

考虑棘轮效应的可重复使用 火箭发动机涡轮盘损伤分析

孙羽键^{1,2}, 杜大华³, 王珺³, 李斌潮³, 徐自力^{1,2}

(1. 西安交通大学复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室, 710049, 西安;

2. 西安交通大学航天航空学院, 710049, 西安; 3. 西安航天动力研究所

液体火箭发动机技术重点实验室, 710100, 西安)

摘要: 针对可重复使用液体火箭发动机涡轮盘在多次启停工况下, 由非对称循环应力引起塑性应变累积继而引发棘轮效应, 从而严重影响结构寿命的问题, 开展了涡轮盘在重复使用工况下的结构损伤分析。基于 Chaboche 随动强化模型, 对涡轮盘在循环载荷下的力学响应进行表征, 结合应力-应变演化规律系统分析了结构的棘轮行为。通过量化棘轮效应导致的损伤, 结合线性累积损伤理论对结构损伤状态进行了评估。研究表明: 多次启停工况中, 涡轮盘出气侧叶型底部区域失效风险较高; 棘轮损伤在初始循环周次最大, 随后逐渐减小并趋于稳定; 累积棘轮损伤在循环过程中呈非线性演化特征, 损伤增量随着循环次数的增加逐渐减小; 在 10 次循环中, 随着棘轮应变增量减小, 棘轮损伤的占比逐渐降低, 疲劳损伤占比随循环次数逐渐提升至 96% 以上。该研究为可重复使用火箭发动机涡轮盘的结构损伤评估与寿命预测提供了理论分析基础。

关键词: 可重复使用火箭; 涡轮盘; 棘轮效应; 损伤分析

中图分类号: V434.211 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202608021 **文章编号:** 0253-987X(2026)08-0240-09

Damage Analysis of a Reusable Rocket Engine Turbine Disk Considering the Ratcheting Effect

SUN Yujian^{1,2}, DU Dahua³, WANG Jun³, LI Binchao³, XU Zili^{1,2}

(1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 3. Science and Technology on

Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To address how the ratcheting effect—caused by cumulative plastic strain from asymmetric cyclic stresses under multiple start-stop cycles—seriously affects the structural life of reusable liquid rocket engine turbine disks, a structural damage analysis was conducted on turbine disks under reusable operating conditions. Based on the Chaboche kinematic hardening model, the mechanical response of the turbine disk under cyclic loading was characterized, and the ratcheting behavior of the structure was systematically analyzed in conjunction with the stress-strain evolution law. By quantifying the damage caused by the ratcheting effect, the structural damage state was assessed using the linear cumulative damage theory. The research results show that under multiple start-stop cycles, the trailing-edge blade root region is at a higher risk of

failure. Ratcheting damage is greatest in the initial cycles and then gradually decreases before stabilizing. Cumulative ratcheting damage exhibits a nonlinear evolution with cycle number, as the damage increment gradually decreases over cycles. Over the 10 cycles considered, as the ratcheting strain increment decreases, the proportion of ratcheting damage gradually decreases, while the proportion of fatigue damage gradually increases to over 96% with cycle number. This study provides a theoretical basis for the structural damage assessment and life prediction of reusable rocket engine turbine disks.

Keywords: reusable rocket; turbine disk; ratchet effect; damage analysis

可重复使用运载火箭技术能够提升发射规模、降低需求成本、提高产能需求比,相较于传统运载火箭具有明显优势^[1]。美国代表性可重复使用运载火箭猎鹰 9 已规模化投入使用。2023 年,其一子级箭体平均重复使用次数达到 6.06^[2]。俄罗斯国家航天集团、欧洲航天局、日本宇宙航空研究开发机构均将可重复使用技术列入发展计划,中国也将可重复使用技术作为下一代运载火箭研制的重要方向^[3-4]。

当前,针对航天发动机的可靠性研究多集中在静、动强度安全性和寿命预估。涡轮泵作为发动机中寿命最低的部件,涡轮盘和叶片的失效是限制其安全运行的主要原因之一^[5-6]。吴锦涛^[7]、李康迪等^[8]针对某液体火箭发动机涡轮叶片疲劳开裂问题,分析了不同进气模式下叶片的瞬态振动响应和特征,并进行了改型设计,降低了开裂失效风险。黄朝晖等^[9]针对某液体火箭发动机涡轮转子叶片产生裂纹的问题,开展了振动、气动和强度计算及改型设计,提高了疲劳安全系数。刘士杰等^[10]分析了影响高压液氢涡轮泵可靠性的故障机理,对关键部件涡轮叶片建立了寿命预估模型。杜大华等^[11]研究了液体火箭发动机涡轮盘的振动安全性,并在考虑平均应力和多轴非比例加载状态因素下进行了低周疲劳寿命预测。为了实现火箭发动机的重复使用,其寿命及可靠性面临着更高要求。金平等^[12]总结了可重复使用火箭寿命的影响因素,除了低、高周疲劳外,在平均应力非零的循环载荷下,由塑性应变累积产生的棘轮效应同样对可重复使用寿命有着重要影响。针对循环载荷作用下航天发动机涡轮盘的寿命分析,姜金朋等^[13]以某火箭发动机涡轮盘为对象,研究了不同围带结构形式对叶片疲劳寿命的影响,发现循环载荷作用下,涡轮盘出气侧叶型底部会出现由塑性累积引起的棘轮效应,导致应变幅值增大,进而影响涡轮盘的使用寿命。Wang 等^[14]考虑棘轮效应,对某可重复使用火箭发动机涡轮盘的可靠性进行分析,讨论了不同参数对寿命的影响。

