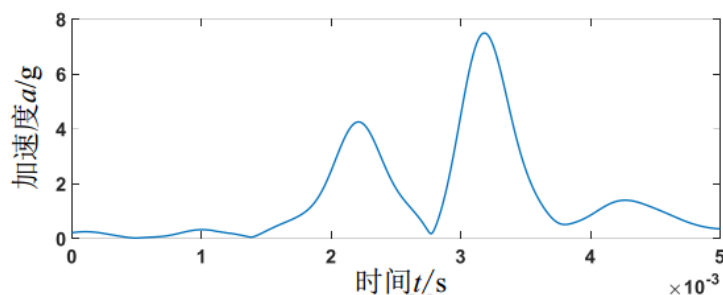
方法比较与讨论-与现有方法的比较及讨论



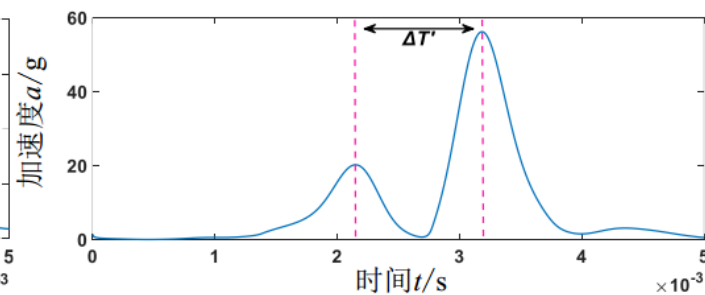
(a) 冲击脉冲



(b) AR 滤波增强



(c) Morlet 小波增强

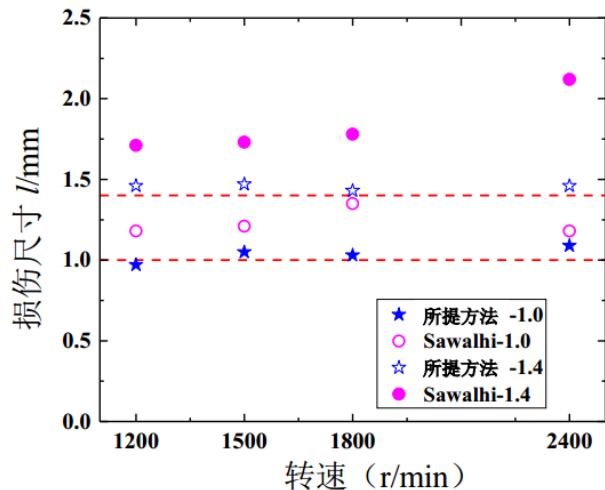


(d) 平方包络

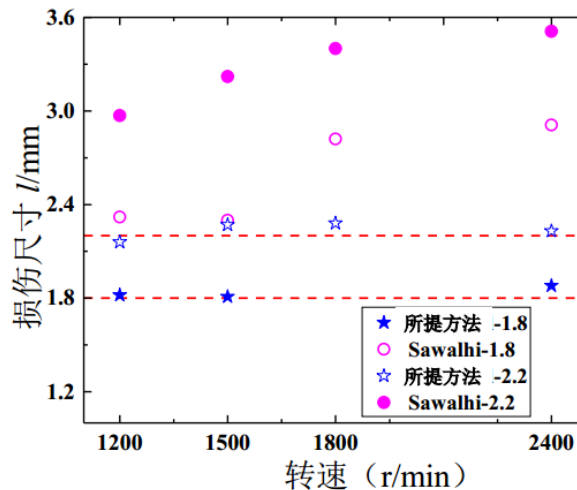
Sawalhi所提经典方法流程

Sawalhi认为从A进入阶段到B碰撞阶段的时间间隔是滚动体穿过损伤区域总时长的一半。因此需要将提取出的AB阶段的时间间隔乘以2。该方法首先对冲击脉冲进行AR滤波，然后利用复Morlet小波分析对信号进行增强，以方便突出进入和碰撞阶段的信号时域特征。最后通过平方包络法提取A和B之间的时间间隔。

方法比较与讨论-与现有方法的比较及讨论

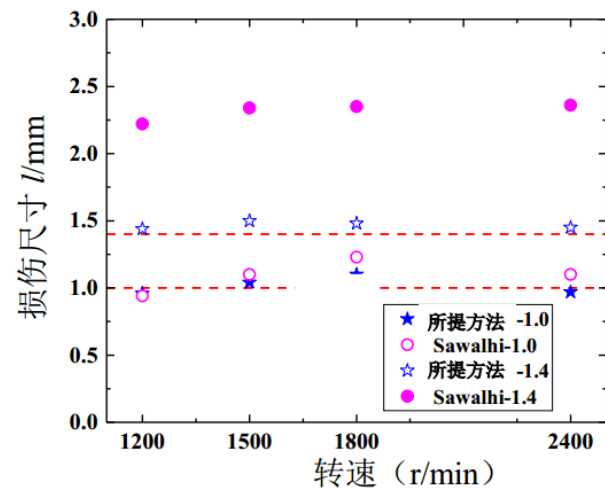


(a) 1.0 mm 和 1.4 mm

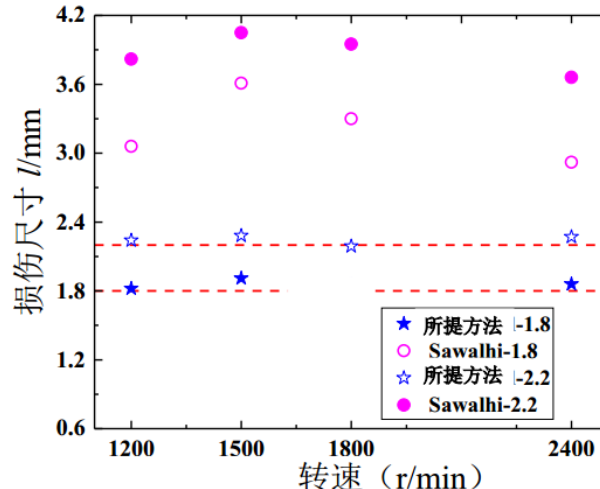


(b) 1.8 mm 和 2.2 mm

不同转速下外圈四种局部损伤尺寸定量估计结果的比较



(a) 1.0 mm 和 1.4 mm



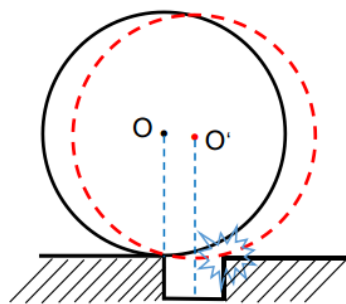
(b) 1.8 mm 和 2.2 mm

不同转速下内圈四种局部损伤尺寸定量估计结果的比较

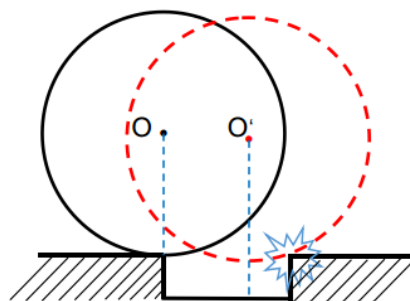
当损伤尺寸为1.0 mm时，Sawalhi方法的误差相对较小。然而随着损伤尺寸的增加，Sawalhi所提方法的估计误差将增大。

所提出的基于瞬时能量定量计算方法更加精确更贴近实际尺寸。

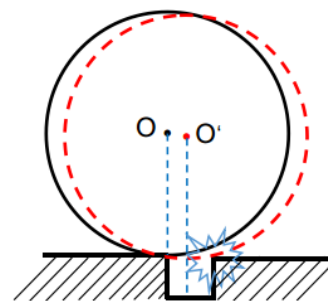
方法比较与讨论-与现有方法的比较及讨论

TTI $l=L$

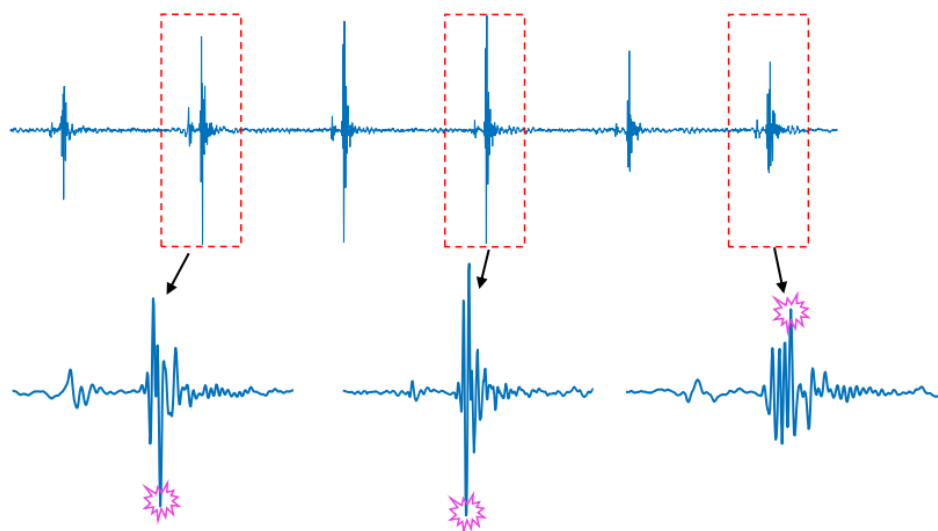
情况 1

TTI $l>L_2$

情况 2

TTI $l<L_3$

情况 3



内圈损伤时转速调制引起的最大冲击幅值位置

Sawalhi的方法适用于小尺寸局部损伤的估计，因为此时估计误差相对较小。不过前提是损伤尺寸要远小于滚动体直径；

在实际中**不应忽视碰撞过程中的不确定性**，尤其是在内圈故障时会产生随转速调制的现象，**AR滤波和小波分析倾向于提升最大冲击峰的振幅**，而平方包络进一步将最大振幅提升，这也会使TTI的结果大于实际结果。

小结

- (1) 所提方法可以很好地提取故障冲击中高频和低频响应的时间节点，特别是在识别离开阶段的低频特征时刻。局部损伤尺寸估计结果与实际尺寸之间的误差很小。
- (2) 与所提出的方法相比，CWT在瞬时能量估计方面的精度较差，体现在离开损伤阶段的低频响应时间节点的提取上。此外，通过调整小波的中心频率和带宽，估计结果也不理想。由于碰撞阶段的不确定性，Sawalhi的方法在外圈和内圈的局部损伤尺寸估计中会有较大的误差，因此未来应更加关注提取离开阶段的低频响应特征。
- (3) 轴承局部损伤尺寸的振动瞬时能量估计方法易于实现，不需要事先知道复杂的轴承固有参数，更便于实际工程应用。



1

绪论

2

基于连续损伤力学的滚动轴承早期损伤演化机理研究

3

滚动轴承局部损伤演化的定量评估方法研究

4

滚动轴承微弱故障冲击提升方法研究

5

航空发动机复杂传递路径下的滚动轴承微弱故障诊断

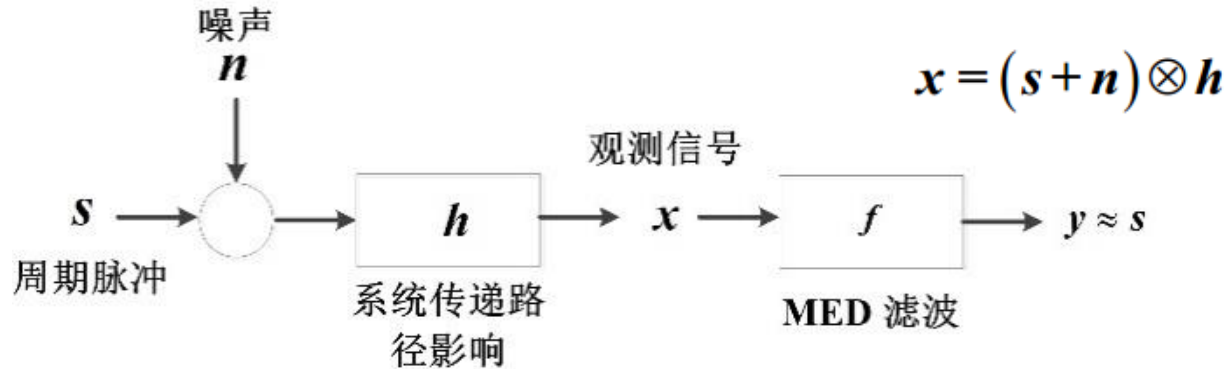
6

总结与展望

目录

盲解卷积原理

由于机械部件在运行过程中受到其他噪声的干扰以及受到传递路径的影响，故障特征非常微弱。为解决这一问题，引入盲解卷积方法用以提升微弱的冲击特性，其中最小熵解卷积（MED）作为经典的盲解卷积方法，其原理为：



MED的原理

$$y(j) = \sum_{l=1}^L f(l)x(j-l) \approx s(j), \quad j=1,2,\dots,N$$



$$O_4[f(l)] = \frac{\sum_{j=1}^N y^4(j)}{\left[\sum_{j=1}^N y^2(j)\right]^2} \longrightarrow \partial O_4[f(l)] / \partial f(l) = 0$$



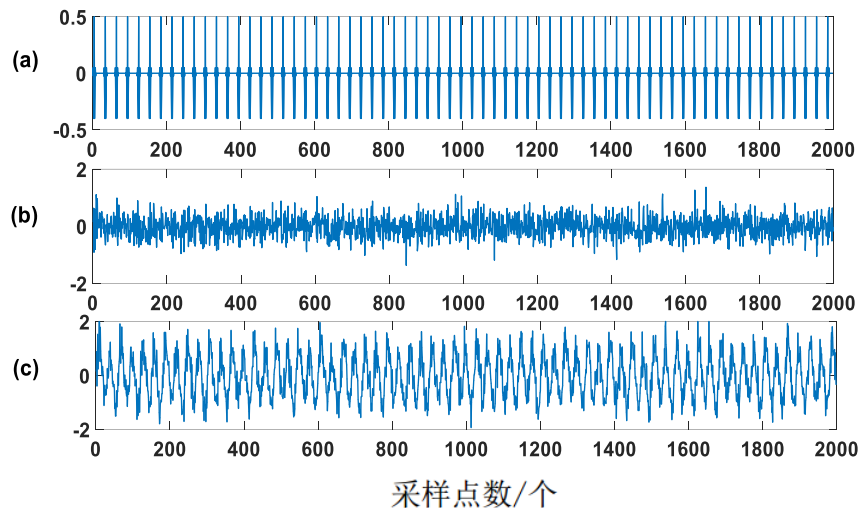
矩阵形式

$$y = X_0^T f \quad X_0 = \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & x_3 & \cdots & \cdots & x_N \\ 0 & x_1 & x_2 & \cdots & \cdots & x_{N-1} \\ 0 & 0 & x_1 & \cdots & \cdots & x_{N-2} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \cdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & \cdots & x_{N-L+1} \end{bmatrix}_{L \times N}$$

$$f = \frac{\sum_{j=1}^N y_j^2}{\sum_{j=1}^N y_j^4} (X_0 X_0^T)^{-1} X_0 [y_1^3 y_2^3 \cdots y_N^3]^T$$

