

3D打印缺陷对功能梯度材料 涡轮盘破裂转速的影响

郝泽洋, 孙 阳, 饶国琴, 杨雅丽, 陈立杰*

(厦门大学 航空航天学院, 福建 厦门 361102)

摘 要: 三维(3D)材料及结构的质量控制问题目前仍是限制其实际应用的关键因素。针对3D打印功能梯度材料涡轮盘,首先基于含损伤统一黏塑性本构模型建立了高温叶片材料含温度项的本构模型,然后采用极限应变法进行了工作温度场下的轮盘破裂转速分析,系统探讨了不同类型3D打印缺陷(孔隙、通粉孔未熔合、界面、裂纹等)对轮盘性能的影响。结果表明:考虑温度影响的含损伤统一黏塑性本构模型,可以很好地描述高温材料的率相关性和温度软化效应;分布于高应变区(危险截面)的3D打印缺陷会导致涡轮盘破裂转速显著下降,并导致破裂位置发生变化;综合考虑各类3D打印缺陷,仿真与试验破裂转速仅相差0.69%。研究成果对3D打印关键零部件的损伤容限设计具有指导意义。

关键词: 涡轮盘;破裂转速;制造缺陷;极限应变法;3D打印;功能梯度材料

中图分类号: V231.91;V263.1

文献标识码: A

文章编号: 1672-2620(2025)05-0103-11

DOI: 10.3724/j.GTER.20250054

Effect of various 3D printing defects on the burst speed of functional gradient turbine disk

HAO Zeyang, SUN Yang, RAO Guoqin, YANG Yali, CHEN Lijie*

(School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361102, China)

Abstract: Currently, the quality control issue is still a key factor limiting the practical applications of three-dimensional (3D) printing materials and structures. For verification of turbine disk based on 3D printed functionally graded materials, firstly, based on the unified viscoplastic constitutive model with damage, the constitutive model with temperature term was established for high temperature blade material. Then, the burst speed was analyzed under the working temperature field based on the strain-based fracture criteria. The influence of 3D printing defects on the burst speed of the turbine disk was systematically explored, including pores, powder exhaust-holes, interfaces, and cracks. The research results indicate that the rate dependence and temperature softening effect of high temperature materials can be well described by the unified viscoplastic constitutive model considering the effect of temperature and material damage, and the defects located in the high-strain areas (critical sections) can lead to a significant decrease in the burst speed of the verification turbine disk and also cause the variation of fracture position. Considering all types of manufacturing defects obtained from inspection, the error between the simulation and experimental results of the burst speed is only 0.69%. It can provide guidance for the damage tolerance design of key components manufactured by 3D printing.

收稿日期:2024-05-09

基金项目:中国航发自主创新专项资金项目(ZZCX-2018-017)

作者简介:郝泽洋(1997-),男,河北石家庄人,硕士研究生,研究方向为结构强度与可靠性。

通信作者:陈立杰,教授,博士生导师,研究方向为结构强度、结构完整性与可靠性、疲劳/断裂、计算力学、计算材料学。E-mail:chenlijie@xmu.edu.cn

引用格式:郝泽洋,孙 阳,饶国琴,等. 3D打印缺陷对功能梯度材料涡轮盘破裂转速的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究,2025,38. HAO Zeyang, SUN Yang, RAO Guoqin, et al. Effect of various 3D printing defects on the burst speed of functional gradient turbine disk[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38.

Key words: turbine disk; burst speed; manufacturing defects; strain-based fracture criteria; 3D printing; functionally graded materials

1 引言

三维(3D)打印技术,也被称为增材制造(AM),是一种通过逐层堆积材料来构建三维物体的制造过程。这种技术以设计自由度高、生产复杂零件能力强等优势,在航空航天、医疗、汽车制造等领域得到了广泛应用^[1-3]。激光选区熔化(SLM)技术与定向能量沉积(DED)技术是目前打印金属-金属功能梯度材料零部件常用的增材制造技术^[4-6]。然而,3D打印过程中存在的打印缺陷仍是限制3D打印在关键领域广泛应用的主要障碍^[7-8]。

3D打印中的缺陷主要分为几何缺陷、表面缺陷和内部缺陷3类。其中,内部缺陷产生的原因通常为金属在增材制造过程中层与层之间、基板与熔池之间出现了较大的温度梯度。常见的内部缺陷有孔隙、未熔合缺陷及裂纹等。内部缺陷可能在零件内部形成应力集中点,降低其力学性能^[9-10]。航空发动机涡轮盘工作时需承受高温和高离心应力。3D打印功能梯度材料涡轮盘(以下简称3D打印涡轮盘)内部的3D打印缺陷可能引发结构突发性失效。然而,当前针对3D打印缺陷对涡轮盘这类关键零部件性能的影响,尚缺乏系统性研究,导致损伤容限设计相关工作仍缺乏理论依据^[11]。

对于涡轮盘这类关键零部件,其性能初步验证的首先考核指标为超转试验及破裂转速。鉴于此,本文基于有限元与极限应变法,系统分析3D打印中常见缺陷对涡轮盘破裂转速的影响规律,明确该转速的关键影响因素,以期对3D打印结构件的损伤容限设计提供理论参考与技术支持。

2 破裂转速计算方法

轮盘破裂转速与轮盘结构、轮盘材料、温度环境、剖面形状及发动机工作状态等多种因素相关。破裂转速分析方法主要有解析法、平均应力法、极限应力/应变法、能量法等,所用判据及适用情况均有所差异。目前主要采用的破裂转速预测方法为平均应力法与极限应力/应变法两类^[12-15]。平均应力法认为,当轮盘某一截面上的平均周向或径向应力达到轮盘材料的抗拉强度极限时,轮盘发生破裂。但该方法需引入基于大量试验数据得到的修正系数以

提高计算精度。极限应力/应变法则以局部应力或应变为判据,认为当轮盘任意一点的应力或应变达到材料极限强度时,盘体发生破裂失效。极限应变法通过轮盘局部破裂准则与弹塑性分析预测其破裂转速。该方法的破裂准则为:在单调增加的载荷作用下,当轮盘内任一局部点的等效塑性应变达到材料的延伸率时,此局部点有裂纹萌生;裂纹形成后,若继续加载,裂纹将快速扩展并导致轮盘丧失承载能力,最终发生破裂,此时对应的转速即为轮盘的破裂转速^[15]。