从材料的演化规律来看,棘轮效应是由非对称循环应力引起的塑性应变逐渐累积现象,是材料重要的循环塑性行为^[15]。涡轮盘的服役工况通常为高温、高压、高转速,材料进入屈服状态后自然产生塑性应变,而可重复使用火箭的不同任务剖面要求发动机具有多次启停与可调节特点,因此考虑材料的棘轮特性对于准确评估结构损伤和预测结构寿命有着重要作用。Prager^[16]提出了最简单的随动硬化模型,能够反映循环载荷作用下的包辛格效应,但在非对称循环应力下无法表征棘轮效应。在对 Prager 模型进行改进的过程中,Frederick 等^[17]提出了非线性硬化规律,Chaboche^[18]在此基础上将背应力分解成不同分量,令每个分量都遵循非线性硬化规律,以预测材料的棘轮行为。姜金朋等^[19]采用遗传算法确定不同 Chaboche 随动硬化模型参数,研究了加载顺序对棘轮特性的影响。刘士杰等^[20]基于 Chaboche 模型,对航天金属材料进行了力学行为分析,通过与试验数据对比验证了方法的适应性。Ren 等^[21]对某镍基高温合金的 Chaboche 模型进行了修正,并通过循环拉伸试验验证了修正模型的可行性和准确性。

不同学者基于多种材料试验数据,对采用 Chaboche 模型模拟循环力学行为与棘轮效应的有效性进行了验证。然而,在考虑棘轮效应下,对可重复使用火箭发动机涡轮盘力学行为及损伤分析的研究相对较少。本文基于 Chaboche 本构模型对某液体火箭发动机涡轮盘进行了力学行为研究,分析了考虑棘轮效应下的应力应变演化规律,揭示了循环载荷作用下棘轮效应对结构损伤的影响。

1 研究方法

1.1 研究对象

以某液体火箭发动机涡轮盘为研究对象,轮盘材料为 GH4586 高温合金。由于结构具有循环对称性,以整盘的一个扇区为计算模型,对其施加循环对称边界条件。采用八节点六面体单元对模型进行

网格划分,有限元模型如图1所示。结构分析单元类型为 Solid 185,热分析单元类型为 Solid 70,涡轮盘单扇区结构网格数为 20 406,节点数为 25 649。为了便于后续评估各结构位置的损伤,选取 6 个考察点,其中 A、B 点分别位于进、出气侧叶型根部, C、D 点分别位于进、出气侧叶型顶部, E 点位于围带顶部, F 点位于盘腹。

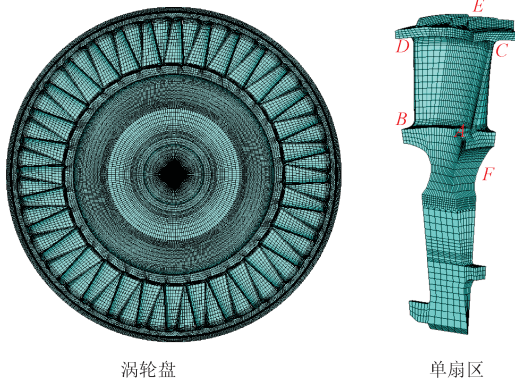


图1 涡轮盘及单扇区有限元网格

Fig. 1 Finite element mesh of turbine disk and single sector

1.2 本构模型

采用 von Mises 屈服准则描述材料的屈服状态,表达式为

$$f(\boldsymbol{\sigma} - \boldsymbol{\alpha}, k) = \sqrt{\frac{3}{2}(s - a) : (s - a)} - k = 0 \quad (1)$$

式中: f 为屈服函数; $\boldsymbol{\sigma}$ 、 $\boldsymbol{\alpha}$ 、 s 、 a 分别为应力、背应力、偏应力和偏背应力张量; k 为屈服应力。

当应力状态满足屈服条件时,材料产生塑性应变。塑性应变沿着屈服梯度方向增加,表达式为

$$\Delta \boldsymbol{\varepsilon}^p = \xi \frac{\partial f}{\partial \boldsymbol{\sigma}} \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}^p$ 为塑性应变; $\Delta \boldsymbol{\varepsilon}^p$ 为塑性应变增量; ξ 为非负比例系数。

为了更好地模拟材料在循环载荷下反向屈服极限降低的包辛格效应,以及残余应变不断累积的棘轮效应,Chaboche 随动硬化模型增加了动态回复项表征应变记忆消退,并引入多组背应力模拟应力应变演化规律^[22-23],表达式为

$$\begin{cases} \Delta \boldsymbol{\alpha} = \sum_{i=1}^N \Delta \boldsymbol{\alpha}_i \\ \Delta \boldsymbol{\alpha}_i = \frac{2}{3} C_i \Delta \boldsymbol{\varepsilon}^p - \gamma_i \boldsymbol{\alpha}_i \sqrt{\frac{2}{3} \Delta \boldsymbol{\varepsilon}^p : \Delta \boldsymbol{\varepsilon}^p} \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{\alpha}_i$ 为背应力张量的第 i 个分量; $\Delta \boldsymbol{\alpha}_i$ 为背应力张量第 i 个分量的增量; N 为背应力级数; C_i 和 γ_i 为

