

文章编号: 1000-8055(2022)10-2112-15

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220465

航空发动机增材制造结构强度、寿命评估与设计: 研究现状及展望

胡殿印^{1, 2, 3}, 潘锦超⁴, 米 栋^{3, 5}, 闫 成^{5, 6}, 王荣桥^{2, 3, 4}

- (1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;
2. 北京航空航天大学 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191;
3. 中小型航空发动机联合研究中心, 北京 100191;
4. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
5. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
6. 厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361102)

摘 要: 介绍了增材制造技术在航空发动机中的应用现状, 重点论述航空发动机中增材制造结构强度、寿命评估与设计等关键技术的研究进展。分别从增材制造缺陷的无损检测方法、考虑缺陷影响的关重件强度与寿命预测方法, 以及创新结构一体化设计技术等方面探讨了现有研究进展、存在不足, 以及发展趋势。结果表明: 航空发动机中增材制造结构强度、寿命评估处于起步阶段, 大多针对增材制造材料及简单结构的单一失效模式, 仍需在复合疲劳失效、“结构特征-广布缺陷-表面形貌”多因素耦合失效等方面开展研究, 从而发展适用于航空发动机增材制造结构的数据驱动评估方法、损伤容限设计方法以及专用试验技术。

关 键 词: 增材制造; 缺陷表征; 损伤机制; 强度与寿命评估; 一体化设计

中图分类号: V252.2

文献标志码: A

Strength and lifetime assessment and design for additive manufacturing structures in aero-engine: review and prospects

HU Dianyin^{1, 2, 3}, PAN Jinchao⁴, MI Dong^{3, 5}, YAN Cheng^{5, 6}, WANG Rongqiao^{2, 3, 4}

- (1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength,
Beihang University, Beijing 100191, China;
3. United Research Center of Mid-Small Aero-Engine, Beijing 100191, China;
4. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
5. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
6. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen Fujian 361102, China)

Abstract: The application status of additive manufacturing technology in aero-engine was introduced, and the key technologies of strength, lifetime assessment and design methods for additive manufacturing structures in aero-engine were emphatically reviewed. The shortcomings and development trends of

收稿日期: 2022-06-28

基金项目: 国家自然科学基金(52022007)

作者简介: 胡殿印(1980—), 女, 教授、博士生导师, 博士, 研究方向为发动机结构强度及疲劳可靠性。E-mail: hdy@buaa.edu.cn

引用格式: 胡殿印, 潘锦超, 米栋, 等. 航空发动机增材制造结构强度、寿命评估与设计: 研究现状及展望[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2112-2126. HU Dianyin, PAN Jinchao, MI Dong, et al. Strength and lifetime assessment and design for additive manufacturing structures in aero-engine: review and prospects[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2112-2126.

existing research were discussed in terms of nondestructive detection methods and equivalence criteria for additive manufacturing defects, strength and lifetime prediction methods considering the effects of defects, and the integrated innovative structure design technology of aero-engine additive manufacturing structures, respectively. The results showed that strength and life assessment of additive manufacturing structures in aero-engine was at the initial stage. Most of them were geared for the additive manufacturing materials and simple structures under a single failure mode, making it necessary to conduct research on compound fatigue failure, multi-factor failure coupled of structural characteristics-widespread defects-surface morphology, so as to develop data-driven evaluation methods, damage tolerance design methods and special test techniques for aero-engine additive manufacturing structures.

Keywords: additive manufacturing; defect characterization; damage mechanism; strength and lifetime prediction; integrated design

先进航空发动机朝着高推质比、高可靠性、长寿命和经济可承受性的方向发展,苛刻且相互矛盾的指标要求航空发动机关重件构型复杂、轻质高效。传统的“减材”制造技术面临生产周期长、成品率低、制造成本高等挑战,成为制约先进航空发动机研发的瓶颈。变革性的“近净成形”增材制造技术,因具有一体化成形、无需模具、制造成本低等优点,最早被美国联合技术研究中心(UTRC)尝试用于涡轮叶盘一体化制造^[1],随后通用电气(GE)^[2]、罗尔斯-罗伊斯(RR)^[3]等航空发动机企业也开始应用增材制造技术加工或修复零部件。例如,GE公司在GE9X、Leap系列航空发动机中已成功应用增材制造技术成形了燃油喷嘴、传感器外壳、热交换器、涡轮叶片等10余种结构^[2]。Safran^[4]、MTU^[5]等发动机公司增材制造了燃油喷嘴、燃烧室机匣等结构,提升了生产效率。中国航发湖南动力机械研究所^[6]采用增材制造技术加工了微型涡喷发动机,将近百个零件集成制造为10个,包括增材制造成形的压气机/涡轮的整体叶盘结构,并成功通过某型涡喷发动机试车。

增材制造技术给航空发动机复杂结构的加工提供了新的途径,但在能量源“逐点扫描熔化—逐线扫描搭接—逐层凝固堆积”的过程中,粉末/丝材局部熔化形成熔池,熔池内残留未完全恢复的“匙孔”,导致增材制造结构内部存在广布缺陷;且受限加工可达性,复杂结构(如涡轮叶片)内部空腔等关键部位残留粉末等表面缺陷。另外,增材制造结构不同部位处的晶体形貌、内部/表面缺陷等具有显著差异,导致结构强度、疲劳寿命与结构特征密切相关且表现出大的分散性。为此,美国联邦航空管理局(FAA)、欧洲航空安全局(EASA)分别于2018年、2021年发布的《粉末床熔融增材制造成形涡轮发动机零件及修复指南》

建议稿^[7]、《增材制造认证备忘录》^[8]等适航认证文件中指出,需发展适用于航空发动机增材制造结构的强度及寿命评价方法。

为此,本文以航空发动机增材制造结构为研究对象,从无损检测方法、初始缺陷统计与表征、强度预测方法、寿命评估方法及创新结构一体化设计技术等方面论述研究进展,以期对长寿命、高可靠性的航空发动机增材制造结构设计提供技术支持。

1 无损检测技术与初始缺陷表征

增材制造结构缺陷种类主要包括气孔、未熔合(lack of fusion, LOF)、未熔化粉末、微裂纹和夹杂物等^[9]。气孔、匙孔等微孔隙是金属增材制造中最常见的缺陷;LOF、未熔化粉末常见于选区激光熔化(selective laser melting, SLM)等铺粉式增材制造技术,形状扁平、不规则且边缘尖锐,取向近似与成形平面平行;微裂纹是由快速熔化—凝固过程中的内应力超过材料强度极限而产生;球化现象是由于熔池在表面张力的作用下凝固,常位于结构表面;夹杂则是粉末熔炼过程中不可避免混入的金属及非金属化合物等,多呈颗粒状或块状^[10-12]。尽管通过优化工艺参数和热处理等方式能够在一定程度上降低缺陷水平,但至今尚无有效方法予以完全消除,是制约增材制造结构可靠服役的“顽疾”^[13]。

初始缺陷的无损检测与表征是揭示缺陷对服役结构损伤机理的基础。按照空间分辨率,增材制造结构缺陷的检测技术可分为两类。一类是缺陷分辨率在亚毫米量级的传统检测手段,例如超声、涡流等^[14]。超声检测穿透性强、检测时间短、成本较低,是检测金属结构内部缺陷的常用手段^[15],近年来发展的超声相控阵检测技已可应用于缺陷

的三维表征中。采用超声相控阵检测技术对电子束熔丝沉积(electron beam free form fabrication, EBF3)成形的 A-100 钢制件进行缺陷检测^[16], 结果表明其对成形件内部微裂纹检测和大厚度制件检测中有较好的效果。但超声检测对表面/亚表面缺陷的检测能力不足^[17], 当超声频率低于 5 MHz 时, 表面粗糙度产生的噪声使得缺陷不可检。针对表面/亚表面缺陷, 常采用涡流方法进行检测, 试验表明, 涡流检测对激光熔融沉积(laser metal deposition, LMD)的镍基高温合金标准试样中大于 0.2 mm 的表面缺陷和大于 0.6 mm 缺陷近表面缺陷(深度 1 mm 以内)检出率可达 90%^[18]。

但随着缺陷定位与尺寸量化要求的不断提升, 上述传统无损检测技术难以满足航空发动机增材制造材料、结构的缺陷检测需求, 另一类以 X 射线断层扫描成像(computed tomography, CT)技术为代表, 缺陷分辨率在微米量级的无损检测技术逐渐凸显优势。依据 X 射线源的类型, 可将 CT 技术分为实验室 X 射线断层扫描成像(laboratory computed tomography, Lab-CT)和同步辐射 X 射线断层扫描成像(synchrotron radiation computed tomography, SR-CT)两类。Lab-CT 的空间分辨率一般在几微米至几毫米之间。美国航空航天局(NASA)采用 Lab-CT 对激光直接沉积成形的燃油喷嘴、混合器等结构进行检测, 实现内部缺陷检测的同时对结构成形精度进行评价^[19]。然而, 高分辨率需要更多的曝光时间来保证成像对比度, Lab-CT 整体成像时间较长, 限制了增材制造结构缺陷的检测效率^[20]。随着第三代同步辐射光源及电荷耦合器件探测器的发展, 具有高亮度、高通量、高相干、高准直和高时空分辨优势的 SR-CT 成为当前学术研究的有力工具, 其空间和时间分辨率分别可达到亚微米级和微秒级, 逐步成为增材制造结构缺陷表征的高效手段之一^[21-23]。

考虑到增材制造结构的缺陷数量众多、形状各异, 单个缺陷的三维成像结果不能代表缺陷群形貌, 需要发展反映缺陷群共有特征的等效评价准则。初始缺陷等效准则目前主要有四类: ①裂纹等效准则; ②球等效准则; ③椭球等效准则; ④多球等效准则。

1.1 裂纹等效准则

依据包络缺陷截面的原则将缺陷等效为裂纹, 以便于应用断裂力学等理论评估材料疲劳极限。目前常用方法将断口观测得到的缺陷截面作为等效对象, 分别提出了内部缺陷、表面缺陷与亚表