当有限元分析涉及大变形计算方法时,需采用对数应变。当等效塑性应变达到材料延伸率时,对应的对数应变如式(1)所示。因此,极限应变法的破裂准则可描述为:在单调增加的转速作用下,当轮盘内任一局部点的等效塑性应变达到 $\ln(1+\delta)$ 时,轮盘发生破裂。

$$\varepsilon_{\ln} = \ln(1 + \delta) \quad (1)$$

式中: $\varepsilon_{\ln}$ 为等效塑性应变; δ 为材料延伸率。

极限应变法主要采用轮盘材料的弹塑性本构模型来预测轮盘的破裂转速,不包含任何经验修正系数,适用于试验前期阶段的轮盘设计与优化,并且可以很好地描述轮盘破裂前的变形行为,准确预测可能的破裂位置。

由于本文使用的轮盘模型为带有内部空腔和3D打印缺陷的复杂结构,使用平均应力法计算破裂转速将存在较大误差,因此选取极限应变法计算破裂转速。

3 材料本构模型

在破裂转速分析中,涡轮盘盘体部分的GH4169材料工作在400~650℃温度区间,由于温度梯度不大,材料的力学性能退化并不明显,不需要建立考虑温度影响的复杂本构模型,后续计算中可根据不同温度下材料力学性能试验结果线性插值进行材料性能赋予。但叶片部分的K477材料工作在650~1050℃的较高温度区间,材料的力学性能非线性退化非常明显,因此对其建立适用的本构模型。研究采用基于Lemaitre连续损伤力学准则建立的统一黏塑性本构模型^[16],并进一步引入温度项函数,使得本构方

程可以更好地拟合高温下材料力学性能的变化。

含损伤的统一黏塑性本构模型的主控方程^[16]如下:

$$\varepsilon_{ij} = \varepsilon_{ij}^e + \varepsilon_{ij}^p \quad (2)$$

$$\varepsilon_{ij}^e = [(1-D)\mathbf{E}_{ijkl}]^{-1} \sigma_{ij} \quad (3)$$

$$\dot{\varepsilon}_{ij}^p = \sqrt{\frac{3}{2}} \left\langle \frac{F_y}{(1-D)K} \right\rangle^n \frac{S_{ij} - a_{ij}}{\|S_{ij} - a_{ij}\|} \quad (4)$$

$$F_y = \sqrt{1.5(S_{ij} - a_{ij})^2} - Q \quad (5)$$

式中: ε_{ij} 为总应变, 由弹性应变 ε_{ij}^e 与塑性应变 ε_{ij}^p 组成, $i, j = 1, 2, 3$; $\dot{\varepsilon}_{ij}^p$ 为塑性应变率; $D(f) = 1 - e^{(-1.576f - 6.442f^2)}$ 为损伤因子, 其中 e 为自然常数, f 为孔隙率^[16]; $\mathbf{E}_{ijkl}$ 为弹性矩阵; K 、 n 为材料常数, 用于表征材料的率相关性; $S_{ij} = \sigma_{ij} - \frac{1}{3}\sigma_{kk}\delta_{ij}$ 为偏应力, σ_{ij} 为应力分量, σ_{kk} 表示与 ij 平面垂直方向上的应力; a_{ij} 表示偏背应力; Q 表示各向同性变形的抗力; $\|S_{ij} - a_{ij}\|$ 表示 $S_{ij} - a_{ij}$ 的模; $\langle \cdot \rangle$ 为 MaCauley 括号, 其定义为, 当 $x \leq 0$ 时有 $\langle x \rangle = 0$, 当 $x > 0$ 时有 $\langle x \rangle = x$ 。

各向同性硬化法则如下:

$$Q = Q_0 + Hp + Q_{sa}(1 - e^{-bp}) \quad (6)$$

式中: Q_0 表示初始的各向同性变形阻力; p 表示累积的塑性应变; H 、 Q_{sa} 、 b 是与阻力变化速度有关的材料参数, 其中 H 定义了各向同性变形抗力在线性软化阶段的变化速率, Q_{sa} 、 b 反映了初始快速软化阶段的变化情况。

为更好地描述材料的平均应力松弛行为, 本文的随动硬化法则采用了 Abdel Karim 与 Ohno 提出的非线性随动硬化模型^[17], 该模型是 Armstrong-Frederick 随动模型与 Ohno-Wang 随动模型^[18]的结合, 将偏背应力分成了 N 个部分, 其演化方程为:

$$\alpha_{ij} = \sum_{k=1}^N \alpha_{ij}^{(k)} \quad (7)$$

$$f^{(k)} = \left\| \alpha_{ij}^{(k)} \right\|^2 - \left(r^{(k)} \right)^2 = 0 \quad (8)$$

$$\dot{\alpha}_{ij}^{(k)} = \zeta^{(k)} \left[\frac{2}{3} r^{(k)} \dot{\varepsilon}_{ij}^p - \mu^{(k)} \alpha_{ij}^{(k)} \dot{p} - H(f^{(k)}) \alpha_{ij}^{(k)} \left\langle \dot{\varepsilon}_{ij}^p : K_{ij}^{(k)} - \mu^{(k)} \dot{p} \right\rangle \right] \quad (9)$$

式中: $f^{(k)}$ 为动态恢复项的判断式; $r^{(k)}$ 为判断临界面的半径; $K_{ij}^{(k)} = a_{ij}^{(k)} / \|a_{ij}^{(k)}\|$ 代表偏背应力的方向;

$\dot{p} = \sqrt{\frac{2}{3}} \dot{\varepsilon}_{ij}^p : \dot{\varepsilon}_{ij}^p$ 表示累积的塑性应变率; $\zeta^{(k)}$ 为材料常数; $\mu^{(k)}$ 为叠加 A-F 随动模型与 O-W 随动模型的系数, 主导了对材料平均应力松弛行为的模拟能力, 在 Abdel-Karim-Ohno 模型中, 为减少模型的复杂程度, 通常假设其各分量为相等的固定值, 且 $0 < \mu^{(k)} < 1$; $H(\cdot)$ 代表 Heaviside 阶跃函数, 且定义当 $x \geq 0$ 时 $H(x) = 1$, 当 $x < 0$ 时 $H(x) = 0$ 。

由于统一黏塑性本构方程形式较为复杂, 涉及的变量较多, 因此在引入温度项时, 考虑采用较为简单的多项式形式。借鉴 Johnson-Cook 唯象本构模型的温度项函数^[19], 并对其进行修正, 构建了含温度项模型, 即:

$$\Psi = \Psi_0(1 - PT^{*m}) \quad (10)$$

式中: Ψ 为含损伤统一本构模型中的各温度相关参数, 即 K 、 n 、 Q_0 、 Q_{sa} 、 H 、 b 、 $\sum \zeta^{(k)}$ 、 $\sum r^{(k)}$ 、 $\sum \mu^{(k)}$; Ψ_0 为常温下含损伤统一本构模型中的各温度相关参数; T^* 为无量纲温度, 满足 $T^* = (T - T_a) / (T_m - T_a)$, 其中 T 为温度, T_m 为参考温度 (一般为金属熔点), T_a 为环境温度 (常取室温 20°C); P 为温度修正系数; m 为温度软化系数。