随动硬化参数,可通过拟合试验参数得到。

对于金属材料,由于模拟时取 3 级背应力足以描述材料的初始硬化、稳定循环和长期棘轮演化特征^[18-19],因此取 3 级背应力下的 Chaboche 模型模拟材料的棘轮效应。

1.3 控制方程及边界条件

该液体火箭发动机一个完整的循环加载包括 4 个阶段,分别为启动(阶段 1)、稳定运行(阶段 2)、停机(阶段 3)和冷却(阶段 4)。完整的运行阶段受离心载荷、压强载荷和温度载荷的共同作用。初始温度为 15.15 °C,稳定运行时的温度和压力由计算流体动力学(CFD)方法模拟得到。停机后,涡轮盘自然完全冷却需要数小时^[11],因此在模拟工况中设定冷却阶段涡轮盘表面温度为 15.15 °C,对轮盘进行强制冷却。

本文通过传热分析计算整个工作循环中结构的温度场分布,同时施加表面压力载荷以及设定涡轮盘转速进行结构分析,从而得到结构的应力应变响应结果。传热分析控制方程采用无内部热源的导热微分方程,表达式为

$$\nabla \cdot (\kappa \nabla T) = \rho c \frac{\partial T}{\partial t} \quad (4)$$

式中: κ 为导热率; T 为温度; ρ 为材料密度; c 为材料比热容; t 为时间。

1.4 损伤计算模型

为量化循环载荷作用下的结构损伤,采用线性损伤累积理论和 4 倍安全因子进行损伤评估,表达式为

$$D_t = 4(D_f + D_r) \quad (5)$$

式中: D_t 为结构总损伤; D_f 、 D_r 分别为低周疲劳和棘轮损伤。

低周疲劳损伤取决于结构的低周疲劳循环寿命 N_f ,表达式为

$$D_f = \frac{1}{N_f} \quad (6)$$

采用考虑平均应力修正的 Morrow 模型计算低周疲劳循环寿命,表达式为

$$\epsilon_a = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_f)^b + \epsilon'_f (2N_f)^n \quad (7)$$

式中: ϵ_a 为总应变幅值; σ'_f 、 ϵ'_f 分别为疲劳强度和疲劳延性系数; σ_m 为平均应力; E 为弹性模量; b 、 n 分别为疲劳强度和疲劳延性指数。

定义棘轮应变为每个循环内残余应变 ϵ_r ^[14,24] 的变化量,即相邻两个循环结束时残余应变的差值,表达式为

$$\Delta \epsilon_{r,i} = \epsilon_{r,i} - \epsilon_{r,i-1} \quad (8)$$

式中: $\epsilon_{r,i}$ 、 $\epsilon_{r,i-1}$ 分别为第 i 和 $i-1$ 个循环结束时的

残余应变。

考虑棘轮应变可能出现在拉伸或压缩方向,为兼顾两种情况下残余应变累积对损伤的贡献,定义单次循环的棘轮损伤为

$$D_r = \frac{|\Delta \epsilon_{r,i}|}{\epsilon_u} \quad (9)$$

式中: ϵ_u 为材料单轴拉伸时的断裂应变。

2 结果与讨论

2.1 周期启停工况下的传热分析

各阶段的结构温度分布如图2所示。由图2(a)可见,在启动阶段,由于启动时间短、温升速率快,涡轮叶片表面温度急剧升高,此时涡轮盘内部温度场尚未达到稳定状态,导致瞬态热载荷在结构中引发了较大的热应力。如图2(b)所示,进入稳态运行后,涡轮盘内部持续导热,约在200 s后达到热平衡状态。在图2(c)所示的停机阶段,施加主动冷却边界条件后,涡轮盘表面温度迅速下降。受高温合金材料热惯性影响,表面冷却速率远高于内部热量向外传导的速率,从而形成由盘心向盘表递减的逆向温度梯度场。在随后的冷却阶段,如图2(d)所示,尽管已施加强化散热边界条件,但由于热惯性的持续作用,结构在10 s的预设冷却时间内仍未能实现均匀冷却。

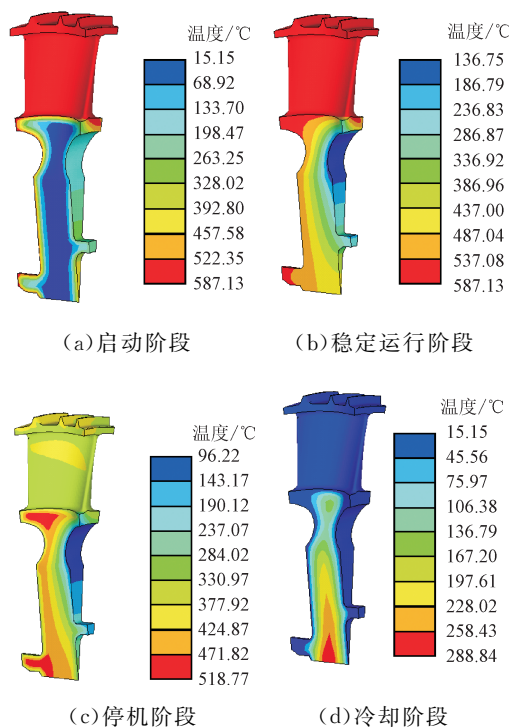


图2 各阶段的结构温度分布

Fig. 2 Structural temperature distribution at each stage

基于数值模拟结果,将首个循环结束时的瞬态温度场作为下一循环的初始热边界条件。此时,盘体内部仍存在明显的温度不均匀分布,该非均匀热状态将对后续循环的热响应产生重要影响。