最终通过迭代求解实现

经典MED方法的局限性

 $s(t)$

故障脉冲

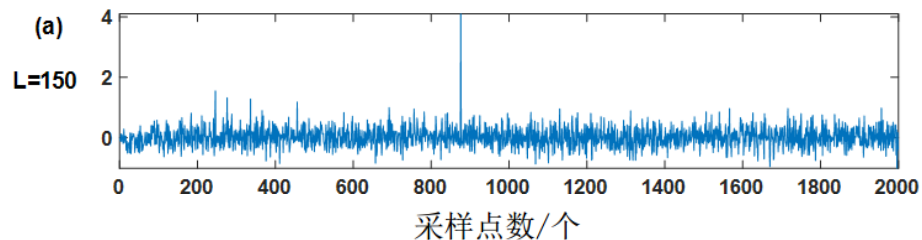
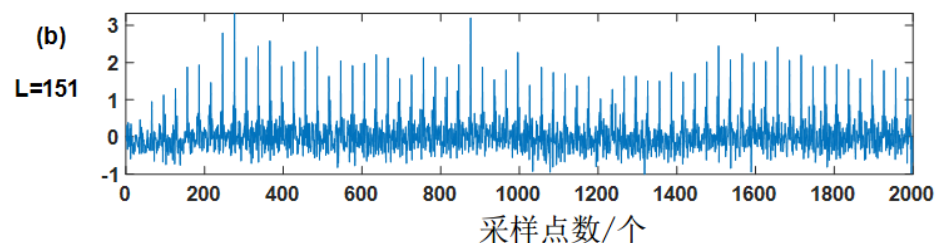
 $s(t) + n(t)$

故障脉冲+随机噪声

 $x(t) = s(t) + n(t) + h(t)$

故障脉冲+随机噪声+系统谐波

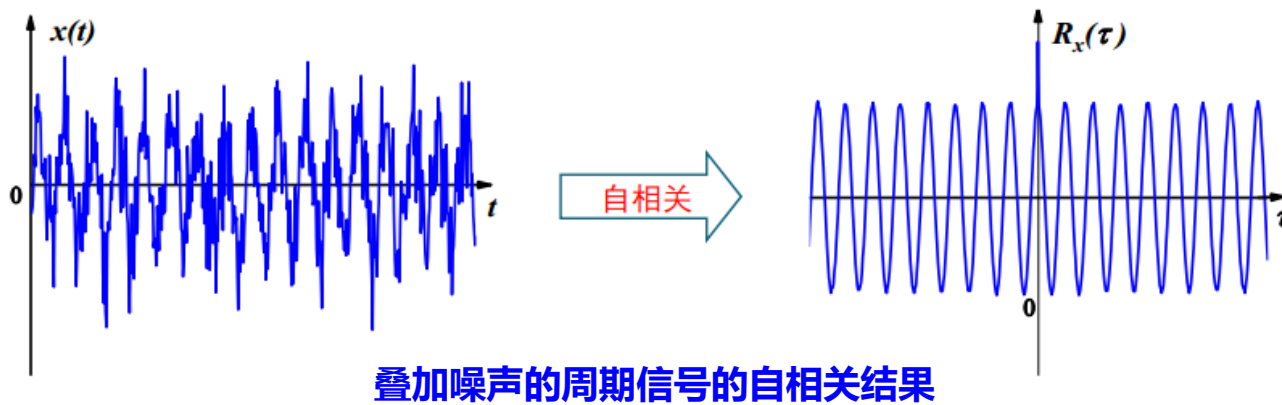
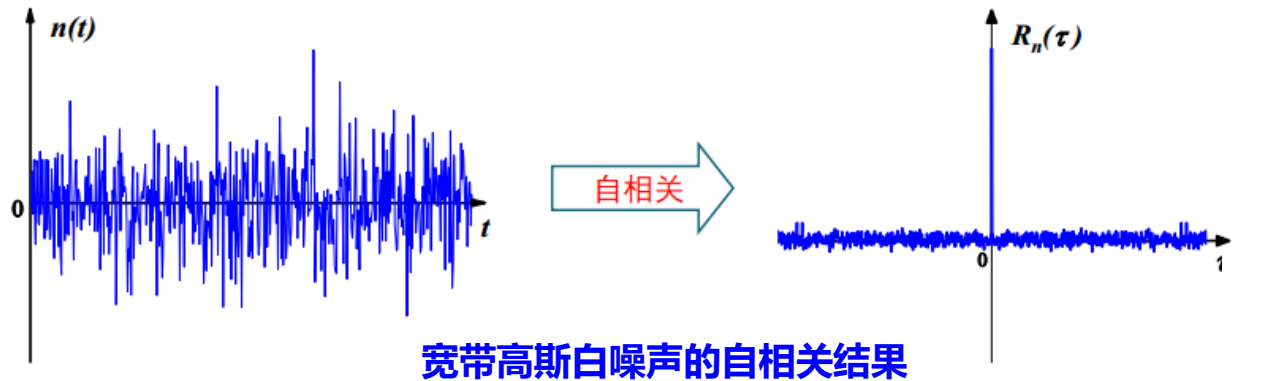
采样点数/个

滤波长度 $L = 150$ 时的输出结果滤波长度 $L = 151$ 时的输出结果

这一现象表明，**滤波长度对MED的输出有很大影响**。选择合适的滤波长度是使用MED方法的关键步骤。**凭借经验的选择可能会带来较为严重的错误结果。**

改进的MED最优滤波长度自适应选取方法-衡量信号周期性目标函

数的建立



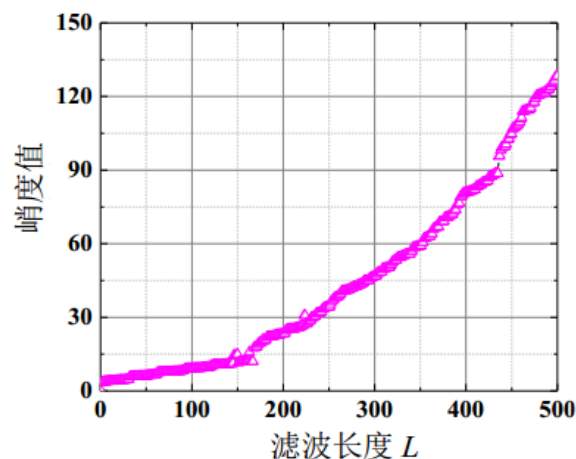
$$S_L = x_N - y_L$$

$$L_\mu = \frac{\sum_{n=1}^N R_{y_L}^2(n)}{\sum_{n=1}^N R_{S_L}^2(n)}$$

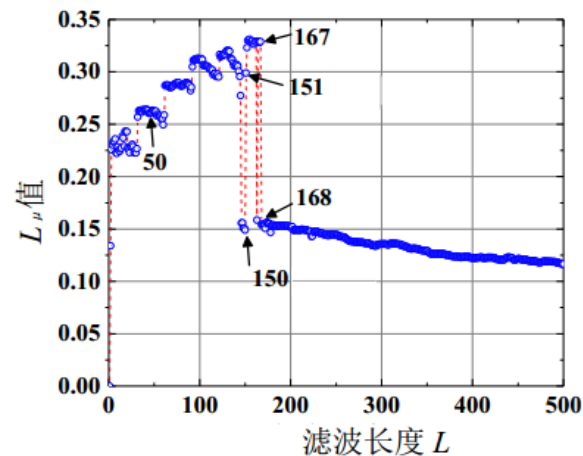
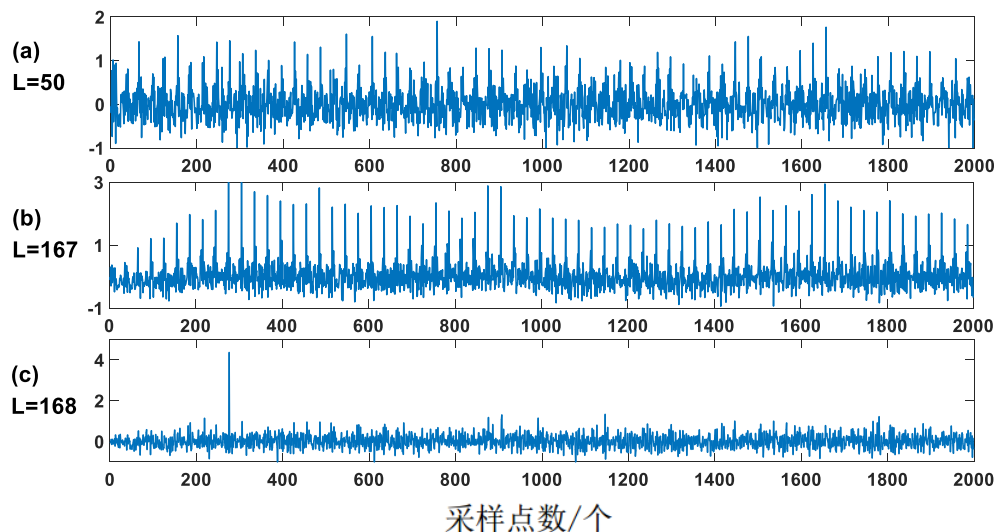
L_μ 的大小可以作为判断MED输出结果是否为周期性冲击的依据，其主要思想是当MED输出信号接近周期冲击时，其自相关也近似为周期信号，此时MED最大化提升了微弱冲击的峭度，同时也抑制了系统的谐波分量和噪声，因此输出信号与残余信号的能量比将变大。

改进的MED最优滤波长度自适应选取方法-衡量信号周期性目标函

数的建立



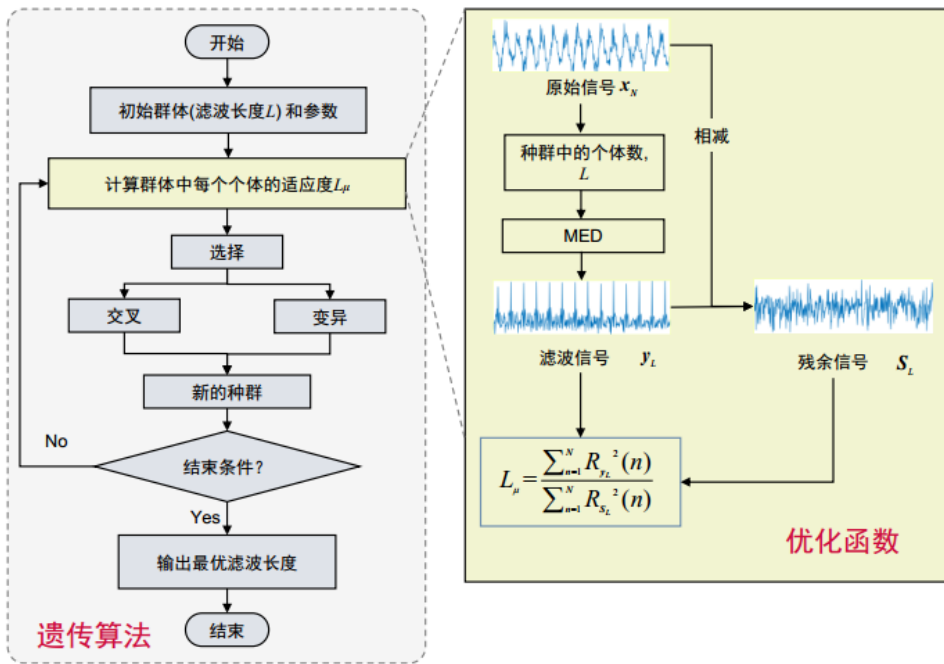
(a) 峭度随滤波长度的变化

(b) L_μ 随滤波长度的变化峭度与 L_μ 在MED滤波结果中的对比

从结果可以看出, L_μ 越大, 滤波效果越好, 周期性冲击特征越强。在 $L=168$ 之后, L_μ 趋于稳定下降, 这意味着输出将是单个脉冲, MED将失去增强周期性弱信号的能力, 因此 L_μ 可以作为优化MED滤波长度的目标函数。

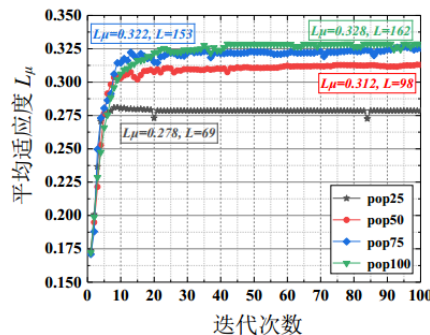
改进的MED最优滤波长度自适应选取方法-结合遗传算法的最优滤波优化

波优化

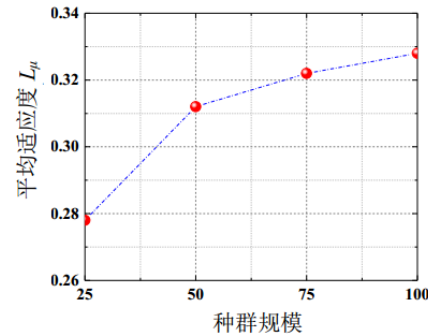


MED自适应最优滤波选取方法流程

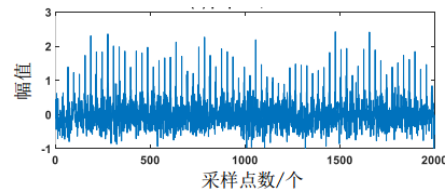
从相应的滤波效果来看，即使小种群没有达到适应度 L_μ 的最大值，但其输出同样是周期性故障冲击。这是因为GA总是在有限的种群中寻找“最优”解，因此不必担心小规模种群下由于适应度很低造成单个冲击现象



