

JG4247 合金涡轮后机匣铸造工艺设计与优化

韩少丽^{1, 2}, 李尚平², 刘天宇², 骆合力², 韩光炜²

(1. 钢铁研究总院高温材料研究所, 北京 100081; 2. 北京钢研高纳科技股份有限公司, 北京 100081)

摘要: 针对大型复杂薄壁件JG4247合金涡轮后机匣的铸造, 采用ProCAST软件对不同浇注系统条件下机匣的缩松及热裂倾向性进行了对比模拟与分析。结果表明: 与顶注式浇注系统相比, 底注式浇注系统条件下, 利用冒口和浇道可同时实现凝固过程中机匣多个变截面热节部位的补缩, 是一种适合于涡轮后机匣的浇注系统设计。虽然底注条件下机匣热裂倾向性略大于顶注式浇注机匣, 但进一步研究表明, 机匣热裂倾向性随浇注温度降低或型壳温度升高而降低, 其中受型壳温度的影响最为显著。在底注式浇注系统条件下, 通过提高型壳温度可大幅度降低机匣热裂倾向性, 最终可获得无裂纹、内部无宏观缩松的高冶金质量JG4247合金涡轮后机匣铸件, 模拟结果与机匣实际浇注结果相吻合。

关键词: JG4247合金; 涡轮后机匣; 浇注系统; 铸造工艺

涡轮承力机匣是航空发动机的最主要承力结构部件, 承载发动机的全部推力和振动载荷, 其质量极大地影响着航空发动机的性能、长时寿命和可靠性。为满足未来装机的减重需求, 航空发动机用大型结构件正朝着尺寸更大、壁厚更薄、结构更复杂的方向发展, 对所用材料和制备技术提出了更高的要求, 现有机匣材料K4169合金已经不能满足要求^[1-3]。为满足某新研涡轮后机匣的承温能力需求, 需采用Al、Ti含量更高的高温合金材料, 但对高温合金铸造工艺性的相关研究表明, 合金中Al、Ti含量越高, 枝晶间越会大量形成($\gamma + \gamma'$)共晶组织, 显著增大合金的热裂倾向性, 使其铸造工艺性急剧下降^[4-5]。此外, 新型结构机匣设计有空心支板、凸台及吊耳等异形部位, 这些异形结构部位的存在增加了铸件上的热节点位置, 又进一步增大了凝固过程中铸件在局部厚大部位的疏松和热裂倾向性^[6-8]。

为满足涡轮后机匣的研制需求, 本论文机匣材质选用自主研发的低密度、高强度的JG4247合金新材料, 该合金在600~1 000 °C的温度范围内具有优异的强韧性。与现有机匣材料相比, K4169合金服役温度低于650 °C^[9], 而JG4247合金服役温度比K4169合金高150 °C以上; 与美国CM939合金相比^[10], JG4247合金比重轻7%, 760 °C/540 MPa和870 °C/290 MPa的持久寿命高5倍以上, 性能优势非常明显。但由于JG4247合金中Al、Ti含量高 (Al+Ti总含量10%), 合金结晶温度范围大, 线膨胀系数是K4169的5倍左右, 而合金的线收缩越大, 凝固收缩应力越大, 造成铸造开裂倾向也越大^[11], 因此本JG4247合金涡轮后机匣的铸造工艺开发难度极大。为实现JG4247合金涡轮后机匣的高质量铸造成形, 本论文采用ProCAST软件系统地研究了不同浇注系统条件下JG4247合金涡轮后机匣的凝固行为, 结合机匣的铸造缺陷模拟结果优选出了机匣的浇注系统, 并在此基础上研究了浇注温度、型壳温度对机匣热裂倾向性的影响规律, 为最终高质量JG4247合金涡轮后机匣的铸造工艺开发提供参考依据。

作者简介:

韩少丽(1986-), 女, 硕士, 主要研究方向为高温合金材料及制备工艺。E-mail: hsl414@126.com

中图分类号: TG244

文献标识码: A

文章编号: 1001-4977(2023)07-0884-07

基金项目:

国家科技重大专项 (J2019-VI-0018-0133)。

收稿日期:

2022-07-05 收到初稿,

2022-08-17 收到修订稿。

1 机匣结构特点及仿真前处理

1.1 机匣结构特点

由于涡轮后机匣结构对称, 本论文以机匣1/4模型为研究对象, 1/4涡轮后机匣结构如图1所示。整体结构包括直径835 mm、壁厚7 mm的外环, 直径568.5 mm、壁厚3 mm的内环, 以及内外环之间沿周向均匀分布的8个支板, 支板壁厚3 mm、内腔宽38 mm; 内外环上下端均设有厚度10~15 mm的安装边。结合机匣结构特点对其铸造工艺性进行分析: 机匣存在两处U型槽结构, 一处为紧靠内环上安装边的轴座, 与内环上安装