一个循环下,涡轮盘的无量纲转速及各个考察点温度随时间的变化如图3所示。由图可见,达到稳定状态后,A、B、C、D、E点处的温度均超过550 °C; F点由于受到系统的冷气冲击,稳定运行状态时的温度约为150 °C。

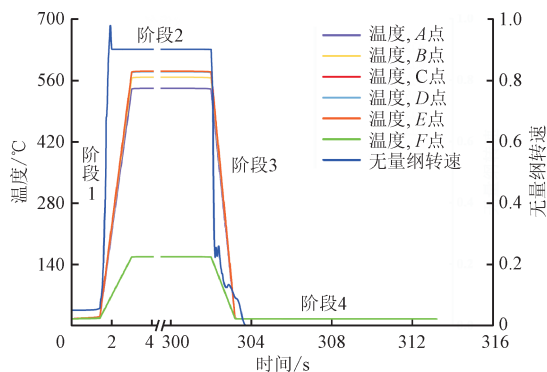


图3 涡轮盘无量纲转速及各考察点温度随时间的变化

Fig. 3 Variation of non-dimensional rotational speed of turbine disk and temperature at various observation points over time

2.2 各阶段涡轮盘的力学行为分析

各阶段涡轮盘结构的 von Mises 等效应力(下文简称等效应力)分布如图4所示。由图4(a)可见,在启动阶段,由于叶身与围带区域的表面温度显著高于盘腹与盘面,导致涡轮盘内部形成较大的温度梯度。同时,涡轮盘转速在短时间内迅速升至额定值,离心拉应力急剧增大,使得外缘围带处的等效应力高达1 080 MPa。相比之下,叶型进气侧与出气侧部位因厚度较薄、导热效率较高,所承受的热应力相对较小,等效应力幅值也相对较低。进、出气侧的叶根与叶顶区域分别与盘缘和围带内部连接,导热条件较差,因而承受的热应力更高。进、出气侧叶根区域的等效应力均超过900 MPa,出气侧叶顶处也超过了700 MPa;而进气侧叶顶处的应力最低,尚未达到材料屈服极限。

稳定运行阶段,涡轮盘内部达到热平衡状态,如图4(b)所示。在额定工况下,进、出气侧叶根与叶顶区域的等效应力均有所降低,整体表现为叶顶应力低于叶根,出气侧应力低于进气侧。进气侧叶根处的等效应力约为540 MPa,是压应力和弯曲应力

共同作用的结果。另一方面,盘腹部位因结构较薄,在综合载荷作用下承受的拉应力较大,等效应力达到 960 MPa。

如图 4(c)所示,停机阶段过程中,涡轮盘转速下降,表面温度降低,叶型进气侧与出气侧部位的应力显著上升,尤以出气侧叶型根部最为突出。该位置在停机后承受较大的径向拉应力和周向压应力,且沿两个方向均存在显著的剪切应力分量,整体呈现出弯扭复合受力状态,导致等效应力高达 922 MPa。在如图 4(d)所示的冷却阶段,由于采用了主动冷却边界条件替代自然冷却,因此在预设冷却时间结束时,结构尚未完全冷却,内部仍存在明显的残余应力和应变。

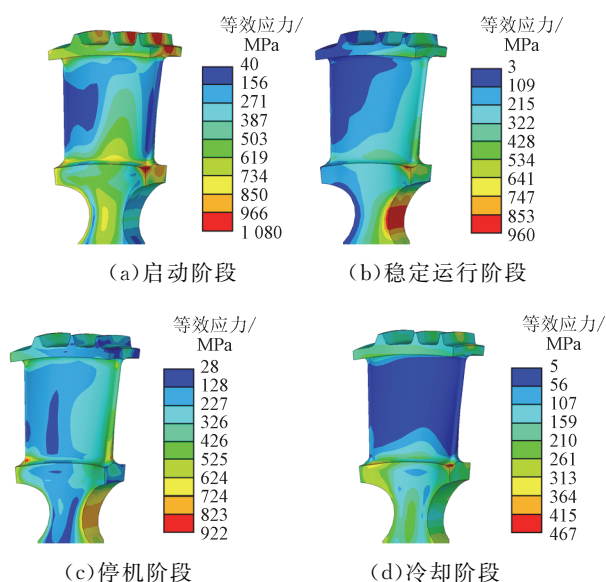


图 4 各阶段的等效应力分布

Fig. 4 Equivalent stress distribution at each stage

图 5 为各阶段下结构的总应变分布。从中可以看出,启动、稳定运行和停机阶段的总应变分布与应力变化趋势基本一致;而在冷却阶段,出气侧叶型根部区域出现明显的总应变集中,其中塑性应变占主导地位。该位置在径向及两个剪切方向上的塑性应变均较大,表明其在停机与冷却过程中主要承受强烈的拉-弯复合载荷作用。