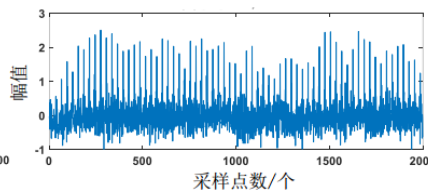
(a) 不同种群规模的最优滤波长度



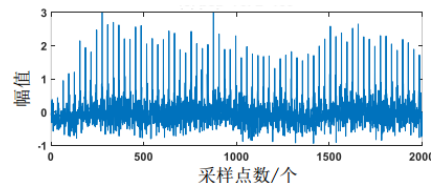
(b) 不同种群规模的平均适应度



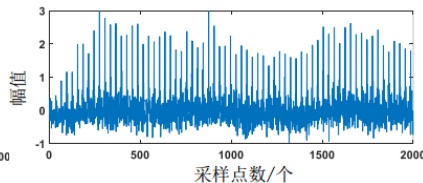
(a) pop=25, L=69



(b) pop=50, L=98

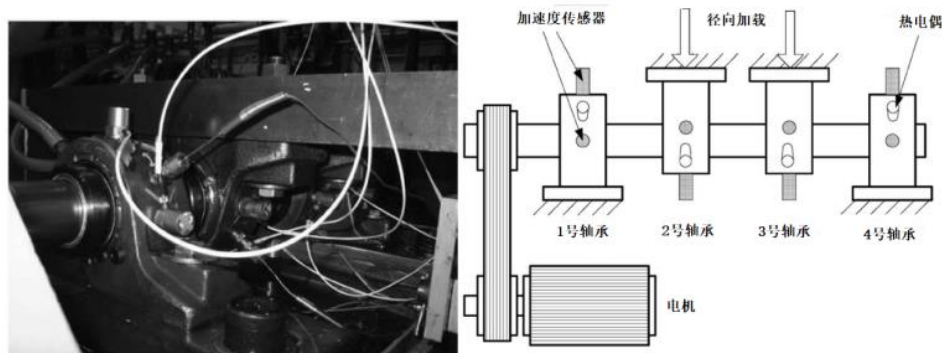


(c) pop=75, L=153



(d) pop=100, L=162

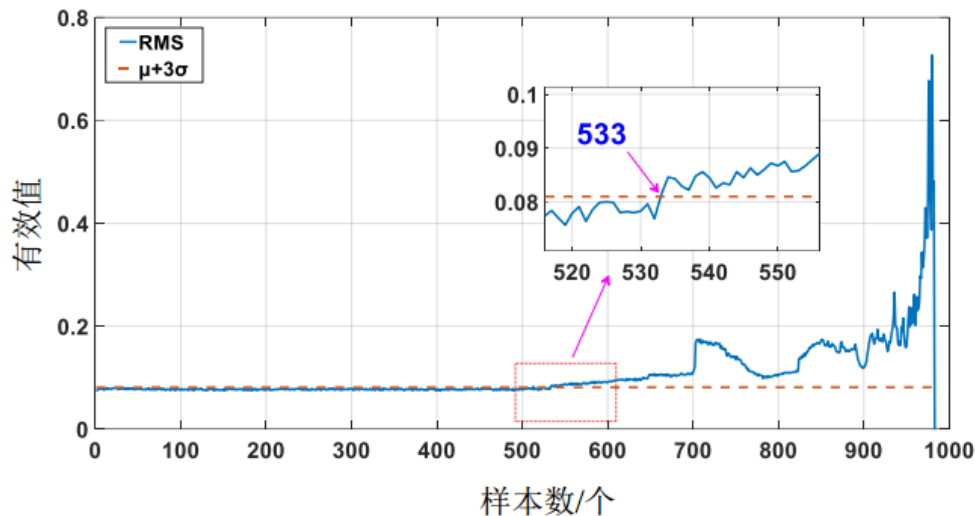
滚动轴承微弱冲击故障检测的应用-早期故障试验验证



(a) 滚动轴承全寿命试验台

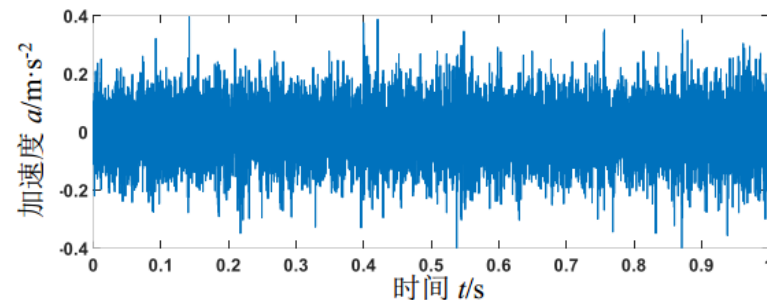
(b) 试验台结构简图

IMS滚动轴承全寿命试验台

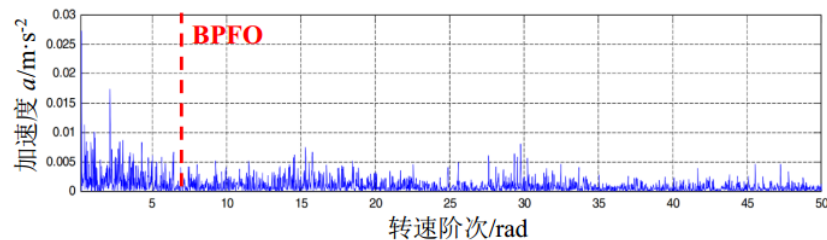


1号外圈故障轴承有效值

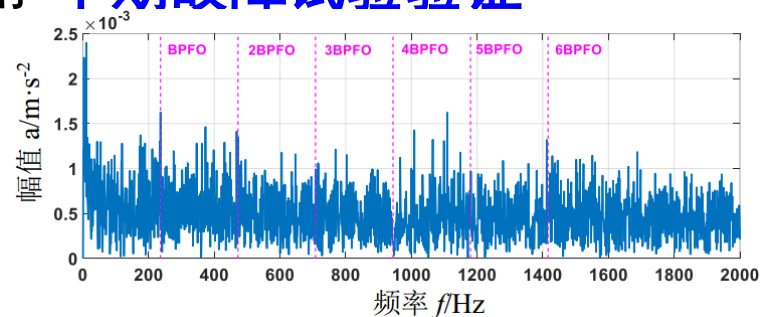
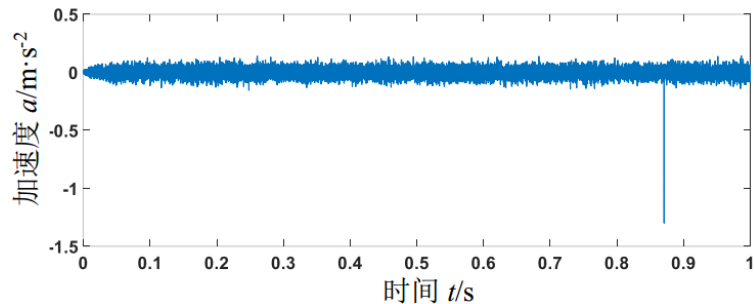
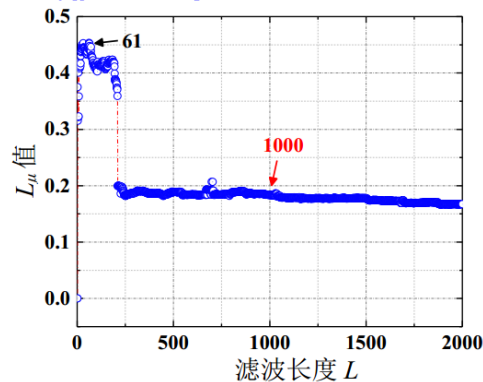
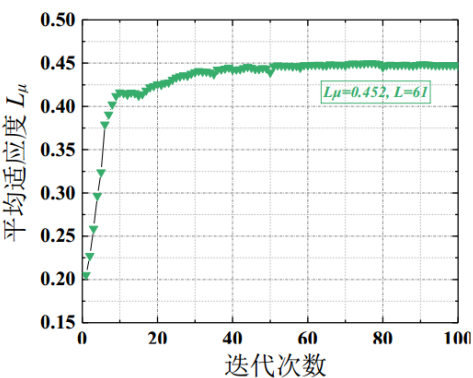
型号	节径/mm	滚子直径/mm	滚子数	接触角/rad
ZA-2115	71.5	8.4	16	0.2648



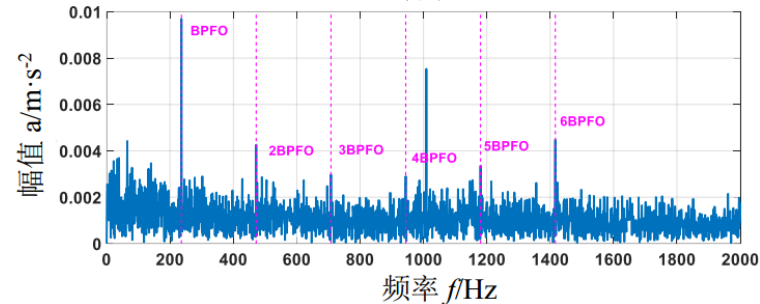
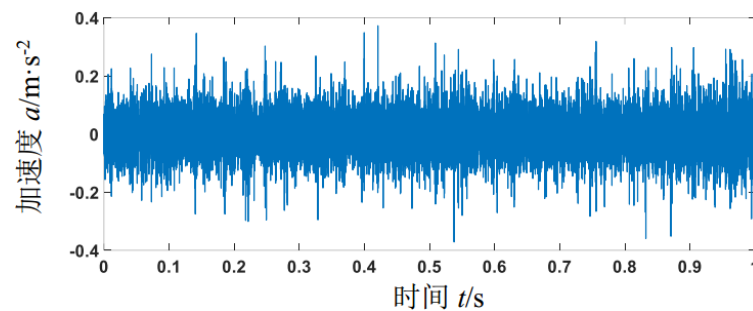
533样本时刻的时域波形

文献[115]中使用MED+SK+SES诊断结果
(MED滤波长度为1000)

滚动轴承微弱冲击故障检测的应用-早期故障试验验证

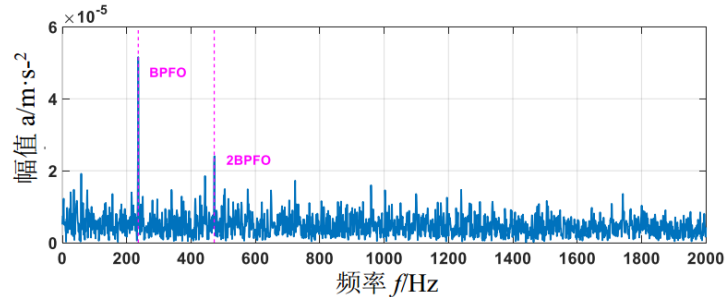
滤波长度 $L = 1000$ 的时域输出结果

滤波后的包络谱



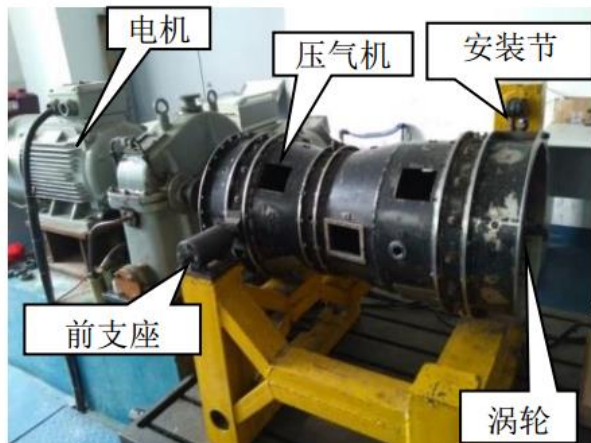
最优滤波长度下533样本的检测结果

对533样本进行最优滤波长度选择

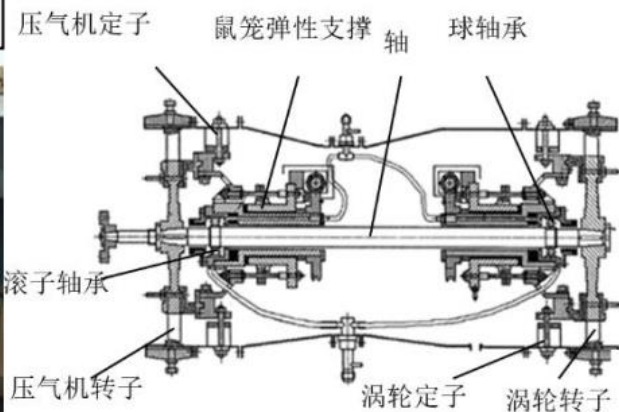


最优滤波长度下MED+SK+SES对533样本的检测结果

带机匣的航空发动机转子试验器验证



(a) 航空发动机转子试验器



(b) 试验器结构剖面图



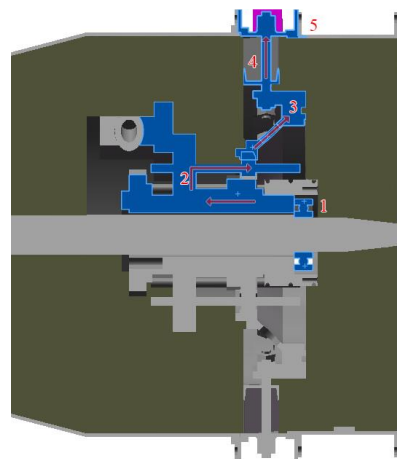
三种故障模式滚动轴承

数据采集器为NI-USB 9234, 其中数据采样频率为10.24 kHz, 数据长度为8192, 转速为1500 r/min

航空发动机转子试验器及剖面图



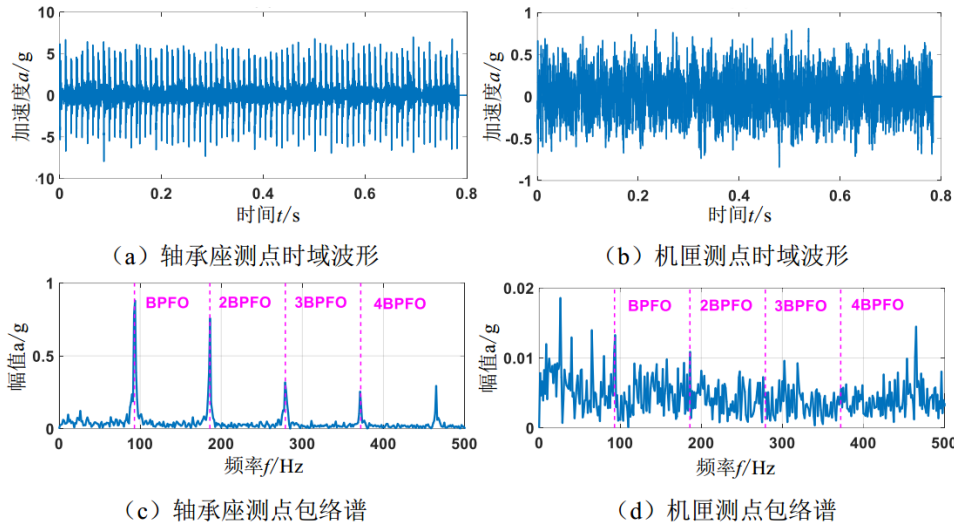
机匣测点位置布置



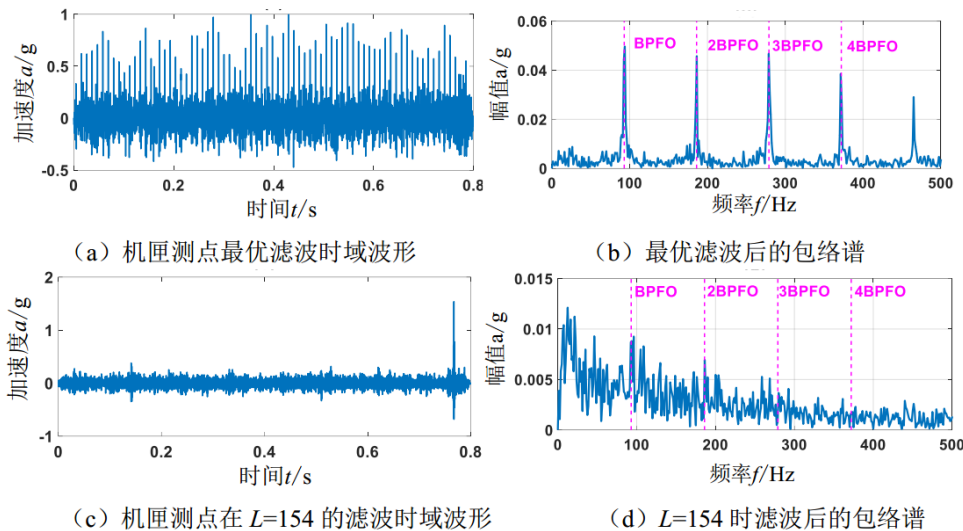
- 1.滚动轴承
- 2.鼠笼结构
- 3.弹性支承
- 4.涡轮定子
- 5.机匣 (传感器)

