

引用格式: 付悍巍, 张绍田. 航空发动机轴承钢滚动接触疲劳模拟及寿命预测[J]. 航空材料学报, 2024, 44(5): 129-138.

FU Hanwei, ZHANG Shaotian. Rolling contact fatigue modelling and life prediction for aeroengine bearing steels[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2024, 44(5): 129-138.

航空发动机轴承钢滚动接触疲劳模拟及寿命预测

付悍巍*, 张绍田

(北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 主轴轴承是航空发动机中重要的安全部件, 由综合性能优良的轴承钢制备, 材料须具备高表面硬度、高断裂韧度、耐高温、抗疲劳、抗腐蚀等特点。然而, 严苛的运行条件使轴承钢因滚动接触疲劳(RCF)而失效, 严重影响飞行安全, 因此, 准确预测轴承钢的 RCF 寿命是保证航空发动机可靠性的关键。本文综述了航空发动机轴承钢 RCF 和寿命预测方面的重要研究成果和进展, 并且展望了该领域未来的研究方向。文章首先介绍了轴承滚动体和滚道间赫兹接触导致的特殊应力场, 其中剪切应力分量在次表面达到峰值, 这解释了轴承钢次表面 RCF 复杂机理的原因, 提出在理想条件下次表面起源的 RCF 是轴承钢的重要失效模式, 同时, 随着接触应力的增加, 材料的响应方式从弹性向塑性演进; 此外, 由于航空发动机轴承实际服役环境恶劣, 表面起源的 RCF 也会发生, 因此存在两者之间的竞争。接着, 总结对比了三种对 RCF 寿命的理论预测思路, 即概率模型、机理模型和数值模型, 并分析了这三种模型各自的优缺点: 概率模型发展成熟, 工业界应用广泛, 但本质是一类统计学模型, 缺少 RCF 机理, 科学性较低; 决定性模型通过对物理过程的描述预测 RCF 寿命, 科学性高但模型过于简化, 精确性不高; 数值模型兼顾了工程实际和科学性, 是针对 RCF 寿命预测问题的有力手段, 但精确性有待进一步提升。最后, 基于当前的研究现状, 建议在未来从解决 RCF 过程中关键科学问题、通过嵌入 RCF 机理优化寿命预测模型和发展人工智能在 RCF 寿命预测的应用这三个方面进行研究。

关键词: 航空轴承钢; 滚动接触疲劳; 寿命预测; 有限元分析

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2024.000110

中图分类号: V215

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2024)05-0129-10

Rolling contact fatigue modelling and life prediction for aeroengine bearing steels

FU Hanwei*, ZHANG Shaotian

(School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Main-shaft bearings are vital safety components in aeroengines made of bearing steels with outstanding combinational properties. The material is supposed to exhibit high surface hardness, high fracture toughness, high temperature resistance, fatigue resistance and corrosion resistance. However, under harsh operation conditions bearing steels are prone to rolling contact fatigue(RCF) that leads to bearing failure, severely endangering flight. Therefore, accurately predicting the RCF lives of bearing steels is key to the reliability of aeroengine. This manuscript reviews important results and progress in the RCF and life prediction of aeroengine bearing steels and suggests future research directions. Firstly, special stress state as a result of the Hertzian contact between rolling element and raceway is introduced, where shear stress components peak at the subsurface. This explains the origin of complex subsurface-originated RCF mechanisms in bearing steels and indicates subsurface-originated RCF to be an important failure mode of bearing steels under ideal conditions. Meanwhile, with increasing contact pressure, the response of material evolves from elastic mode to plastic mode. Besides, due to the harsh service environment of aero-engine bearings, surface-originated also takes place and hence the competition between these two mechanisms is present. Next, three methodologies for RCF life prediction are summarized, being probabilistic models, mechanistic models and numerical models, with their advantages and limitations analyzed.

Probabilistic models are well developed and widely employed by industry, but they are in nature a kind of statistical models without accounting for RCF mechanisms and are hence lacking scientificity; Deterministic models predict RCF life via describing physical processes, which are rich in science but poor in accuracy due to their simplification; numerical models balancing both engineering practice and scientific characteristic is a powerful tool to tackle the problem of RCF life prediction, although their accuracy requires further improvement. Finally, it is suggested that future research may focus on solving key scientific problems in RCF, modifying life prediction models via inserting RCF mechanisms and applying artificial intelligence in RCF life prediction.

Key words: aeroengine bearing steels; rolling contact fatigue; life prediction; finite element method

主轴轴承是航空发动机中重要的安全件,一旦失效,会直接导致整个发动机报废,造成灾难性后果。因此,航空发动机轴承的可靠性变得尤为重要。然而,航空发动机轴承的服役环境十分苛刻,包括高接触应力、高转速、高循环周次、高温以及激进润滑^[1]。这样的服役条件对航空发动机轴承材料提出了极高要求,需要材料同时具备高表面硬度、高断裂韧性、耐高温能力、抗疲劳能力、抗腐蚀能力等优良的综合性能。为满足服役要求,航空发动机轴承采用高强度钢作为制备材料,并且通过热处理得到兼具高强度和一定塑性的回火马氏体基体组织^[2]。航空发动机轴承钢大致可分为两种类型:全淬透和表面硬化。全淬透轴承钢整体为同一组织,材料通常含较高碳,如经典的 GCr15(AISI 52100)含碳量约为 1%(质量分数,下同),而服役温度达 350 °C 的 8Cr4Mo4V(AISI M50)含碳量约 0.8%;表面硬化型轴承钢初始碳含量较低,如 AISI M50NiL 含碳量约 0.15%,需要通过渗碳热处理在表面形成硬化层,最终得到表面硬、心部韧的梯度结构以更好应对航空发动机轴承的负载情况。

