

引文格式: 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.

# 孔隙对 3D 打印功能梯度材料验证轮盘破裂转速影响分析\*

杨雅丽<sup>1</sup>, 赖希宁<sup>1</sup>, 赵伟<sup>2</sup>, 叶超<sup>1</sup>, 陈云<sup>1</sup>, 陈立杰<sup>1</sup>

(1. 厦门大学, 厦门 361005;  
 2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 绵阳 621000)

**[摘要]** 目前多材料融合 3D 打印技术对于短寿命、低成本小型发动机的研发具有很好的应用前景, 如 3D 打印功能梯度材料在新型涡轮盘典型热端关键部件上的应用。为探究 3D 打印技术产生的孔隙缺陷对涡轮盘破裂转速的影响, 基于极限应变法开展了 500 °C 测试均匀温度场及真实温度场下功能梯度材料验证轮盘的破裂转速分析。研究中主要考虑孔隙率、大孔隙所处区域、大孔隙个数、孔隙间距及孔隙与起裂位置的距离等孔隙缺陷表征参量及相关因素对验证轮盘破裂转速的影响。研究表明, 对于 3D 打印轮盘的性能分析, 不能只考虑孔隙缺陷的随机分布, 分布于高应变区(危险截面)的大孔隙将导致验证轮盘破裂转速的显著下降, 在 3D 打印时应严格控制距离预测起裂位置较近的高应变区域内的缺陷。

**关键词:** 破裂转速; 孔隙; 3D 打印; 功能梯度材料; 有限元方法

## Effect of Pores on Burst Speed of Functionally Graded Material Validation Turbine Disk Manufactured by 3D Printing

YANG Yali<sup>1</sup>, LAI Xining<sup>1</sup>, ZHAO Wei<sup>2</sup>, YE Chao<sup>1</sup>, CHEN Yun<sup>1</sup>, CHEN Lijie<sup>1</sup>

(1. Xiamen University, Xiamen 361005, China;  
 2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

**[ABSTRACT]** At present, the multi-material fusion 3D printing technology has a good application prospect for the development of short-life and low-cost small engines, such as the application of 3D printing functionally graded materials in the typical hot section parts of new-type turbine disk. In order to explore the influence of pore defects generated by 3D printing technology on the burst speed of turbine disk in aero-engine, the burst speed analysis of functionally graded material validation turbine disk was carried out based on the strain-based fracture criteria under the testing uniform temperature field of 500 °C and the real temperature field respectively. Our studies mainly focus on the influences of pore defect characterization parameters and related factors, such as porosity, the position of large pores located, the number of large pores, large-pore spacing and the distance between large pore and bursts initiation position on the burst speed of validation turbine disk. The results show that the random distribution of pore defects is not the only consideration for the performance analysis of 3D printed disk. The large pores distributed in the high-strain region (hazard section) will lead to a significant decrease in the burst speed of validation turbine disk, and the defects in the high-strain region, close to the predicted bursts initiation position, should be strictly controlled during 3D printing.

**Keywords:** Burst speed; Pore; 3D printing; Functionally graded material; Finite element method

**DOI:** 10.16080/j.issn1671-833x.2023.13.094

\* 基金项目: 中国航发自主创新专项资金 (ZZCX-2018-017)。

涡轮盘是航空发动机关键热端零部件之一,涡轮盘破裂将极大影响飞机的飞行安全,造成灾难性飞行事故,所有轮盘和绝大多数轮缘的破裂属于非包容性故障<sup>[1]</sup>。因此,为保障航空涡轮盘安全性,国内外设计准则通常要求轮盘满足相应的适航要求<sup>[2-4]</sup>,当轮盘承受最大温度梯度和最高工作温度时,轮盘的设计破裂转速不低于最高允许稳态转速的122%,对涡轮盘展开破裂转速分析是轮盘设计关键内容之一。

功能梯度材料涡轮盘是利用功能梯度3D打印技术<sup>[5]</sup>将两种材料连续梯度混合制成的整体叶盘,结合了组成材料的性能优点,与传统连接方式焊接的双合金涡轮盘<sup>[6]</sup>相比,避免了不同材料间明显界面造成的性能突变问题<sup>[7]</sup>。然而,3D打印成形件内部会不可避免地存在多种缺陷,如孔隙、未熔合缺陷和裂纹等。其中孔隙缺陷是普遍存在的一种缺陷<sup>[8]</sup>,会降低材料致密度,有时对成形件的力学性能会造成显著影响<sup>[9-10]</sup>,且孔隙缺陷会成为应力集中及裂纹源,在外部载荷作用下可能产生裂纹并逐步扩展直至断裂失效,造成严重后果<sup>[11]</sup>。但目前,梯度材料零件3D打印技术普遍存在工艺可控性差、成形效率低及在材料选择及其路线精准受控方面有局限性等缺点,打印工件质量难以把控,成形技术与系统还未十分完善<sup>[12-13]</sup>。关于3D打印功能梯度材料涡轮盘的制备还鲜有相关研究,在孔隙缺陷对涡轮盘破裂影响方面更缺少系统的评估,不足以用于确定3D打印轮盘的缺陷容限。

本文针对某航空发动机功能梯度材料验证轮盘,探索增材制造孔隙缺陷对验证轮盘超转破裂的影响,为3D打印轮盘的缺陷容限制定提供一定理论依据。

## 1 含孔隙验证轮盘建模及破裂转速计算方法

### 1.1 含孔隙验证轮盘有限元模型建立

为更好地模拟实际3D打印样件内部孔隙缺陷特征,建立随机孔隙验证轮盘模型,利用激光近净成形技术(LENS技术),采用环向扫描策略逐层打印了双金属梯度材料样件,对其进行了内部缺陷的无损检测,通过