传递路径结构示意图

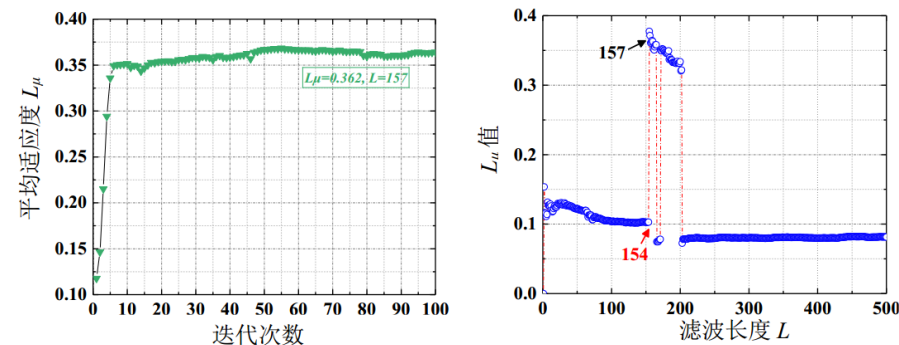
带机匣的航空发动机转子试验器验证



外圈故障下轴承座与机匣测点时频域结果对比



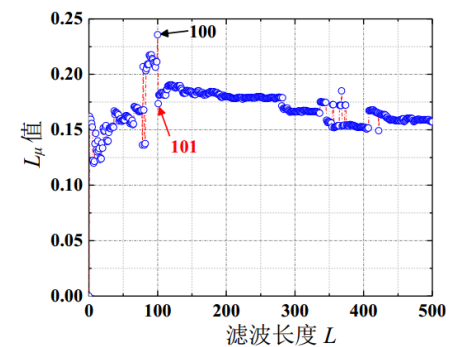
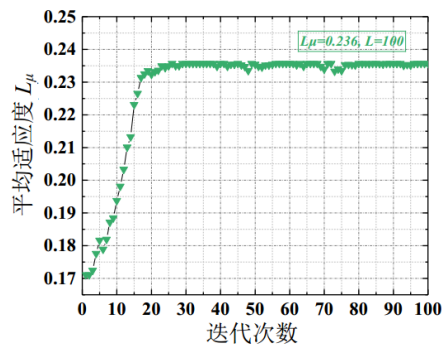
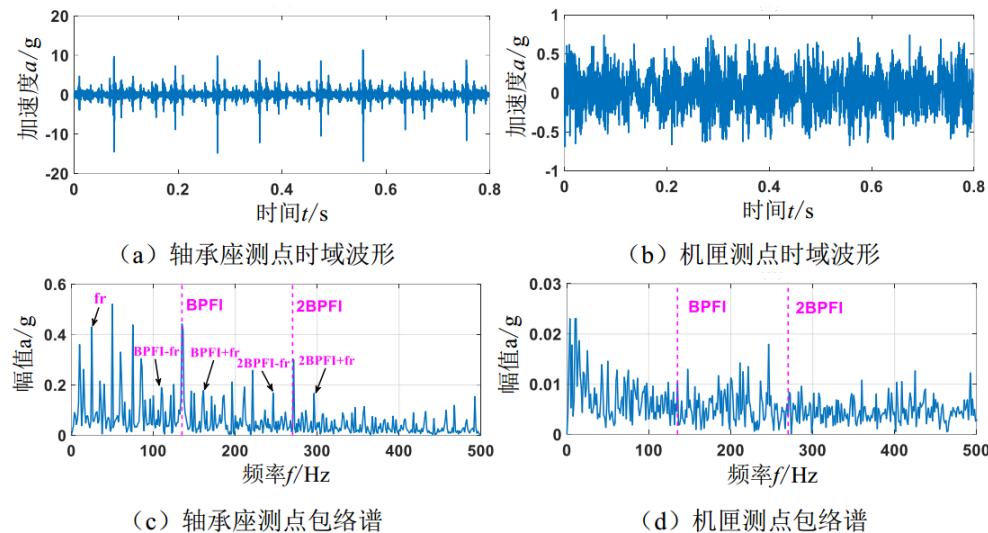
外圈故障下机匣测点在不同滤波长度下的结果对比



外圈故障机匣信号最优滤波长度的选择

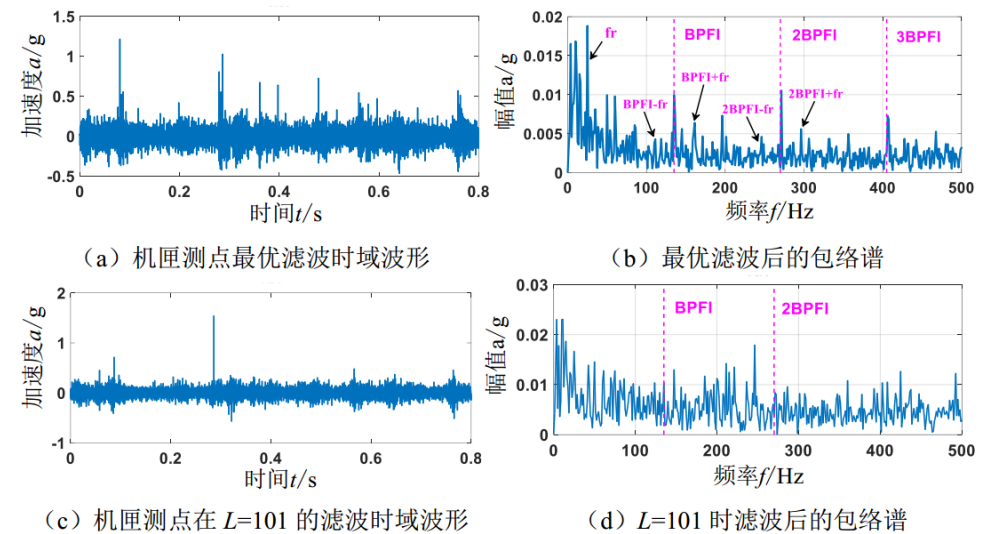
选择在**最优滤波长度**下对机匣测点信号进行滤波，在时域中可以看到**周期性冲击特征被显著提升**，频谱中的**BPFO及倍频非常清晰**。然而在滤波长度 $L=154$ 时，滤波结果完全不同，时域上出现了单个大冲击，并且包络谱中的故障特征与噪声混叠。**因此准确的滤波长度对于微弱故障检测至关重要。**

带机匣的航空发动机转子试验器验证



内圈故障机匣信号最优滤波长度的选择

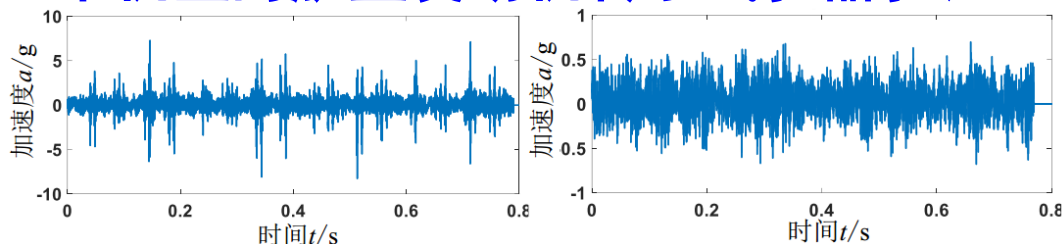
内圈故障下轴承座与机匣测点时频域结果对比



内圈同样在经过最优滤波长度优化之后，能够提升滚动轴承的微弱故障周期冲击特征，而错误的滤波长度会使得MED无法恢复周期性冲击特征。

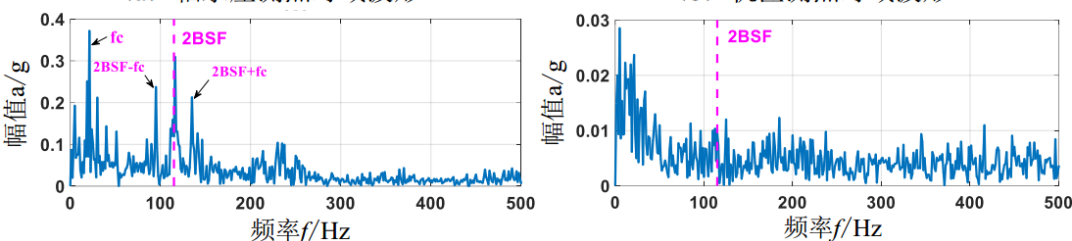
内圈故障下机匣测点在不同滤波长度下的结果对比

带机匣的航空发动机转子试验器验证

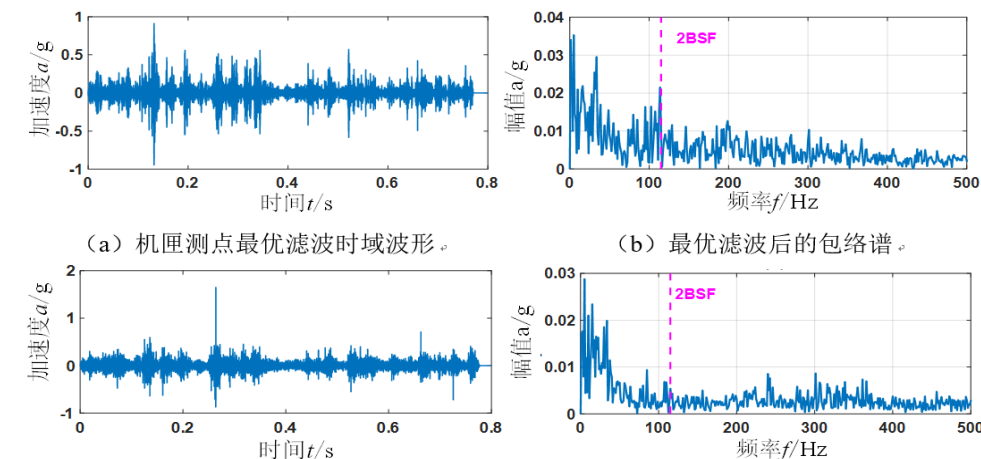


(a) 轴承座测点时域波形

(b) 机匣测点时域波形



滚动体故障下轴承座与机匣测点时频域结果对比

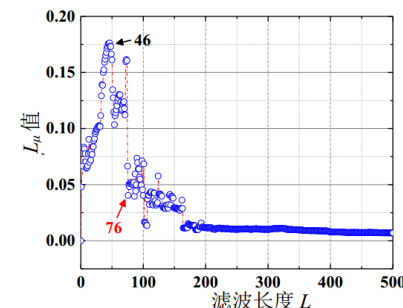
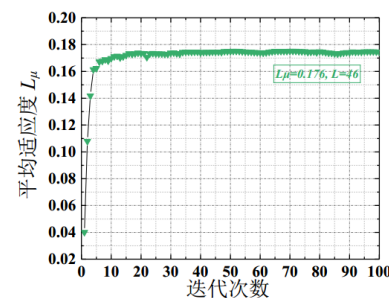


(a) 机匣测点最优滤波时域波形。

(b) 最优滤波后的包络谱。

(c) 机匣测点在 $L=76$ 的滤波时域波形。(d) $L=76$ 时滤波后的包络谱。

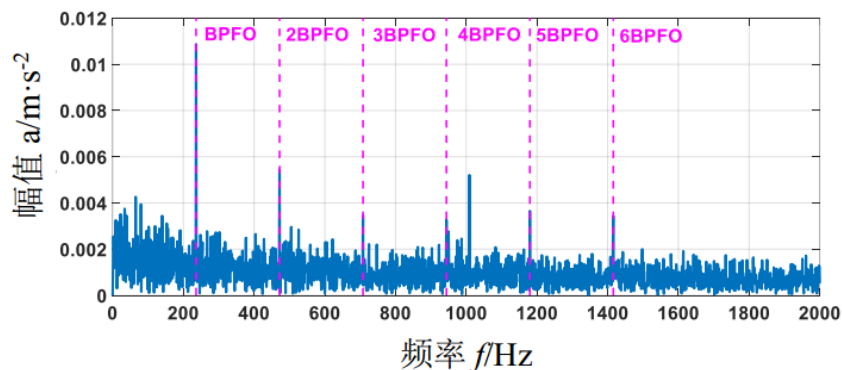
滚动体故障下机匣测点在不同滤波长度下的结果对比



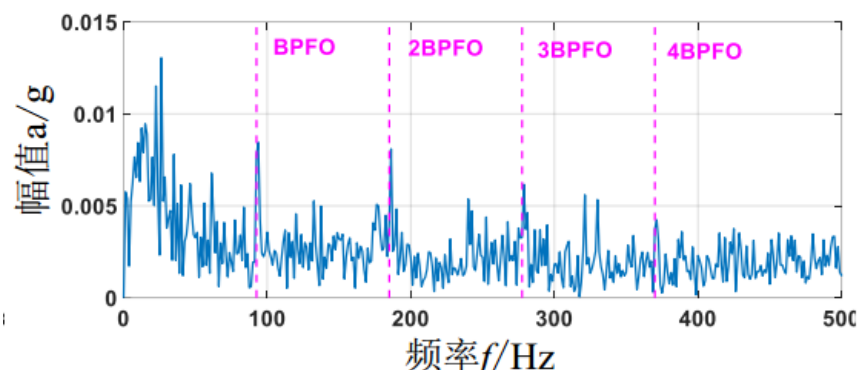
滚动体故障机匣信号最优滤波长度的选择

由上述的三种故障模式下机匣信号的诊断结果可知，**MED滤波长度的选择对输出结果极其重要**。适当的滤波长度可以充分增强连续周期冲击特性，而错误的滤波长度将使MED失去提升微弱周期冲击的能力，这将给轴承故障诊断带来不利后果。**因此本节提出的方法可以很好地避免这一问题。**

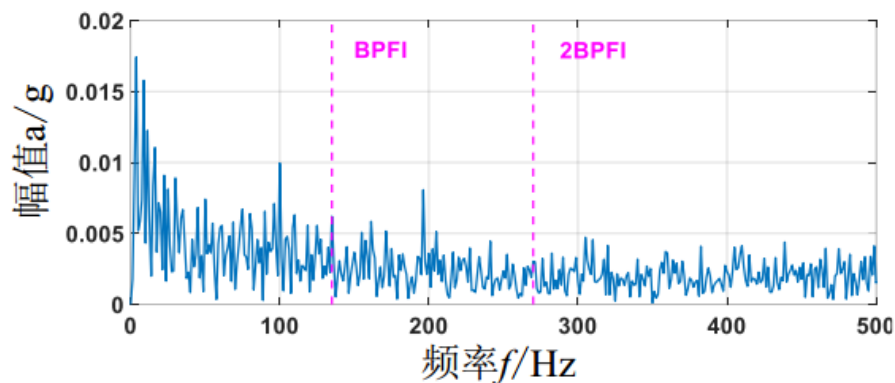
与其他基于MED的改进方法的比较-与PSO-MED的比较



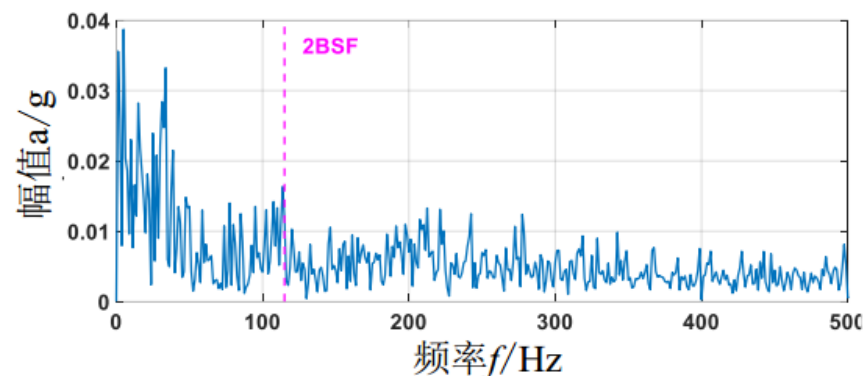
533样本由PSO-MED滤波后的包络谱



PSO-MED检测外圈故障机匣信号的结果



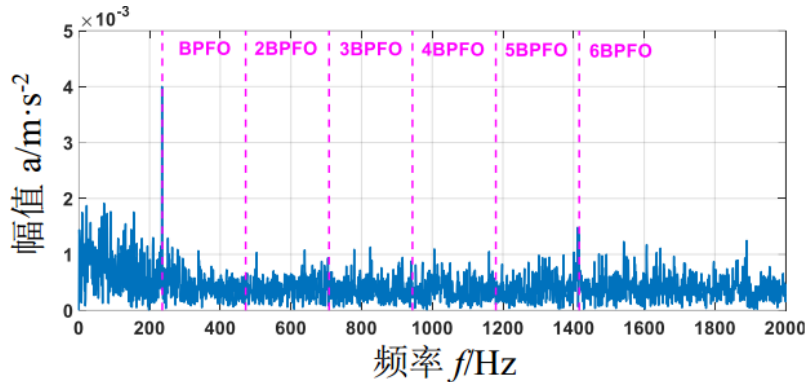
PSO-MED检测内圈故障机匣信号的结果



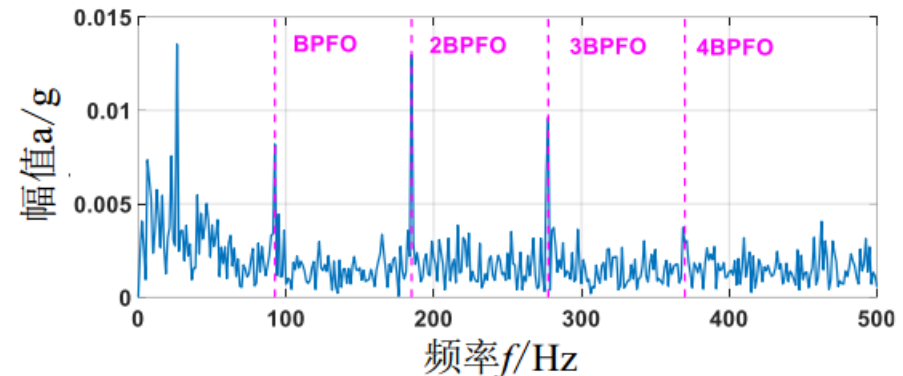
PSO-MED检测滚动体故障机匣信号的结果

PSO-MED是以**滤波器系数为目标**，并搜索一组可以使信号峭度在**某个维度上最大的滤波器系数**。然而滤波器系数是由随机粒子生成的一组序列，PSO-MED仅从中选择“最优解”。它**缺乏滤波器系数本身** $f = \frac{\sum_{j=1}^N y_j^2}{\sum_{j=1}^N y_j^4} (X_0 X_0^T)^{-1} X_0 [y_1^3 y_2^3 \dots y_N^3]^T$ **的迭代更新**，这使得其在机匣故障信号诊断中表现不佳。