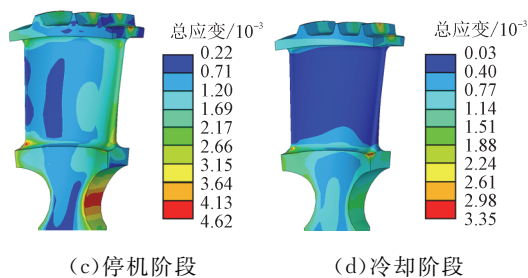
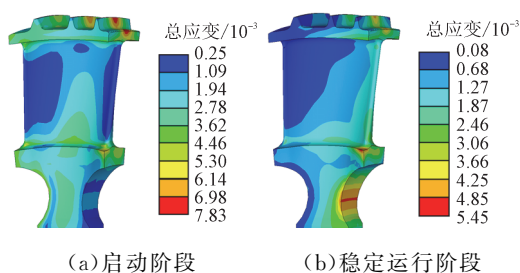


图 5 各阶段的总应变分布

Fig. 5 Total strain distribution at each stage

2.3 循环载荷下的棘轮效应分析

根据可重复使用火箭发动机的任务需求,涡轮盘通常需要承受数十次启停循环(如当前猎鹰 9 一子级平均复用 6.06 次)。基于单次循环下的力学行为,对 10 个连续循环加载下结构的应力应变演化进行分析,重点研究初始循环阶段棘轮效应和疲劳损伤的演化规律。尽管循环次数较少,但初始阶段损伤行为对寿命预测至关重要,这是因为棘轮效应在早期循环中最为显著。进气侧叶型根部(A 点)、出气侧叶型根部(B 点)、出气侧叶型顶部(D 点)、围带顶部(E 点)在 10 次循环加载中的径向应力-塑性应变变化曲线如图 6~图 9 所示。计算结果显示,进气侧叶型顶部(C 点)与盘腹(F 点)在运行过程中并未产生棘轮效应。

图 6~图 9 中,深蓝色曲线为第 1 次循环下的应力-应变响应,滞回环的非闭合性是产生棘轮效应的直接体现,起始点与结束点之间的应变差即为该循环内所累积的塑性应变。在后续循环中,每增加 1 周次均会产生新的塑性应变,但其增量幅度随循环次数的增加逐渐递减,具体表现为滞回环宽度不断收窄。这一塑性应变增量逐步衰减的现象,反映了材料为适应循环载荷作用而发生的调整行为。

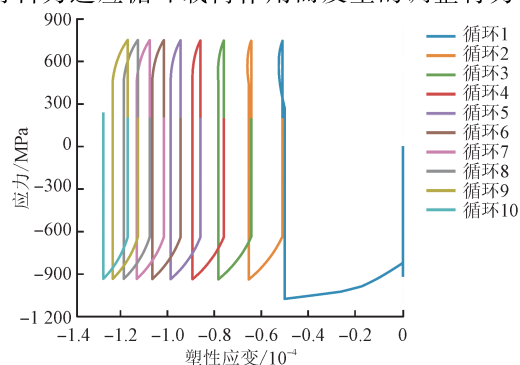


图 6 进气侧叶型根部(A 点)径向应力-塑性应变的变化
Fig. 6 Radial stress-plastic strain curve of inlet side blade root chamfer (point A)

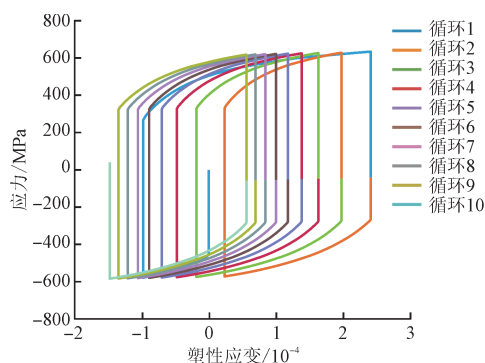


图7 出气侧叶型根部(B点)径向应力-塑性应变的变化

Fig. 7 Radial stress-plastic strain curve of outlet side blade root chamfer (point B)

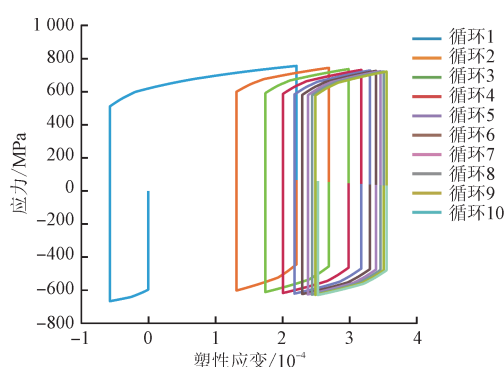


图8 出气侧叶型顶部(D点)径向应力-塑性应变的变化

Fig. 8 Radial stress-plastic strain curve of outlet side blade top chamfer (point D)

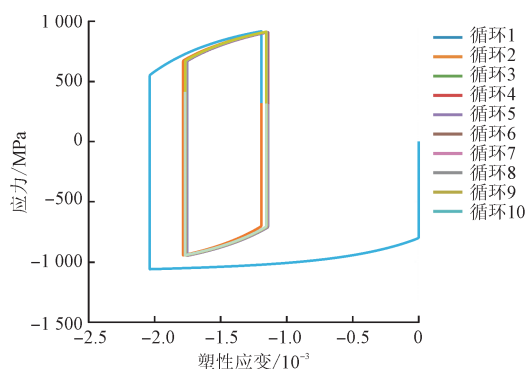


图9 围带(E点)顶部径向应力-塑性应变的变化

Fig. 9 Radial stress-plastic strain curve at the top of the band (point E)