面缺陷的裂纹等效准则^[24-25](图 1), 并用于 SLM 成形 Ti-6Al-4V 的疲劳极限预测, 误差小于 10%。进一步考虑应力梯度的影响, 将裂纹等效准则应用至 SLM 成形 Ti-6Al-4V 的缺口疲劳极限预测中, 最大误差不超过 9%, 说明了裂纹等效准则在疲劳极限预测方面具有良好的适用性^[26]。

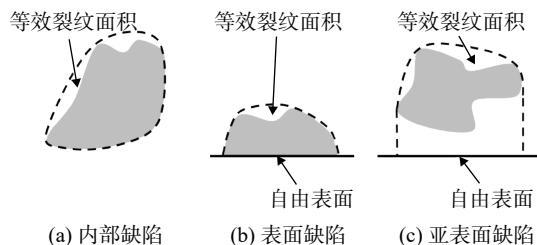


图 1 裂纹等效准则^[24]

Fig. 1 Crack equivalence criterion^[24]

1.2 球等效准则

增材制造结构中的微气孔缺陷, 其形貌则近似于球体(图 2), 且边缘并不尖锐, 这时裂纹等效准则不适用^[27], 需利用球等效准则对初始缺陷尺寸进行表征。将缺陷形貌重构后的体积作为参考值, 采用与该体积相等的球直径描述缺陷尺寸。



图 2 电弧增材制造成形 Al-Mg4.5Mn 铝合金缺陷形貌^[27]

Fig. 2 Defect morphologies of Al-Mg4.5Mn aluminum alloy formed by wire arc additive manufacturing^[27]

应用该准则对成形态粉末床熔融(powder bed fusion, PBF)Ti-6Al-4V 的缺陷形貌进行统计, 缺陷等效直径符合对数正态分布, 均值为 30 μm ^[28]。进一步采用球等效准则对比研究了热等静压处理前后的 SLM 成形 Ti-6Al-4V 缺陷等效尺寸与疲劳寿命间的关系, 结果表明缺陷等效尺寸由热处理前的 22~50 μm 降低至热处理后的 22 μm 以内, 而热处理后的疲劳寿命提高近 1 个量级, 这说明缺陷等效尺寸的降低是材料疲劳性能提升的主要原因^[29-31]。

球等效准则仅反映了缺陷体积的差异, 但难以反映缺陷形状的差异。为了区分图 2 中两种缺陷形状的差异, 等效球度的概念被提出

$$S = \frac{\pi^{1/3} (6V)^{2/3}}{A} \quad (1)$$

其中 S 为缺陷等效球度, V 为缺陷的体积, A 为缺陷的表面积, 其余系数设置的目的是将 S 限制在 0~1 范围内, 即等效球度趋近于 1 时缺陷为正球体, 反之则形貌偏离球的程度更大。利用上述关系, 实现了 PBF 成形 Ti-6Al-4V 缺陷球度与等效直径的关联^[28], 其中缺陷的球度随着等效直径的增大而减小, 小尺寸缺陷多呈现近球形, 大尺寸缺陷的形貌更加不规则^[31-33](图 3)。

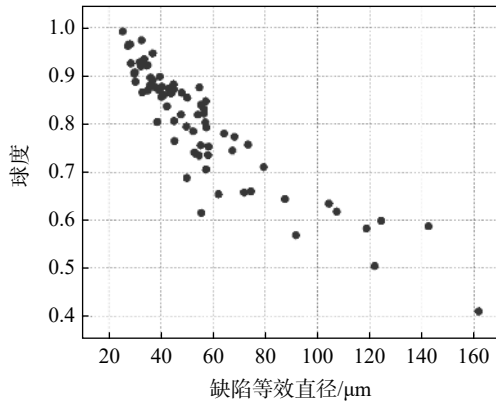


图 3 PBF 成形 Ti-6Al-4V 中缺陷等效直径与球度间关联
Fig. 3 Relationship between defect equivalent diameter and sphericity in Ti-6Al-4V formed by PBF

1.3 椭球等效准则

采用球等效得到的等效尺寸、等效球度等标量概念仍难以准确反映缺陷空间取向的差异性, 为此发展了基于 CT 检测的椭球等效准则。椭球等效准则最初以缺陷轮廓中距离最长的两点间距离作为长轴, 以两者中点为球心构建缺陷的外接椭球用于等效。但是, 上述方法在应用于 LOF 等凹多面体形式的缺陷时, 难以保证外接椭球的球心位于缺陷轮廓内部, 无法准确表征 LOF 缺陷的空间取向。为此, 发展了基于主成分分析方法的

椭球等效准则。将 CT 检测得到的缺陷轮廓点云坐标进行主成分分析, 得到缺陷轮廓在三组正交基矢量上的投影。以上述正交基矢量建立的直角坐标系原点为球心, 将正交基矢量上的投影依据长短分别作为等效椭球的长轴、中轴与短轴, 构建缺陷的等效椭球, 实现了 LOF 等缺陷取向的合理表征(图 4)^[34]。

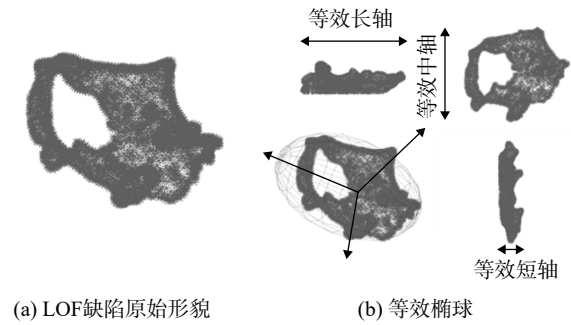


图 4 基于主成分分析的椭球等效准则^[34]
Fig. 4 Ellipsoidal equivalence criterion based on principal component analysis^[34]

利用上述椭球等效准则, 对不同成形方向下 LOF 缺陷的等效椭球取向进行统计, 结果表明 LOF 缺陷的最大等效截面平行于成形平面^[31-34]。进一步考虑缺陷附近的应力梯度影响, 修正 Eshelby 张量表达式, 量化不同取向缺陷影响下的非均匀应力场^[35], 从而描述不同加载方向下疲劳寿命的差异性。

1.4 多球等效准则

上述裂纹等效、球等效及椭球等效准则均采用单个规则几何体描述缺陷的尺寸、取向等整体信息, 但难以描述缺陷尖锐度等局部信息, 因而无法表征缺陷受载时基体内的应力集中现象。为此, 发展了一种基于多球体颗粒模型的等效准则(图 5), 将缺陷原始形貌等效为若干尺寸和位置

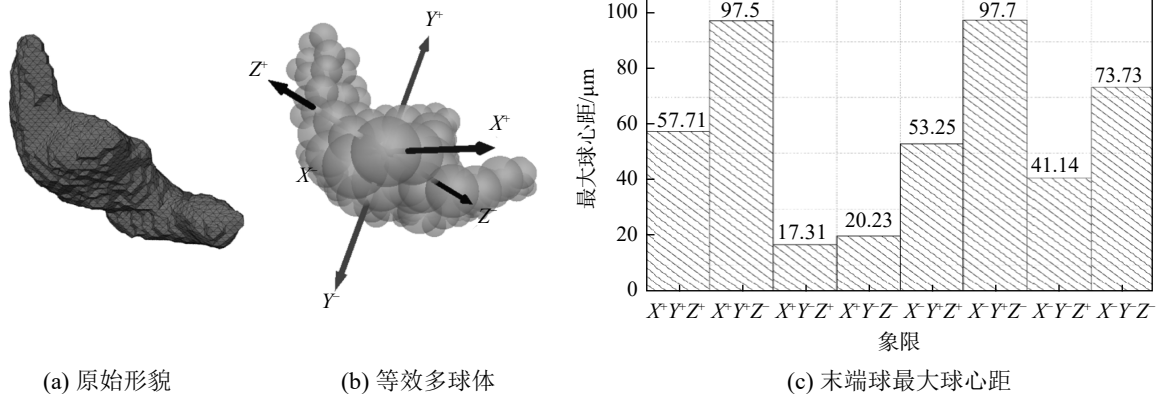


图 5 多球等效准则^[36]
Fig. 5 Multi-sphere equivalence criterion^[36]

均不同的内切球体的组合,并通过距离原点最远球体(定义为末端球)的半径和与原点的距离(定义为球心距)来表征缺陷局部的尖锐度。采用该方法实现了 SLM 成形 Ti-6Al-4V 缺陷的等效表征^[36],为增材制造结构寿命预测提供了新方法。

2 增材制造结构强度预测方法

增材制造结构的缺陷在受载时会发生演化,造成材料刚度、强度下降并提前发生断裂。为了阐明缺陷演化对材料及结构拉伸性能的影响,国内外学者分别从原位试验、损伤模型等方面开展研究,阐明缺陷演化机理并建立反映物理机制的模型,用于航空发动机关键件的强度预测。

为了探究增材制造材料/结构的缺陷演化行为,国内外学者搭建了原位试验平台,揭示缺陷演化对变形、损伤的影响机理。基于 Lab-CT 的原位加载试验研究发现,单轴拉伸载荷下 SLM 成形 AlSi10Mg 铝合金中缺陷当前体积与初始体积之比 γ_f 随外加力 F 呈现指数型演化规律,并结合有限元计算确定了缺陷周围切应变导致材料失效的机理^[37-38]。

$$\gamma_f = 0.02e^{\frac{F}{656}} + 1.09 \quad (2)$$

同时,借助各国的同步辐射大科学装置研制出的原位试验平台,实现了缺陷演化的实时监测^[39]。例如,兼容美国先进光源(ALS)的原位高温试验平台,可开展 1 750 °C 真空或保护气体环境下的损伤机制研究^[40]。针对欧洲同步辐射光源(ESRF)、中国上海同步辐射光源(SSRF)研制的原位高温试验平台可以清晰地捕捉到 SLM 成形 AlSi10Mg 铝合金试样内部的缺陷尺寸增加、融合直至试样断裂的全过程^[41-42](图 6)。分析不同载荷下的缺陷形貌可以发现,随着载荷增大,SLM 成形 Ti-6Al-4V 合金的缺陷数量与尺寸增加,且多缺陷合并,这为增材制造结构强度分析提供了数据支持^[43]。