轴承部件通常由内环、外环、滚动体和保持架组成,其中除了保持架,其他组件为同一种轴承钢。根据承力情况,轴承钢的内环承担最大载荷,也是最容易发生失效的组件。轴承内环的主要失效方式为滚动接触疲劳(rolling contact fatigue, RCF),这是一种特殊的疲劳失效,其失效机理和特征与传统的结构材料疲劳失效有显著差别^[3]。因此,针对轴承钢的 RCF 需要专门的理论进行描述^[4]。

对于航空发动机轴承来说,轴承钢的 RCF 寿命直接决定了航空器的安全性和可靠性,对轴承钢 RCF 的深入理解和描述,不仅在科学上是一个具有挑战性的关键研究领域,更是航空产业的重大需求。综上,本文对航空发动机 RCF 的理论模型进行综述,首先对 RCF 的特点和机理进行介绍,接着分类阐述 RCF 寿命预测的多种建模思路,最后对该领域未来的重要研究方向进行展望。

1 轴承钢滚动接触疲劳

1.1 赫兹接触与材料响应

轴承的滚动体与滚道之间的接触为曲面之间的接触,这会在接触体的表面和次表面形成非常复杂的应力场,这种接触被称为赫兹接触^[5]。赫兹提出的弹性接触理论为现代接触力学奠定了基础。对于轴承部件,滚动体与滚道之间的接触面形状取决于两者的几何形状^[6]。例如,深沟球轴承的接触面为椭圆,球推力轴承的接触面为圆形,圆柱滚子轴承的接触面为矩形。不论接触面形状如何,接触应力总是在几何对称中心处达到最大值并逐渐向边缘减小,这里的最大接触应力 p_0 是用于描述轴承运行时受载荷水平的最重要指标之一,而 p_0 的大小和接触面的面积,在赫兹弹性接触理论的框架下,取决于法向载荷大小、接触体的曲率以及材料的弹性性能。赫兹接触的最大特点是,在材料内部的次表面产生十分复杂的应力场。在三维坐标系中,次表面的材料单元直接受到正压应力和正交剪切应力,其大小随着坐标位置的变化而变化。这些直接作用于材料单元的应力可以衍生出各种类型的假想应力,如最大剪切应力、主剪切应力、主应力、冯·米塞斯应力、静水应力等。总的来说,各种正应力分量沿着深度逐渐减小,而各种剪切应力分量沿着深度先增大后减小,在某一深度达到峰值。这也是 RCF 经常起源于次表面的原因。针对赫兹接触条件下的次表面应力分布,剑桥大学的 Johnson^[6]和帝国理工大学 Sackfield 等^[7]给出了解析解,开创了现代接触力学并广泛应用于轴承 RCF 领域。当滚动接触发生时,次表面材料会经历反复的交变应力,即应力的大小和方向不停变化,这也是轴承钢内 RCF 过程复杂的原因。

轴承钢在滚动接触的过程中,材料的响应方式受应力影响会发生改变。通常情况下,随着应力增加,轴承钢会逐步表现出四种响应方式:完全弹性、弹性安定、塑性安定和棘齿^[8]。完全弹性指的是材

料在应力条件下完全没有发生塑性变形,每个循环周次都以弹性方式响应,在应力-应变坐标系中是一条来回往复的直线;弹性安定是指材料在最初的若干循环周次中发生了塑性变形,而塑性变形导致的加工硬化使材料最终进入了弹性响应,并且在之后的循环周次中保持不变;塑性安定是指在最初若干循环周次的加工硬化之后,材料最终也无法进入弹性响应,在之后的循环周次中都保持着塑性响应,但是这种塑性响应没有塑性形变的积累,在应力-应变坐标系中为一个在应变方向上不再前进的闭合滞后回环;棘齿则是材料随着循环周次的增加,保持着塑性形变的积累,在应力-应变坐标系中表现为在应变方向上不断前进的打开滞后回环。Merwin 等^[9]提出可采用一个相对赫兹最大应力, p_0/σ_y (σ_y 为材料的屈服强度)来区分这几种响应方式,并且给出弹性安定的极限是 $p_0/\sigma_y=3.1$, 塑性安定的极限是 $p_0/\sigma_y=4$ 。在高应力的加速 RCF 测验中,经常出现的基体组织退化现象(如暗蚀区^[10]、亮蚀区^[11]、白蚀带^[12]等)是因为轴承钢发生了塑性响应。

1.2 滚动接触疲劳模式

1.2.1 表面起源

表面起源的 RCF 是裂纹源在接触面引起的。当接触表面存在划痕、凹坑等缺陷,在滚动接触的过程中,疲劳裂纹会由于这些缺陷的应力集中效应萌生并且以一个很小的角度(约 $15^\circ\sim 30^\circ$)向材料内部扩展,当裂纹达到临界尺寸或深度时,裂纹会朝着周边完好的表面分叉,导致表层材料的掉落^[3]。这种表面起源的 RCF 宏观表现为微点蚀,会引起后续更严重的材料剥落直至失效。表面起源的 RCF 在接触表面存在滑动时更易发生。理想的轴承服役环境应是一种弹性流体动力润滑条件,滚动体与滚道之间形成一层油膜,可避免金属与金属间的直接接触,因此表面起源的 RCF 理论上是可以完全消除的。但是,在一些加速 RCF 实验中,大载荷的应用会大大减少油膜厚度,在轴承实际服役过程中,尤其在航空发动机这种苛刻的服役环境,易出现润滑不良或局部过载,导致出现表面起源的 RCF 的概率显著增加。

1.2.2 次表面起源

如前所述,赫兹接触在材料内部形成的复杂应力场中剪切应力分量的峰值发生在一定深度下的次表面。剪切应力是疲劳裂纹形成过程中的关键因素,一旦材料内部存在不均匀组织,如夹杂物和大尺寸碳化物颗粒及其与基体的界面等,疲劳裂纹