棘轮效应的行进方向为平均应力方向。从图6~图9中可以看出,A点和B点的迟滞环沿着负向移动,而D点和E点的迟滞环沿着正向移动,表明A、B点在循环过程中受到压向平均应力的影响,塑性应变沿着平均应力的方向不断累积,循环后的残余应变为压应变;而D、E点的残余应变为拉应变。这种差异主要是因为综合载荷循环作用下,叶根

部位受到盘体的约束作用产生压向应力,而叶顶和围带部位由于结构自由度较大处于拉伸状态,导致拉应变累积。残余应变非均匀分布的状态是涡轮盘几何结构和边界条件共同作用的结果。

随着循环次数进一步增加,塑性应变增量逐渐趋于稳定非零值,表明材料响应进入逐渐稳定阶段,即进入稳定的棘轮演化状态。与此同时,滞回环的峰值和谷值应力水平随循环过程发生移动,但其应力范围基本保持不变。该现象的本质源于材料在循环塑性变形中屈服面中心随背应力的演化而持续移动,而屈服面半径并未发生显著变化,从而呈现出典型的随动强化特征。

2.4 损伤分析

根据涡轮盘失效案例的统计经验,叶身部位发生裂纹破坏的频率显著高于其他区域^[25]。因此,选取叶身中具有明显棘轮效应的3个关键位置进行损伤分析,包括进气侧叶型根部(A点)、出气侧叶型根部(B点)和出气侧叶型顶部(D点)。在综合考虑疲劳损伤与棘轮损伤的基础上,评估10次循环载荷下的累积损伤情况,结果如图10~图12所示。

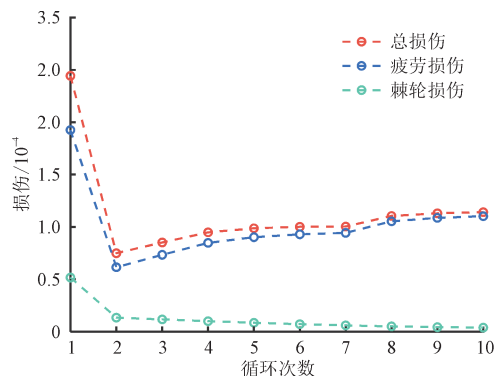


图10 进气侧叶型根部(A点)损伤分析结果

Fig. 10 Damage analysis results of inlet side blade root chamfer (point A)

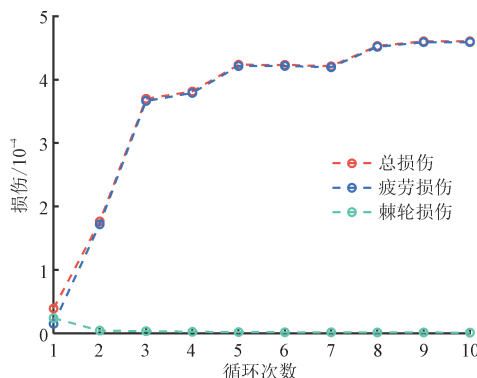


图11 出气侧叶型根部(B点)损伤分析结果

Fig. 11 Damage analysis results of outlet side blade root chamfer (point B)

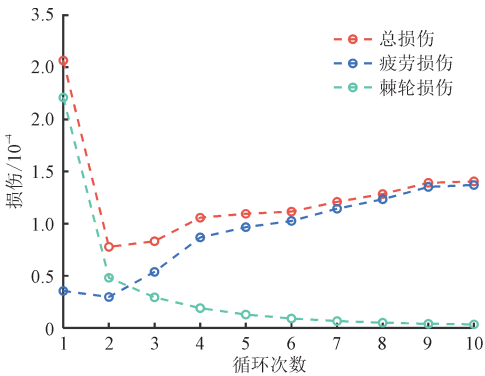


图 12 出气侧叶型顶部(D点)损伤分析结果
Fig. 12 Damage analysis results of outlet side blade top chamfer (point D)

从总损伤分布来看,出气侧的整体损伤高于进气侧,其中出气侧叶型根部(B点)的总损伤最大。这是因为冷却阶段在涡轮盘表面施加的强制冷却条件,导致叶身出现显著反向温度梯度,进而引发较大热应力,使得该区域处于较强的弯扭复合应力状态,总应变较大且损伤累积加剧。进一步分析各位置的损伤组成发现,在循环载荷作用下,疲劳损伤占据主导地位,且其占比随循环次数的增加而逐渐提高。至

第 10 次循环时,A、B、C 点处的疲劳损伤占总损伤的比例分别为 96.59%、99.73%和 97.57%。棘轮损伤在首次循环中最为显著,之后随着循环周次增加,A、B、D 点处的棘轮损伤逐渐减小,直至稳定在 3.89×10^{-6} 、 1.23×10^{-5} 、 3.42×10^{-6} 左右,其占总损伤的比例也逐步下降。在实际运行工况下,涡轮盘停机后通常经历自然冷却过程,叶身内部不会出现瞬时强温度梯度。因此,采用强制冷却条件所获得的损伤评估结果更为保守。分析结果表明:出气侧叶型根部(B点)为潜在失效高风险区域,该结论与 Wang 等^[14]及文献[25]中的疲劳分析结果一致。值得注意的是,虽然压应变被计入损伤评估中,但在实际中有可能对寿命具有缓解作用,因此评估结果较为保守。

10 次循环作用下,A、B、D 点处不同损伤的占比如表 1 所示。由表可知,棘轮损伤在第 1 次循环中占比最大,这是因为循环载荷下塑性应变累积在早期最为显著。然而,由于棘轮损伤增量随着循环次数增加而衰减,疲劳损伤占比逐渐提升,至第 10 次循环时,疲劳损伤占比已超过 96%。