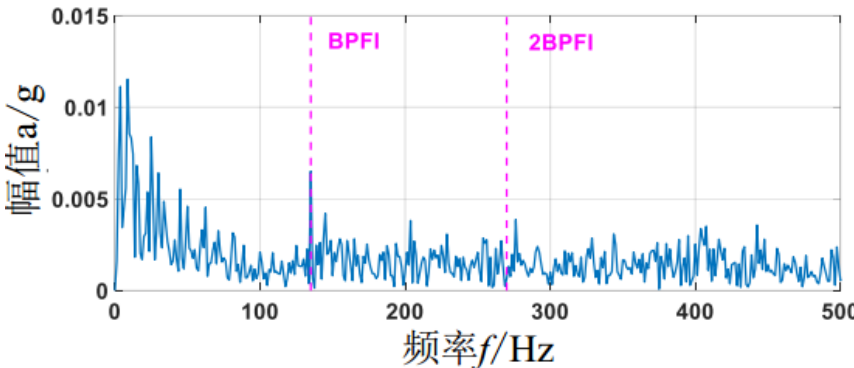
与其他基于MED的改进方法的比较-与MCKD的比较



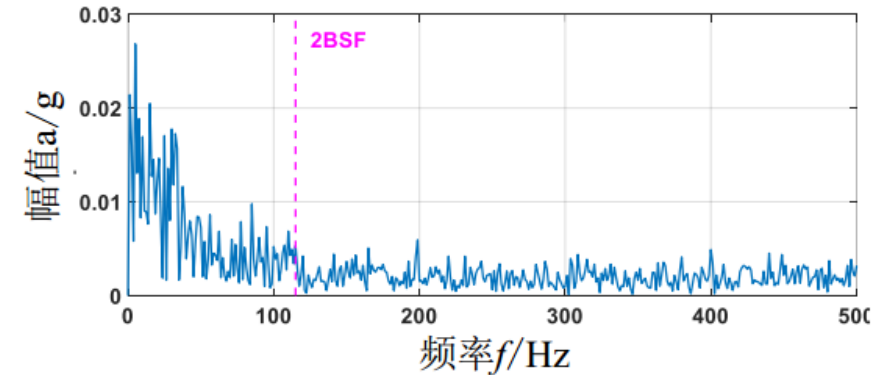
533样本由MCKD滤波后的包络谱



MCKD检测外圈故障机匣信号的结果

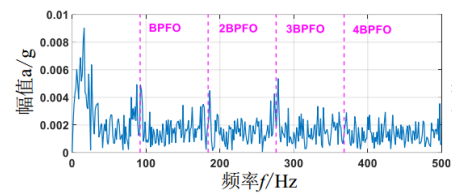


MCKD检测内圈故障机匣信号的结果

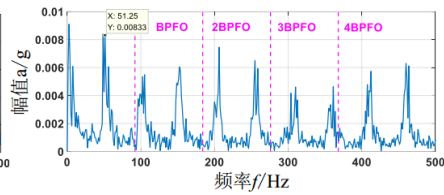


MCKD检测滚动体故障机匣信号的结果

$$CK_M = \frac{\sum_{n=1}^N \left(\prod_{m=0}^M y_{n-mT} \right)^2}{\left(\sum_{n=1}^N y_n^2 \right)^{M+1}}$$



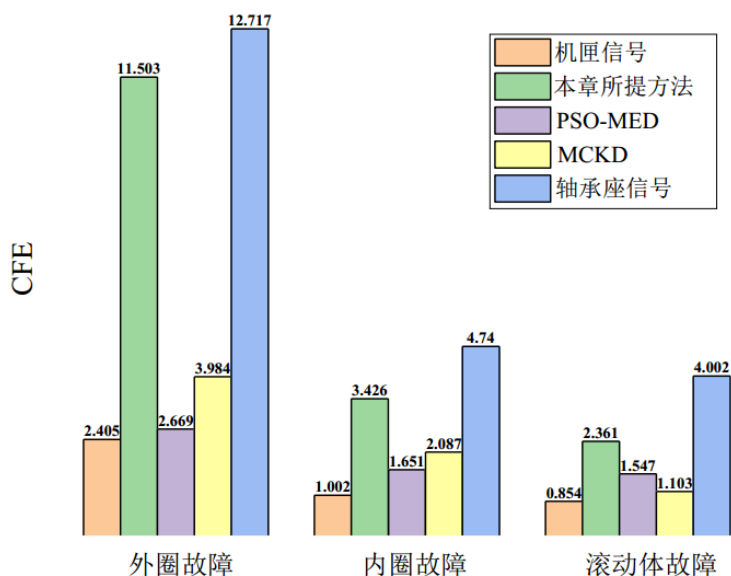
(a) T=114



(b) T=200

MCKD需要预先输入故障周期，容易误诊

与其他基于MED的改进方法的比较



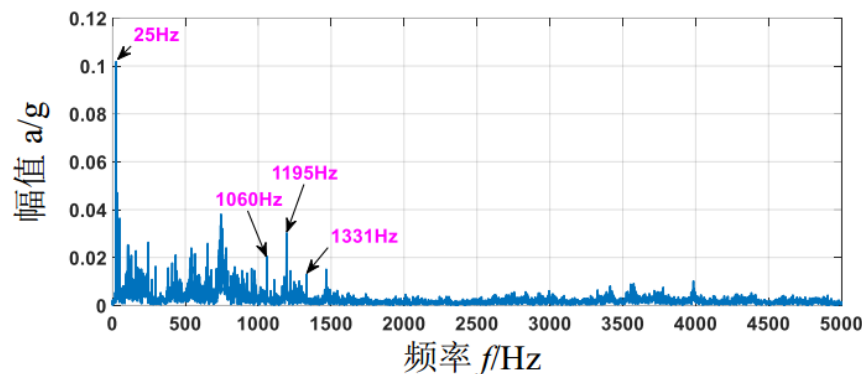
三种方法在检测机匣故障信号中的能力结果

$$CFE = \frac{\frac{1}{M} \cdot \sum_{i=1}^M A(i \cdot f_{\text{fault}})}{\frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N A(f_i)} = \frac{N \cdot \sum_{i=1}^M A(i \cdot f_{\text{fault}})}{M \cdot \sum_{i=1}^N A(f_i)}$$

式中 $A(f_i)$ 表示包络谱中每个频率 f_i 的幅值， f_{fault} 代表相应故障模式下，滚动轴承的故障特征频率， M 取值为3，表示包络谱中前三倍的故障特征频率。 N 表示包络谱中谱线的数量。

在一些研究中对于MED的滤波长度选择给出了**经验公式**，以内圈故障机匣信号为例，共振峰值 f_c 约为1195 Hz（1195-1060=135 Hz或1331-1195=136 Hz）， $f_s=10.24$ kHz。由此确定的滤波长度为 $L>9$ 。显然，**经验公式不能满足精确优化滤波的要求。**

$$L > \frac{2f_s}{f_c}$$



内圈故障机匣信号的频谱

小结

(1) 在IMS中心公开的轴承全寿命试验的检测结果表明，根据经验选择的滤波长度在诊断过程中容易产生错误的结果，本章提出的方法可以避免这一问题并实现早期的微弱故障诊断。

(2) 远离轴承振动源的机匣故障信号表明，传输路径严重削弱了轴承故障冲击特性。所提方法可以减少传输路径的影响并增强机匣信号中微弱的周期故障冲击特征。并且与PSO-MED和MCKD方法的比较结果表明，所提方法在提升滚动轴承微弱故障冲击特征方面具有更好的性能。



1

绪论

2

基于连续损伤力学的滚动轴承早期损伤演化机理研究

3

滚动轴承局部损伤演化的定量评估方法研究

4

滚动轴承微弱故障冲击提升方法研究

5

航空发动机复杂传递路径下的滚动轴承微弱故障诊断

6

总结与展望

目录

航空发动机复杂传递路径下主轴承故障特征微弱性分析

航空发动机主轴承故障检测的难点在于：

(1) 由于航空发动机的特殊性，对其质量有极高的要求，因此振动传感器的安装数量受到限制，通常只采用个位数的振动传感器来监测整机系统及关键零部件

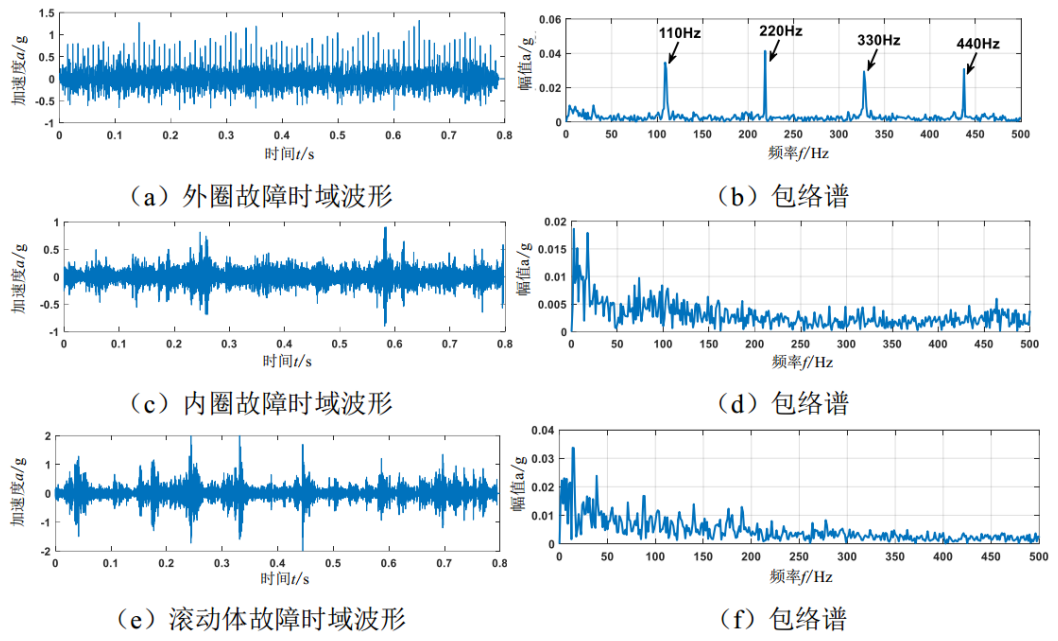
(2) 受高温环境影响，传感器只能放置在前后端机匣和中介机匣上，远离主轴承振动源，经复杂传递路径过滤，加之转子、涡轮和叶片等结构部件强周期性成分干扰以及其他非周期气动、燃烧等噪声干扰，有用的故障特征信息到达机匣表面时极其微弱。

因此需要从解决以上问题角度出发，在提升滚动轴承微弱冲击故障特征的同时尽可能的剔除无关噪声干扰成分。在研究此问题之前，需要对复杂传递路径下主轴承故障特征在机匣信号中的微弱表现有较为直观的认识

航空发动机转子试验器机匣信号故障特征微弱性分析

故障模式	机匣测点 CFE	轴承座测点 CFE	故障显著性占比
外圈故障	2.405	12.717	18.9%
内圈故障	1.002	4.740	21.1%
滚动体故障	0.854	4.002	21.3%

三种故障模式下机匣测点与轴承座测点故障显著性对比



在1500 r/min转速下，三种故障模式下机匣测点的故障显著性分别只占轴承座测点的18.9%，21.1%和21.3%，**有用的故障特征频率信息衰减了近80%**。

转速提升至1800 r/min时，此时机匣测点信号中的**噪声成分将进一步增强，仅使用改进的MED无法直接提取内圈和滚动体故障信息，需要进一步采用其他信号处理方法降低噪声成分的干扰。**

改进的MED算法在1800 r/min时对三种故障模式机匣信号的滤波结果

某型航空发动机主轴承机匣信号外圈故障特征微弱性分析



某支点外圈剥落主轴承

对某型航空发动机某支点主轴承开展了外圈剥落故障试验，该支点主轴承为某型角接触球轴承。正常运行时主轴承内圈与高压转子相连，外圈固定。主轴承外圈滚道上有一明显的局部剥落故障，传感器放置在机匣某测点，试验中的采样频率为200 kHz。

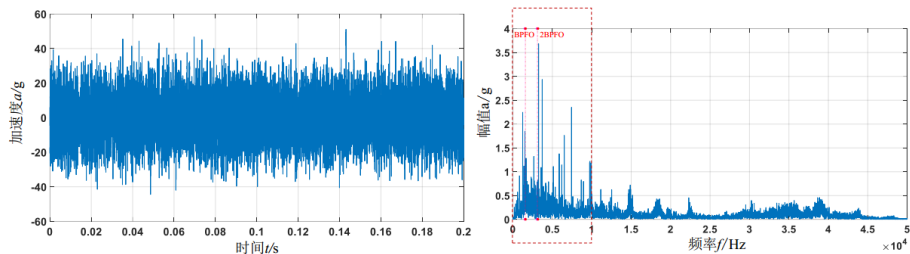
注意：

在故障特征频率范围中，运行状态1中包含了 $9 \times N2$ (1576 Hz) 和 $29 \times N1$ (1572 Hz) 的高低压转速倍频成分，运行状态2中包含了 $9 \times N2$ (2152 Hz) 和 $15 \times N1$ (2100 Hz) 高低压转速倍频成分。在航空发动机正常运行时由于风扇、转子以及叶片等旋转部件影响，转速倍频在信号中表现为强周期性。因此为了避免虚警和误诊，在诊断时应当将 BPF0 及其倍频变化范围区间内与 $N1$ 和 $N2$ 成整数倍的频率成分排除。

运行状态	转速 N1/Hz	转速 N2/Hz	f_{BPF0}/Hz
状态 1	54.21	175.15	1541~1587
状态 2	139.97	239.11	2102~2167