就会在剪切应力的作用下生成^[13]。次表面 RCF 通常起源于最大剪切应力的深度范围,在循环载荷的作用下向着表面生长,一旦裂纹生长到表面,则会引起材料的剥落,造成失效^[3]。从这个层面上讲,次表面起源的 RCF 是无法避免的。实际服役的航空发动机轴承,存在表面起源与次表面起源机理间的竞争,而绝大部分的轴承或轴承钢 RCF 寿命模型,为简化问题,都是以理想条件下次表面起源 RCF 为机理构建的^[4]。

2 航空轴承钢滚动接触疲劳与寿命模型

2.1 概率模型

轴承钢 RCF 寿命的概率模型是当前发展最为完善,也是被工业界应用最多的寿命预测方法。轴承部件或轴承钢的 RCF 寿命通常会出现离散性,即便在完全相同的条件下测试,最后统计得到的寿命都会呈现差异,这些寿命的分布符合 Weibull 分布。如果以失效概率的对数作为纵坐标,以寿命数值的对数作为横坐标,则 RCF 的 Weibull 分布呈一条直线。在工程上,会把多次重复 RCF 测试获得的寿命以 Weibull 分布进行拟合,然后用 L_{10} 和 L_{50} 寿命评估轴承或轴承钢,下标的 10 和 50 代表在一个批次的 RCF 测试中,有 10% 或 50% 的试样发生失效时所对应的疲劳寿命,这是符合实际情况的一种概率统计寿命。

目前所有的轴承钢 RCF 概率模型均是在 Lundberg 和 Palmgren^[14]提出的 LP 模型的基础上一步步优化得到的。LP 模型基于 RCF 是由次表面最大正交剪切应力诱发的假设,通过分析试样中受赫兹应力场影响的体积推算 L_{10} 寿命,其表达式见式(1):

$$L_{10} = \left(\frac{Q_c}{Q} \right)^p \quad (1)$$

式中: Q_c 为动态负载能力; Q 为等效周向载荷; p 为载荷-寿命指数(对点接触 $p=3$, 对线接触 $p=10/3$)。 Q_c 的定义是 L_{10} 寿命达到 10^6 时所对应的载荷,在模型中可以被看作是一个基准量。很显然, Q_c 受到诸多因素影响,包括滚动体的尺寸、滚动体的数量、滚动体一次循环中的周次数、接触角度、材料和尺寸系数等。ISO 标准针对球轴承和滚子轴承详细给出 Q_c 的计算方法及各类系数值。对 LP 模型的改进模型包括 Ioannides-Harris (IH) 模型^[15], Zaretsky (Z) 模型^[16], 两者分别对导致 RCF 失效的关键应力以及 Weibull 公式进行了优化。在相同条

件下, LP 模型对寿命的估计最为保守, IH 模型的估计最为激进, Z 模型介于二者之间^[17]。值得注意的是, LP 形式的模型最初只考虑了轴承内环和外环的失效, 并没有考虑滚动体的失效, 如果将滚动体也考虑进来, 轴承部件的 L_{10} 寿命不会发生变化, 但内环、外环、滚动体的失效比例将会不同。美国航空航天局(NASA)对比了基于 Weibull 分布的蒙特卡洛模拟的滚动体的轴承构件失效比例分布与理论计算结果, 两者吻合^[18]。然而, 随着轴承设计、材料、生产工艺的进步, 各种修正因子引入到 LP 形式的模型中, 目前 ISO 标准的轴承概率模型的形式见式(2):

$$L_{10} = a_1 a_2 a_3 \left(\frac{Q_c}{Q} \right)^p \tag{2}$$

式中: a_1 为引入的可靠性因素; a_2 引入了材料和加工因素; a_3 引入了运行条件因素。影响 RCF 寿命的具体变量如表 1 所示。

表 2 给出了不同类型航空发动机轴承钢的修正参数值。可见, 先进冶炼技术明显提升了轴承钢的 RCF 寿命, 双真空冶炼技术更是将其提高了一个数量级。

作为工业界应用最为成熟的 RCF 寿命预测方法, 概率模型的预测结果一定程度上也反映了轴承钢的国际水平。北京航空航天大学 FU 等^[19]的研究结果显示, 当前国产 52100 轴承钢在 RCF 寿命方面已经达到了国际领先水平, 但高温航空发动机轴承钢的 RCF 寿命水平仍然落后于国际水平。

2.2 机理模型

RCF 的机理模型(mechanistic models)或决定性模型(deterministic models)是通过描述轴承钢破坏的物理过程直接计算给定条件下材料的疲劳寿命, 不同于概率模型给出某一失效概率下的寿命估值, 机理模型给出的 RCF 寿命通常为唯一绝对值,

表 1 影响轴承寿命的关键变量
Table 1 Key variables affecting bearing life

Life adjustment factor	Variable
Reliability, a_1	Probability of failure
Materials and processing, a_2	Bearing steel
	Materials hardness
	Residual stress
	Melting process
	Metal working
Operating condition factor, a_3	Load
	Misalignment
	Housing clearance
	Axially loaded cylindrical bearing
	Rotordynamics
	Hoop stresses
	Speed
	Temperature
	Steel
	Lubrication
	Lubricant film thickness
	Surface finish
	Water
	Oil
	Filtration

因此, 单纯的机理模型无法描述实际出现的疲劳寿命的离散分布特征。但是, 得益于机理模型对物理过程的深入解释, 仍然受到学术界的青睐。常见的 RCF 疲劳寿命的机理计算, 是建立在经典的断裂力学基础之上的, 即认为失效的发生取决于裂纹的生

表 2 不同轴承钢及制备工艺下的寿命修正因子值
Table 2 Life factors for different bearing steels and processing

Material and process	Life factor		
	Material	Processing	Resultant
CVD ^a AISI 52100	3	1.5	4.5
CVD AISI 8620	1.5	1.5	2.25
VAR ^b AISI M50	2	3	6
VIM-VAR ^c AISI M50	2	6	12
VIM-VAR M50NiL	4	6	24

Note: ^a carbon vacuum degassing; ^b vacuum arc remelting; ^c vacuum induction melting and vacuum arc remelting.