工业CT扫描,获取了内部孔隙缺陷相关数据,样件内部缺陷三维透视图如图1所示。

通过三维透视图可看出大孔隙基本分布在样件底部(靠近基板)及样品靠近表面处。实际增材制造会留出一定加工余量,可在后续对增材制造样件打印质量较差的部位进行减材加工,降低样件孔隙率及表面粗糙度。

针对本文研究的验证轮盘结构,实际打印将在迎风面及背风面留出余量做减材加工处理,但验证轮盘内腔周围无法进一步机加处理。结合样件缺陷特征CT扫描统计结果,验证轮盘内腔表面随机分布大孔隙,大孔隙半径在0.38~0.9 mm,占孔隙率比例为96.21%,其余部分设置均匀分布小孔隙,小孔隙半径为0.025~0.28 mm。

由于增材制造工艺过程中产生的缺陷具有随机性和弥散性,为了达到产生随机孔隙的目的,采用Python脚本通过随机函数控制在一定范围内生成孔隙,孔隙形状为圆形,且孔隙之间两两互不相交。

为保证计算精度,首先对验证轮盘进行网格收敛性测试,考虑到轮盘为周期旋转对称结构,取1/47的轮盘进行仿真分析,调整全局网格和孔隙网格密度进行含随机孔隙轮盘应力分析,得到验证轮盘最大Mises应力随网格密度的变化情况,如图2所示。根据计算结果选取全局尺寸为0.6 mm,孔隙处单元数设置32个,最小尺寸占全局尺寸比例为0.01,单元类型为C3D10,网格划分情况如图3所示。

### 1.2 功能梯度材料参数设置

本文功能梯度材料由镍基高温合金GH4169和GH3625混合而成,两种材料在不同温度下的力学性能见表1<sup>[14-15]</sup>和表2<sup>[14,16]</sup>。

考虑到功能梯度材料力学性能沿径向的梯度变化,采用分层法定义功能梯度材料,即将功能梯度材料沿径向等距划分为多个区域,分别进行材料性能赋值。本文将功能梯度材料分为11层,自盘心向叶片方向从GH3625逐渐过渡至GH4169,每个区域两种材料组分变化10%的比例。即整个轮盘的GH3625和GH4169两种材料过渡

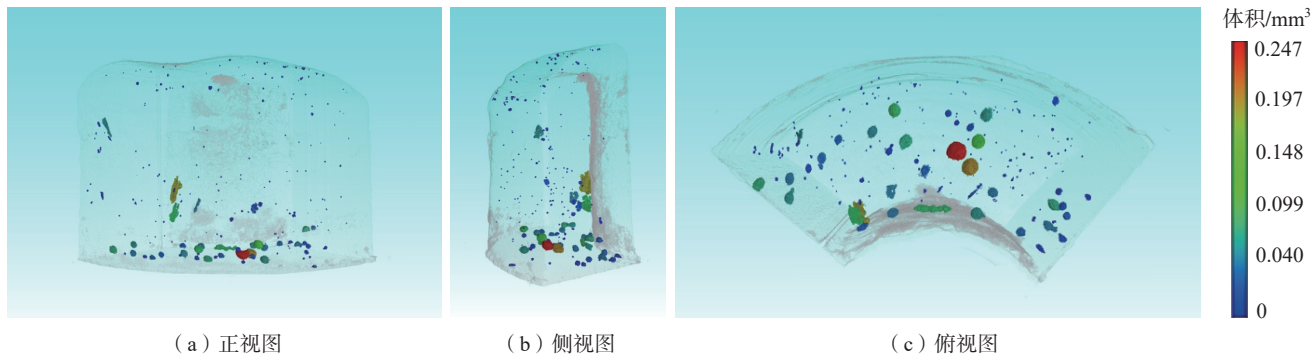


图1 3D打印双金属功能梯度材料样件内部缺陷三维透视图

Fig.1 3D perspective of internal defects of 3D printed bimetallic functionally graded material samples