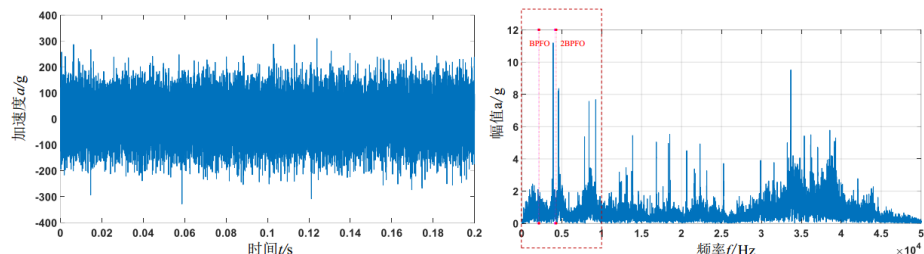
两种运行状态下的转速及某支点主轴承相应的外圈故障特征频率

某型航空发动机主轴承机匣信号外圈故障特征微弱性分析



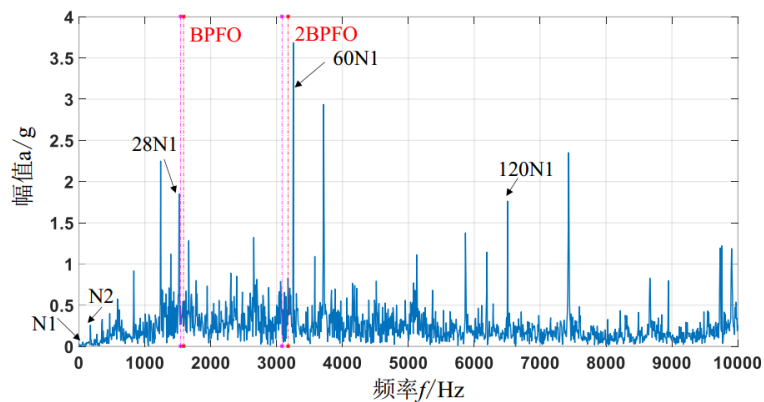
(a) 机匣某测点时域波形

(b) 频谱

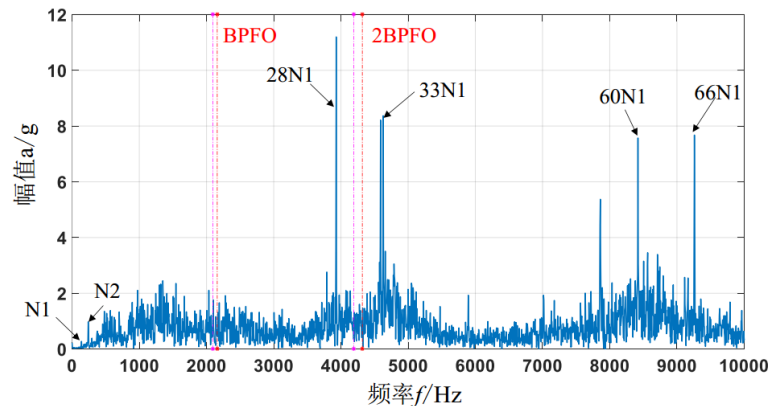


(a) 机匣某测点时域波形

(b) 频谱



(c) 0-10 kHz 范围频谱



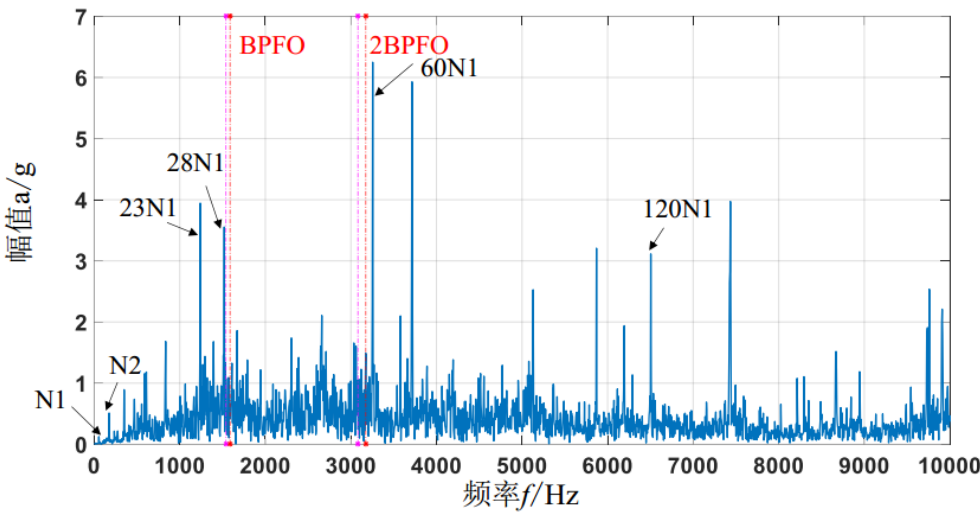
(c) 0-10 kHz 范围频谱

状态1运行时机匣某测点时域波形和频谱

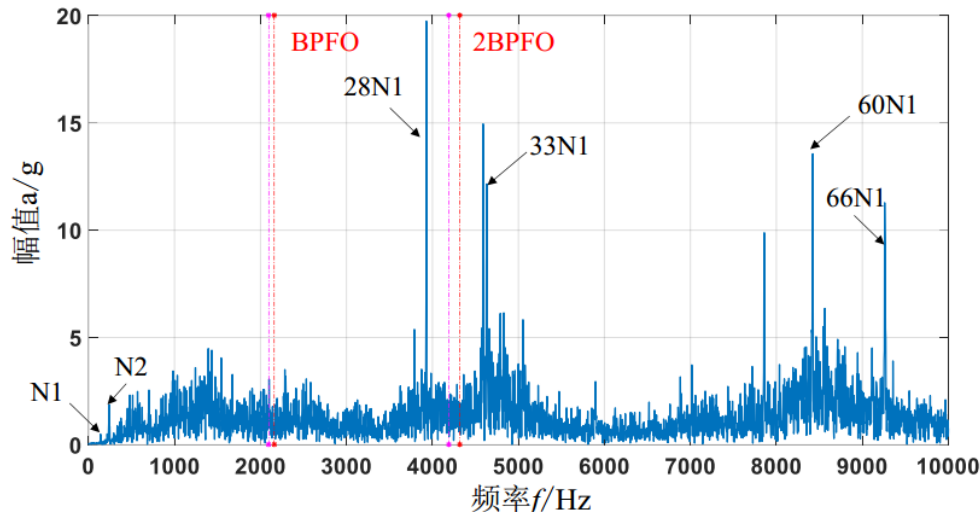
状态2运行时机匣某测点时域波形和频谱

机匣时域信号中充满了噪声，**直接在其频谱上无法找到与主轴承故障相关的特征频率**，频谱中充满了巨大的噪声成分。在低频部分，**N1与N2基频成分与整个频谱上其他频率成分相比显得非常微弱**，频谱中的**主要成分为与转速N1有关的倍频分量**。表明此时低压转子在整机振动中占主导作用。

某型航空发动机主轴承机匣信号外圈故障特征微弱性分析



改进的MED算法对状态1机匣信号的滤波结果

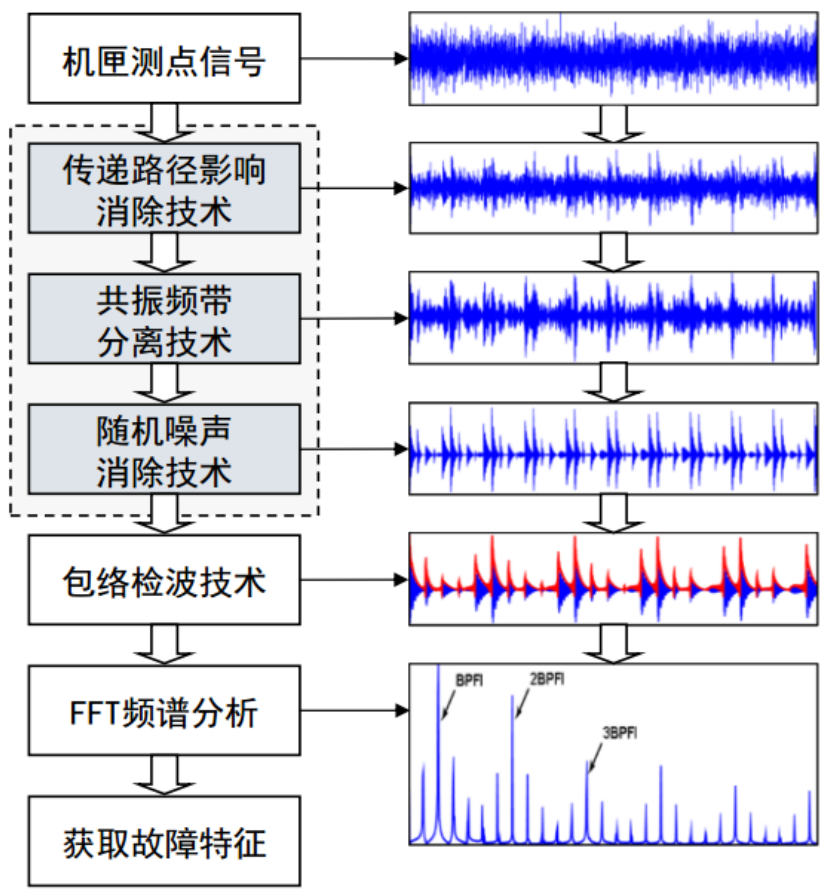


改进的MED算法对状态2机匣信号的滤波结果

使用改进的MED最优滤波方法分别对状态1和状态2机匣测点信号进行滤波后，然而在结果中仍然无法清晰的看到相关的BPFO。与信号滤波前相比不同的是，滤波后的包络谱中整体幅值得到了提升，尤其是与N1相关的倍频成分，而改进的MED方法尽管克服了提升单一脉冲的问题，但是它在提升周期故障冲击的同时也提升了与低压转子转速频率相关的周期成分。机匣信号中主轴承的周期性故障冲击与转子转频成分相比及其微弱，加之其他噪声频率的掩盖，仅采用改进的MED方法无法直接提取到主轴承的故障特征，需要进一步结合其他方法进行处理。

基于航空发动机机匣信号的集成式诊断方法

集成式诊断



机匣故障信号集成式诊断思想流程

首先通过改进的MED方法尽可能的充分提升机匣信号中的微弱周期性故障冲击，

其次对提升后的信号使用先进的频带分解技术进行分离以提取故障引起的共振频带。文中使用变分模式分解（VMD）方法对信号进行分解

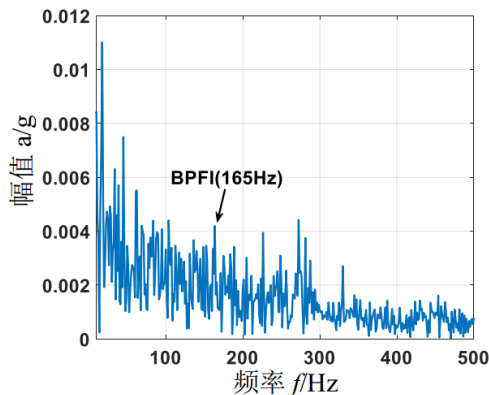
最后通过自相关降噪技术再次对信号中的非周期噪声成分进行去除。最终得到机匣信号中的故障特征。

$$\hat{u}_k^{n+1}(\omega) = \frac{\hat{f}(\omega) - \sum_{i \neq k} \hat{u}_i(\omega) + \frac{\hat{\lambda}(\omega)}{2}}{1 + 2\alpha(\omega - \omega_k)^2}$$

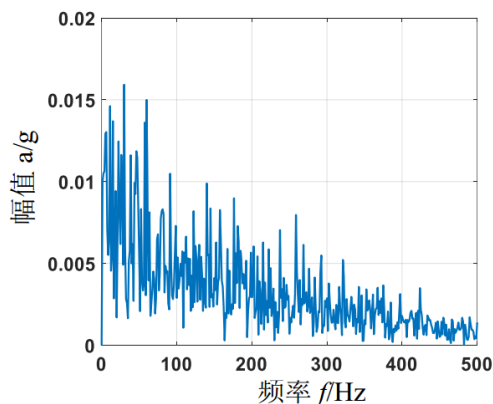
$$\omega_k^{n+1} = \frac{\int_0^\infty \omega |\hat{u}_k(\omega)|^2 d\omega}{\int_0^\infty |\hat{u}_k(\omega)|^2 d\omega}$$