在描述缺陷演化行为的基础上,便可结合塑性损伤模型建立缺陷演化与强度的关联。考虑损伤 φ 时的弹性模量 E^* 为

$$E^* = E(1 - \varphi) = E \left(1 - \frac{V_{\text{defect}}}{V_{\text{matrix}}} \right) \quad (3)$$

其中 E 为材料理想弹性模量, V_{defect} 为缺陷群总体积, V_{matrix} 为基体体积。

根据模型输入不同,国内外学者提出针对增

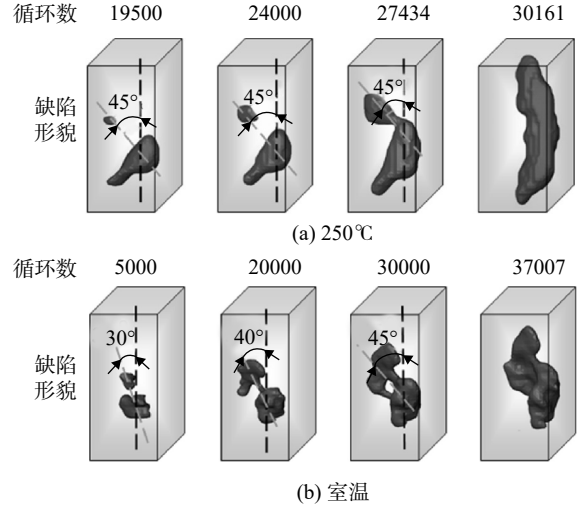


图 6 SLM 成形 AlSi10Mg 铝合金试样内部的缺陷演化^[42]

Fig. 6 Defect evolution in AlSi10Mg aluminum alloy specimen formed by SLM

材制造材料缺陷演化所致损伤提出三类预测方法。

第一类方法以材料稳定循环的特征参量为输入,模型中不显含缺陷量化项。该类方法以变形过程中的迟滞能量增加来反映缺陷演化对材料的影响,基于简化的 J2 弹塑性本构关系进行建模^[44]

$$\varphi = \frac{[E(1 - \varphi)(\varepsilon_e - \varepsilon_{eu}) - (\sigma_e - \sigma_{eu})]^k}{w_{cr}^* (1 - \varphi)^m} \quad (4)$$

其中 ε_e 、 ε_{eu} 分别为循环中最大、最小等效应变, σ_e 、 σ_{eu} 分别为循环中最大、最小等效应力, w_{cr}^* 为总的迟滞能量, m 、 k 为材料参数。采用上述模型结合有限元计算,实现了激光直接沉积成形 Ti-6Al-4V 中损伤随循环数变化规律的预测。但由于未能将迟滞能量与缺陷特征建立关联,该类方法不能反映初始缺陷尺寸对损伤演化的影响。

为此,国内外学者发展出第二类方法,将初始缺陷的损伤作为模型输入进行建模。其中最经典的 GTN 损伤模型,由 Gurson^[45]、Tvergaard 与 Needleman^[46] 联合提出。其核心思路是将总损伤分解为初始缺陷生长带来的损伤和新缺陷萌生带来的损伤

$$\dot{\varphi} = \dot{\varphi}_g + \dot{\varphi}_n \quad (5)$$

$$\dot{\varphi}_g = (1 - \varphi) \dot{\varepsilon}^{\text{pl}} : \mathbf{I} \quad (6)$$

$$\dot{\varphi}_n = A_n \dot{\varepsilon}^{\text{pl}} \quad (7)$$

其中 φ 为总损伤演化率, $\dot{\varphi}_g$ 为缺陷生长带来的损伤演化率, $\dot{\varphi}_n$ 为新缺陷萌生带来的损伤演化率, $\dot{\varepsilon}^{\text{pl}}$ 为等效塑性应变率, $\mathbf{I}$ 为应力第一不变量, A_n 为模型

参数。采用该类方法对 SLM 成形的 Ti-6Al-4V 单轴拉伸性能进行预测, 延伸率预测误差在 8.6% 以内, 且能反映初始缺陷增加时延伸率的降低现象^[47]。

随着原位实时表征技术发展, 可实现受载下增材制造材料/结构中缺陷演化行为的量化表征, 这为第三类以缺陷尺寸、密度为输入的损伤模型建立提供了物理机制与数据支持。在考虑初始缺陷生长带来的损伤和新缺陷萌生两类机制的基础上, 发展了缺陷平均体积、平均密度等内变量独立演化的模型, 并引入损伤联合因子描述多个缺陷合并导致的损伤加速现象^[48-49]

$$\varphi = (\varphi_0 + \eta v) C \quad (8)$$

$$\eta = \eta_0 \exp(\varepsilon A_b) \quad (9)$$

$$v = \pi [R \exp(\varepsilon A_c)]^2 \quad (10)$$

其中 φ_0 为初始缺陷造成的损伤, C 为损伤联合因子, η 为缺陷的平均密度, v 为缺陷的平均体积, η_0 为缺陷的初始平均密度, R 为缺陷初始平均半径, ε 为应变, A_b 、 A_c 为与缺陷形状相关的模型拟合参数。

该模型在物理机制上更为明确。例如, 采用相同的模型参数分别准确预测了单件、成组成形的激光近净成形 (laser engineered net shaping, LENS) 316L 不锈钢单轴拉伸应力-应变关系^[50](图 7)。为了验证该类模型在缺陷平均尺寸、密度的预测精度, 在同步辐射光源下开展了 PBF 成形 Ti-6Al-4V 缺陷演化的原位试验。结果表明, PBF 成形 Ti-6Al-4V 缺陷平均尺寸、密度的预测值与试验结果较好符合^[43]。

利用上述模型预测材料的拉伸极限、延伸率

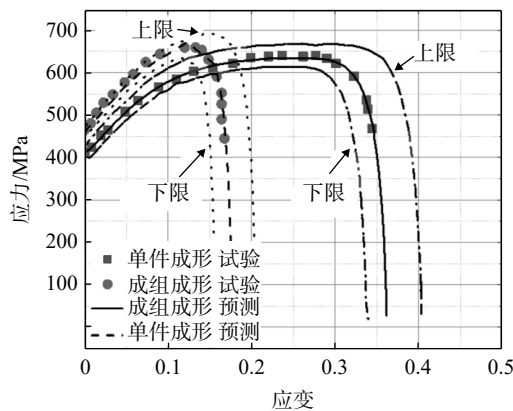


图 7 结合损伤模型对不同工艺参数 LENS 成形 316L 不锈钢单轴拉伸曲线预测^[50]

Fig. 7 Damage model prediction of uniaxial tensile curve of 316L stainless steel formed by LENS with different process parameters^[50]

等参量, 可实现航空发动机增材制造结构的强度分析。北京航空航天大学与中国航发湖南动力机械研究所联合, 采用 Chaboche 本构模型与第三类以缺陷尺寸、密度为输入的损伤模型进行耦合, 描述材料的单轴拉伸变形行为, 并以 CT 检测结果为输入校准了损伤模型的参数, 实现了 SLM 成形 2070A 铝合金材料延伸率、极限拉伸强度的预测。进一步对 SLM 成形 2070A 铝合金离心叶轮的破裂转速预测值为 64 580 r/min, 并开展离心叶轮破裂转速试验对预测结果进行验证。试验结果表明 SLM 成形 2070A 铝合金离心叶轮的破裂转速为 69 411 r/min, 且破裂位置、模式与预测结果相吻合, 预测误差为 7%^[51](图 8)。

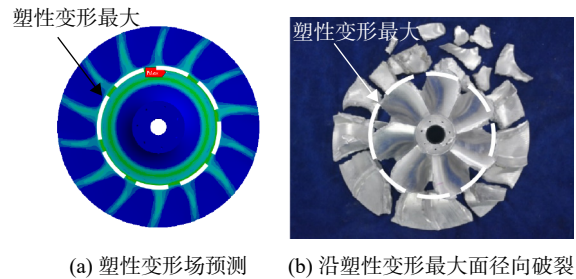


图 8 SLM 成形 2070A 铝合金离心叶轮^[51]

Fig. 8 SLM formed 2070A aluminum centrifugal impeller^[51]

3 增材制造结构寿命评估方法

循环载荷下缺陷局部出现应力集中, 引起裂纹提前萌生, 降低了增材制造材料与结构的抗疲劳性能。为了描述缺陷尺寸、形貌对疲劳寿命的影响, 国内外学者分别采用裂纹等效、球等效及椭球等效等准则量化缺陷, 并结合线弹性断裂力学与弹塑性本构模型分析等方法对疲劳寿命进行评估。

国内外学者采用线弹性断裂力学方法对增材制造材料的高循环疲劳特性进行评估。在疲劳极限预测方面, 应用广泛的 Murakami 模型以缺陷截面积相关的参量 $\sqrt{A_{area}}$ 作为初始裂纹长度, 定义应力强度因子低于应力强度因子门槛值时对应的应力为疲劳极限。

$$\Delta K = Y \Delta \sigma \sqrt{\pi \sqrt{A_{area}}} \quad (11)$$

其中 ΔK 为有效应力强度因子幅; Y 为形状参数, 根据缺陷位置不同取值不同; $\Delta \sigma$ 为应力幅; $\sqrt{A_{area}}$ 为缺陷在受载平面上的投影。

基于上述思想, 采用球等效准则对缺陷尺寸的概率分布进行统计, 并结合极值统计理论选取尺寸较大缺陷的裂纹面积用于评估 SLM 成形

AlSi10Mg 的疲劳极限^[52]。但由于球等效难以表征缺陷取向,研究人员进一步采用椭球等效准则描述不同成形方向下的缺陷有效面积,预测了 PBF 制造的 AlSi10Mg 合金疲劳极限^[33],如图 9 所示,图中 HCF 为高周疲劳,S-N 为应力-寿命斜曲线。该方法对垂直(V组)、平行(H组)于打印平面试样的预测误差分别为 8.7% 和 37.7%,并指出与成形平面平行的试样(图 9 中 H 组)误差较大的原因是未能考虑缺陷的位置。