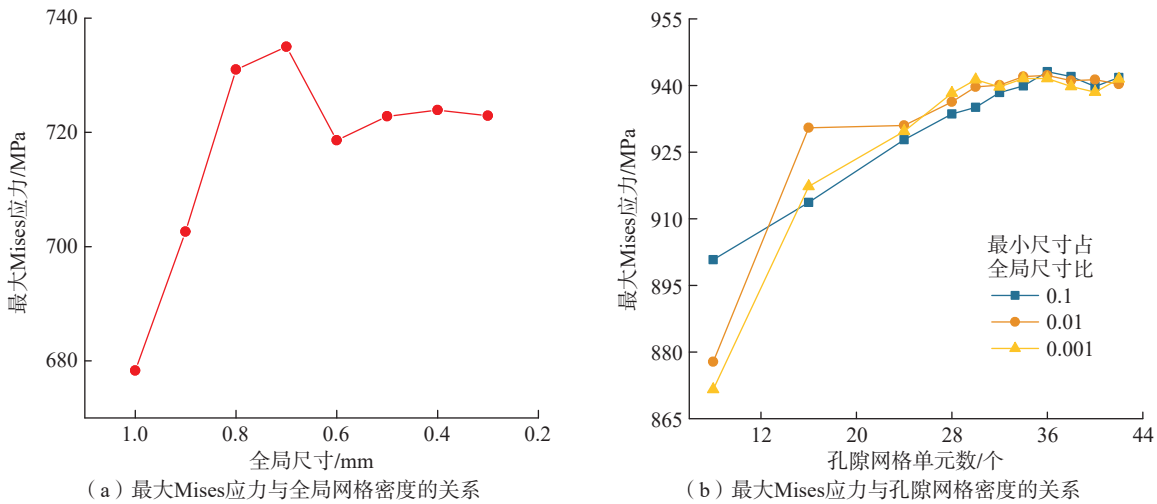


图2 不同网格密度与最大 Mises 应力关系

Fig.2 Relationship between different mesh densities and maximum Mises stress

区域材料混合比逐层变化,为盘心 100% GH3625→90% GH3625+10% GH4169→80% GH3625+20% GH4169→……→10% GH3625+90% GH4169→叶片100% GH4169,共含有 11 种不同的材料组分。不同组分比下的材料性能由两种单材料力学性能线性插值得到,编写 Python 脚本实现功能梯度材料相关参数的赋予,效果如图 4 所示。本构模型采用简化弹塑性模型,如图 5 所示。

### 1.3 破裂转速计算方法

涡轮盘破裂转速预测的常用方法有平均应力法<sup>[17-18]</sup>、极限应力法、极限应变法、残余变形法等。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抗拉强度极限时,轮盘发生破裂。该方法虽简便,但计算结果精确度依赖于公式中修正因子的选取,需要

开展大量试验建立修正因子的确定方法<sup>[19]</sup>。

基于弹塑性有限元分析方法,采用局部断裂准则预测轮盘破裂转速的极限应变法的断裂准则为:在单调增

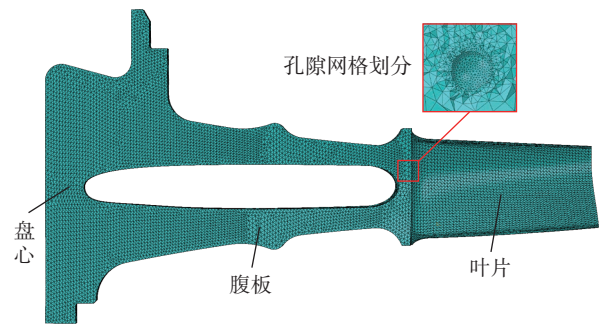


图3 1/47 含随机孔隙验证轮盘网格划分模型

Fig.3 Meshing of 1/47 validation turbine disk with random pores

表1 GH4169 材料力学性能<sup>[14-15]</sup>  
Table 1 Mechanical properties of GH4169<sup>[14-15]</sup>

温度/℃	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	极限强度/MPa	延伸率	线膨胀系数/(10 <sup>-6</sup> °C <sup>-1</sup> )	密度/(g · cm <sup>-3</sup> )
20	204	0.30	1200	1440	0.22	11.8	8.24
100	—	—	—	—	—	11.8	
200	—	—	1100	1330	0.16	13.0	
300	—	—	—	—	—	13.5	
400	176	0.31	1080	1300	0.20	14.1	
500	160	0.32	1080	1310	0.19	14.4	
600	150	0.32	—	—	—	14.8	
700	141	0.33	910	1000	0.26	15.4	
800	—	—	610	615	0.26	17.0	
900	—	—	—	—	—	18.4	
950	—	—	150	180	0.80	—	

表 2 GH3625 材料力学性能<sup>[14,16]</sup>  
Table 2 Mechanical properties of GH3625<sup>[14,16]</sup>

温度/℃	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	极限强度/MPa	延伸率	线膨胀系数/(10 <sup>-6</sup> °C <sup>-1</sup> )	密度/(g · cm <sup>-3</sup> )
20	205	0.31	598	971	0.40	12.7	8.44
100	—	—	—	—	—	12.7	
200	—	—	556	940	0.53	13.0	
300	—	—	—	—	—	13.5	
400	185	0.31	434	845	0.67	13.6	
500	179	0.32	473	829	0.61	14.0	
600	173	0.32	—	—	—	14.3	
700	168	0.33	484	722	0.67	15.0	
800	—	—	392	403	0.61	15.6	
900	—	—	—	—	—	16.1	
1000	—	—	98	104	0.78	—	

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,该局部点就会有裂纹萌生,一旦裂纹形成就会快速扩展,使轮盘失去承载能力,轮盘发生破裂,此时的转速为轮盘的破裂转速。当极限应变法计算中采用大应变有限元分析方法时,轮盘的破裂准则可以描述为:在单调增加的转速作用下,轮盘内任一局部点的等效塑性应变  $\varepsilon_{in}$  达到  $\ln(1+\delta)$  时 ( $\delta$  为材料延伸率),该点发生破坏<sup>[20]</sup>。

极限应变法与平均应力法相比,其主要通过轮盘材料的弹塑性本构模型来预测轮盘的破裂转速,极限应变法不包含任何修正因子,不需要像平均应力法通过开展大量的实际轮盘破裂试验来确定轮盘的修正系数,方便应用于试验前期阶段的轮盘设计与优化。与此同时,极限应变法不仅可以较精确地描述轮盘破裂前的变形行为,清晰地呈现出轮盘破裂的最薄弱部位,破裂转速预测结果与实际测试结果更接近<sup>[20-21]</sup>。因此,本文将采用极限应变法开展含随机孔隙验证轮盘的超转破裂分析。