长,当裂纹长度达到临界值即认为发生失效。因此,裂纹的生长速率成为疲劳寿命的决定性因素。传统断裂力学中裂纹的生长大致分为三个阶段:裂纹萌生阶段、裂纹稳定扩展阶段和裂纹失稳扩展阶段。其中,前两个阶段占据了疲劳寿命的绝大部分,因此可近似认为疲劳寿命周次(N_f)是裂纹萌生所需要的循环周次(N_i)与裂纹扩展所需要的循环周次(N_p)的代数,即 $N_f = N_i + N_p$ 。普通结构材料在简单载荷条件下的疲劳裂纹生长行为的描述相对容易,并且也可以通过实验测量实际的裂纹生长速率以验证模型,然而滚动接触疲劳裂纹的生长速率无法直接测量,疲劳裂纹在赫兹应力场中的萌生和扩展行为也有所不同,因此必须进行修正。此外,在普通的疲劳场景中,裂纹的萌生是寿命的决定性因素,通常会占据整个疲劳寿命的90%以上,而在RCF中却不是这样^[20]。

裂纹萌生的机理模型中较为经典的是Tanaka-Mura模型^[21]。该模型认为,疲劳过程中位错偶极子沿滑移面堆积,当积累的形变能达到裂纹表面能时,裂纹萌生。这一过程可通过式(3)进行描述:

$$N_i = \frac{4\mu W_s}{(\Delta\tau - 2\tau_f)^2 \pi l} \quad (3)$$

式中: μ 为材料的剪切模量; W_s 为材料单位面积断裂能; $\Delta\tau$ 为所施加的剪切应力幅值; τ_f 为摩擦应力; l 为一半的晶粒尺寸。以上模型是描述裂纹萌生于晶粒内部的情况,而当晶界成为裂纹萌生点时,式(3)可被修正为:

$$N_i = \frac{2\mu W_g}{(\Delta\tau - 2\tau_f)^2 l} \quad (4)$$

式中: W_g 为晶界单位面积断裂能。然而实际情况,疲劳裂纹更倾向萌生于材料中的夹杂物,即显微组织中最薄弱的地方,因此,Tanaka和Mura进一步结合Eshelby理论将他们的模型扩展到夹杂物的场景^[22]。在研究中,夹杂物被分类为A、B、C三个类型。其中,A类为与基体完全脱连的夹杂物,等效为孔洞;B类则与基体完全连接并且能够阻碍位错滑移;C类虽然未与基体脱连但是会在应力集中情况下部分发射滑移带裂纹。轴承钢中的绝大部分有害夹杂物,均属于A类,但在航空轴承钢中,大尺寸一次碳化物颗粒也会诱发裂纹,其所属分类尚未明确。Zhou等^[23]将Tanaka-Mura模型应用于轴承钢,其形式优化为:

$$N_i = \frac{A_c W_s}{(\Delta\tau - 2\tau_f)^2 D_1} \quad (5)$$

式中: A_c 为与材料性能和裂纹萌生点有关的函数,综合考虑了轴承钢中的多种裂纹萌生源,包含滑移带、晶界以及夹杂物-基体界面; D_1 为损伤积累因子,取值在1到7之间。之后,Cheng等^[24]通过深入研究不同的裂纹萌生位置,如表面萌生、近表面萌生和亚表面萌生,在Zhou等基础上,进一步提出了 N_i 的广义表达式:

$$N_i = C_1 C_2 \frac{1}{(\Delta\tau - 2\tau_f)^2 D_2} \quad (6)$$

式中: C_1 为与材料性能相关的常数; C_2 为由边界条件决定的常数; D_2 为另一种定义的损伤积累因子,取值为0到1。这一模型仅通过改变 C_2 的数值来考虑不同的裂纹萌生机理,同时,轴承钢中复杂的显微组织对RCF寿命的影响极为关键,因此如此简化的模型未必能够准确描述轴承钢的RCF行为。

裂纹的扩展模型较为完善,通常应用经典的Paris裂纹扩展理论^[20],其表达式如式(7)所示:

$$N_p = \int_{a_i}^{a_f} \frac{da}{C \Delta K^m} \quad (7)$$

式中: a_i 和 a_f 分别为初始及最终裂纹长度; a 为裂纹长度; ΔK 为裂纹尖端的应力强度因子幅值; C 和 m 为与材料相关的常数。应用Paris理论描述轴承钢中的RCF裂纹扩展的主要挑战在于,明确在赫兹应力场中导致裂纹生长的应力分量。目前普遍认为RCF裂纹为Ⅱ类和Ⅲ类扩展模式,即主要由剪切应力分量决定,但是轴承运行过程中的动态载荷及交变应力更增加了挑战性。

此外,北京航空航天大学FU等^[25]通过轴承钢出现的白蚀组织估计了航空发动机轴承钢的 L_{10} 寿命。蝴蝶组织是发源于轴承钢中的夹杂物或大尺寸碳化物颗粒的一种显微组织失效,通常伴随着裂纹的产生。普遍认为蝴蝶组织大约出现在 L_{10} 寿命的千分之一^[26],基于这一经验关系,FU等通过模拟预测蝴蝶组织在不同滚动接触疲劳条件下出现的周次预测了轴承钢的 L_{10} 寿命。该模型假设蝴蝶组织出现于裂纹附近位错胞完全形成之时,这一过程是由“位错辅助碳原子”迁移机制主导,并且可由式(8)和式(9)描述:

$$\frac{dh_c}{dN} (C_V^w - C_V^i) \dot{N} = \frac{\Delta\gamma \dot{N}}{b} \left[3 \left(\frac{\pi}{2} \right)^{\frac{1}{3}} \left(\frac{AD}{kTN} \right)^{\frac{2}{3}} C_V^i \right] \quad (8)$$

$$\frac{4}{3} \pi r_c^3 C_V^0 = \frac{4}{3} \pi (r_c - h_c)^3 C_V^i + \frac{4}{3} \pi [r_c^3 - (r_c - h_c)^3] C_V^w \quad (9)$$