利用不同温度下 K477 的单轴拉伸试验数据, 求得 $P=0.824$, $m=1.076$ 。500 $^\circ\text{C}$ 下其他统一黏塑性本构模型参数详见表 1。

图 1 为 500 $^\circ\text{C}$ 和 900 $^\circ\text{C}$ 下不同拉伸速率时的 K477 材料单轴拉伸应力应变曲线试验与模型仿真结果。可以看出, 所建立的考虑温度效应的含损伤统一黏塑性本构模型可以很好地描述材料在高温下的率相关效应及软化效应, 仿真与试验结果的最大

表 1 500 $^\circ\text{C}$ 下 3D 打印 K477 本构模型参数

Table 1 3D printed K477 constitutive model parameters at 500 $^\circ\text{C}$

模型参数	计算结果
拉伸参数	$K=103 \text{ MPa}$, $n=2.5$
随动硬化参数	$k=8$, $\mu=0.94$, $\zeta^{(1)}=557.3$, $\zeta^{(2)}=448.9$, $\zeta^{(3)}=52.1$, $\zeta^{(4)}=14.7$, $\zeta^{(5)}=23.9$, $\zeta^{(6)}=10.4$, $\zeta^{(7)}=1.0$, $\zeta^{(8)}=2.1$, $r^{(1)}=13.3$, $r^{(2)}=3.4$, $r^{(3)}=496$, $r^{(4)}=114$, $r^{(5)}=3$, $r^{(6)}=93$, $r^{(7)}=1.5$, $r^{(8)}=132$
各向同性硬化参数	$Q_0=720 \text{ MPa}$, $H=-8.2$, $Q_{sa}=-43 \text{ MPa}$, $b=6$

相对误差小于5%。

4 有限元模型建立

涡轮盘轮心到叶片最远端的半径为86.24 mm, 盘体最大厚度为66.80 mm。鉴于涡轮盘为循环对称结构,为减少计算量,截取其1/31循环对称模型(轮盘共计31个叶片)进行分析。针对含3D打印缺陷涡轮盘,选用C3D10即10节点二次四面体单元。经网格收敛性测试后,确定基础网格尺寸为0.60 mm,并对孔隙和其他3D打印缺陷附近位置进行网格细化,细化后的网格尺寸约为0.05 mm。最终,整体结构的网格数量约为30万。

涡轮盘的主要材料为镍基高温合金。其中,盘

体采用3D打印GH4169(对应距涡轮盘盘心距离 $R=0\sim60.50$ mm区域),叶片采用3D打印K477(对应 $R=65.50\sim86.24$ mm区域)。随炉打印的标准件经拉伸试验获得的性能相关数据详见表2、表3。

高温区域叶片的K477材料本构通过二次开发的材料子程序进行赋予;盘体的GH4169材料因温度梯度相对较小,近似采用有限元软件默认的三段线性强化模型进行简化处理,即假定材料在弹性阶段的应力-应变关系为线性,进入屈服阶段后转变为线性强化状态,当应变逐渐增大至 $\delta/2$ 时,呈现理想塑性流动状态。

对于叶片与盘体间的多材料过渡区域,由于3D打印技术在制备功能梯度材料结构时难以实现完美

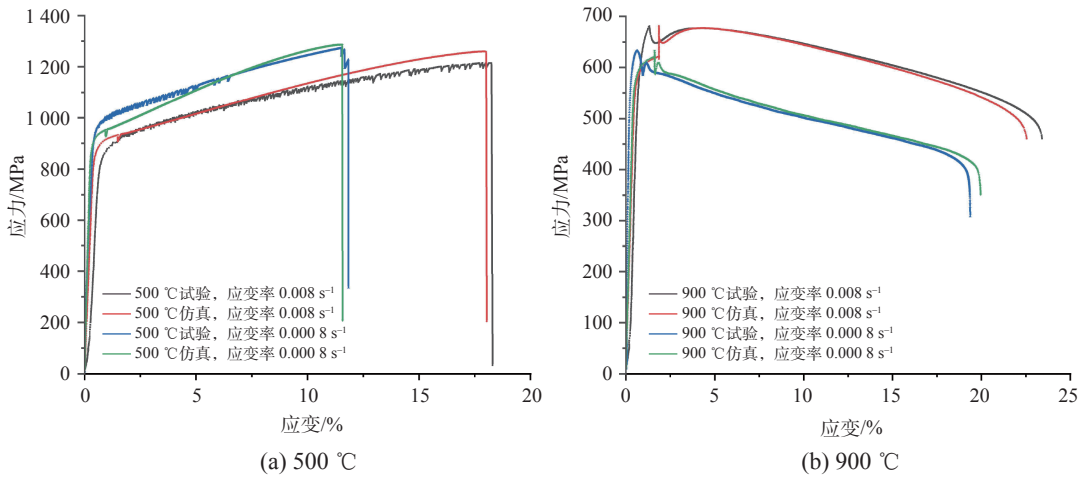


图1 不同温度下K477材料仿真结果与试验结果的对比

Fig.1 Comparison of simulation and experimental results of K477 material at different temperatures

表2 GH4169材料力学性能

Table 2 Mechanical properties of GH4169 material

温度/℃	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	极限强度/MPa	断后伸长率/%	线膨胀系数/ $10^{-6} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$
20	205.0	0.32	920	1 300	18.5	13.0
400	199.0	0.34	961	1 114	14.5	13.3
700	155.0	0.37	791	925	24.0	14.2
900	82.0	0.41	160	277	32.5	15.3
1 000	80.0	0.44	104	150	80.0	16.5

表3 K477材料力学性能

Table 3 Mechanical properties of K477 material

温度/℃	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	极限强度/MPa	断后伸长率/%	线膨胀系数/ $10^{-6} \text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$
20	189.0	0.29	730	1 260	12.0	11.4
400	154.5	0.31	725	875	15.0	12.9
700	130.0	0.34	680	760	17.0	14.3
900	56.0	0.36	450	550	22.0	14.7
1 000	50.0	0.36	160	260	26.0	14.8