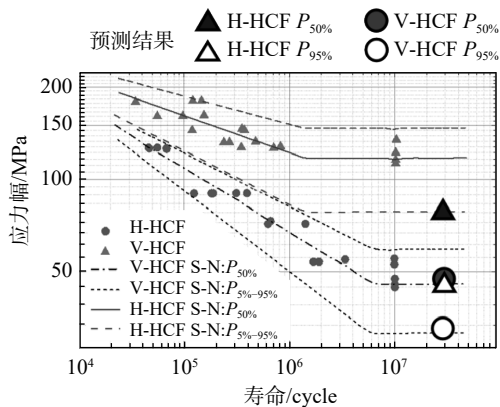


图 9 不同成形方向 PBF AlSi10Mg 铝合金试样疲劳极限预测^[33]

Fig. 9 Fatigue limit prediction of PBF AlSi10Mg aluminum alloy samples in different forming directions^[33]

为了能够反映缺陷位于试样内部、表面及亚表面时对疲劳性能影响程度的差异,研究人员结合电子束选取熔化成形 Ti-6Al-4V 的断口分析与疲劳试验结果分别获取了缺陷位于不同位置时 Murakami 模型中的位置参数 C_1 取值^[53]。

$$\sigma_w = \frac{C_1 (H_v + 120)}{(\sqrt{A_{\text{area}}})^{1/6}} \quad (12)$$

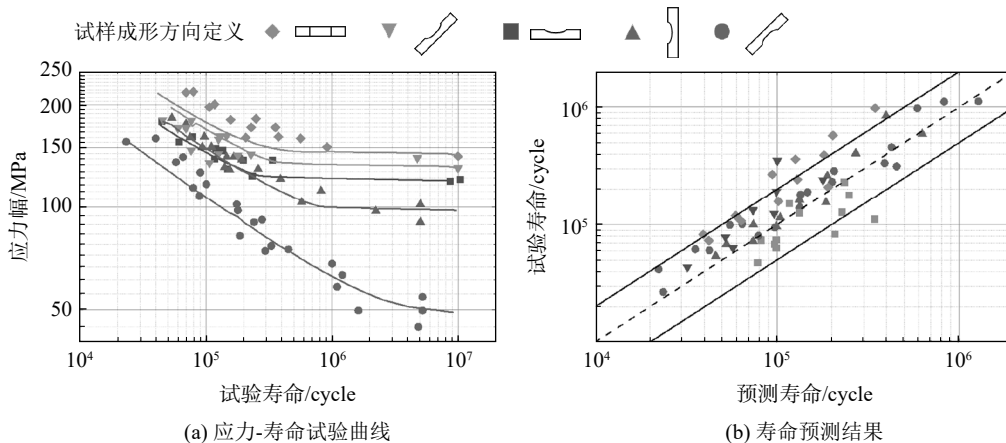


图 11 SLM 成形 AlSi10Mg 试样疲劳试验数据及预测结果^[57]

Fig. 11 Fatigue test data and prediction results of AlSi10Mg specimen formed by SLM^[57]

其中 σ_w 为疲劳极限, H_v 为材料的维氏硬度。当缺陷位于表面时 $C_1=1.41$; 当缺陷位于亚表面时 $C_1=1.43$; 当缺陷位于内部时 $C_1=1.56$, 即表面/亚表面缺陷对疲劳寿命的影响更为剧烈,这与 SLM 成形 Ti-6Al-4V 结论相一致^[29]。考虑到表面/亚表面缺陷与表面粗糙度存在竞争关系(图 10),缺陷有效面积需要进一步修正,将两者的等效缺陷因子相加作为有效缺陷参量 $\sqrt{A_{\text{area,eff}}}$ ^[54]。

$$\sqrt{A_{\text{area,eff}}} = \sqrt{A_{\text{area,d}}} + \sqrt{A_{\text{area,r}}} \quad (13)$$

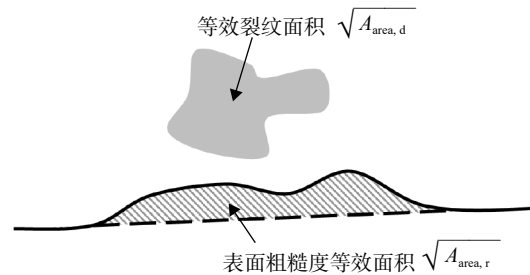


图 10 考虑表面粗糙度与表面/亚表面缺陷互相作用时的有效缺陷参量等效方法

Fig. 10 Effective defect parameter equivalence method considering the interaction between surface roughness and surface/sub surface defects

上述应力强度因子计算方法可应用于增材制造材料裂纹扩展分析,进一步预测高循环疲劳寿命。例如,结合断口分析结果与裂纹等效准则,采用式(11)计算有效应力强度因子,对 PBF 成形 Ti-6Al-4V 各向异性 S-N 曲线进行预测^[55-56]。进一步考虑表面粗糙度影响,成功预测了不同成形方向、不同机加工状态的 SLM 成形 AlSi10Mg 试样 S-N 曲线^[57](图 11)。

上述疲劳寿命评估方法的基本假设是将缺陷作为初始裂纹, 当其产生的应力强度因子大于门槛值时裂纹立即开始扩展。然而, CT 原位试验和断口分析结果并不支持这一假设。试验结果表明, 含缺陷材料具有可观的裂纹萌生寿命^[58-59], 上述基于断裂力学的方法难以描述这一现象。同时, 上述以线弹性条件下的裂纹强度因子范围作为缺陷致裂驱动参量的方法, 未考虑材料的弹塑性变形行为, 在高应力水平的低循环疲劳失效模式时难以适用。

为此, 国内外学者采用球等效、椭球等效准则, 结合弹塑性有限元分析来描述高应力水平下缺陷对疲劳寿命的影响。国内外学者通过将 CT 检测得到的缺陷形貌等效为球体, 并采用有限元量化了与材料表面不同距离时的缺陷在基体内产生的应力集中程度, 并将应力集中系数修正至模型的有效应力中^[60]。但正如前文所述, 对疲劳寿命影响较大的 LOF 缺陷形貌与成形方向相关, 仅用球等效准则难以反映缺陷取向对寿命的影响。为此, 通过主成分分析方法捕捉了缺陷群的椭球等效形貌, 结合有限元量化了不同成形方向的缺陷影响, 并基于能量守恒准则预测了 PBF 成形 Ti-6Al-4V 低循环疲劳寿命, 平行、垂直于成形平面试样的低循环疲劳寿命预测结果的最大误差在 1.7 倍分散带内^[34]。

上述基于线弹性断裂力学与弹塑性有限元方法分别针对高循环、低循环疲劳失效模式进行了建模, 而 McDowell 等人^[61-62]则针对铝合金中的缺陷, 提出了缺陷参量驱动的多阶段疲劳模型, 描述了缺陷致裂失效过程中经历的裂纹萌生 N_{inc} 、微裂纹扩展 N_{msc} 及长裂纹扩展 N_{lc} 三个阶段所经历的全寿命

$$N_{total} = N_{inc} + N_{msc} + N_{lc} \quad (14)$$

其中裂纹萌生寿命由类 Manson-Coffin 关系的模型进行描述, 将缺陷变形集中部位的最大塑性切应变幅 $\Delta\gamma_{max p}$ 作为寿命控制参量, 如式(15), 其中 C_{inc} 与 α 为模型参数。在微裂纹扩展阶段, 采用裂纹张开位移 ΔC_{ld} 作为控制参量, 计算缺陷处萌生裂纹后微裂纹的扩展规律 $\left(\frac{da}{dN}\right)_{msc}$, 如式(16)。为考虑门槛值, 其引入拟合参量裂纹张开位移阈值 $\Delta C_{ld, th}$ 。而在长裂纹扩展阶段, 则采用经典 Paris 公式进行描述。

$$C_{inc} N_{inc}^{\alpha} = \frac{\Delta\gamma_{max p}}{2} \quad (15)$$

$$\left(\frac{da}{dN}\right)_{msc} = G(\Delta C_{ld} - \Delta C_{ld, th}) \quad (16)$$

式中 G 为与裂纹扩展速率相关的模拟拟合参数。

上述模型在含缺陷铸铝中取得较好的应用, 并扩展至激光直接沉积成形 316L 不锈钢、SLM 成形 Ti-6Al-4V 的疲劳寿命评估^[58,63-64]。由于该模型中最大塑性切应变幅是通过有限元计算得到的, 可反映缺陷形状、尺寸对疲劳寿命的影响, 因而可用于成形态试棒与热处理后试棒的疲劳寿命预测^[58]。

值得注意的是, 多阶段疲劳寿命模型采用有限元方法对缺陷局部的应力/应变集中中进行描述, 赋予材料弹塑性本构关系时能够同时描述高应力水平下与低应力水平下缺陷局部的最大塑性切应变, 因而在高循环疲劳与低循环疲劳中均具有较好的适用性, 如图 12 所示。但该模型中多个阶段的转折点仍未给出明确、统一的判断标准, 如何通过试验数据确定转折点并减小参数的获取难度仍然需要进一步研究。同时, 该模型仍不能反映缺陷与材料表面距离的影响, 也不能表征缺陷尺寸小于临界尺寸时的基体开裂机制, 如何表征含缺陷材料低循环疲劳失效模式下多个失效机制的竞争行为仍待进一步研究。

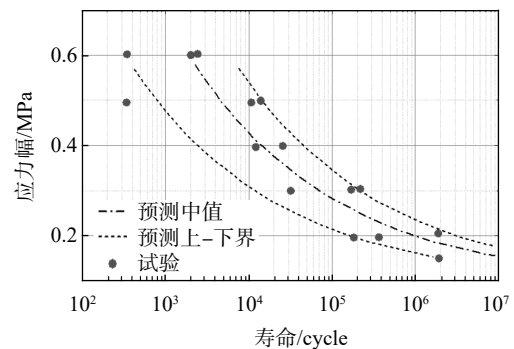


图 12 激光直接沉积 316L 不锈钢多阶段疲劳寿命预测^[64]