式中: h_c 为位错胞胞壁的厚度; r_c 为位错胞半径;

C_V^0 为轴承钢初始碳原子浓度; C_V^i 为位错胞内部碳原子浓度; C_V^s 为位错胞胞壁碳原子浓度; $\dot{N}$ 为滚动接触的速度; $\Delta\gamma$ 为每个循环周次的塑性形变幅度; b 为柏氏矢量的数值; A 为位错与碳原子的相互作用力; D 为碳原子在基体中的扩散系数; k 为玻尔兹曼常数; T 为温度。以上两式分别描述了位错胞形成过程中的碳流平衡以及体系中的碳原子质量守恒。该模型用于 100Cr6 轴承钢时考虑夹杂物诱发的蝴蝶组织, 而当前大多数航空轴承钢经真空感应加真空自耗的双真空熔炼后, 洁净度大大提高, 基本消除夹杂物。尽管如此, 近期付悍巍等^[11]通过对 M50 轴承钢的 RCF 过程研究, 发现大尺寸富 V 碳化物颗粒会大量诱发蝴蝶组织, 该模型是否适用于 M50 这类超洁净轴承钢, 仍需进一步深入研究。

2.3 数值模型

RCF 的数值模型(numerical models)或计算模型(computational models)是采用数值方法模拟材料在应力条件下的响应方式, 进而描述整个疲劳或失效的过程多通过有限元(finite element)计算平台实现。采用这种方法首先要以材料单元构建出一个与实际显微组织类似的网格体系, 然后对该体系施加与实际工况相同的外部载荷, 最后获得计算结果。很明显, 在整个模拟过程中, 所构建的显微组织和材料对应力的响应行为越接近实际, 则模拟结果越准确。在有限元方法中, 材料失效的机理是以本构方程的形式嵌入的, 因此从某种程度上说, 相较于机理模型对模拟(modelling)的侧重, 有限元方法更类似于在计算平台上进行测验, 侧重于仿真(simulation), 这使得有限元方法对像 RCF 这种复杂应力条件下的材料失效过程的描述具有天然优势。例如, 相较于单纯基于统计学的概率模型, 有限元方法中嵌入了显微组织这一因素, 这使得模型所得到的疲劳寿命的离散性更具内涵; 而相较于蕴含了诸多理想性假设的机理模型, 有限元方法对疲劳过程的模拟更加贴合实际, 也更能捕捉疲劳过程的细节。如果说概率模型注重工程上的实用性, 机理模型注重科学上的合理性, 那么数值模型则介于两者之间。

在对轴承钢 RCF 行为的有限元模拟方面, 普渡大学的 Sadeghi 团队在近年取得了一系列标志性的成果^[27-32]。其模拟疲劳过程的核心是采用了连续介质断裂力学(continuum damage mechanics, CDM)理论构建了一套有限元框架, 其 CDM 本构关系为:

$$\sigma_{ij} = C_{ij}(1-D)\epsilon_{kl} \quad (10)$$

式中, D 是描述材料退化程度的一个内部状态变量, 被定义为任意平面中损伤区域相对于总区域的占比。而变量 D 随循环周次 N 的变化即是材料损伤发展的速率, 由式(11)表达:

$$\left(\frac{dD}{dN}\right)_{FS} = \left[\frac{P_{FS}}{\sigma_r(1-D)}\right]^m \quad (11)$$

式中: P_{FS} 代表 Fatemi-Socie 判据(该判据多用于评估剪切应力主导的裂纹形成, 而 RCF 被认为是一种剪切现象); σ_r 和 m 是从扭转疲劳测试的 $S-N$ 曲线中获得的材料系数。

该框架的另一个亮点是采用了 Voronoi 剖分^[33]来构建轴承钢的显微组织。其原理是在空间内随机播撒一定密度的晶粒形核点, 然后设定晶粒沿随机方向长大。同时, 根据 Voronoi 模型, 晶粒在不同方向上的生长速度为长大方向的函数, 这样晶粒的长大具有了各向异性, 所得到的晶粒形状也具有了非对称性。当相邻晶粒在长大过程中相遇, 晶粒长大相互阻碍, 就形成了晶界, 直到所有空间区域都被晶粒占据, 一个多晶显微组织的生成完成。采用这种方法所形成的晶粒, 也被称为 Voronoi 晶粒。显然, 可以通过改变形核点的密度来调控晶粒尺寸, 通过改变晶粒长大的函数来调控晶粒形貌, 使最终生成的显微组织能够复刻轴承钢的显微组织。然而值得注意的是, 在这个方法中假定了 RCF 发生在一个单相组织之中, 而轴承钢是典型的多相组织, 包含马氏体基体、残余奥氏体、碳化物颗粒、纳米析出相以及夹杂物, 如果全部考虑这些因素, 会大大增加计算量, 但这种简化无疑会影响结果的准确性。该框架的另外一个核心假设是疲劳破坏为单纯的沿晶模式, 即疲劳裂纹的萌生和扩展均发生在晶界处。这一假设在一定程度上与实验观察相同, 并且也被广泛用于 RCF 的模拟中, 但仍然具有局限性, 无法应用于由夹杂物或大尺寸碳化物颗粒作为裂纹源和具有穿晶裂纹扩展模式的情况。尽管如此, 采用该方法可以获得具有离散性的 RCF 寿命并绘制出 Weibull 分布, 这是概率模型和机理模型无法做到的。