地均匀过渡,因此结合涡轮盘在实际制备中材料沿径向逐渐梯度过渡的特点,设定不同层间的材料过渡梯度为25%,即盘心100%GH4169→75%GH4169+25%K477→50%GH4169+50%K477→25%GH4169+75%K477→叶片100%K477。

在有限元模拟中,将涡轮盘多材料过渡区域($R=60.50\sim 65.50$ mm)等距划分为3个区域,并假定同一层内材料属性一致,相邻层材料属性呈线性连续变化^[16]。基于此,采用分层法定义功能梯度材料属性——其物性参数沿涡轮盘径向呈梯度变化,不同组分比下的材料性能通过2种单材料力学性能的线性插值获得。材料分布情况如图2所示。

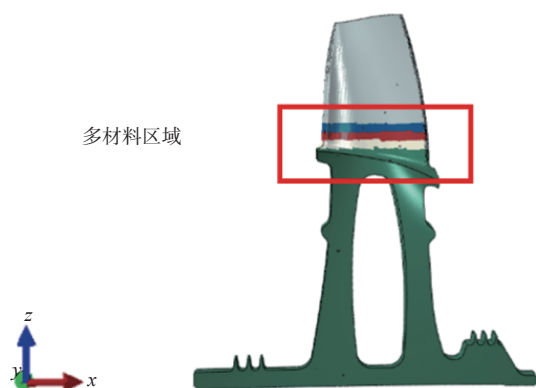


图2 含孔隙1/31涡轮盘材料分布示意图
Fig.2 Schematic diagram of the material distribution of the 1/31 turbine disk with pores

航空发动机涡轮盘通常受离心载荷、气动载荷、温度载荷、振动载荷及装配应力等多种载荷作用。在实际工况中,离心载荷和温度载荷是涡轮盘所受载荷的主要组成部分,而气动载荷、振动载荷及装配应力的影响相对较小。因此,对涡轮盘破裂转速进行分析时,仅考虑离心载荷和温度载荷^[20]。

固定涡轮盘的轴向和周向位移,并在对称面施加循环对称边界条件。离心载荷以转速形式施加,通过设置一个足够大的初始转速并逐渐加载,直至程序计算不收敛而退出;随后依据极限应变法的破裂准则,判断涡轮盘的具体破裂时刻,该时刻对应的加载转速即为破裂转速。

温度载荷根据完整叶轮盘实测点的温度拟合公式施加。真实温度场拟合的温度函数为:

$$T = 9.5386 \times 10^{-8} R^6 - 2.5236 \times 10^{-6} R^5 + 2.5760 \times 10^{-4} R^4 - 0.1295 R^3 + 3.5137 R^2 - 46.0424 R + 591.2677 \quad (11)$$

施加的温度分布如图3所示。可以看出,轮心温度最低,为366.1℃;叶尖温度最高,为1046.6℃。

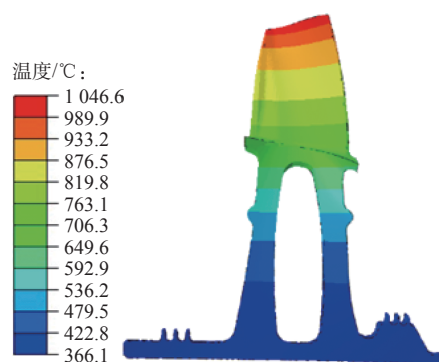


图3 涡轮盘真实温度分布云图
Fig.3 Cloud contour of the real temperature distribution of the turbine disk

5 考虑3D打印缺陷的涡轮盘破裂转速分析

5.1 无初始损伤轮盘分析

首先进行无损条件下的3D打印涡轮盘工作状态下的应力场分析以及破裂转速分析。在不考虑涡轮盘缺陷、工作转速为52 000 r/min和真实温度场条件下,涡轮盘最大应力出现在轮心处。这是由于涡轮盘离心载荷在越靠近转轴的位置越大,且由于涡轮盘采用中空双辐板设计,在空腔附近会存在一定的应力集中,最大应力值为1 021.1 MPa,如图4(a)所示,略高于GH4169的屈服强度,从而在轮心处出现微小的塑性变形。功能梯度材料过渡区域的应力呈均匀过渡变化,未出现明显的应力集中,也未出现塑性变形,体现了功能梯度材料的优异性。整体轮盘基本处于弹性状态,塑性变形很小。因此认为GH4169合金适用于作为盘体材料,K477材料也适用于作为叶片材料。在真实温度场下,基于极限应变法计算的涡轮盘破裂转速为65 890 r/min,破裂位置为轮心处(图4(b)),安全系数(即破裂转速与工作转速的比值)为1.27,满足轮盘设计准则中规定的破裂转速不低于最高允许稳态转速的122%的要求^[21-22]。

5.2 随机孔隙及通粉孔未补全缺陷的影响

由于涡轮盘整盘尺寸较大,在超转破裂试验前,无法对整盘进行高精度无损检测,因此制备了一个与涡轮盘同等打印工艺的环形零件,并进行同等条件的热处理。采用高分辨率工业CT系统对3D打印零件进行扫描,结果表明,样件的孔隙率为0.094%,

绝大部分孔隙的半径 <0.30 mm,但仍存在半径在 $0.30\sim0.90$ mm范围内的大孔隙,且大孔隙多数集中在样件与基板连接处,即图5(a)红框位置。在实际涡轮盘增减材加工过程中,靠近基板且打印质量较差的材料部分通常通过减材加工去除。因此,在仿真建模过程中,去除靠近基板位置的大孔隙,处理后的孔隙分布情况如图5(b)和图5(c)所示。后续利用Python编程进行孔隙的随机赋予,含孔隙的3D打印涡轮盘见图2。

对含有随机孔隙的涡轮盘在额定工作转速($52\ 000$ r/min)和真实温度场下进行仿真计算,结果表明,涡轮盘最大应力出现在轮心处孔隙位置,最大应力值为 $1\ 285.2$ MPa,如图6(a)所示;但应力集中主要出现在孔隙局部位置附近,轮盘整体基本处于弹性状态,塑性变形很小。在真实温度场下,基于极限应变法计算的涡轮盘破裂转速为 $61\ 010$ r/min,较无损伤涡轮盘破裂转速下降 7.41% ,破裂位置为轮心处,如图6(b)所示。由于有大孔隙位于轮心应力较大的危险区域,因此对破裂转速的影响较为明显。

由于3D打印涡轮盘设计为双辐板结构,3D打印过程中会预留2个通粉孔,待打印结束后对其进行补焊,但辐板内侧残留的2个 $\Phi 3.00$ mm的通粉孔并不能完全补焊。