#### 1.4 载荷及边界条件设置

航空发动机涡轮盘一般要承受离心载荷及迎面而来的气流对叶片的冲击产生的气动载荷、温度载荷、振动载荷和装配应力等多种载荷的作用。实际工况下涡轮盘的离心载荷和温度载荷占涡轮盘所承受载荷的主要部分,其他气动载荷、振动载荷及装配应力的影响相对较小,故本文对验证轮盘的破裂转速分析主要考虑离心载荷和温度载荷,其他载荷忽略不计。

顺序耦合法是目前涡轮盘多物理场耦合分析的常用方法<sup>[22-24]</sup>,该方法是将前一个物理场的计算结果当成后一个物理场计算的初始载荷条件,按照顺序单独计算



图 4 验证轮盘多材料分布示意图

Fig.4 Schematic diagram of multi-material distribution of validation turbine disk

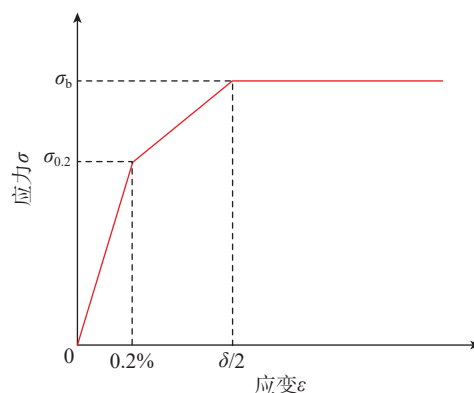


图 5 简化弹塑性模型应力-应变曲线

Fig.5 Stress-strain curves of simplified elastic-plastic model

各物理场作用结果的耦合计算方法。本文进行顺序耦合分析时,把预先计算完成的温度场结果作为预定义场加入初始条件中,再设置离心载荷进行热力耦合计算。真实温度场根据 15000 个完整叶轮盘实测点的温度数据拟合得到(图 6),拟合结果显示轮心温度最低,其值为

281.8 °C,叶片温度最高,为 989.1 °C。固定验证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。

## 2 破裂转速计算结果分析

### 2.1 不同温度场下孔隙率对验证轮盘破裂转速影响

由于条件限制,验证轮盘的超转试验较难模拟真实温度环境,实际测试时通常在均匀温度场下进行,并根据与实际温度场下破裂比相当的原则来确定测试转速。

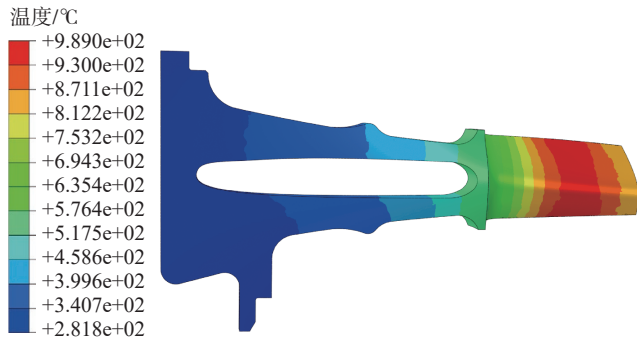


图 6 验证轮盘真实温度场云图

Fig.6 Contour of real temperature field of validation turbine disk

因此,为探究不同工况下孔隙对验证轮盘性能的影响,本文分别进行了真实温度场与 500 °C 测试均匀温度场下不同孔隙率验证轮盘的破裂转速分析。

图 7 和 8 给出了轮盘临近破裂时两种温度场不同孔隙率验证轮盘的等效塑性应变云图。可以看出,真实温度场下各轮盘起裂位置出现在叶身中间高温区域,这主要是由于 GH4169 在 800 °C 以上时,材料的力学性能急剧下降;从图 8 可以看出,500 °C 均匀温度场下无孔隙验证轮盘起裂位置在内腔部分靠近轮心的圆角处,此处材料为 90% GH3625+10% GH4169;含孔隙验证轮盘起裂位置则在内腔表面的孔隙处,材料为 GH4169。根据最大等效塑性应变点的材料延伸率,可计算得到真实温度场下破坏点的  $\ln(1+\delta)$  值为 0.588;500 °C 均匀温度场下,由于无孔验证轮盘和含孔隙验证轮盘的破坏点不同,  $\ln(1+\delta)$  计算结果分别为 0.450 和 0.174。

两种温度场下各孔隙率验证轮盘起裂位置的等效塑性应变-转速关系如图 9 所示。可以看出在两种截然不同的温度场条件下,轮盘等效塑性应变-转速曲线呈现相同变化规律,即所有应变-转速曲线都出现“拐