应用该有限元框架, Sadeghi 团队对航空发动机轴承钢的 RCF 行为进行全面研究, 包括: 显微组织各向异性对 RCF 寿命的影响^[27-28]; 表面粗糙程度对 RCF 机制的影响^[29]; 不同失效判据对 RCF 寿命预测的精度影响^[31]; 实现对 M50 航空轴承钢的 RCF 过程和寿命的预测^[30, 32]等。

3 研究展望

对航空发动机轴承钢的 RCF 寿命预测是一项具有挑战性且较为复杂的任务,本文所总结的三种 RCF 寿命预测思路,有各自的优缺点。针对这三种思路的特点,对未来的研究方向提出以下建议:

(1)解决 RCF 过程中的关键科学问题

尽管航空发动机轴承钢已经发展及应用了几十年,但仍有相当多的基础科学问题没有解决或存在争议,这些科学问题限制了 RCF 寿命模型的发展。同时,随着轴承钢制备工艺的演进和新型轴承材料的研发,新的科学问题也随之出现,对 RCF 寿命预测提出了新的挑战。

在赫兹接触的条件下的疲劳裂纹萌生和扩展机制仍然存在争议。尽管目前普遍接受的观点是 RCF 裂纹属于Ⅱ类和Ⅲ类生长模式^[4],但由于赫兹应力场中存在诸多交变剪切应力分量,如正交剪切应力、45°剪切应力、主剪切应力等,这些剪切应力分量在 RCF 裂纹生长过程中的作用目前还没有定论,需要进一步明确。接触应力升高会改变轴承钢的失效模式,在低接触应力条件下,材料以弹性响应为主,而在高接触应力条件下,材料转入塑性响应,在这种情况下,RCF 寿命模型也必须做相应调整。然而,目前文献中绝大多数的研究都是基于高接触应力条件展开的,这是由于疲劳实验耗时长、成本高,若完全按照轴承的实际服役条件进行研究无法在合理的时间范围内获得有效的材料损伤和失效信息,因此学术界和工业界均普遍采用高接触应力的加速实验。加速实验的结果在多大程度上能够反映轴承的真实服役情况是一个长久以来都存在的问题,当前所采用的以接触应力为变量的 RCF 寿命转换公式是一类经验公式^[1],误差较大,很难满足对轴承钢寿命的精确预测。

RCF 引发的轴承钢显微组织演化是一个科学问题较多的领域。这类转变的显微组织在复杂载荷及高温的条件下,表现出具有特异性的组织结构和形成机制,需要深入研究进行揭示。北京航空航天大学 FU 等^[34]总结了这一领域的一系列需要解决的科学问题,包括:蝴蝶组织相对夹杂物和碳化物出现的对称性问题以及表面滑动滚动比对蝴蝶组织的影响方式;白蚀组织相对裂纹形成的对称性问题;白蚀组织与裂纹的相互关系问题;轴承钢显微组织和氢对暗蚀区形成的影响方式;RCF 过程中暗蚀区与加工硬化的竞争机制;裂纹在暗蚀区内的扩展行为;白蚀带的特殊取向问题;高角度和低角

度白蚀带的形成机理和出现次序问题;亮蚀区的形成判据和显微组织本质;航空轴承钢碳原子在 RCF 过程中的行为;疲劳裂纹在亮蚀区中的生长行为。

(2)RCF 机理嵌入的寿命模型优化

RCF 具有非常复杂的机理,这些机理随着材料种类和运行条件的变化也发生变化,因此,把这些复杂的机理嵌入到已有的轴承钢 RCF 寿命模型以提高预测精度,是未来的研究重点。

概率模型是目前发展最为完备并且在工业界应用最为广泛的寿命模型。就这类模型而言,当前的 ISO 标准通过各类寿命因子引入了材料和运行条件对 L_{10} 寿命的影响,这些系数多是通过实验拟合获得的,若将新的 RCF 机制引入概率模型,方式只能通过改变寿命因子的数值,这需要大量的疲劳实验数据和理论分析作为支撑,因此难度较大。相较而言,机理模型和数值模型更容易引入新的 RCF 机理。滚动接触复杂应力条件下的疲劳裂纹萌生和扩展机制,可以嵌入到 Paris 裂纹生长模型中并用于优化 Tanaka-Mura 理论在 RCF 中的应用。需要构建轴承钢显微组织特征与裂纹萌生和扩展之间的关联,结合理论分析与实验证据给出包含显微组织特征的疲劳裂纹生长速率的解析公式,预测 RCF 寿命。机理模型中,引入了多种假设,这些假设一旦过于简化问题,会因忽略重要机理而降低模型的预测能力,因此,需要重新验证模型假设的合理性,保证模型精度。尤其对航空发动机工况下常见的表面与次表面起源 RCF 之间的竞争机制,应定量纳入寿命模型。在材料响应方面,机理性模型中也含有相当一部分与材料相关的系数,这些系数大多不具备明确的物理含义只用于模型修正,会引入极大误差甚至掩盖关键物理参数对计算结果的影响,因此需要进一步减少或限制这些系数的使用。准确描述材料的响应行为,对数值模型也具有重要意义,因为基于有限元方法的数值模型的准确性极大程度上取决于材料响应的本构方程。RCF 过程中轴承钢的显微组织演变是当前轴承钢领域的研究热点,却是大多数寿命模型尚未考虑的因素。例如,蝴蝶组织会影响疲劳裂纹的萌生机理,需要被明确描述;白蚀裂纹被证明与轴承的早期失效相关,而目前没有定量模型解释这一现象;暗蚀区和亮蚀区会导致马氏体基体的退化并改变基体的硬度,这必定会改变裂纹的扩展速率,需要嵌入到各类寿命模型之中;白蚀带的形成为寿命晚期阶段提供了新的裂纹源,当前仅停留在机理研究的层面。