对打印完成的功能梯度材料涡轮盘进行无损探伤,发现在 0.50 mm扫描尺寸下,涡轮盘中无明显孔隙,仅在2个通粉孔位置存在缺陷:通粉孔焊点1,未熔合缺陷 $\Phi 3.00$ mm $\times$ 1.20 mm;通粉孔焊点2,未熔合缺陷 $\Phi 3.00$ mm $\times$ 1.00 mm。一条裂纹长度为 1.50 mm,2个气孔的直径分别为 1.00 mm和 0.70 mm。

考虑实际通粉孔缺陷建模的3D打印涡轮盘在额定工作转速($52\ 000$ r/min)和真实温度场下,最大应力出现在轮心处,最大应力值为 $1\ 054.7$ MPa,如图7(a)所示。轮盘整体基本处于弹性状态,塑性变形很小。在真实温度场下,基于极限应变法计算的涡轮盘破裂转速为 $64\ 147$ r/min,相较于无损伤涡轮盘,其破裂转速下降 2.64% ,破裂位置为轮心处,如图7(b)所示。

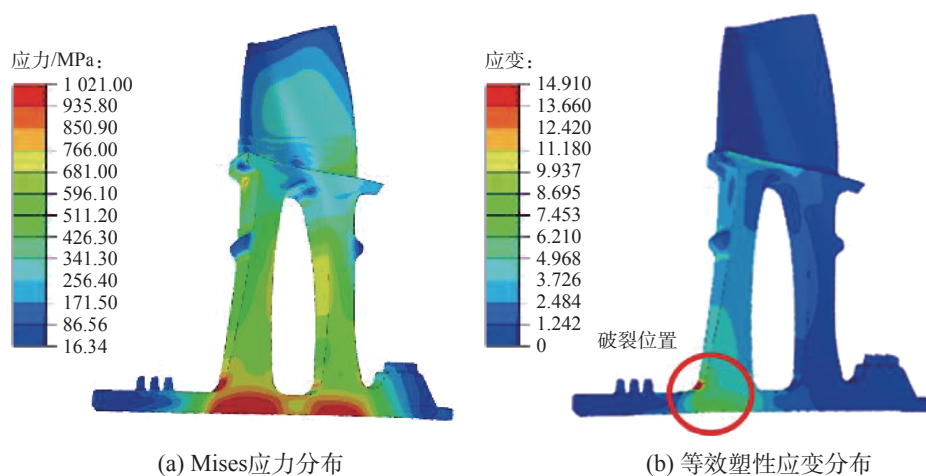


图4 无损伤涡轮盘应力和等效塑性应变分布云图

Fig.4 Cloud contour of stress and equivalent plastic strain distribution of undamaged turbine disk

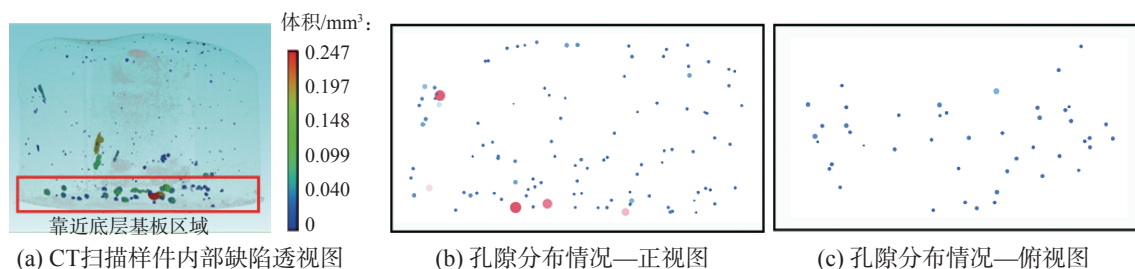


图5 孔隙分布检测结果

Fig.5 Pore distribution detection results

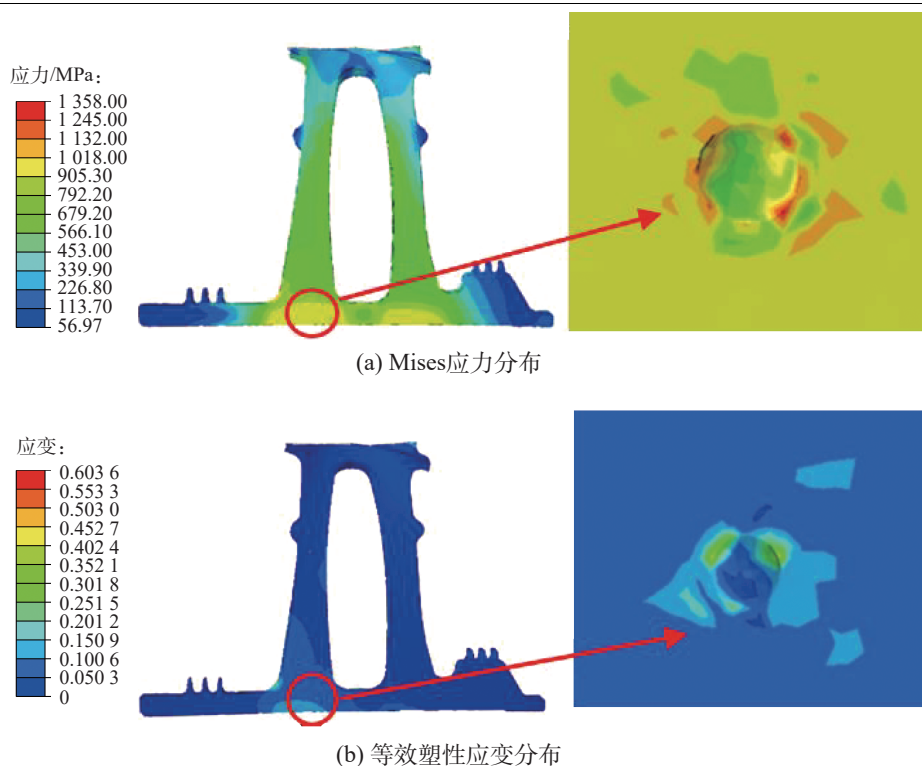


图6 含随机孔隙涡轮盘应力和等效塑性应变分布云图

Fig.6 Cloud contour of stress and equivalent plastic strain distribution of turbine disk with random pores