Fig. 12 Multi-stage fatigue lifetime prediction of 316L stainless steel formed by laser directly deposited^[64]

上述材料级模型应用于航空发动机增材制造结构时, 还需考虑结构不连续带来的应力梯度影响, 以及因随机缺陷引起的寿命分散性。为了描述缺陷部位的应力梯度影响, 可将微孔缺陷视作等效缺口, 采用临界距离法与高应力体积法描述驱动缺陷局部失效的参量, 并将其引入传统 Murakami 模型预测疲劳极限^[26]。在概率寿命预测方面, 将 PBF 成形 Ti-6Al-4V 中的缺陷尺寸、形状参量进行概率表征, 通过大量抽样计算得到缺陷致裂有效应力的概率分布, 实现 PBF 成形 Ti-

6Al-4V 低循环疲劳寿命的概率预测, 寿命中值与试验寿命最大误差在 2 倍分散带内^[34]。

4 航空发动机增材制造创新结构一体化设计技术

航空发动机增材制造结构一体化设计技术本质是依靠可靠、高效的优化算法, 在给定的约束条件下, 按照质量最轻、成本最低、刚度最大等目标, 寻求满足需求的最佳结构形式, 主要应用于概念设计阶段。目前, 国内外学者在面向增材制造工艺约束、结构强度工程研制需求、多物理场服役环境、多材料/结构一体化设计等方面开展研究, 实现了航空发动机叶片、轮盘等关键件的一体化设计。

4.1 面向增材制造工艺约束的结构拓扑优化

拓扑优化通过将材料排布在更合理的位置上来实现结构效率的更优, 因而往往具有复杂几何构型。增材制造虽能减小拓扑优化后构型制造时的几何复杂度限制, 但仍需在拓扑优化算法中考虑提高成形精度与效率的工艺约束, 主要包括最小/最大尺寸、悬垂角度、连通性等约束^[20]。最小尺寸约束来自制造工艺的加工精度, 最大尺寸约束来自工作台或工作间尺寸的限制以及零件制造过程中的受热变形限制。在拓扑优化过程中将节点密度依据网格单元尺寸映射到单元空间, 通过控制网格尺寸, 即可实现考虑最小尺寸^[65]及最大尺寸^[66]约束的结构拓扑优化。自支撑约束主要为了防止大悬挑结构的形成, 从而避免过多使用支撑结构而造成打印时间及成本的增加, 同时减少后处理过程中去除支撑结构带来的工艺难度。为此, 在迭代优化过程中测量局部悬挑结构长度和悬垂角度, 对悬垂角度大于设定值(一般设置为 45°)的单元进行惩罚, 以获取不含大悬挑结构的优化结构^[67]。连通性约束是指不允许零部件存在封闭的空腔以及与外界不连通的区域, 主要用于增材制造完成后多余材料/粉末的清除。可采用两种思路表达该约束: 一种是通过给实体单元与空单元赋予不同的导热系数, 将连通性约束转化为结构最大温度约束^[68-69]; 而另一种则在单元密度函数中人为规定单元密度与距表面距离成反比, 避免内部空腔^[70]。在不考虑连通性约束时, 获得了带封闭孔的轮盘构型, 但采用第二种方法引入连通性约束后, 最优构型退化为无封闭孔的单辐板轮盘构型(图 13)。

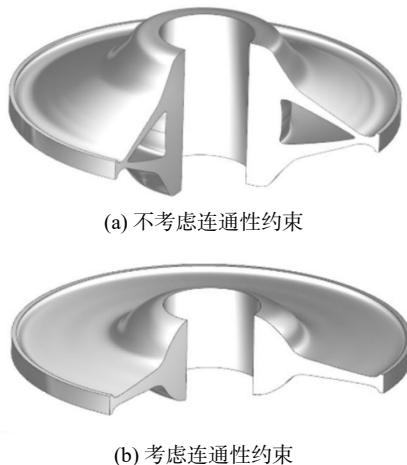


图 13 考虑连通性约束前后的涡轮盘拓扑优化结果^[70]

Fig. 13 Results of topology optimization of turbine disk before and after considering connectivity constraints^[70]

4.2 面向结构强度工程研制需求的结构拓扑优化

在航空发动机结构强度工程研制过程中, 最大应力、冲击响应、疲劳寿命等问题往往更受关注, 而以柔顺度最小为目标、体积为约束的传统拓扑优化算法难以满足上述要求。在最大应力方面, 基于应力的拓扑优化面临奇异性、局部特性和高度非线性三个重要挑战, 目前主要采用松弛方法、聚合方法和过滤方法等^[71], 以体积和最大应力为约束函数、以柔度最小为目标函数, 对涡轮盘进行拓扑优化, 优化后构型在提升结构性能的同时质量成功减轻 11.1%^[72]。在冲击响应方面, 采用动态拓扑优化方法结合冲击动力学分析, 建立了泄压门弹开载荷作用下铰链的拓扑优化方法, 提高了泄压门铰链强度裕度(图 14)^[73]。将上述方法应用于转子部件中, 针对发动机风扇叶片遭受鸟体撞击的瞬态响应过程, 采用基于混合自动元胞机算法的动态拓扑优化方法对风扇叶片实现质量减轻, 在满足适航条例强度要求的前提下质量减少 37.9%^[74]。此外, 考虑涡轮盘材料、载荷等



图 14 拓扑优化后增材制造航空发动机泄压门铰链^[73]

Fig. 14 Aero-engine pressure relief door hinge formed by additive manufacturing after topology optimization^[73]

不确定性因素, 提出了一种基于疲劳可靠性约束的涡轮盘拓扑优化设计方法, 将某型一级高压涡轮盘在 6 000 循环寿命下的可靠度由 89.31% 提高至 99.96%^[75]。综合考虑航空发动机多工况载荷, 采用上述方法对某型发动机外部支撑结构进行拓扑优化设计, 最终构型质量为初始构型的 7.3%^[76], 显示了面向结构强度工程研制需求的结构拓扑优化潜力。

4.3 面向多物理场服役环境的多学科拓扑优化

航空发动机服役环境复杂, 单学科的结构拓扑优化已经无法满足航空发动机的设计需求, 国内外学者在考虑流-热-固耦合等多物理场服役环境下的多学科拓扑优化方法方面取得一定进展。在热-固耦合方面, 提出基于不规则元胞的主轴热拓扑优化设计方法, 综合不同工况下的温度/结构场耦合拓扑优化设计研究, 最终的优化构形在质量减少 25% 的前提下, 最大应力仅上升 6% 且内部温度场过渡更平滑^[77]。在流-固耦合方面, 通过假设系统存在稳态层流和较小的结构位移, 提出一种流-固耦合载荷下的拓扑优化方法^[78], 实现了体积约束下的简化叶栅结构柔度最小化设计。在流-热-固耦合方面, 研究人员利用 Hadamard 边界变分来计算灵敏度, 并采用基于水平集的网格演化方法、适用于无限维形状优化的约束优化算法, 结合适用于大规模有限元求解的预处理等技术减小拓扑优化过程中强耦合带来的巨大计算量, 实现了三维条件下散热器等承载换热系统的优化^[79-80]。采用上述流-热-固耦合方法, 基于变密度法以最小柔度指数和加权平均模态特征值为目标, 对航空发动机齿轮箱壳体进行拓扑优化^[81], 优化后(如图 15)质量减轻 7.64%, 变形减小 26.6%, 等效应力减小 5.7%。

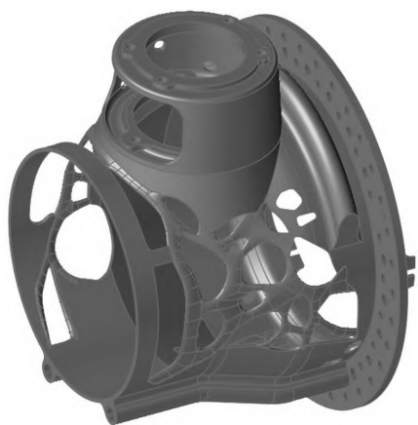


图 15 拓扑优化后航空发动机齿轮箱壳体结构^[81]

Fig. 15 Aero-engine gearbox shell structure after topology optimization^[81]

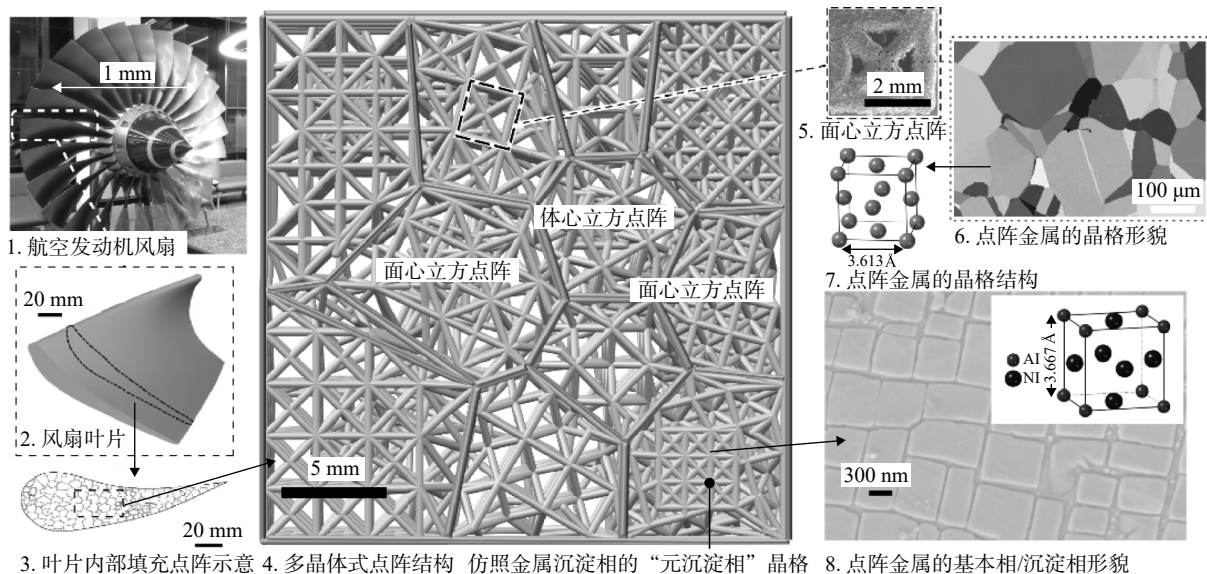
4.4 面向功能特殊化的多材料/结构多尺度拓扑优化

以发动机轮盘设计为例, 承受较大拉应力和较低温度载荷的盘心对材料的强度、塑性和低循环疲劳性能要求较高, 而承受较高温度载荷和较小应力的盘缘则对材料的高温蠕变和断裂韧性提出更高要求, 因此轮盘需要同时满足盘心和盘缘的多性能要求。宏观均质的单材料拓扑优化已经难以满足结构的多性能要求, 进而推动了多材料和多尺度拓扑优化的发展。前者希望通过连续过渡的材料属性变化满足多性能要求, 而后者希望通过为结构内部填充差异化的点阵结构来满足要求。