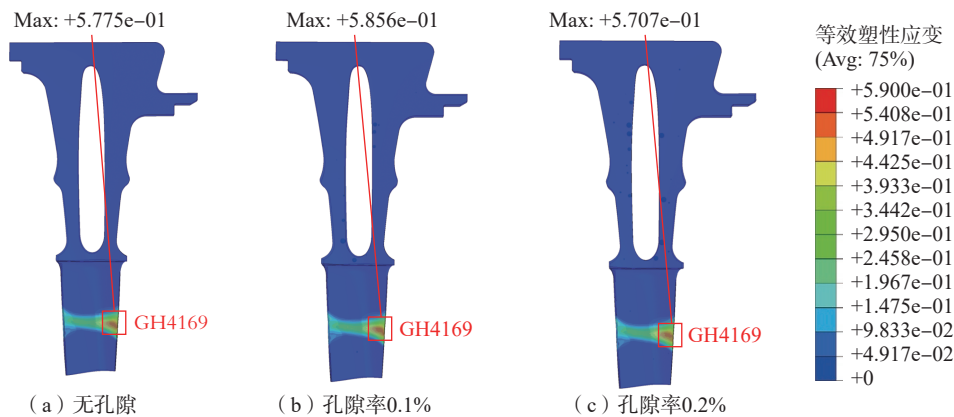


图 7 真实温度场下等效塑性应变云图

Fig.7 Contour of equivalent plastic strain in real temperature field

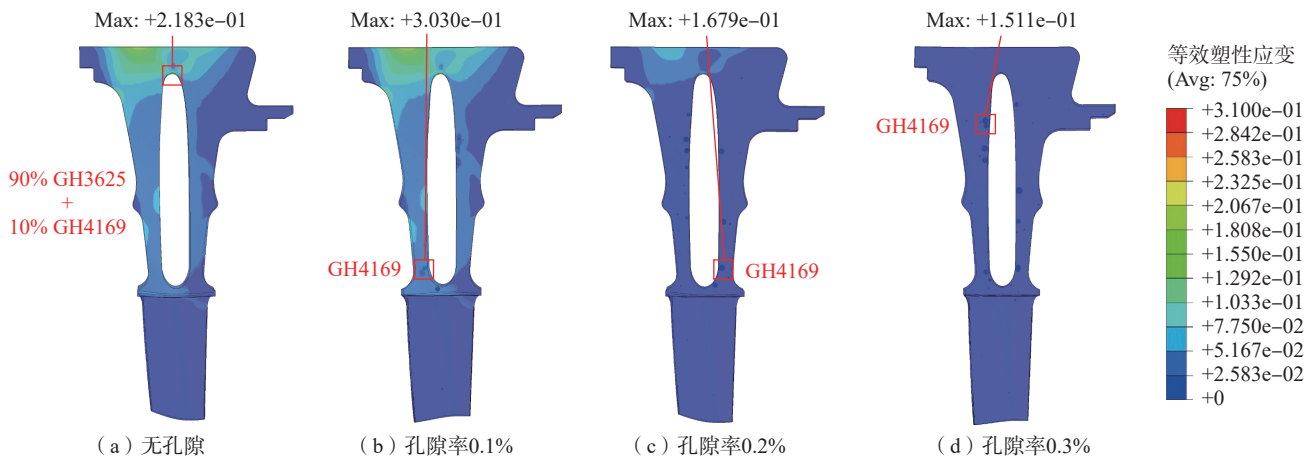


图 8 500 °C 测试均匀温度场下等效塑性应变云图

Fig.8 Contour of equivalent plastic strain at the testing uniform temperature field of 500 °C

点”,在“拐点”前应变随转速升高增长缓慢,到达“拐点”后应变快速攀升,迅速到达  $\ln(1+\delta)$ 。可见,在传统的破裂转速计算中,取拐点对应的转速值,实际上转速还有一定的上升空间。

由图 9 (a)可知,500 °C均匀温度场下,孔隙率为 0、0.1%、0.2%、0.3% 时,破裂转速分别为 67553 r/min、59780 r/min、57525 r/min 和 53145 r/min。随孔隙率升高,各孔隙率下验证轮盘破裂转速均较无孔隙验证轮盘破裂转速有大幅下降,比例为 11.51%~21.33%。可见对于 3D 打印轮盘,孔隙率在验证轮盘性能分析时是不容忽视的。如图 9 (b)所示,在真实温度场下,验证轮盘破裂转速随孔隙率的变化不显著,可忽略不计,其原因主要为根据 3D 打印工艺放置随机孔隙中的大孔隙都分布在验证轮盘内腔附近,叶片处只有少部分随机小孔隙,因此孔隙率变化对验证轮盘叶片承载能力的影响较小。

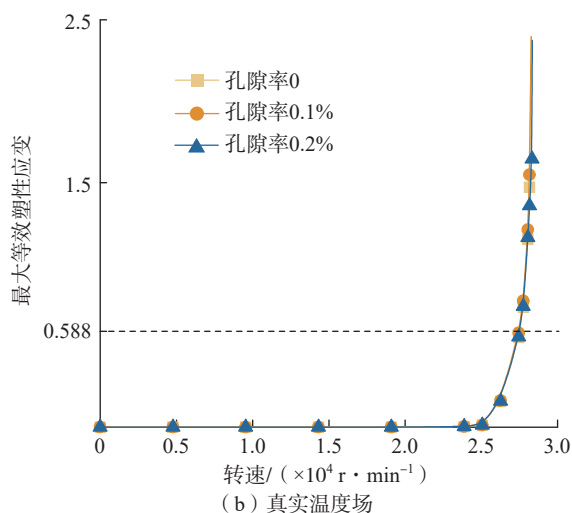
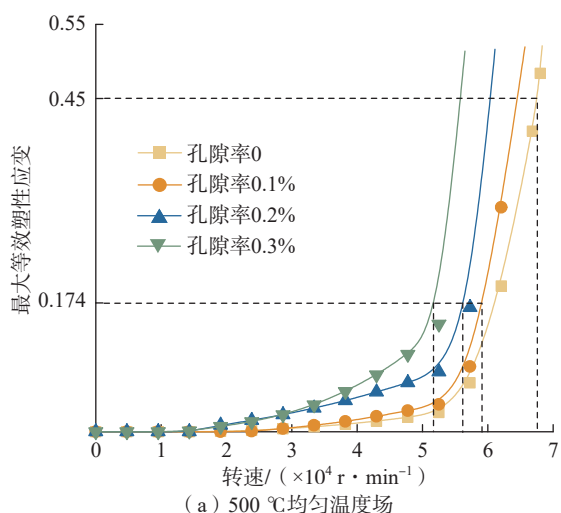