(3) 剩余使用寿命智能预测

近年来,随着人工智能在各个领域的快速发展,将人工智能应用于疲劳寿命预测也逐渐兴起,成为科研人员的关注方向。轴承在运行过程中会产生振动信号,部件在整个寿命周期的不同阶段所产生的信号特征不同。针对轴承服役过程中这一特点,当前常采用的方法是以失效轴承的振动信号为数据集训练出机器学习模型,然后应用模型在给定的振动信号条件下判断当前部件所处的寿命阶段,进而预测部件剩余的寿命。这类寿命预测是一种服役状态的监测,用以帮助工程领域进行轴承部件的更换和维修^[35]。机器学习是一种利用计算机的强大算力,通过计算法,在非线性复杂体系中归纳出人类知识无法捕捉到的数据中的内在规律,实现对目标任务精确预测的方法。尽管该方法的预测精度可能远高于传统理论模型,但机器学习模型本质上是一个“黑盒”,即模型内在的运行逻辑和机制无法被人类所理解,某种程度上是一类统计学模型,而可解释性也是绝大多数机器学习模型的共同挑战。此外,机器学习模型的精度严重依赖训练集数据,对于轴承部件来说,振动数据受多种因素影响,包括内因(材料)和外因(运行条件),而一旦内、外因发生变化,如改变材料种类和加工方式、轴承类型、载荷、运行速度、润滑条件等,模型就有可能不再适用。因此,这类剩余寿命机器学习预测模型的可扩展性通常是较差的。综上,对轴承钢 RCF 寿命的智能预测有极大可能是未来该领域的研究热点。

目前的 RCF 剩余寿命预测的机器学习模型多是针对在现实服役环境中的轴承部件的预测,振动数据的影响因素过多,因此应针对材料本身进行 RCF 寿命预测的机器学习模型构建,如以球棒、球盘等 RCF 实验获得的振动数据作为训练集,这样训练出的机器学习模型更具普适性;航空发动机轴承相较于普通轴承的一大不同点就是其服役温度较高,因此需采集更宽温度范围内的轴承钢振动数据进行机器学习模型的训练,才能够更好反映航空发动机轴承的实际服役情况;为进一步提高机器学习模型的预测精度,可结合多种机器学习工具进行算法选择和特征工程,或应用深度学习和主动学习;对机器学习模型的可解释性研究非常必要,采用如 SHAP 的方法对描述的重要性进行排序,利用机器学习发现新的材料学知识,反哺优化传统轴承钢寿命模型,或使用符号回归构建易于工程应用的代理模型。

4 结束语

(1) 航空发动机轴承钢在赫兹接触条件下发生 RCF,有表面起源和次表面起源两种模式,其中次表面起源纹萌生和扩展是轴承失效的重要模式,但内在机理十分复杂。对 RCF 过程的深入理解和 RCF 寿命预测是学术界和工业界共同面临的挑战和需求。

(2) RCF 概率模型是工业界应用十分成熟的寿命预测方法,经过不断发展已经能够较全面地考虑多种因素以预测轴承或轴承钢的 L_{10} 寿命,被 ISO 所采纳。但概率模型缺少对 RCF 机理的具体描述,科学性较差。

(3) RCF 机理模型通过描述具体 RCF 物理过程预测轴承钢的疲劳寿命,主要有结合 Tanaka-Mura 裂纹萌生理论和 Paris 裂纹扩展理论直接预测寿命和通过模拟蝴蝶组织形成进而间接预测疲劳寿命两种思路。但由于机理模型一般过于简化问题,预测准确性通常较低。

(4) RCF 数值模型兼顾了工程实际和科学性,是针对 RCF 寿命预测问题较为有力的解决工具。数值模型结合有限元思想,以材料响应的本构方程作为核心,不仅可以捕捉轴承钢 RCF 过程,还可以复刻寿命数据的离散性,为涉及 RCF 的多种科学问题提供解答。但是当前的数值模型所采用的疲劳机理过于简化,仍有很大的提升空间。

(5) 解决尚存的关键科学问题是航空发动机轴承钢 RCF 未来的主要研究方向,应把 RCF 机理嵌入已有的寿命模型进行预测准确度的优化,同时应积极研究人工智能在 RCF 寿命预测方面的应用。

参考文献:

- [1] 付悍巍,崔一南,张弛,等. 轴承钢滚动接触疲劳研究进展[J]. 中国冶金, 2020, 30(9): 11-23.
FU H W, CUI Y N, ZHANG C, et al. Research progress of rolling contact fatigue of bearing steels[J]. China Metallurgy, 2020, 30(9): 11-23.
- [2] BHADOSHIA H K D H. Steels for bearings[J]. Progress in Materials Science, 2012, 57(2): 268-435.
- [3] SADEGHI F, JALALAHMADI B, SLACK T S, et al. A review of rolling contact fatigue[J]. Journal of Tribology, 2009, 131(4): 041403.
- [4] FU H, RIVERA-DÍAZ-DEL-CASTILLO P E J. Approaches to model structural and contact fatigue[J]. Encyclopedia of Materials: Metals and Alloys, 2022, 4: 576-