在多材料拓扑优化方面, 目前大多采用线性、幂指数等函数插值来表征多材料过渡段的材料属性^[82-83], 以等效界面应力的全局应力测度作为约束, 结合水平集、双向渐进结构优化等方法进行结构拓扑优化^[84]。将该方法应用于航空发动机涡轮轮的拓扑优化, 形成了盘缘为 K418B、盘心为 GH4169、过渡段为线性插值的轮盘多材料属性新布局。相较于原始轮盘的 GH4169 单一材料布局, 新布局在质量减少 3% 的前提下, 最大应力与最大应变能分别降低了 9% 和 17%^[85]。

而在多尺度点阵结构的拓扑优化方面, 存在尺度分离和尺度相关两类研究方法。尺度分离方法, 即在微观尺度上通过单胞计算得到各类型点阵的基本属性, 而在宏观上采用实体单元代替相应属性的单胞, 在宏观上进行拓扑优化。以空心风扇叶片为例, 研究人员计算得到了面心立方点阵的力学属性, 将属性赋予风扇叶片的单元并以抗冲击为目标进行拓扑优化^[86]。采用增材制造成形了 Ti-6Al-4V 模拟叶片结构, 在此基础上开展了模拟鸟体的撞击试验, 结果显示该结构在质量减少 40.8% 的前提下仍能抵抗 550 g 模拟鸟体 200 m/s 的冲击速度。该方法进一步延伸, 通过丰富微观上的点阵种类, 发展出非均匀点阵拓扑优化方法^[87]。该思路的优势是计算量较小, 在进行大规模计算时点阵属性还可采用代理模型等方法进一步缩减计算量。但由于在宏观上点阵是没有空间姿态的实体单元, 非规则结构优化后的构型需通过人为调整后才能用于增材制造。

为了避免尺度分离带来的制造困难, 近年来发展了尺度相关的点阵拓扑优化方法。尺度相关方法, 即宏观结构拓扑的改变会影响微观点阵的填充形式(图 16)。该类方法在航空发动机空心

图 16 基于点阵结构的空心风扇叶片设计^[88]Fig. 16 Design of hollow fan blade based on lattice structure^[88]

风扇叶片轻质化结构设计中具有一定潜力^[88],但受限于算法鲁棒性和计算效率,离工程应用仍有差距。

在增材制造创新结构一体化设计的应用方面,中国航发湖南动力机械研究所在保证气动性能与冷却效率的基础上实现了增材制造压气机离心叶轮、涡轮叶盘一体化设计与验证(如图 17、图 18)。采用 SLM 技术成形了 2070A 铝合金离心叶轮和 K418B

涡轮叶盘结构,并开展了破裂转速试验^[89]。与原始设计相比,优化后的结构分别质量减少 14.1% 和 9.0%,且破裂转速均达到设计转速的 145% 以上。

5 结论及展望

本文重点综述了航空发动机增材制造结构在无损伤检测技术与初始缺陷表征、强度预测方法、寿命评估方法及创新结构一体化设计方面的研究进展,得到主要结论如下:

1) 涡流、超声等技术可以检测增材制造简单结构近表面及内部缺陷,借助这些方法,实现增材制造结构初始缺陷形貌的量化表征,进而建立缺陷空间取向与增材制造方向的关联规律。

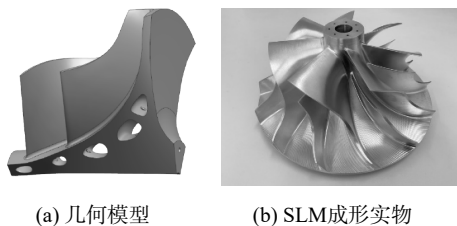
2) 基于 CT 检测的原位试验方法,揭示了单轴拉伸、循环拉伸等典型载荷下缺陷演化机理,发展了用于预测拉伸极限、延伸率等性能的塑性损伤模型,实现了增材制造发动机离心叶轮破裂转速的准确预测。

3) 发展了以初始缺陷等效参量为输入的增材制造材料级寿命模型,实现了增材制造标准试样、缺口试样的高循环疲劳、低循环疲劳寿命预测。

4) 考虑增材制造工艺约束、强度、多物理场服役环境等因素,发展了航空发动机增材制造结构一体化设计方法,并开展了齿轮箱壳体、离心叶轮、整体叶盘等创新构型的设计与试验验证。

为了进一步推动航空发动机增材制造结构的实际应用,仍需开展以下几个方面的研究:

1) 在试验数据方面,国内外学者针对增材制

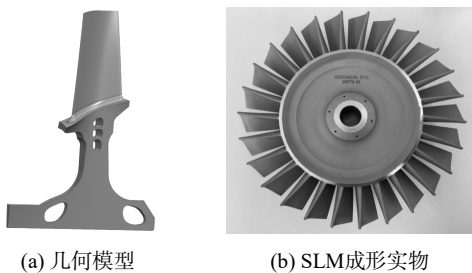


(a) 几何模型

(b) SLM成形实物

图 17 拓扑优化及多学科优化后的离心叶轮

Fig. 17 Centrifugal impeller after topology optimization and multidisciplinary optimization



(a) 几何模型

(b) SLM成形实物

图 18 拓扑优化及多学科优化后的涡轮叶盘

Fig. 18 Turbine disk after topology optimization and multidisciplinary optimization

造材料的拉伸、高循环及低循环疲劳等开展了试验研究,但仍处于零散、样本量少的状态。需针对航空发动机选用的材料开展系统且深入的试验研究,扩大数据样本,表征材料力学特性及分散性。同时,涡轮叶盘等热端结构长期工作在复杂、严苛的载荷环境中,现有研究仍无法满足增材制造热端结构设计的需求,仍需针对复杂失效模式开展蠕变、蠕变-疲劳等试验研究。

2) 航空发动机空心气冷涡轮叶片、双辐板涡轮盘等结构具有复杂内腔与几何不连续特征。采用增材制造工艺成形后,结构局部呈现大应力梯度-缺陷-表面粗糙度多因素耦合特征。如何实现复杂结构的缺陷-表面粗糙度表征,阐明多因素耦合下的失效机理,并建立相应的强度、寿命评估方法仍是当前应用的难点。

3) 增材制造工艺导致的广布缺陷/微结构与发动机服役环境的双重复杂性,使得航空发动机增材制造结构的性能与工艺参数、服役环境紧密联系。因此,如何挖掘工艺参数、缺陷形貌、微观组织等数据,与发动机服役数据相融合进行强度与寿命预测,是航空发动机增材制造结构设计的发展趋势。

4) 航空发动机增材制造结构的广布缺陷不可避免、难以消除,在型号研制时需要重点关注,亟需开展损伤容限设计方法研究。如何将面向传统金属中少量缺陷(通常是单个)的损伤容限设计方法推广至含广布缺陷的航空发动机增材制造结构中,是亟需解决的关键问题。

5) 航空发动机的研制作为一门试验科学,其发展离不开试验技术与装备的发展。面向航空发动机增材制造结构的广布缺陷、大应力梯度、服役环境复杂等特征,亟需开展面向增材制造结构的模拟件设计方法研究,完善“积木式”试验验证体系,并形成试验技术与装备,为航空发动机增材制造结构强度、寿命设计提供验证平台。

参考文献:

- [1] 冀国锋,李俊励,杨进飞. 风扇/压气机增材制造技术的应用与发展趋势[J]. 航空动力, 2020(2): 75-78.
JI Guofeng, LI Junli, YANG Jinfei. Application and development trend of additive manufacturing technology for fan/compressor[J]. Aviation Power, 2020(2): 75-78. (in Chinese)
- [2] 常坤,梁恩泉,张韧,等. 金属材料增材制造及其在民用航空领域的应用研究现状[J]. 材料导报, 2021, 35(3): 1-7.
CHANG Kun, LIANG Enquan, ZHANG Ren, et al. Research status of additive manufacturing of metal materials and its application in civil aviation[J]. Material Guide, 2021, 35(3): 1-7. (in Chinese)
- [3] 邵冬. 罗罗的智能发动机愿景分析[J]. 航空动力, 2020(3): 27-30.
SHAO Dong. Rolls-Royce's vision analysis of intelligent engine[J]. Aviation power, 2020(3): 27-30. (in Chinese)
- [4] 张小伟. 金属增材制造技术在航空发动机领域的应用[J]. 航空动力学报, 2016, 31(1): 10-16.
ZHANG Xiaowei. Application of metal additive manufacturing technology in aeroengine field[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1): 10-16. (in Chinese)
- [5] 王强,孙跃. 增材制造技术在航空发动机中的应用[J]. 航空科学技术, 2014, 25(9): 6-10.
WANG Qiang, SUN Yue. Application of additive manufacturing technology in aeroengine[J]. Aviation Science and Technology, 2014, 25(9): 6-10. (in Chinese)
- [6] 汪文君,徐友良,吴雪蓓,等. 基于增材制造的微型涡喷发动机轻量化设计及试验[J]. 航空动力, 2019(3): 20-22.
WANG Wenjun, XU Youliang, WU Xuebei, et al. Lightweight design and test of micro turbojet engine based on additive manufacturing[J]. Aviation Power, 2019(3): 20-22. (in Chinese)
- [7] Federal Aviation Administration. Guide for manufacturing and repairing formed turbine engine parts with powder bed melt additive: AC 33.15-4[S]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2018: 1-18.
- [8] European Aviation Safety Agency. Certification memorandum additive manufacturing: CM-S-008[S]. Cologne: European Aviation Safety Agency, 2021: 1-25.
- [9] SANAEI N, FATEMI A. Defects in additive manufactured metals and their effect on fatigue performance: A state-of-the-art review[J]. Progress in Materials Science, 2021, 117: 100724.1-100724.41.
- [10] SANAEI N, FATEMI A, PHAN N. Defect characteristics and analysis of their variability in metal L-PBF additive manufacturing[J]. Materials and Design, 2019, 182: 108091.1-108091.22.
- [11] PLESSIS A, YADROITSAVA I, YADROITSEV I. Effects of defects on mechanical properties in metal additive manufacturing: a review focusing on X-ray tomography insights[J]. Materials and Design, 2020, 187: 108385.1-108385.19.
- [12] ZERBST U, MADIA M, KLINGER C, et al. Defects as a root cause of fatigue failure of metallic components: I basic aspects[J]. Engineering Failure Analysis, 2019, 97: 777-792.
- [13] BECKER T, KUMAR P, RAMAMURTY U. Fracture and fatigue in additively manufactured metals[J]. Acta Materialia, 2021, 219: 117240.1-117240.41.
- [14] 吴正凯,张杰,吴圣川,等. 同步辐射X射线原位三维成像在金属增材制件缺陷评价中的应用[J]. 无损检测, 2020, 42(7): 46-50.
WU Zhengkai, ZHANG Jie, WU Shengchuan, et al. Application of synchrotron radiation X-ray in situ three-dimensional imaging in defect evaluation of metal additive parts[J]. Nondestructive Testing, 2020, 42(7): 46-50. (in Chinese)
- [15] HONARVAR F, VARVANI-FARAHANI A. A review of ultrasonic testing applications in additive manufacturing: defect evaluation, material characterization, and process control[J]. Ultrasonics, 2020, 108: 106227.1-106227.15.
- [16] 韩立恒,巩水利,锁红波,等. A-100钢电子束熔丝成形件超声相控阵检测应用初探[J]. 航空制造技术, 2016(8): 66-70.
HAN Liheng, GONG Shuili, SUO Hongbo, et al. Preliminary study on ultrasonic phased array testing of A-100 steel electron beam fuse forming parts[J]. Aviation Manufacturing Technology, 2016(8): 66-70. (in Chinese)

- [17] HANKS E, LIU D, PALAZOTTO A. Surface roughness of electron beam melting Ti-6Al-4V effect on ultrasonic testing[R]. AIAA 2016-1512, 2016.
- [18] RUDLIN J, CERNIGLIA D, SCAFID I, et al. Inspection of laser powder deposited layers[C]//Proceedings of 11th European Conference on Nondestructive Testing. Prague: European Federation for NDT, 2014: 1-10.
- [19] WALLER J, SAULSBERRY R, PARKER B, et al. Summary of NDE of additive manufacturing efforts in NASA [R]. NASA Report 20140009937, 2014.
- [20] 廉艳平, 王潘丁, 高杰, 等. 金属增材制造若干关键力学问题研究进展[J]. 力学进展, 2021, 51(3): 648-701.
LIAN Yanping, WANG Panding, GAO Jie, et al. Research progress on some key mechanical problems of metal additive manufacturing[J]. Mechanical Progress, 2021, 51(3): 648-701. (in Chinese)
- [21] 吴圣川, 吴正凯, 胡雅楠, 等. 同步辐射光源四维原位成像助力材料微结构损伤高分辨表征[J]. 机械工程材料, 2020, 44(6): 72-76.
WU Shengchuan, WU Zhengkai, HU Yanan, et al. High resolution characterization of microstructure damage in materials assisted by four-dimensional in-situ imaging with synchrotron radiation sources [J]. Mechanical Engineering Materials, 2020, 44(6): 72-76. (in Chinese)
- [22] MAIRE E, WITHERS P. Quantitative X-ray tomography[J]. International Materials Reviews, 2014, 59(1): 1-43.
- [23] PLESSIS A, YADROITSAVA I, YADROITSEV I. X-Ray micro-computed tomography in additive manufacturing: a review of the current technology and applications[J]. 3D Printing and Additive Manufacturing, 2018, 5(3): 227-247.
- [24] MURAKAMI Y, NEMAT-NASSER S. Growth and stability of interacting surface flaws of arbitrary shape[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1983, 17(3): 193-210.
- [25] MURAKAMI Y. Additive manufacturing: effects of defects[M]. San Diego, US: Academic Press, 2019: 453-483.83.
- [26] EMANUELLI L, MOLINARI A, FACCHINI L, et al. Effect of heat treatment temperature and turning residual stresses on the plain and notch fatigue strength of Ti-6Al-4V additively manufactured via laser powder bed fusion[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 162: 107009.1-107009.12.
- [27] XIE Cheng, WU Shengchuan, YU Yukuang, et al. Defect-correlated fatigue resistance of additively manufactured Al-Mg4.5Mn alloy with in situ micro-rolling[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2021, 291: 117039.1-117039.13.
- [28] HU Yanan, WU Shengchuan, WU Zhengkai, et al. A new approach to correlate the defect population with the fatigue life of selective laser melted Ti-6Al-4V alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2020, 136: 105584.1-105584.11.
- [29] LEUDERS S, VOLLMER M, BRENNE F, et al. Fatigue strength prediction for titanium alloy TiAl6V4 manufactured by selective laser melting[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2015, 46(9): 3816-3823.
- [30] LEUDERS S, LIENEKE T, LAMMERS S, et al. On the fatigue properties of metals manufactured by selective laser melting: the role of ductility[J]. Journal of Materials Research, 2014, 29(17): 1911-1919.
- [31] LEUDERS S, THONE M, RIEMER A, et al. On the mechanical behaviour of titanium alloy TiAl6V4 manufactured by selective laser melting: fatigue resistance and crack growth performance[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 48: 300-307.
- [32] NADOT Y, NADOT-MARTIN C, KAN W, et al. Predicting the fatigue life of an AlSi10Mg alloy manufactured via laser powder bed fusion by using data from computed tomography[J]. Additive Manufacturing, 2020, 32: 100899.1-100899.11.
- [33] WU Zhengkai, WU Shengchuan, BAO Jianguang, et al. The effect of defect population on the anisotropic fatigue resistance of AlSi10Mg alloy fabricated by laser powder bed fusion[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 151: 106317.1-106317.14.
- [34] HU Dianyin, PAN Jinchao, MI Dong, et al. Prediction of anisotropic LCF behavior for SLM Ti-6Al-4V considering the spatial orientation of defects[J]. International Journal of Fatigue, 2022, 158: 106734.1-106734.12.
- [35] VINCENT M, NADOT-MARTIN C, NADOT Y, et al. Fatigue from defect under multiaxial loading: defect stress gradient (DSG) approach using ellipsoidal equivalent inclusion method[J]. International Journal of Fatigue, 2014, 59: 176-187.
- [36] 战立鼎. 基于断层扫描成像的增材制造材料高周疲劳极限预测方法[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2022.
ZHAN Liding. High cycle fatigue limit prediction method for additive manufacturing materials based on tomography [D]. Beijing: Beihang University, 2022. (in Chinese)
- [37] YASIN A, SYLVAIN D, PAULINE D, et al. Compression behavior of lattice structures produced by selective laser melting: X-ray tomography based experimental and finite element approaches[J]. Acta Materialia, 2018, 159: 395-407.
- [38] WANG Panding, ZHOU Hao, ZHANG Limin, et al. In situ X-ray micro-computed tomography study of the damage evolution of pre-fabricated through-holes in SLM-Printed AlSi10Mg alloy under tension[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2020, 821: 153576.1-153576.8.
- [39] 虞雨涯, 吴正凯, 吴圣川. 高分辨三维成像原位试验机研制进展及应用[J]. 中国材料进展, 2021, 40(2): 90-104.
YU Yuling, WU Zhengkai, WU Shengchuan. Development and application of high resolution 3D imaging in situ testing machine[J]. Material progress in China, 2021, 40(2): 90-104. (in Chinese)
- [40] BALE A, HABOUB A, MACDOWELL A, et al. Real-time quantitative imaging of failure events in materials under load at temperatures above 1 600 °C[J]. Nature Materials, 2013, 12(1): 40-46.
- [41] DEZECOT S, BUFFIERE J, KOSTER A, et al. In situ 3D characterization of high temperature fatigue damage mechanisms in a cast aluminum alloy using synchrotron X-ray tomography[J]. Scripta Materialia, 2016, 113: 254-258.
- [42] BAO Jianguang, WU Shengchuan, WITHERS P, et al. Defect evolution during high temperature tension-tension fatigue of SLM AlSi10Mg alloy by synchrotron tomography[J]. Materials Science and Engineering: A, 2020, 792: 139809.1-139809.13.
- [43] HU Dianyin, PAN Jinchao, MAO Jianxing, et al. Mechanical behavior prediction of additively manufactured components based on defect evolution observation by synchrotron radiation X-ray tomography[J]. Materials and Design, 2021, 198: 109353.1-109353.9.
- [44] WAN Hualiang, WANG Qizhi, JIA Chengxue, et al. Multi-scale damage mechanics method for fatigue life prediction of additive manufacture structures of Ti-6Al-4V[J]. Materials Science and Engineering A, 2016, 669: 269-278.
- [45] GURSON A. Continuum theory of ductile rupture by void nucleation and growth: Part 1 yield criteria and flow rules for porous ductile media[J]. Journal of Engineering Materials and Technology, 1977, 99(1): 2-15.