边之间形成U型槽(结构1), 轴座自身厚度12.5 mm; 另一处为均匀分布于外环上的四个双层耳座结构(结构2), 两层耳座间隔10 mm, 单层耳座厚度14 mm。由于U型槽结构间距小, 造成凝固过程中散热困难, 而且U型槽结构单边厚度厚, 属于典型的变截面结构, 极易在U型槽根部形成铸造热节, 是本涡轮后机匣的补缩难点。此外, 机匣轴向均匀分布的8个支板与外环壁厚相差悬殊, 也属于变截面结构, 且与外环形成90°的L型拐角结构(结构3), 是机匣凝固成形的另一铸造难点。

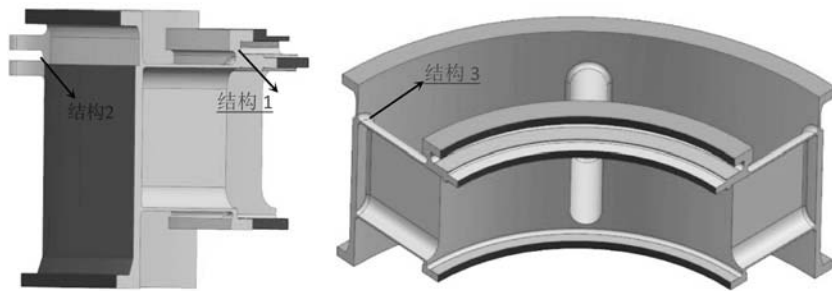


图1 1/4涡轮后机匣结构图

Fig. 1 Structure diagram of 1/4 turbine rear casing

1.2 数值模拟模型建立

1.2.1 材料凝固参数

机匣材料JG4247合金的密度、热导率、热焓、结晶温度范围、动力学粘度、线膨胀系数、泊松比及杨氏模量等热物性参数采用JmatPro软件进行计算, 结果如表1所示, 并将其导入visual-cast材料数据库中。本论文JG4247合金力学性能采用弹塑性模型, 参考以往针对铸件热应力模拟计算结果, 采用弹塑性模型的应力计算结果与实际结果更为接近。型壳材料为氧化铝, 型砂材料为氧化硅, 型壳与型砂材料热物性参数均从ProCAST自带数据库中提取。根据经验, 铸件与型壳

之间的界面换热系数设置为 $1\ 000\ \text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$, 型壳与砂箱之间换热系数为 $50\ \text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$, 砂箱与环境之间换热系数为 $5\ \text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$, 炉内环境温度为 $100\ ^\circ\text{C}$ 。

1.2.2 浇注系统模型建立

本涡轮后机匣浇注系统如图2所示。图2a为顶注式浇注系统, 图2b为底注式浇注系统; 同时, 为增加耳座部位的补缩效果, 在上层耳座上表面增加一与冒口相连的补缩通道。将建立好的几何模型从UG 10.0软件中导出至visual-mesh中进行网格划分, 网格单元格

表1 JG4247合金材料参数
Table 1 Parameters of JG4247 alloy material

材料参数	范围
密度/ $(\text{g} \cdot \text{cm}^{-3})$	6.53~7.77
热导率/ $(\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	14.72~35.27
结晶温度范围/ $^\circ\text{C}$	1 246~1 355
热焓/ $(\text{J} \cdot \text{g}^{-1})$	0.97~1 153.57
粘度/ $(\text{mPa} \cdot \text{s})$	3.23~7.33
热膨胀系数/ $^\circ\text{C}^{-1}$	1.77~1.92
泊松比	0.36~0.5
杨氏模量/GPa	0.07~194.25
塑性模量/GPa	0~9.71

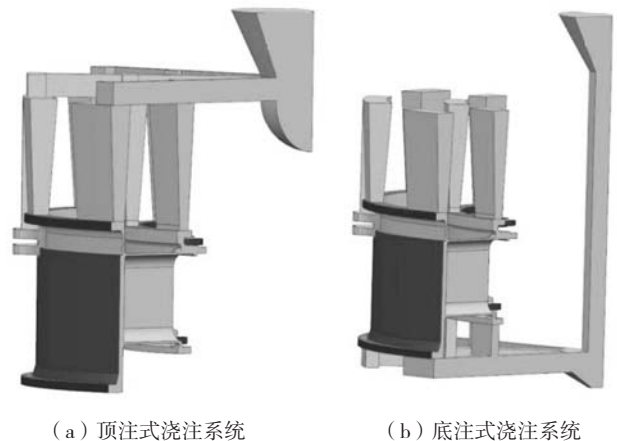


图2 机匣浇注系统示意图

Fig. 2 Diagram of casting gating system

尺寸为4 mm, 型壳厚度设置为8 mm, 并在型壳外部增加虚拟砂箱。首先在同一浇注工艺参数(浇注温度1 460 ℃, 型壳温度950 ℃, 砂箱温度800 ℃)下, 对机匣在两种浇注系统条件下进行凝固行为模拟计算, 钢液充型至98%结束充型。其次, 在优选出的浇注系统条件下, 研究浇注温度(1 430、1 460 ℃)、型壳温度(850、950、1 050 ℃)对机匣热裂倾向性的影响规律, 并以JG4247合金涡轮后机匣的实际浇注对模拟结果进行验证。