表 1 不同循环次数下的损伤占比
Table 1 Damage proportion under different cycle counts

循环次数	棘轮损伤占比/%			疲劳损伤占比/%		
	A 点	B 点	D 点	A 点	B 点	D 点
1	21.2	61.4	86.2	78.8	38.6	13.8
2	17.9	2.5	61.8	82.1	97.5	38.2
3	13.8	0.9	35.3	86.2	99.1	64.7
4	10.6	0.6	18.0	89.4	99.3	82.0
5	8.6	0.5	11.7	91.4	99.5	88.3
6	7.2	0.4	8.1	92.8	99.6	91.9
7	6.0	0.4	5.5	93.0	99.6	94.5
8	4.6	0.3	3.9	95.4	99.7	96.1
9	3.8	0.3	2.8	96.2	99.7	97.2
10	3.4	0.3	2.4	96.6	99.7	97.6

计算 A、B、D 点在 10 次循环载荷作用下的累积棘轮损伤,得到的结果如图 13 所示。由图可见,各点的累积损伤呈非线性演化规律,其中出气侧(B、D 点)的棘轮损伤显著高于进气侧(A 点)。随着循环次数的增加,每一次循环所产生的棘轮损伤增量逐渐减小。根据棘轮效应理论,若继续施加循环载荷,损伤增量最终将以稳定增量持续累积,棘轮损伤进入渐近稳定演化阶段,此时累积损伤将随循环次数近似呈线性增长。

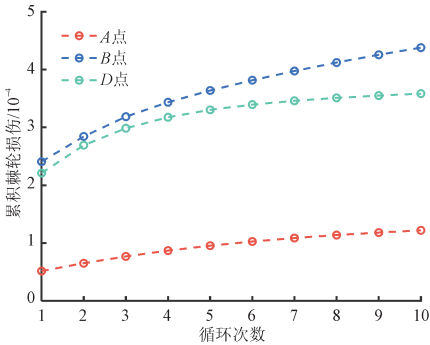


图 13 叶身不同位置处的累积棘轮损伤
Fig. 13 Cumulative ratcheting damage at different positions of the blade

3 结 论

针对可重复使用的某型液体火箭发动机涡轮盘,开展了考虑棘轮效应的力学特性研究和损伤分析,得到如下主要结论。

(1)在非对称循环载荷下,涡轮盘最大总损伤出现出气侧叶型根部(B点)。这是由强制冷却阶段产生的反向温度梯度所引起,导致该区域处于显著的弯扭复合应力状态,从而产生较大的应变累积,成为潜在失效区域。

(2)定量分析了涡轮盘关键部位(A、B、D点)考虑棘轮效应的结构损伤,结果表明:棘轮损伤在首次循环中最为显著,而后随循环次数的增加逐渐减小,最终稳定在 3.89×10^{-6} 、 1.23×10^{-5} 、 3.42×10^{-6} 左右。随着循环次数增加,疲劳损伤的占比逐渐提高,至第10次循环时分别达到96.6%、99.7%和97.6%。

(3)结构的棘轮损伤演化具有非线性特征,累积棘轮损伤随循环次数呈非线性增长,且每一次循环产生的损伤增量随周次增加而逐渐减小,表现出材料面对循环载荷的自发调整行为。

参考文献:

- [1] 包为民. 可重复使用运载火箭技术发展综述 [J]. 航空学报, 2023, 44(23): 1-26.
 Bao Weimin. A review of reusable launch vehicle technology development [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(23): 1-26.
- [2] 刘敏华. 猎鹰9号火箭发射及箭体复用的分析 [J]. 宇航总体技术, 2024, 8(1): 20-27.
 Liu Minhua. Analysis of falcon 9 launch and booster reuse [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024, 8(1): 20-27.
- [3] 王小军. 中国航天运输系统未来发展展望 [J]. 导弹与航天运载技术, 2021(1): 1-6.
 Wang Xiaojun. Future development of space transportation system of China [J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(1): 1-6.
- [4] 李斌, 张小平, 高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考 [J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 1-7.
 Li Bin, Zhang Xiaoping, Gao Yushan. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 1-7.
- [5] Hale J R, Klatt F P. SSME improvements for routine shuttle operations [C]//21st Joint Propulsion Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 1985: AIAA 1985-1163.
- [6] Tischer A E, Glover R C. Studies and analyses of the space shuttle main engine [EB/OL]. (1987-12-31) [2025-06-20]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19890009154>.
- [7] 吴锦涛, 王珺, 徐自力, 等. 高转速部分进气涡轮盘气流力及叶片振动响应研究 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(7): 108-117.
 Wu Jintao, Wang Jun, Xu Zili, et al. Airflow force and vibration response for high speed partial-admission turbine disk [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(7): 108-117.
- [8] 李康迪, 王珺, 徐自力, 等. 某型液体火箭发动机部分进气涡轮盘振动分析及改型设计 [J]. 火箭推进, 2023, 49(1): 80-86.
 Li Kangdi, Wang Jun, Xu Zili, et al. Vibration analysis and modification design of partial admission turbine disk for a liquid rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2023, 49(1): 80-86.
- [9] 黄朝晖, 袁奇, 张弘斌, 等. 某型火箭发动机涡轮转子流热固耦合强度及疲劳寿命分析 [J]. 西安交通大学学报, 2022, 56(8): 73-84.
 Huang Chaohui, Yuan Qi, Zhang Hongbin, et al. Analysis of fluid-thermal-solid coupling strength and fatigue life of a certain rocket engine turbine rotor [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022, 56(8): 73-84.
- [10] 刘士杰, 刘登丰, 马晓秋, 等. 重复使用液体火箭发动机涡轮泵安全寿命预估方法 [J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 1079-1089.
 Liu Shijie, Liu Dengfeng, Ma Xiaoqiu, et al. Predicting method of safety life of reusable liquid rocket engine turbopump [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 1079-1089.
- [11] 杜大华, 王珺, 王红建, 等. 液体火箭发动机涡轮盘低周疲劳寿命预测 [J]. 火箭推进, 2020, 46(6): 16-24.
 Du Dahua, Wang Jun, Wang Hongjian, et al. Low cycle fatigue life prediction of a liquid rocket engine turbine disk [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(6): 16-24.
- [12] 金平, 吕俊杰, 戚亚群, 等. 可重复使用液体火箭发动机寿命问题探讨 [J]. 宇航总体技术, 2023, 7(4): 51-59.
 Jin Ping, Lü Junjie, Qi Yaqun, et al. Discussion on the life of reusable liquid rocket engine [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2023, 7(4): 51-59.
- [13] 姜金朋, 刘志超, 刘筑, 等. 火箭发动机涡轮典型结