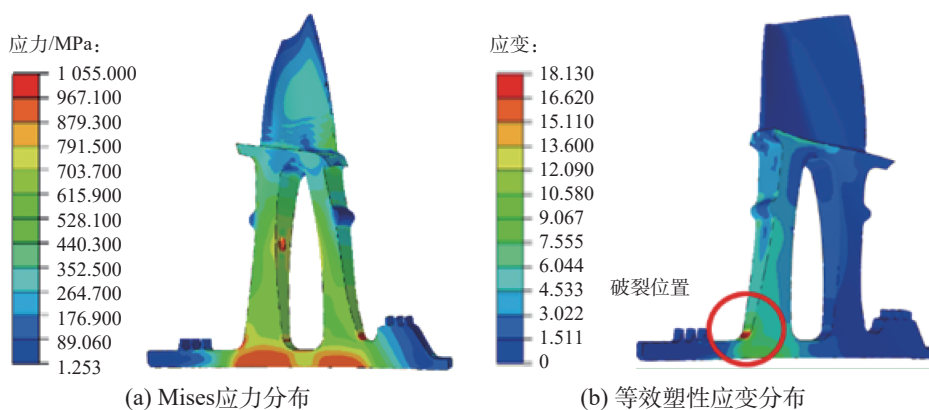


图7 含通粉孔未熔合涡轮盘应力和等效塑性应变分布云图

Fig.7 Cloud contour of stress and equivalent plastic strain distribution of the turbine disk with incomplete fusion of powder holes

5.3 材料界面强度与界面裂纹的影响

由于涡轮盘盘体与叶片采用不同材料、不同工艺进行3D打印制造,且2种材料冷却速率不同,因此在2种材料交界面可能产生裂纹缺陷。双材料(含界面)标准件的拉伸试验结果表明,双金属界面的力学性能与单金属存在明显差别。因此,功能梯度材料界面也是进行破裂转速分析时需要着重分析的位置。3D打印GH4169/K477标准件的单轴拉伸数据如表4所示。选取模型功能梯度材料区域约一层网

表4 材料界面拉伸试验数据

Table 4 Material interface tensile test data

试样类型	温度/℃	屈服强度 /MPa	抗拉强度 /MPa	断后伸长率/%
GH4169	650	971.0	1 041.5	4.7
GH4169/K477	650	858.0	972.7	7.0
K477	650	694.0	773.7	6.6
GH4169	20	968.0	1 287.0	4.4
GH4169/K477	20	864.3	1 196.3	13.4
K477	20	789.0	1 293.0	22.2

格厚度(0.50 mm)作为界面,并在该层构建一个长度为3.00 mm的裂纹,计算界面及裂纹对涡轮盘破裂转速的影响。

涡轮盘在GH4169与K477材料交界功能梯度材料区域(距离轴心60.50 mm位置),其温度约为650 ℃。3D打印GH4169/K477双材料界面的屈服强度近似可以使用表4中650 ℃条件下3D打印双金属材料标准件拉伸试验屈服强度的平均值,即858.0 MPa。仅考虑材料分层界面材料力学性能下降的影响,只会在材料交界面产生一定程度的塑性形变,不影响破裂位置,对破裂转速也基本无影响,如图8所示。

考虑材料分层界面强度下降和裂纹的叠加影响,计算得出3D打印涡轮盘的破裂转速为64 980 r/min,较无损伤涡轮盘破裂转速下降1.38%。计算发现,小裂纹的影响仅仅局限于裂纹附近的很小区域内,对涡轮盘破裂转速的影响也相对较小,但叶片根部的功能梯度材料区域是潜在的破裂危险位置。若材料界面初始便存在较多的3D打印缺陷,会导致该区域材料在较低的载荷下发生开裂,进而影响整体涡轮盘的破裂转速与破裂位置。

由于涡轮盘尺寸较大,在制备完成后难以实现整体轮盘尺度下的高精度无损探伤,因此在破裂试验后先对轮盘进行切割并观察内部实际缺陷情况,再补充开展综合考虑各类缺陷的涡轮盘破裂转速仿真计算。

5.4 涡轮盘破裂转速试验验证

通过对前文不同条件下的仿真计算结果进行分析,发现进气方向轮心位置通常为最大等效塑性应

变位置,为涡轮盘的一个危险截面,通过温度场计算得到此处的平均温度约为375 ℃。为保证试验结果与仿真计算的等效性,以及试验与仿真分析的破裂位置的一致性,选取此危险截面的平均温度(375 ℃)作为试验用均匀温度场。在此温度下,可以近似认为试验当量转速等于设计工作转速,即当量比近似为1。为保证试验条件的准确性,计算了其当量转速。试验条件与实际工况安全裕度的等价关系如下:

$$\frac{\text{试验当量转速}}{\text{工作转速}} = \frac{\text{试验条件下计算的破裂转速}}{\text{实际温度场下计算的破裂转速}}$$

本涡轮盘设计工作转速为52 000 r/min;实际温度场下仿真得到的破裂转速为64 067 r/min;试验条件恒温375 ℃下仿真计算得到的破裂转速为65 793 r/min。计算可得涡轮盘的当量试验转速为53 401 r/min。

对3D打印涡轮盘开展超转试验及破裂试验,试验过程中涡轮盘以20 r/s的增速缓慢加载,最终在120.2%当量转速(即64 209 r/min)下发生破裂,破裂位置为叶片与轮盘连接处(图9),即功能梯度多材料过渡区。

在叶片断口处发现黑色沉积,能谱分析结果表明该处C含量是其他正常断口位置的2倍(表5)。初步分析认为,造成该现象的原因为3D打印过程造成了局部烧蚀,且叶片根部功能梯度材料区域存在初始较长的裂纹。对3个断裂的叶片使用扫描电子显微镜进行断口观察,可以观察到较多尺寸超过0.200 mm的孔隙、裂纹和未熔合缺陷等,如图10所

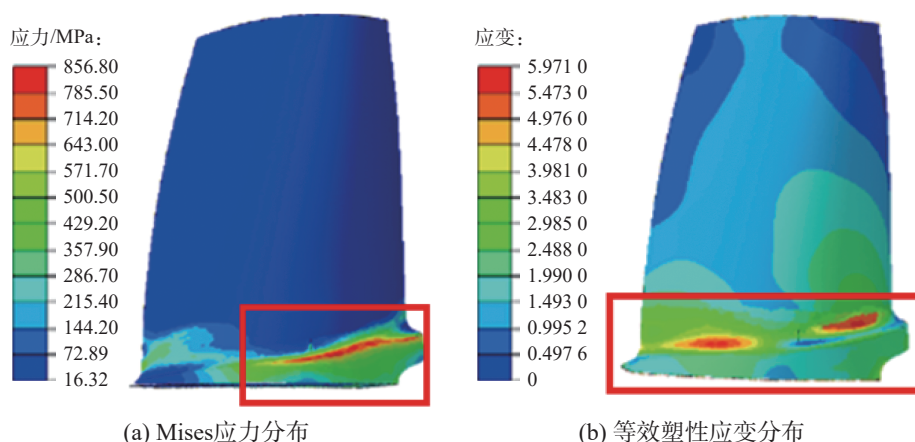


图8 考虑界面强度及裂纹情况的涡轮盘应力和等效塑性应变分布云图
Fig.8 Cloud contour of stress and equivalent plastic strain distribution of turbine disk considering interface strength and crack conditions