图 9 两种温度场不同孔隙率验证轮盘最大等效塑性应变与转速关系

Fig.9 Maximum equivalent plastic strain-rotational speed relationship of validation turbine disk with different porosity in two temperature fields

## 2.2 大孔隙分布位置对验证轮盘破裂转速影响

由于在随机分布孔隙情况下,真实温度场下不同孔隙率验证轮盘破裂转速无明显变化,有必要进一步研究大孔隙分布位置对验证轮盘破裂转速的影响。如图 7 显示,在真实温度场下,起裂危险点位于叶片高温区,故在叶片上不同位置放置一个半径为 0.9 mm 的大孔隙,具体分布情况如图 10 所示(用来标注孔隙位置的背景图为真实温度场下 0.1% 孔隙率验证轮盘叶片的等效塑性应变云图,即取自图 7 (b)中叶片部分的云图),其中  $A$  表示孔隙所处区域为图 7 所示的高应变区域(也是高温区域), $B$  表示孔隙所处区域为相对低应变区域;编号 1~5 代表孔隙中点与起裂位置之间距离远近,数字越大代表距离越远,相同数字编号代表孔隙中点与起裂位置距离相同;原开裂点表示未加孔隙验证轮盘的起裂位置。含单个大孔隙验证轮盘破裂转速计算结果如表 3 所示,等效塑性应变-转速关系如图 11 所示。

从图 11 可以看出,大孔隙出现在叶身不同位置时,使验证轮盘破裂转速产生明显下降。其中,在危险截面处的大孔隙  $A_1$ 、 $A_2$ 、 $A_3$  造成验证轮盘破裂转速下降最显著,大孔隙离起裂点越近对破裂转速的削弱越严重,下降比例最高达 13.74%;在相对低应变区域, $B_3$ 、 $B_4$ 、 $B_5$  大孔隙引起的破裂转速下降比例较小,径向方向上大孔隙离起裂点越近对破裂转速的削弱越明显。由此可见,

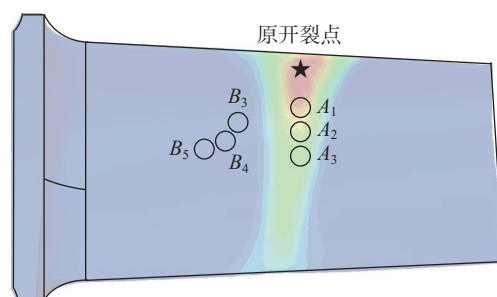


图 10 大孔隙位置分布示意图

Fig.10 Schematic diagram of large pore distribution

表 3 各单孔叶片验证轮盘破裂转速

Table 3 Burst speed of the validation disk of each single-hole blade

孔隙位置	破裂转速/( $r \cdot \min^{-1}$ )	下降比例/%
无孔	27474	—
$A_1$	23699	13.74
$A_2$	24606	10.44
$A_3$	25003	8.99
$B_3$	26825	2.36
$B_4$	27086	1.41
$B_5$	27152	1.17

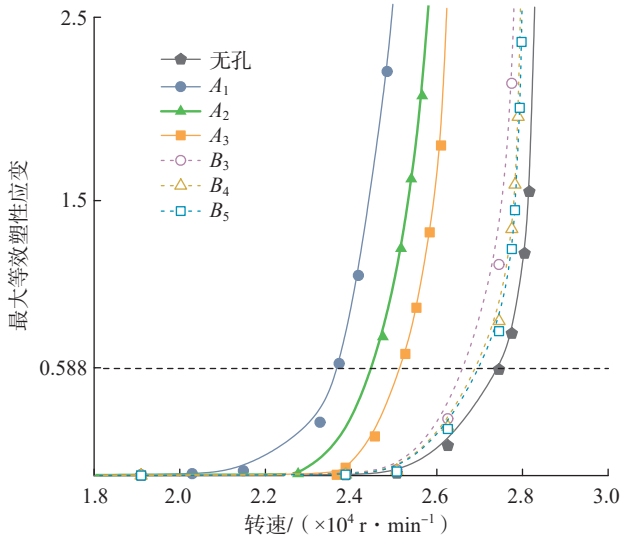


图 11 叶片单孔验证轮盘等效塑性应变-转速关系

Fig.11 Equivalent plastic strain-speed relationships of turbine disk blade with single hole

对于 3D 打印验证轮盘,高应变区域的大孔隙使得应变集中现象加剧,随着加载的进行,大孔隙周围的应变迅速攀升至破裂时的最大等效塑性应变,破裂转速大幅下降;而在低应变区域,虽然孔隙周围出现小范围的应变集中现象,但其引起的应变攀升未超过原轮盘破裂点应变上升速度,轮盘仍从原开裂点破裂,造成破裂转速较小幅度的下降。因此,大孔隙分布的位置是含孔隙验证轮盘破裂转速的重要影响因素,在实际 3D 打印过程中,应严格控制结构件危险截面上的缺陷及加工质量。