- 构形式对叶片低周疲劳寿命的影响研究[J]. 宇航总体技术, 2020, 4(5): 51-64.
- Jiang Jinpeng, Liu Zhichao, Liu Zhu, et al. Effects of turbine structure on life of turbine blade for liquid rocket engine [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(5): 51-64.
- [14] Wang Wei, Ma Yixin, Liu Bingyang, et al. Reliability analysis of reusable turbine rotor blisk: an application of parametric modelling method under multi-field coupling [J]. Engineering Failure Analysis, 2023, 152: 107511.
- [15] Rezaiee-Pajand M, Sinaie S. On the calibration of the Chaboche hardening model and a modified hardening rule for uniaxial ratcheting prediction [J]. International Journal of Solids and Structures, 2009, 46(16): 3009-3017.
- [16] Prager W. A new method of analyzing stresses and strains in work-hardening plastic solids [J]. Journal of Applied Mechanics, 1956, 23(4): 493-496.
- [17] Frederick C O, Armstrong P J. A mathematical representation of the multiaxial Bauschinger effect [J]. Materials at High Temperatures, 2007, 24(1): 1-26.
- [18] Chaboche J L. Time-independent constitutive theories for cyclic plasticity [J]. International Journal of Plasticity, 1986, 2(2): 149-188.
- [19] 姜金朋, 陈涛, 金平, 等. Chaboche 随动硬化模型参数确定及棘轮效应 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(10): 1430-1435.
- Jiang Jinpeng, Chen Tao, Jin Ping, et al. Parameter determination of Chaboche kinematic hardening models and ratcheting simulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(10): 1430-1435.
- [20] 刘士杰, 王召, 刘继超, 等. 基于 Chaboche 硬化模型的 304SS 全寿命循环力学行为仿真分析 [J]. 火箭推进, 2022, 48(3): 40-49.
- Liu Shijie, Wang Zhao, Liu Jichao, et al. Simulation analysis of 304SS full-life cyclic mechanical behavior based on Chaboche hardening model [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(3): 40-49.
- [21] Ren Peirong, Huang Weiqing, Yang Xiaoguang, et al. A modified constitutive model considering microstructure degradation of Ni-based superalloys and its application to microstructural damage calculation [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2021, 882: 160605.
- [22] 尚福林. 塑性力学基础 [M]. 3 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2018.
- [23] 闫晓军, 聂景旭. 涡轮叶片疲劳 [M]. 北京: 科学出版社, 2014.
- [24] 黄峻峰, 贺尔铭, 易金翔, 等. 再生冷却推力室热机疲劳寿命预测研究 [J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(4): 723-731.
- Huang Junfeng, He Erming, Yi Jinxiang, et al. Research on thermomechanical fatigue life prediction of regenerative cooling thrust chamber [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2022, 40(4): 723-731.
- [25] Chandler W T. Materials for advanced rocket engine turbopump turbine blades [EB/OL]. (1985-04-01) [2025-09-12]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19850018561>.

(编辑 李慧敏)

(上接第 239 页)

- [22] 余志生. 汽车理论 [M]. 6 版. 北京: 机械工业出版社, 2024.
- [23] Tan Di, Lu Chao, Ren Chuanbo. Optimal matching between the suspension and the rubber bushing of the in-wheel motor system [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part D Journal of Automobile Engineering, 2015, 229(6): 758-769.
- [24] Yu Yuewei, Song Yunpeng, Zhao Leilei, et al. Analytical formulae and applications of vertical dynamic responses for railway vehicles [J]. Strojniški vestnik: Journal of Mechanical Engineering, 2023, 69(1/2): 73-81.
- [25] 吕文博, 赵又群. 主动悬架识别路面扰动反馈最优控制策略研究 [J]. 噪声与振动控制, 2024, 44(6): 191-197.
- Lü Wenbo, Zhao Youqun. Optimal control strategy with identification of road disturbance feedback for active suspensions [J]. Noise and Vibration Control, 2024, 44(6): 191-197.

(编辑 李慧敏)