VMD的思想是通过建立约束和变分模型将信号非递归地分解为具有离散数K的子信号模态分量，能够避免模态混叠现象。

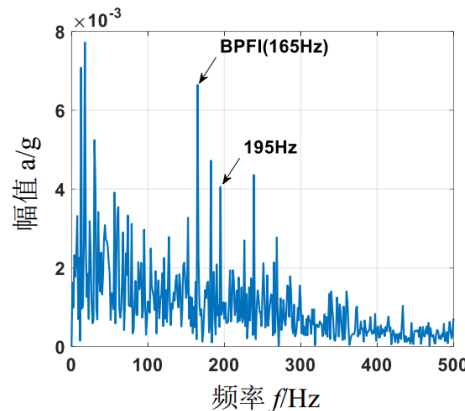
基于航空发动机机匣信号的集成式诊断方法-转子试验器机匣信号的验证



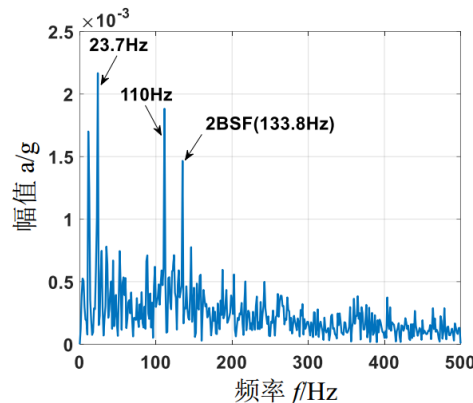
(a) 内圈故障



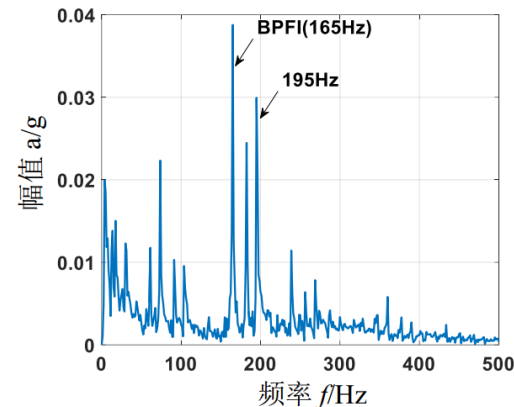
(b) 滚动体故障



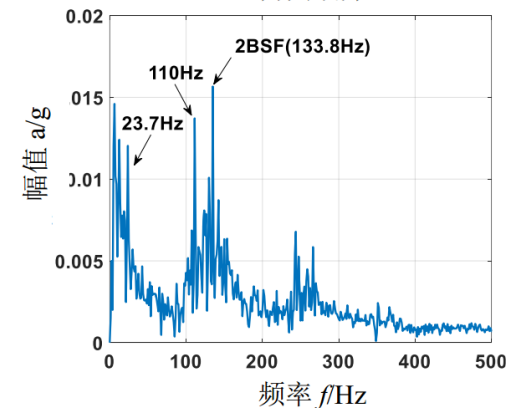
(a) 内圈故障



(b) 滚动体故障



(a) 内圈故障



(b) 滚动体故障

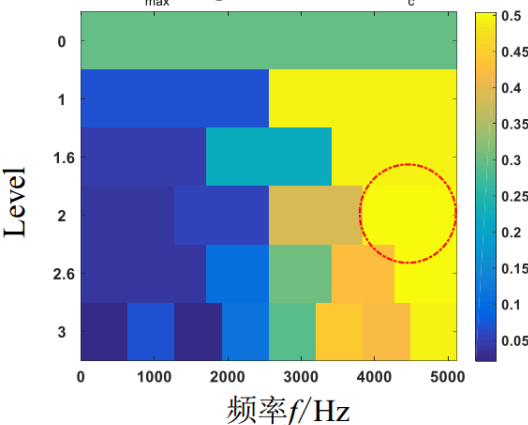
仅使用VMD对机匣测点故障信号进行诊断的结果

使用改进的MED+VMD对机匣测点故障信号进行诊断的结果

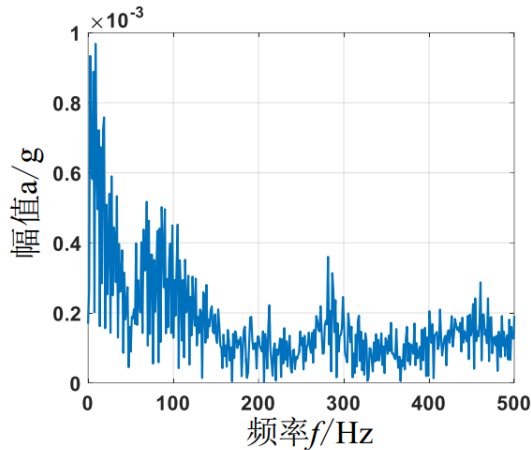
集成式方法对机匣水平测点故障信号进行诊断的结果

基于航空发动机机匣信号的集成式诊断方法-转子试验器机匣信号的验证

fb-kurt.1 - $K_{max}=0.5$ @ level 2, Bw= 1280Hz, $f_c=4480$ Hz



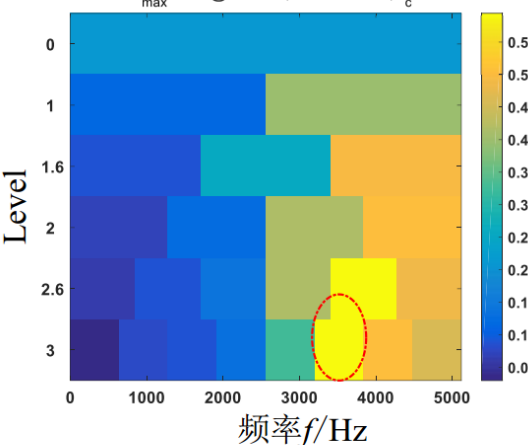
(a) 谱峭度图



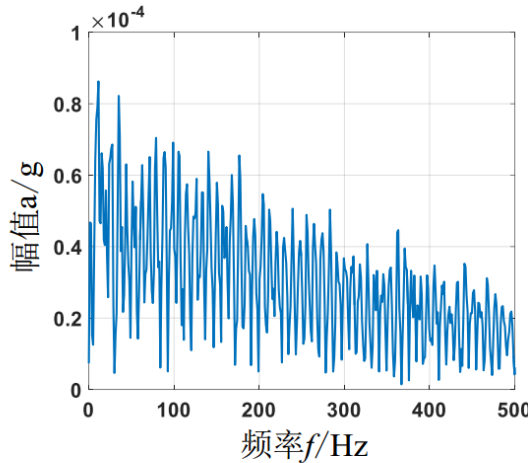
(b) 平方包络谱

使用MED+SK+SES对内圈故障机匣测点信号诊断的结果

fb-kurt.1 - $K_{max}=0.6$ @ level 3, Bw= 640Hz, $f_c=3520$ Hz



(a) 谱峭度图



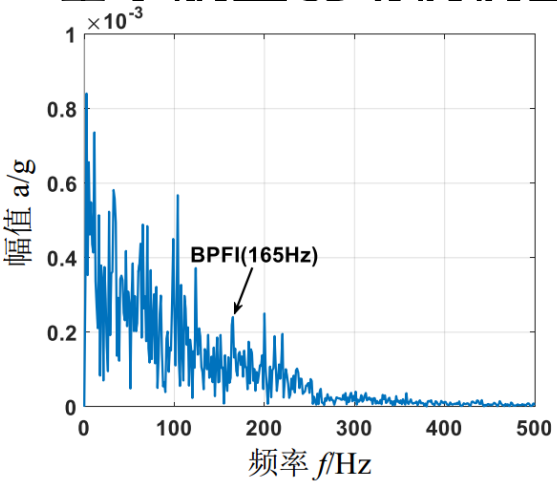
(b) 平方包络谱

使用MED+SK+SES对滚动体故障机匣测点信号诊断的结果

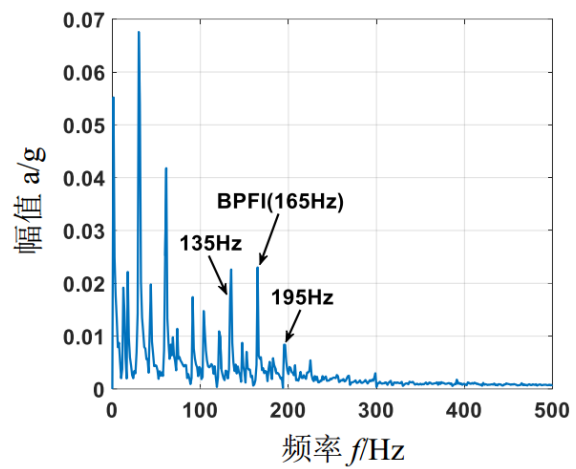
对比了文献[115]提出的MED+SK+SES方法。形式上，它类似于集成式诊断方法并且研究者表明它在检测微弱故障方面非常有效。

但在诊断结果中，并没有发现显著的故障特征频率成分。原因是：**SK方法对冲击噪声分成敏感，很容易定位到干扰噪声的频带。因此诊断结果并不令人满意。**

基于航空发动机机匣信号的集成式诊断方法-转子试验器机匣信号的验证

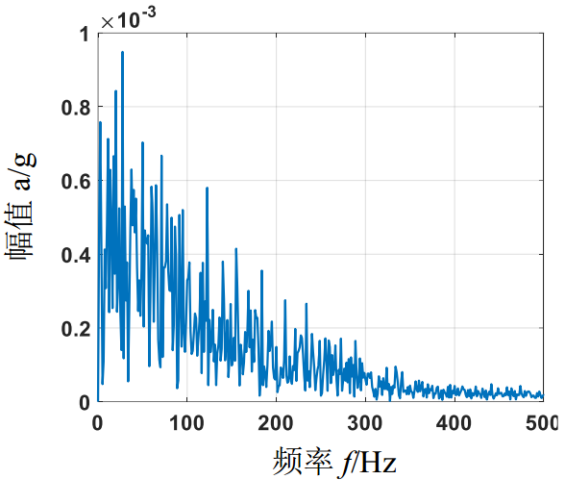


(a) 改进的 MED+EWT

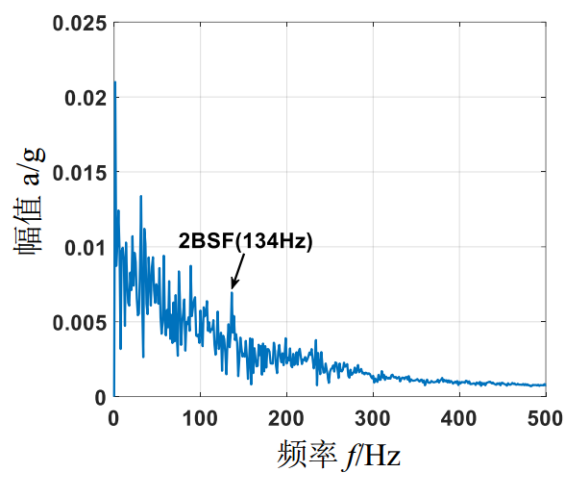


(b) EWT 集成式诊断

使用EWT集成式方法对内圈故障机匣测点信号诊断的结果



(a) 改进的 MED+EWT



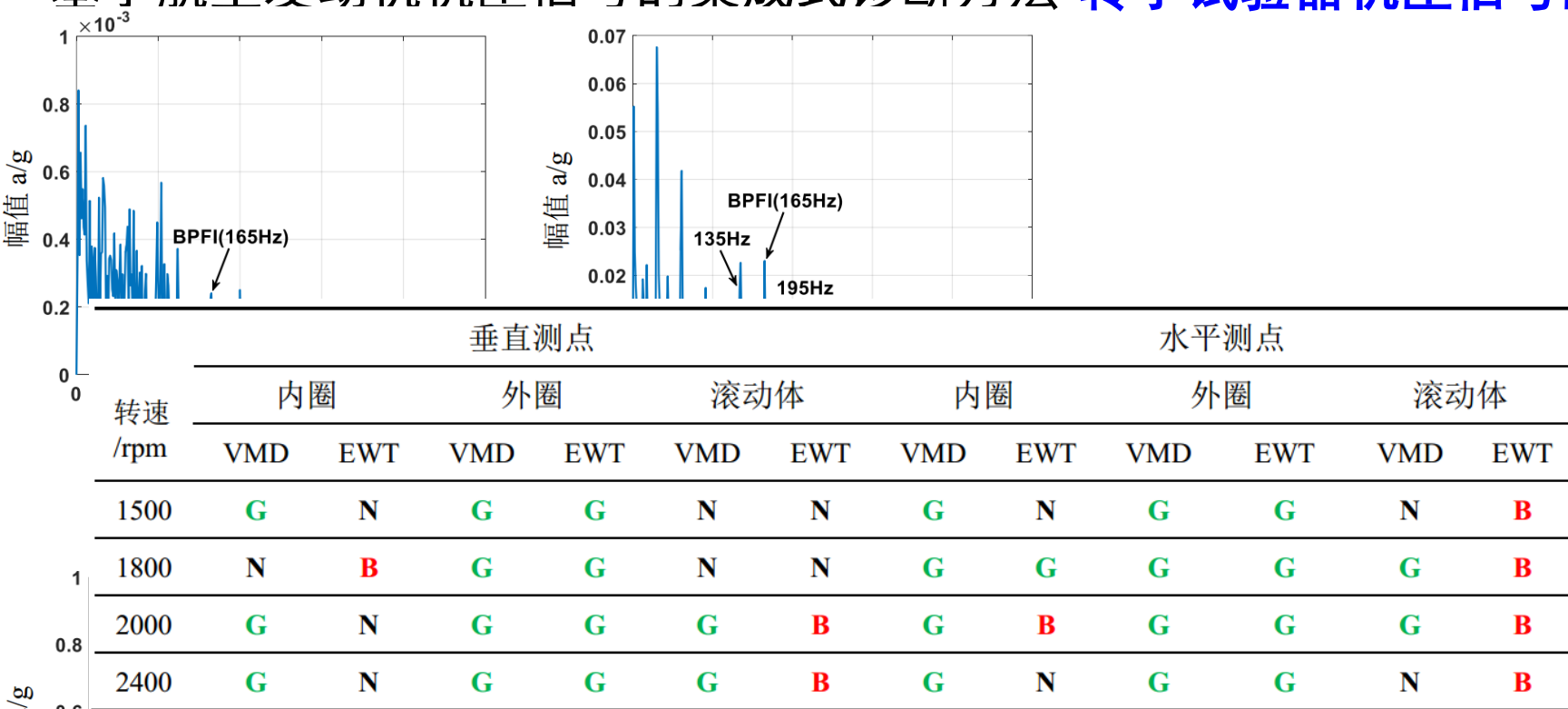
(b) EWT 集成式诊断

使用EWT集成式方法对滚动体故障机匣测点信号诊断的结果

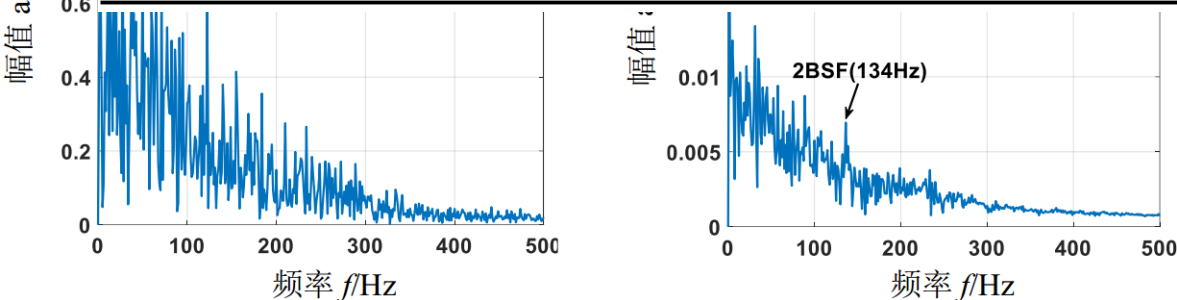
EWT作为一种新颖的信号分解方法已被证明在提取滚动轴承的故障特征方面非常有效，对于集成式诊断方法和相同的机匣信号，如果其他步骤不改变，将VMD分解替换成EWT方法，以探究本文所提集成式诊断思想的适用性。

使用集成式EWT方法之后，可以在包络谱中找到相关的故障特征频率。这表明**集成式诊断思想在诊断微弱故障中是非常有效的**。但与VMD集成式诊断方法相比，**诊断效果稍显欠佳**。