### 2.3 危险截面处大孔隙数量对破裂转速影响

由图 7 可知,在真实温度场下,破裂危险截面位于叶片高温区。由于含随机分布孔隙模型中,大孔隙的分布不一定在高温区,其危害无法评估。因而,开展了叶片高温区危险截面处出现大孔隙数量对验证轮盘破裂转速的影响研究。本节只考查危险截面上的大孔隙,孔隙大小为半径 0.9 mm,含单孔验证轮盘孔隙位置为  $A_2$ ,含双孔验证轮盘孔隙位置为  $A_1$ 、 $A_3$ ,含三孔验证轮盘孔隙位置为  $A_1$ 、 $A_2$  和  $A_3$ 。得到轮盘危险点等效塑性应变-转速关系如图 12 所示。

从图 12 可知,孔隙个数为 0、1、2、3 时,破裂转速分别为 27474 r/min、24606 r/min、22552 r/min 和 19950 r/min。可以看出,随着叶片上大孔隙个数的增加,验证轮盘破裂转速呈快速下降趋势,含三孔验证轮盘破裂转速下降比例高达 27.39%。含多孔验证轮盘破裂转速下降幅度与新增孔隙位置相关,新增孔隙所处区域的应变水平越高,孔隙与起裂位置距离越近,下降幅度越大。如图 13 所示,含单孔验证轮盘起裂位置在  $A_2$  表面,含双孔验证轮盘起裂位置在  $A_1$  表面,含三孔验证轮盘起裂位置在

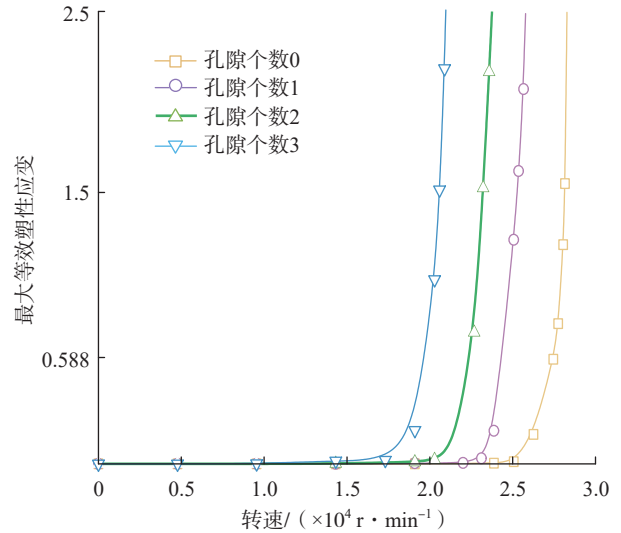


图 12 真实温度场叶片大孔隙个数与破裂转速关系

Fig.12 Relationship between the number of blade large pores and the burst speed in real temperature field

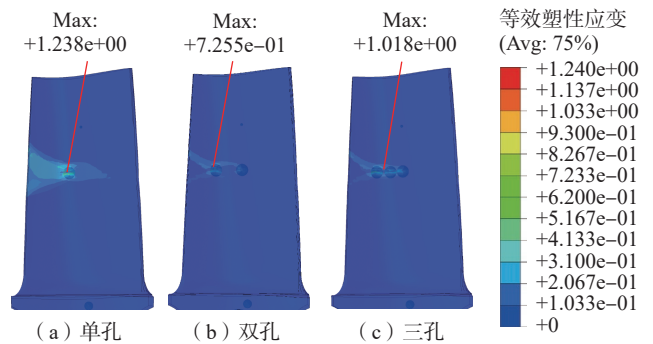


图 13 不同大孔隙数量验证轮盘等效塑性应变云图

Fig.13 Equivalent plastic strain contour of turbine disks with different large pore numbers

$A_1$  与  $A_2$  两孔间隙处。这表明多个孔隙周围的应力集中会相互影响,使得轮盘的起裂位置发生变化。因此,在增材制造时应避免在距离起裂位置较近的高应变区域同时存在多个相对较大孔隙的情况。

## 3 结论

(1) 500 °C 均匀试验温度场下,不同孔隙率轮盘破裂转速随孔隙率升高 (0~0.3%) 而大幅下降,其中,含 0.3% 孔隙率验证轮盘破裂转速与无孔隙轮盘破裂转速相比下降比例最高,达 21.33%,表明孔隙率在验证轮盘破裂试验中是不容忽视的。在真实温度场下,只要大孔隙未出现在高应变区,孔隙率的影响可以忽略。

(2) 出现在高应变区域 (危险截面) 的大孔隙相较于低应变区域的大孔隙会导致验证轮盘破裂转速大幅下降。因此,在 3D 打印过程中必须严格控制高应变区域的缺陷尺寸及分布。