- 588.
- [5] HERTZ H. Über die Berührung fester elastischer Körper[J]. *J Reine Und Angewandte Mathematik*, 1881, 92: 156-171.
- [6] JOHNSON K L. Contact mechanics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1987.
- [7] SACKFIELD A, HILLS D A, NOWELL D. Mechanics of elastic contacts[M]. Amsterdam: Elsevier, 2013.
- [8] JOHNSON K L. The Strength of surfaces in rolling contact[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part C: Mechanical Engineering Science*, 2016, 203(3): 151-163.
- [9] GROUP A M, MERWIN J, JOHNSON K. An analysis of plastic deformation in rolling contact[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 1963, 177(1): 676-690.
- [10] FU H, SONG W, GALINDO-NAVA E I, et al. Strain-induced martensite decay in bearing steels under rolling contact fatigue: modelling and atomic-scale characterisation[J]. *Acta Materialia*, 2017, 139: 163-173.
- [11] FU H, WANG W, LU Y, et al. The origin of microstructural alterations in M50 bearing steel undergoing rolling contact fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 2023, 175: 107807.
- [12] FU H, GALINDO-NAVA E I, RIVERA-DÍAZ-DEL-CASTILLO P E J. Modelling and characterisation of stress-induced carbide precipitation in bearing steels under rolling contact fatigue[J]. *Acta Materialia*, 2017, 128: 176-187.
- [13] EVANS M H, RICHARDSON A, WANG L, et al. Confirming subsurface initiation at non-metallic inclusions as one mechanism for white etching crack (WEC) formation[J]. *Tribology International*, 2014, 75: 87-97.
- [14] LUNDBERG G, PALMGREN A. Dynamic capacity of rolling bearings[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1949, 16(2): 165-172.
- [15] IOANNIDES E, HARRIS T. A new fatigue life model for rolling bearings[J]. *Journal of Tribology*, 1985, 107(3): 367-377.
- [16] ZARETSKY E V. Fatigue criterion to system design, life, and reliability[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1987, 3(1): 76-83.
- [17] ZARETSKY E V, POPLAWSKI J V, PETERS S M. Comparison of life theories for rolling-element bearings[J]. *Tribology Transactions*, 1996, 39(2): 237-248.
- [18] VLCEK B L, HENDRICKS R C, ZARETSKY E V. Determination of rolling-element fatigue life from computer generated bearing tests[J]. *Tribology Transactions*, 2003, 46(4): 479-493.
- [19] FU H, RYDEL J J, GOLLA A M, et al. The relationship between 100Cr6 steel making, inclusion microstructure and rolling contact fatigue performance[J]. *International Journal of Fatigue*, 2019, 129: 104899.
- [20] GDOUTOS E E. Fracture mechanics: an introduction[M]. New York: Springer Nature, 2020.
- [21] TANAKA K, MURA T. A dislocation model for fatigue crack initiation[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1981, 48: 97-103.
- [22] TANAKA K, MURA T. A theory of fatigue crack initiation at inclusions[J]. *Metallurgical transactions A*, 1982, 13: 117-123.
- [23] ZHOU R, CHENG H, MURA T. Micropitting in rolling and sliding contact under mixed lubrication[J]. *Journal of Tribology*, 1989, 111(4): 605-613.
- [24] CHENG W, CHENG H, MURA T, et al. Micromechanics modeling of crack initiation under contact fatigue[J]. *Journal of Tribology*, 1994, 116(1): 2-8.
- [25] FU H, RIVERA-DÍAZ-DEL-CASTILLO P E J. A unified theory for microstructural alterations in bearing steels under rolling contact fatigue[J]. *Acta Materialia*, 2018, 155: 43-55.
- [26] FURUMURA K, MURAKAMI Y, ABE T. Development of long life bearing steel for full film lubrication and for poor and contaminated lubrication[J]. *Motion Control*, 1996, 1: 30-36.
- [27] VIJAY A, PAULSON N, SADEGHI F. A 3D finite element modelling of crystalline anisotropy in rolling contact fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 106: 92-102.
- [28] VIJAY A, SADEGHI F. A continuum damage mechanics framework for modeling the effect of crystalline anisotropy on rolling contact fatigue[J]. *Tribology International*, 2019, 140: 105845.
- [29] LORENZ S J, SADEGHI F, TRIVEDI H K, et al. An approach for predicting failure mechanism in rough surface rolling contact fatigue[J]. *Tribology International*, 2021, 158: 106923.
- [30] LORENZ S J, SADEGHI F, TRIVEDI H K, et al. Investigation into rolling contact fatigue performance of aerospace bearing steels[J]. *International Journal of Fatigue*, 2023, 172: 107646.
- [31] LORENZ S J, SADEGHI F, SHARMA A, et al. An investigation into various failure criteria on rolling contact fatigue through an improved probabilistic model[J]. *Tribology International*, 2023, 188: 108875.
- [32] LORENZ S J, SADEGHI F. Rolling contact fatigue per-

- formance of M50 steel: a combined experimental and analytical approach to determine life[J]. *International Journal of Fatigue*, 2023, 176: 107919.
- [33] ITO O, FULLER Jr E R, Computer modelling of anisotropic grain microstructure in two dimensions[J]. *Acta Metallurgica et Materialia*, 1993, 41(1): 191-198.
- [34] YIN H, WU Y, LIU D, et al. Rolling contact fatigue-related microstructural alterations in bearing steels: a brief review[J]. *Metals*, 2022, 12(6): 910.
- [35] ZHANG S, ZHANG S, WANG B, et al. Deep learning algorithms for bearing fault diagnostics—a comprehen-

sive review[J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 29857-29881.

收稿日期: 2024-07-12; 修订日期: 2024-08-15

基金项目: 航空发动机及燃气轮机基础科学中心重点项目 (P2022-DB-IV-001-001, P2023-B-IV-001-001); 国家自然科学基金面上项目 (51971011); 河北省升级科技计划资助项目 (23561005D)

通讯作者: 付悍巍 (1989—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为轴承钢, 联系地址: 北京市海淀区学院路 37 号北京航空航天大学 (100191), E-mail: fuhanwei@buaa.edu.cn

(本文责编: 王俊丽)