基于航空发动机机匣信号的集成式诊断方法-转子试验器机匣信号的验证



以探
用性。
可以在包
这表明
中是非常
法相比

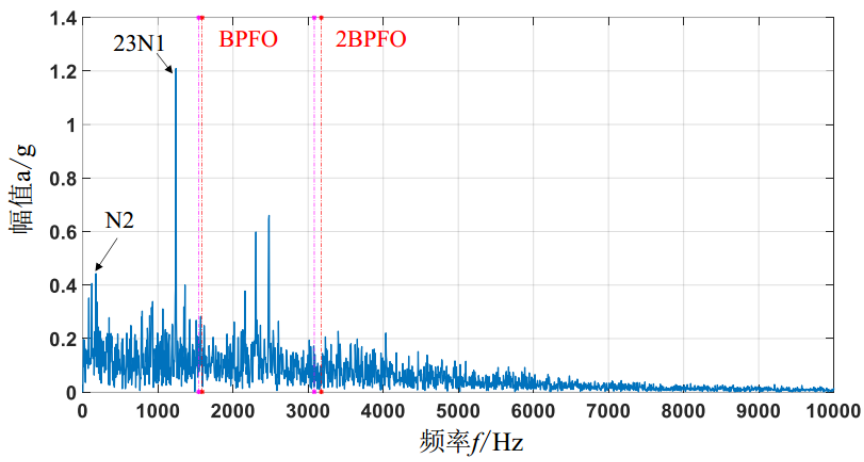


(a) 改进的 MED+EWT

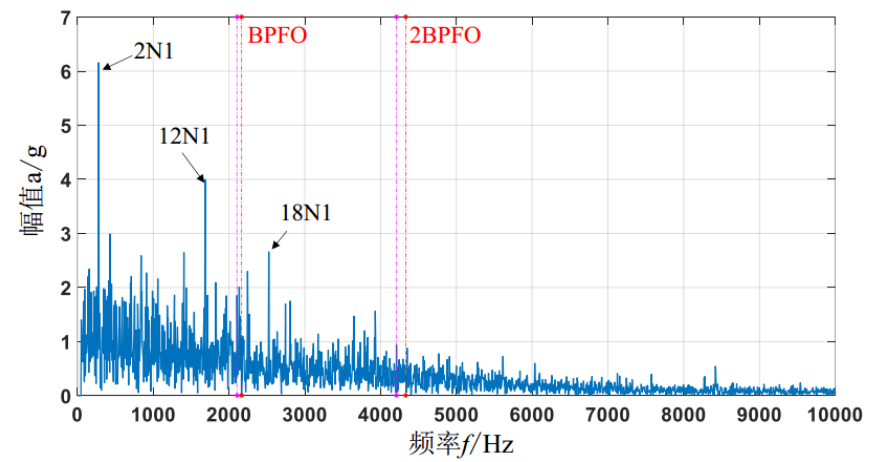
(b) EWT 集成式诊断

使用EWT集成式方法对滚动体故障机匣测点信号诊断的结果

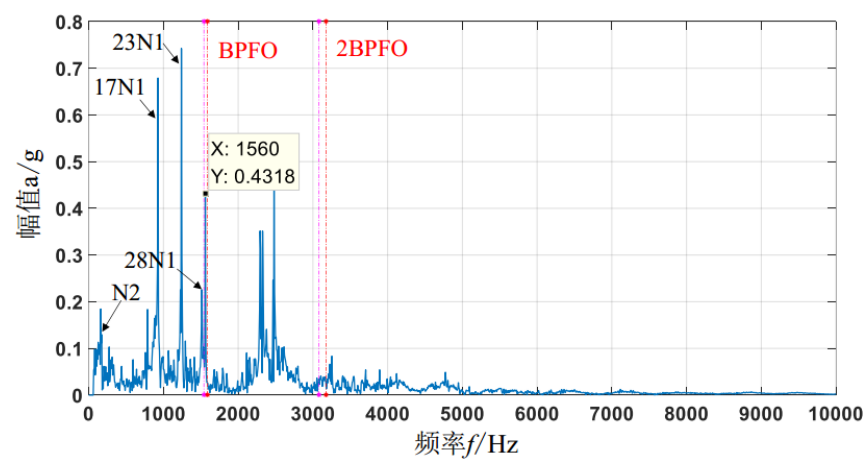
对某型航空发动机主轴承外圈故障机匣信号的验证的验证



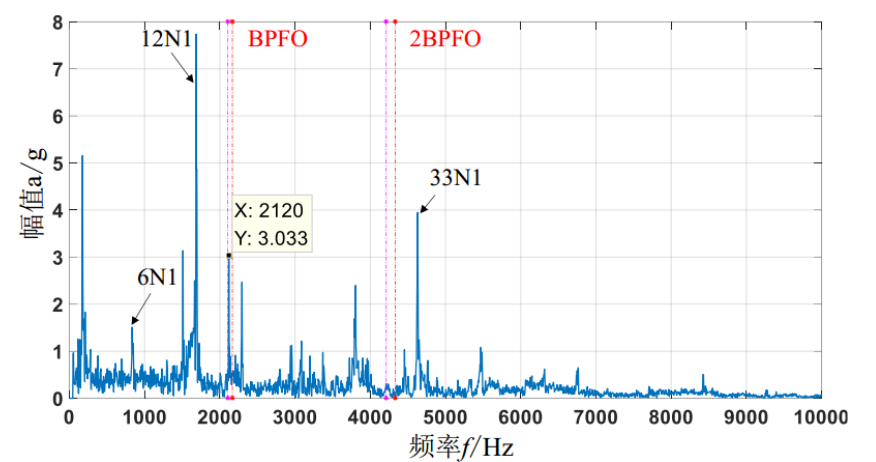
改进MED+VMD



改进MED+VMD

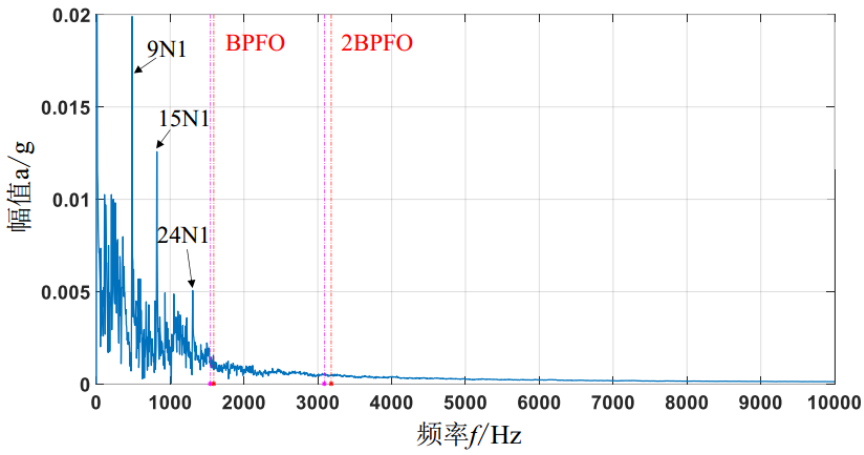


状态1运行时机匣测点信号集成式诊断结果

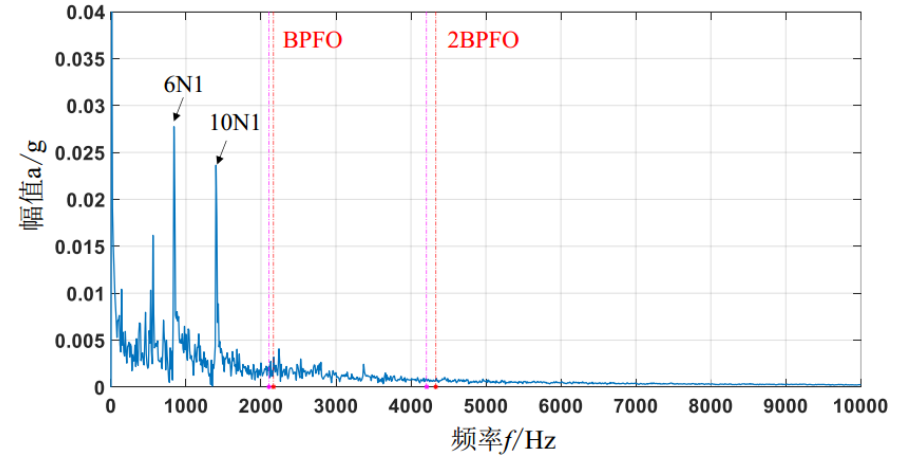


状态2运行时机匣测点信号集成式诊断结果

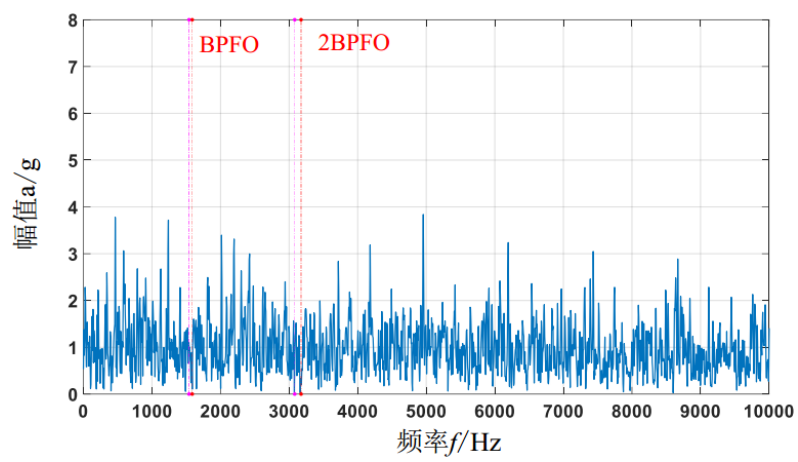
对某型航空发动机主轴承外圈故障机匣信号的验证的验证



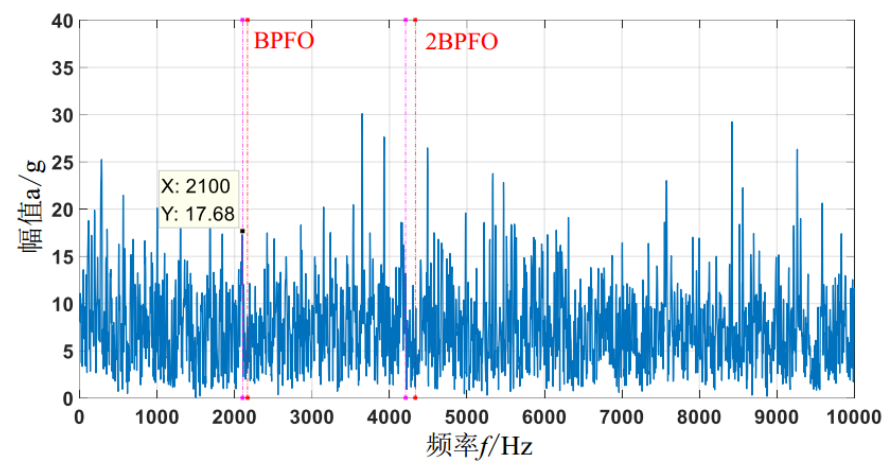
EWT集成式方法对状态1运行时机匣信号诊断结果



EWT集成式方法对状态2运行时机匣信号诊断结果

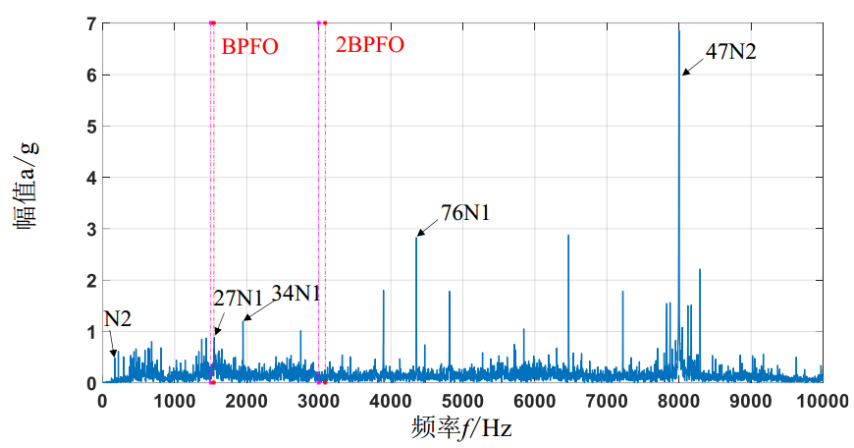


MED+SK+SES对状态1运行时机匣信号诊断结果

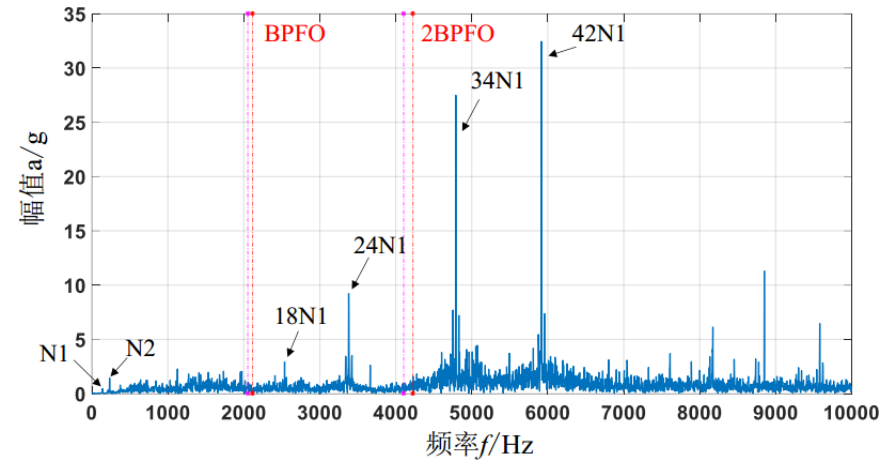


MED+SK+SES对状态1运行时机匣信号诊断结果

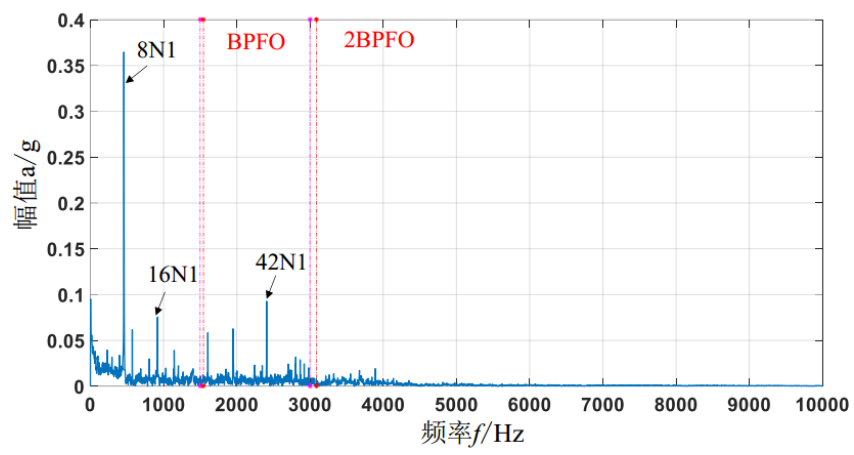
对某型航空发动机主轴承外圈故障机匣信号的验证的验证



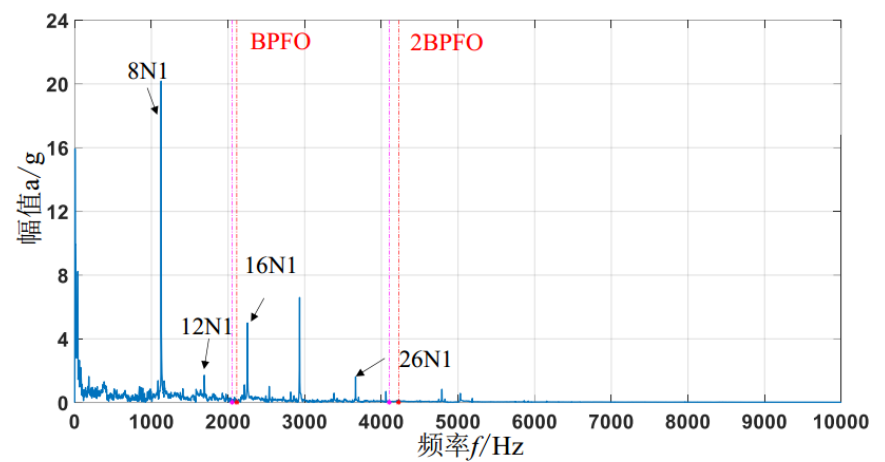
正常状态1运行时机匣某测点频谱



正常状态2运行时机匣某测点频谱



集成式诊断结果



集成式诊断结果

小节

(1) **集成式诊断方法**可以准确的提取机匣信号中的微弱故障特征，并且可以去除无关噪声干扰分量，充分发挥了每种方法在处理微弱故障信号和噪声背景信号的优势。在航空发动机转子试验器上的结果充分表明当传感器远离故障轴承时，MED+SK+SES方法不能提取微弱的故障信息。以VMD为频带分解的集成式诊断方法在表现上优于以EWT为频带分解的集成式诊断方法。

(2) 对某型真实航空发动机某支点主轴承外圈故障机匣信号的诊断结果证实了本章所提方法的有效性。



1

绪论

2

基于连续损伤力学的滚动轴承早期损伤演化机理研究

3

滚动轴承局部损伤演化的定量评估方法研究

4

滚动轴承微弱故障冲击提升方法研究

5

航空发动机复杂传递路径下的滚动轴承微弱故障诊断

6

总结与展望

目录

总结

取得的创新成果如下：

- (1) **提出了一种高效的滚动轴承早期损伤演化模型**，能够模拟轴承次表面损伤裂纹萌生及朝向表面传播演化的过程，仿真模拟的剥落形状与现有的试验结果十分吻合，同时可以预估轴承材料的使用寿命。
- (2) **提出了一种基于振动瞬时能量分析的滚动轴承局部损伤定量估计方法**，该方法易于实现，不需要事先知道复杂的轴承固有参数，更便于实际工程应用。
- (3) 针对滚动轴承微弱故障特征，**提出了一种MED最优滤波长度自适应选择的新方法**，该方法能够充分提升微弱故障的周期性冲击特征，避免了在诊断滚动轴承微弱故障时人为经验选择滤波长度的误诊结果，在检测滚动轴承微弱冲击特征方面具有良好的性能。
- (4) 基于某型航空发动机主轴承故障难以在机匣信号中检测这一问题，**提出了一种集成式微弱故障诊断思想**。所提方法应用于某型真实航空发动机某支点主轴承外圈剥落故障的机匣测点信号分析，并成功提取出外圈故障特征频率。

展望

受时间、试验条件以及作者对问题认识的局限，尚存许多不足之处需要进一步探究：

(1) 损伤力学理论不能再用于表面裂纹扩展传播的模拟，**未来需要耦合断裂力学理论对轴承表面存在微小剥落的情况下进行裂纹表面的扩展和传播的模拟研究**，以满足预估轴承不同损伤尺寸下循环寿命的要求。

(2) 对于损伤尺寸的定量估计，**强噪声下如何去除干扰成分的同时也保留与轴承损伤尺寸相关的振动特征**是未来值得关注和深入研究的难题。

(3) **数据量大的情况下，遗传算法全局优化较为耗时**，未来研究需要深入结合更加方便快捷的优化方法以满足数据量较大时的诊断需求。

(4) 集成式诊断算法在某型航空发动机主轴承故障机匣测点的信号中得到了初步验证，但信号的故障特征频率成分提取仍然需要进一步深入研究和辨识以表明其真实性。**未来可以在集成式诊断思想的框架上，采用更加先进的微弱冲击提升方法、频带分解方法以及降噪技术，形成适用于航空发动机主轴承故障机匣测点信号的成熟诊断体系。**

谢谢!
请各位专家批评指正!