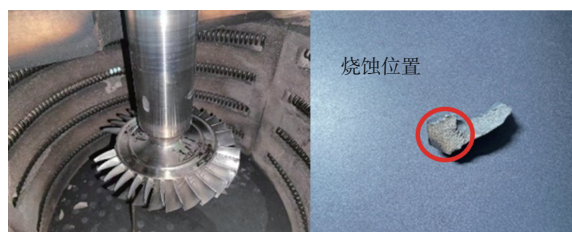


图9 轮盘破裂试验后盘及叶片断口

Fig.9 Fracture surface of disc and blades after disc rupture test

表5 不同位置能谱材料分布结果 %
Table 5 Distribution results of energy spectrum materials at different positions

元素	质量分数		原子分数	
	疑似烧蚀位置	正常位置	疑似烧蚀位置	正常位置
C	17.06	8.35	46.99	28.08
O	3.36	3.98	6.95	10.05
Al	0.69	1.15	0.85	1.72
Ti	0.89	1.31	0.62	1.10
Cr	16.23	17.17	10.33	13.33
Fe	15.32	17.26	9.08	12.48
Ni	41.73	44.11	23.51	30.33
Nb	4.72	6.67	1.68	2.90

示。与叶身位置显微镜观测结果相比,叶根位置缺陷的尺寸更大、数量更多。

为此,进一步根据实际的叶根断裂位置缺陷情况,构建有限元模型,在试验温度场条件下对破裂转速进行计算,得到综合考虑各类缺陷及其分布情况下的涡轮盘应力与等效塑性应变云图,如图11所示。功能梯度材料过渡区的3D打印缺陷会导致叶根处产生一定范围的应力集中(最大应力为1 285.9 MPa),在叠加该过渡区材料界面性能下降的影响后,叶根位置出现了较大范围的塑性应变。因此,仿真计算破裂位置位于叶根处,破裂转速分析结果为64 650 r/min——该结果与试验结果仅相差0.69%,且破裂位置一致。

综上所述,综合考虑各类缺陷所得的涡轮盘破裂转速更接近于试验结果,从破裂转速测试与断口分析上均得到了验证。

6 结论

(1) 建立了考虑温度项的含损伤统一黏塑性本构模型,可以很好地描述K477的率相关性和温度软

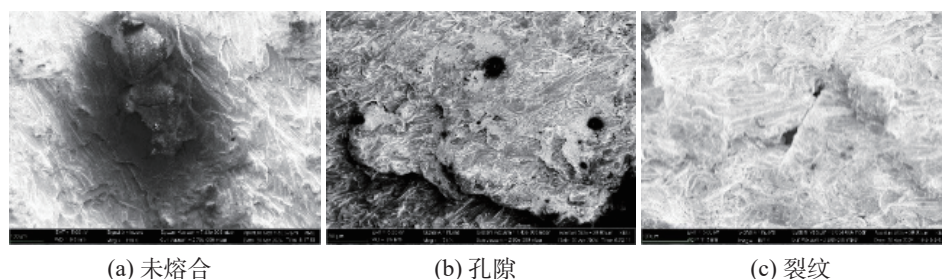


图10 断口扫描电子显微镜图像

Fig.10 Scanning electron microscopy image of the fracture

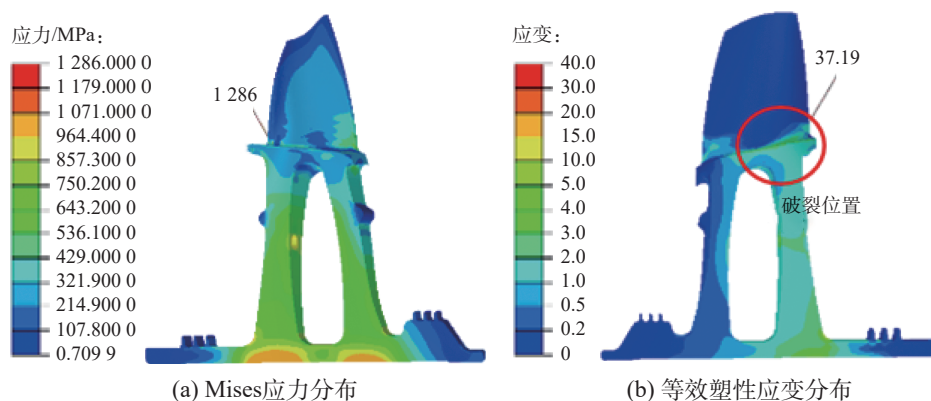


图11 试验温度场下综合各类实际损伤应力和等效塑性应变分布云图

Fig.11 Cloud contour of comprehensive actual damage stress and equivalent plastic strain distribution under experimental temperature field

化效应。基于该模型,在500~900℃下的率相关效应和温度软化效应仿真与试验结果的最大相对误差小于5%。

(2) 单一影响因素作用下,随机孔隙对轮盘破裂转速的影响最大,使破裂转速下降高达7.41%;其次为功能梯度材料界面及裂纹;通粉孔位置缺陷的影响最小。综合来看,裂纹和未熔合缺陷均会在其附近较小区域形成应力集中区,但对轮盘破裂位置的影响相对较小。

(3) 分布于低应力区域的3D打印缺陷只在其附近较小范围内形成应力集中,对于整体轮盘的破裂转速与破裂位置影响很小;分布于高应变区(危险截面)的3D打印缺陷会导致验证轮盘破裂转速显著下降,在3D打印过程中应严格控制预测破裂位置附近的缺陷。

(4) 在375℃下进行涡轮盘破裂试验,破裂转速为64 209 r/min,破裂位置为叶根处。依据断口扫描电子显微镜结果,在综合考虑各类缺陷及其分布情况下,试验温度场下仿真计算得到的涡轮盘破裂转速为64 650 r/min,与试验结果误差仅为0.69%,验证了本文研究方法的有效性。

参考文献:

- [1] 林鑫,黄卫东. 应用于航空领域的金属高性能增材制造技术[J]. 中国材料进展,2015,34(9):684-688.
LIN Xin,HUANG Weidong. High performance metal additive manufacturing technology applied in aviation field[J]. Materials China,2015,34(9):684-688. (in Chinese)
- [2] 姚燕生,周瑞根,张成林,等. 增材制造复杂金属构件表面抛光技术[J]. 航空学报,2022,43(4):244-256.
YAO Yansheng,ZHOU Ruigen,ZHANG Chenglin,et al. Surface polishing technology for additive manufacturing of complex metal components[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2022,43(4):244-256. (in Chinese)
- [3] 巩水利,锁红波,李怀学. 金属增材制造技术在航空领域的发展与应用[J]. 航空制造技术,2013,56(13):66-71.
GONG Shuili,SUO Hongbo,LI Huaixue. Development and application of metal additive manufacturing technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2013,56(13):66-71. (in Chinese)
- [4] 张安峰,张金智,张晓星,等. 激光增材制造高性能钛合金的组织调控与各向异性研究进展[J]. 精密成形工程,2019,11(4):1-8.
ZHANG Anfeng,ZHANG Jinzhi,ZHANG Xiaoxing,et al. Research progress in tissue regulation and anisotropy of high-performance titanium alloy by laser additive manufacturing[J]. Journal of Precision Forming Engineering,2019,11(4):1-8. (in Chinese)
- [5] 李涤尘,苏秦,卢秉恒. 增材制造:创新与创业的利器[J]. 航空制造技术,2015,58(10):40-43.
LI Dichen,SU Qin,LU Bingheng. Additive manufacturing: tool for innovation and entrepreneurship[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2015,58(10):40-43. (in Chinese)
- [6] 杨圣钊,尹瀛月,高建,等. 功能梯度增材制造技术的研究现状及展望[J]. 热加工工艺,2021,50(21):1-6.
YANG Shengzhao,YIN Yingyue,GAO Jian,et al. Research status and prospect of functionally graded additive manufacturing technology[J]. Hot Working Technology,2021,50(21):1-6. (in Chinese)
- [7] 李涤尘,鲁中良,田小永,等. 增材制造:面向航空航天制造的变革性技术[J]. 航空学报,2022,43(4):22-38.
LI Dichen,LU Zhongliang,TIAN Xiaoyong,et al. Additive manufacturing: revolutionary technology for leading aerospace manufacturing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2022,43(4):22-38. (in Chinese)
- [8] 王向明. 飞机新概念结构设计与应用[J]. 航空科学技术,2020,31(4):1-7.
WANG Xiangming. New concept structure design and engineering application of aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology,2020,31(4):1-7. (in Chinese)
- [9] 张凤英,陈静,谭华,等. 钛合金激光快速成形过程中缺陷形成机理研究[J]. 稀有金属材料与工程,2007,36(2):211-215.
ZHANG Fengying,CHEN Jing,TAN Hua,et al. Research on forming mechanism of defects in laser rapid formed titanium alloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering,2007,36(2):211-215. (in Chinese)
- [10] 邵玉呈,陈长军,张敏,等. 关于Deloro 40镍基合金粉末激光增材制造成型件裂纹问题研究[J]. 应用激光,2016,36(4):397-402.
SHAO Yucheng,CHEN Changjun,ZHANG Min,et al. Research on crack issue of Deloro 40Ni alloys prototype fabricated by laser additive manufacturing[J]. Applied Laser,2016,36(4):397-402. (in Chinese)
- [11] SALLICA-LEVA E,JARDINI A L,FOGAGNOLO J B. Microstructure and mechanical behavior of porous parts obtained by selective laser melting[J]. Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials,2013,26:98-108.

- [12] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册 第18册:叶片轮盘及主轴强度分析[M]. 北京:机械工业出版社,2001.
Editorial Board of "Aero-engine Design Manual". Aero-engine design manual volume 18: blade, disk and spindle strength analysis[M]. Beijing:China Machine Press,2001. (in Chinese)
- [13] 冯引利,何云,陈伟,等. 轮盘径向破裂转速计算方法分析及修正[J]. 航空动力学报,2014,29(11):2729-2734.
FENG Yinli, HE Yun, CHEN Wei, et al. Analysis and correction of computational methods on disk radial burst speed[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2729-2734. (in Chinese)
- [14] 古爱军,张学仁,王屏,等. 轴流式轮盘破裂转速的数值计算方法[J]. 航空动力学报,2001,16(3):287-290.
GU Aijun, ZHANG Xueren, WANG Ping, et al. Numerical method for calculating the burst speed of axial-flow-type discs[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3):287-290. (in Chinese)
- [15] 秦仕勇,冯引利,孙海鹤,等. 粉末冶金涡轮盘破裂转速分析与验证[J]. 燃气涡轮试验与研究,2017,30(5):36-41.
QIN Shiyong, FENG Yinli, SUN Haihe, et al. Burst speed analysis and verification of the powder metallurgy superalloy turbine disk[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2017, 30(5):36-41. (in Chinese)
- [16] 赖希宁. 考虑孔洞缺陷的3D打印功能梯度材料本构模型及其应用研究[D]. 福建 厦门:厦门大学,2023.
LAI Xining. Research on constitutive model and application of 3D-printed functionally graded materials considering void defects[D]. Xiamen:Xiamen University, 2023. (in Chinese)
- [17] ABDEL-KARIM M, OHNO N. Kinematic hardening model suitable for ratchetting with steady-state[J]. International Journal of Plasticity, 2000, 16(3-4): 225-240.
- [18] OHNO N, WANG Jianding. Kinematic hardening rules with critical state of dynamic recovery, part II: application to experiments of ratchetting behavior[J]. International Journal of Plasticity, 1993, 9(3):391-403.
- [19] 杨雅丽,赖希宁,赵伟,等. 孔隙对3D打印功能梯度材料验证轮盘破裂转速影响分析[J]. 航空制造技术, 2023, 66(13):94-101.
YANG Yali, LAI Xining, ZHAO Wei, et al. Effect of pores on burst speed of functionally graded material validation turbine disk manufactured by 3D printing[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(13): 94-101. (in Chinese)
- [20] JOHNSON G R, COOK W H. Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1985, 21(1):31-48.
- [21] GJB 241A-2010, 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].
GJB 241A-2010, Engine, aircraft, turbojet and turbofan, general specification for[S]. (in Chinese)
- [22] CCAR-33R2, 航空发动机适航规定[S].
CCAR-33R2, Airworthiness regulations for aero-engines[S]. (in Chinese)