- [46] TVERGAARD V, NEEDLEMAN A. Analysis of the cup-cone fracture in a round tensile bar[J]. *Acta Metallurgica*, 1984, 32(1): 157-169.
- [47] YANG Xuan, LI Yazhi, JIANG Wei, et al. Ductile fracture prediction of additive manufactured Ti6Al4V alloy based on an extended GTN damage model[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2021, 256: 107989.1-107989.12.
- [48] HORSTEMEYER M, GOKHALE A. A void-crack nucleation model for ductile metals[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 1999, 36(33): 5029-5055.
- [49] POTIRNICHE G, HORSTEMEYER M, LING X. An internal state variable damage model in crystal plasticity[J]. *Mechanics of Materials*, 2007, 39(10): 941-952.
- [50] YADOLLAHI A, SHAMSAEI N, HAMMI Y, et al. Quantification of tensile damage evolution in additive manufactured austenitic stainless steels[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2016, 657: 399-405.
- [51] 文长龙. 3D打印空心离心叶轮破裂转速测试试验报告[R]. 湖南 株洲: 中国航发湖南动力机械研究所, 2021.
WEN Changlong. The test report on the fracture speed of 3D print hollow centrifugal impeller [R]. Zhuzhou Hunan: Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, 2021. (in Chinese)
- [52] ROMANO S, BRANDAO A, GUMPINGER J, et al. Qualification of AM parts: extreme value statistics applied to tomographic measurements[J]. *Materials and Design*, 2017, 131: 32-48.
- [53] GÜNTHER J, KREWERDTH D, LIPPMANN T, et al. Fatigue life of additively manufactured Ti-6Al-4V in the very high cycle fatigue regime[J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 94: 236-245.
- [54] MOLAEI R, FATEMI A, SANAEI N, et al. Fatigue of additive manufactured Ti-6Al-4V Part II: the relationship between microstructure, material cyclic properties, and component performance[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 132,105363: 1-19.
- [55] LE V, PESSARD E, MOREL F, et al. Interpretation of the fatigue anisotropy of additively manufactured Ti-6Al-4V alloys via a fracture mechanics approach[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2019, 214: 410-426.
- [56] LE V, PESSARD E, MOREL F, et al. Fatigue behaviour of additively manufactured Ti-6Al-4V alloy: the role of defects on scatter and statistical size effect[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 140: 105811.1-105811.16.
- [57] BERETTA S, GARGOURIMOTLAGH M, FOLETTI S, et al. Fatigue strength assessment of as built AISi10Mg manufactured by SLM with different build orientations[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 139: 105737.1-105737.16.
- [58] TORRIES B, STERLING A J, SHAMSAEI N, et al. Utilization of a microstructure sensitive fatigue model for additively manufactured Ti-6Al-4V[J]. *Rapid Prototyping Journal*, 2016, 22(5): 817-825.
- [59] BISWAL R, ZHANG X, SHAMIR M, et al. Interrupted fatigue testing with periodic tomography to monitor porosity defects in wire arc additive manufactured Ti-6Al-4V[J]. *Additive Manufacturing*, 2019, 28: 517-527.
- [60] XUE Yibin, BURTON C, HORSTEMEYER M, et al. Multistage fatigue modeling of cast A356-T6 and A380-F aluminum alloys[J]. *Metallurgical and Materials Transactions B*, 2007, 38(4): 601-606.
- [61] MCDOWELL D, GALL K, HORSTEMEYER M, et al. Microstructure-based fatigue modeling of cast A356-T6 alloy[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2003, 70(1): 49-80.
- [62] MCDOWELL D. Simulation-based strategies for microstructure-sensitive fatigue modeling[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2007, 468: 4-14.
- [63] XUE Yibin, MCDOWELL D, HORSTEMEYER M, et al. Microstructure-based multistage fatigue modeling of aluminum alloy 7075-T651[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2007, 74(17): 2810-2823.
- [64] XUE Yibin, HORSTEMEYER M, MCDOWELL D, et al. Microstructure-based multistage fatigue modeling of a cast AE44 magnesium alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2007, 29(4): 666-676.
- [65] GUEST J, PRÉVOST J, BELYTSCHKO T. Achieving minimum length scale in topology optimization using nodal design variables and projection functions[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2004, 61(2): 1-7.
- [66] GUEST J. Imposing maximum length scale in topology optimization[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2009, 37(5): 463-473.
- [67] BRACKETT D, ASHCROFT I, HAGUE R. Topology optimization for additive manufacturing[C]//Proceedings of 2011 International Solid Freeform Fabrication Symposium. Austin, US: AHS International, 2011: 1-8.
- [68] LIU Shutian, LI Quhao, CHEN Wwenjong, et al. An identification method for enclosed voids restriction in manufacturability design for additive manufacturing structures[J]. *Frontiers of Mechanical Engineering*, 2015, 10(2): 126-137.
- [69] LI Quhao, CHEN Wenjong, LIU Shutian, et al. Structural topology optimization considering connectivity constraint[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2016, 54(4): 971-984.
- [70] WANG Bo, WANG Guangming, SHI Yongxin, et al. Stress-constrained thermo-elastic topology optimization of axisymmetric disks considering temperature-dependent material properties[J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2021, 28: 2000080.1-2000080.9.
- [71] 韩永生, 徐斌, 赵磊. 基于应力的几何非线性结构拓扑优化[C]//中国力学大会论文集. 杭州: 中国力学大会, 2019, 1-9.
- [72] 赖斌皓. 基于OptiStruct的涡轮盘拓扑优化设计技术研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2019.
LAI Binhao. Research on topology optimization design technology of turbine disk based on Optistruct [D]. Changsha: Hunan University, 2019. (in Chinese)
- [73] 侯亮, 柴象海, 白国娟, 等. 航空发动机短舱泄压门冲击载荷结构拓扑优化技术研究[J]. *航空科学技术*, 2022, 33(1): 58-65.
HOU Liang, CHAI Xianghai, BAI Guojuan, et al. Research on topology optimization technology of impact load structure for pressure relief valve of aeroengine nacelle[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2022, 33(1): 58-65. (in Chinese)
- [74] 张一雨, 郑百林, 吴一帆, 等. 鸟撞工况下HCA动态拓扑优化整级叶片的数值模拟[J]. *推进技术*, 2019, 40(2): 431-440.
ZHANG Yiyu, ZHENG Bailin, WU Yifan, et al. Numerical simulation of HCA dynamic topology optimization integral stage blade under bird impact condition[J]. *Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 431-440. (in Chinese)
- [75] 黄协思. 疲劳约束下航空发动机涡轮盘结构优化设计[D]. 成都: 电子科技大学, 2020.
HUANG Xiesi. Structural optimization design of aeroengine turbine disk under fatigue constraint [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2020. (in Chinese)

- [76] 邢广鹏, 孙志刚, 崔向敏, 等. 多工况载荷下航空发动机支架拓扑优化设计[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(11): 2248-2262.
XING Guangpeng, SUN Zhigang, CUI Xiangmin, et al. Topology optimization design of aeroengine support under multi load conditions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(11): 2248-2262. (in Chinese)
- [77] 邓小雷, 盛泽枫, 张江林, 等. 基于不规则元胞的主轴温度-结构场耦合热拓扑优化设计方法[J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2020, 54(1): 23-32.
DENG Xiaolei, SHENG Zefeng, ZHANG Jianglin, et al. Optimization design method of spindle temperature structure field coupling thermal topology based on irregular cell[J]. *Journal of Zhejiang University (Engineering Edition)*, 2020, 54(1): 23-32. (in Chinese)
- [78] PICELLI R, RANJBARZADEH S, SIVAPURAM R, et al. Topology optimization of binary structures under design-dependent fluid-structure interaction loads[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2020, 62(4): 2101-2116.
- [79] YU Minghao, RUAN Shilun, GU Junfeng, et al. Three-dimensional topology optimization of thermal-fluid-structural problems for cooling system design[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2020, 62(6): 3347-3366.
- [80] FEPPON F, ALLAIRE G, DAPOGNY C, et al. Topology optimization of thermal fluid-structure systems using body-fitted meshes and parallel computing[J]. *Journal of Computational Physics*, 2020, 417: 109574.1-109574.30.
- [81] 牟佳信, 邢彬, 郭梅, 等. 考虑热、弹、流耦合的航空发动机齿轮箱壳体拓扑优化分析[J]. *机械传动*, 2022, 46(2): 127-134.
MU Jiaxin, XING Bin, GUO Mei, et al. Topology optimization analysis of aeroengine gearbox shell considering thermal, elastic and fluid coupling[J]. *Mechanical Transmission*, 2022, 46(2): 127-134. (in Chinese)
- [82] KIM J, PAULINO G. Isoparametric graded finite elements for non-homogeneous isotropic and orthotropic materials[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 2002, 69(4): 502-514.
- [83] RADMAN A, HUANG X, XIE Y. Topology optimization of functionally graded cellular materials[J]. *Journal of Materials Science*, 2013, 48(4): 1503-1510.
- [84] LIU Pai, LUO Yangjun, KANG Zhan. Multi-material topology optimization considering interface behavior via XFEM and level set method[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 2016, 308: 113-133.
- [85] 李雯竹. 基于功能梯度材料的涡轮盘拓扑优化方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2022.
LI Wenzhu. Study on topology optimization method of turbine disk based on functionally graded materials[D]. Beijing: Beihang University, 2022. (in Chinese)
- [86] YAN Jun, ZHANG Chenguang, HUO Sixu, et al. Experimental and numerical simulation of bird-strike performance of lattice-material-infilled curved plate[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(8): 245-257.
- [87] 张严. 超轻质多孔结构的多尺度拓扑优化方法研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2020.
ZHANG Yan. Research on multi-scale topology optimization method for ultra light porous structures [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2020. (in Chinese)
- [88] PHAM M, LIU C, TODD I, et al. Damage-tolerant architected materials inspired by crystal microstructure[J]. *Nature*, 2019, 565(7739): 305-311.
- [89] 米栋, 文长龙. 涡喷发动机转子部件轻量化设计及验证[R]. 湖南 株洲: 中国航发湖南动力机械研究所, 2022.
MI Dong, WEN Changlong. Lightweight design and verification of turbojet engine rotor components[R]. Zhuzhou Hunan: Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, 2022. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)