(3) 无论是在径向还是横向上,当大孔隙离起裂位置越近时,破裂转速下降越明显,大孔隙的不同位置分布也会改变验证轮盘起裂位置。

### 参考文献

- [1] 黄庆南,张连祥,刘春华,等.航空发动机转子非包容顶层事件安全性分析与思考[J].航空发动机,2009,35(2):5-9.
- HUANG Qingnan, ZHANG Lianxiang, LIU Chunhua, et al. Safety analysis and thought of uncontained top event for aeroengine rotor[J]. Aeroengine, 2009, 35(2): 5-9.
- [2] 中国民用航空局.航空发动机适航规定:33R2[S].北京:中国民用航空局,2011.
- Civil Aviation Administration of China. China civil aviation regulation: 33R2[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011.
- [3] 中国人民解放军总装备部.航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].北京:中国人民解放军总装备部,2010.
- The General Armament Department of the PLA. General specification for engine, aircraft, turbojet and turbofan[S]. Beijing: The General Armament Department of the PLA, 2010.
- [4] STANDARD M. MIL-STD-1783 engine structure integrity program (ENSIP)[M]. Washington: United States Air Force, 1984.
- [5] 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.
- [6] 于晶,张琴,欧阳志高.航空发动机双合金涡轮整体叶盘结构分析及参数选取[J].装备制造技术,2020(6):53-56.
- YU Jing, ZHANG Qin, OUYANG Zhigao. Structural analysis and parameter selection of double-alloy turbine blisk[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2020(6): 53-56.
- [7] HOWARD S J, TSUI Y C, CLYNE T W. The effect of residual stresses on the debonding of coatings—I. A model for delamination at a bimaterial interface[J]. Acta Metallurgica et Materialia, 1994, 42(8): 2823-2836.
- [8] SAMES W J, LIST F A, PANNALA S, et al. The metallurgy and processing science of metal additive manufacturing[J]. International Materials Reviews, 2016, 61(5): 315-360.
- [9] 贾昊昱,刘奋成,刘丰刚,等.SLM增材制造Inconel 718合金的孔隙缺陷和拉伸性能[J].热加工工艺,2020,49(18):1-7.
- JIA Jiaoyu, LIU Fencheng, LIU Fenggang, et al. Porosity defects and tensile property of Inconel 718 superalloy by selective laser melting additive manufacturing[J]. Hot Working Technology, 2020, 49(18): 1-7.
- [10] MISHUROVA T, ARTZT K, HAUBRICH J, et al. New aspects about the search for the most relevant parameters optimizing SLM materials[J]. Additive Manufacturing, 2019, 25: 325-334.
- [11] LIU L Y, YANG Q S, ZHANG Y X. Plastic damage of additive manufactured aluminium with void defects[J]. Mechanics Research Communications, 2019, 95: 45-51.
- [12] 杨继全,李娜,施建平,等.异质零件3D打印技术[J].机械设计与制造工程,2021,50(7):1-8.
- YANG Jiquan, LI Na, SHI Jianping, et al. Multi-material 3D printing technology[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2021, 50(7): 1-8.
- [13] 程凯.利用多材料3D打印制造功能梯度材料的研究[J].机械工程师,2017(2):56-57.
- CHENG Kai. Research on the fabrication of functionally gradient parts by multi-material 3D printing[J]. Mechanical Engineer, 2017(2): 56-57.
- [14] 《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册—第8卷—橡胶密封剂[M].第2版.北京:中国标准出版社,2002:323.
- China Aeronautical Materials Handbook Editorial Committee. China Aeronautical Materials Handbook—Volume8—Rubber sealants[M]. 2nd ed. Beijing: Standards Press of China, 2002: 323.
- [15] 张海燕,张士宏,程明. $\delta$ 相对GH4169合金高温拉伸变形行为的影响[J].金属学报,2013,49(4):483-488.
- ZHANG Haiyan, ZHANG Shihong, CHENG Ming. Effect of  $\delta$  phase on the tensile deformation behavior of GH4169 alloy at high temperature[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2013, 49(4): 483-488.
- [16] DE OLIVEIRA M, COUTO A, ALMEIDA G, et al. Mechanical behavior of Inconel 625 at elevated temperatures[J]. Metals, 2019, 9(3): 301.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 张春成,汪好,陈国光.温度场对航空发动机转子超转破裂的影响[J].航空学报,2019,40(10):222879.
- ZHANG Chuncheng, WANG Hao, CHEN Guoguang. Impacts of temperature fields on rotor over-speed fracture of aircraft engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(10): 222879.
- [20] 万江艳,周柏卓.轮盘模拟件破裂试验及其有限元描述[J].航空发动机,2008,34(2):19-21,16.
- WAN Jiangyan, ZHOU Baizhuo. Fracture test of disk simulated specimen and its description of finite element[J]. Aeroengine, 2008, 34(2): 19-21, 16.
- [21] 万江艳,周柏卓.轮盘弹塑性盘破裂准则的建立及变厚度轮盘破裂转速预测[J].航空发动机,2011,37(5):4-6,10.
- WAN Jiangyan, ZHOU Baizhuo. Elastic-plastic disc burst criteria establishment and variable thickness disk burst rotational speed prediction[J]. Aeroengine, 2011, 37(5): 4-6, 10.
- [22] 薛志远,胡晓安,饶国锋.涡轮盘热力耦合及中心孔疲劳裂纹扩展研究[J].南昌航空大学学报(自然科学版),2019,33(2):39-49.
- XUE Zhiyuan, HU Xiaoan, RAO Guofeng. Thermo-mechanical coupling of turbine disk and fatigue crack growth of central hole[J]. Journal of Nanchang Hangkong University (Natural Sciences), 2019, 33(2): 39-49.
- [23] 李伟.镍基合金材料服役行为多尺度研究[D].兰州:兰州理工大学,2011.
- LI Wei. Served behavior mutiscale analysis of nickel-based alloy[D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2011.
- [24] NABOULSI S. Life prediction of a turbine engine blade to disk attachment under coupled thermo-mechanical fatigue[C]//ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition. American Society of Mechanical Engineers, 2017, 58448: V009T12A044.

通讯作者:陈立杰,教授,博士,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。

(责编 阳光)