2 结果与讨论

2.1 不同浇注系统条件下机匣缩松、缩孔预测

熔模铸造过程中, 型壳温度往往低于金属液温度, 当金属液充满型腔后, 与型腔接触的金属液会率先凝固, 如果补缩通道设计不完善提前关闭, 金属液在其封闭的补缩通道和率先凝固的封闭空间内凝固收缩, 形成缩孔, 缩孔常出现在热节部位, 通过浇注系统的优化, 如增加热节部位的补缩通道或局部增强

冷却的措施, 可消除铸件内部的缩松、缩孔缺陷^[12]。顶注系统条件下, 涡轮后机匣缩松模拟结果如图3a所示, 可以看出与冒口相连接的内外环安装边及内环轴座部位, 在冒口补缩作用下内部致密无缩松; 而在远离冒口一侧的内外环安装边, 由于机匣高度高、壁厚薄, 在凝固过程中机匣侧壁环向上先发生凝固, 阻断了冒口对远端安装边的补缩, 因此在机匣远端的内外环下安装边位置处形成大面积宏观缩松; 除安装边缩松外, 在与支板相交的外环侧壁上也存在大范围的缩松。而底注浇注系统条件下, 机匣的缩松倾向性模拟结果如图3b所示, 图中可见机匣上安装边、轴座局部厚截面热节部位, 可以通过冒口实现补缩, 而远离冒口的下安装边在横浇道高温钢液的作用下也可实现补缩; 此外, 伴随底注条件下机匣在轴向上温度梯度的增大, 使机匣的凝固更趋于顺序凝固, 因此, 与支板相交的外环侧壁上不存在缩松。根据机匣的缩松倾向性模拟结果, 底注式浇注系统是较理想的涡轮后机匣浇注系统方案。

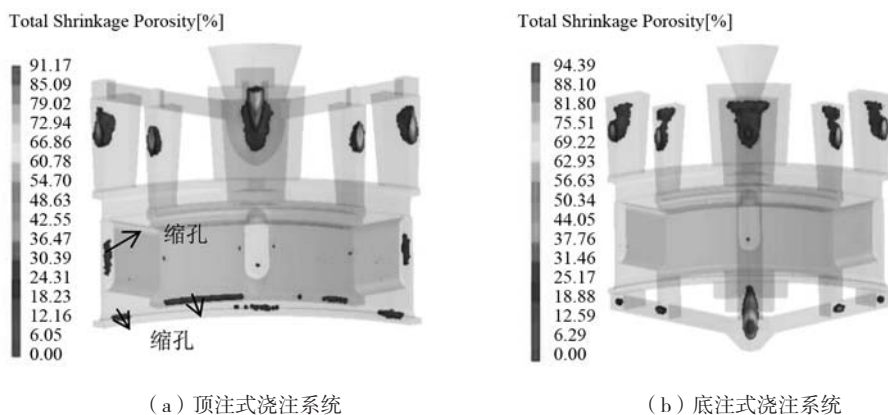


图3 不同浇注系统条件下机匣的缩孔、缩松模拟结果

Fig. 3 Shrinkage porosity of casing with different gating systems

2.2 不同浇注系统条件下机匣热裂倾向性分析

热裂纹是铸件在凝固过程中, 凝固末期枝晶间液膜受拉应力作用结果, 是铸件常见的缺陷之一^[13]。在应力计算中, ProCAST软件可以实现铸件热裂敏感性计算, 其热裂敏感系数(HTI)是基于凝固过程中产生的全部应力, 采用弹性和塑性应变数据进行计算而建立的热裂判据, 其热裂敏感系数HTI值越大, 代表铸件的热裂倾向性越大^[14]。不同浇注系统条件下, 机匣冷却至最高温度800 ℃时的铸造热应力分布如图4a、4d所示, 可见与顶注式浇注系统相比, 在底注式浇注系统条件下, 冒口和横浇道凝固收缩产生的拉应力同时作用于机匣上, 因此底注式浇注系统条件下机匣的铸造

热应力略高; 但两种浇注系统条件下机匣热应力分布规律一致, 热应力大小以支板>内环>外环的方式降序排列, 应力集中点位于支板与外环相交的拐角位置处, 应力集中点位置存在的原因分析为: 一方面由于支板与外环侧壁形成了T型拐角结构, 另一方面外环与支板之间存在2.3倍的壁厚差, 支板率先在凝固后对支板与外环相交的T型拐角位置产生了较强的拉应力。机匣热裂倾向性系数(HTI)值大小与热应力分布情况一致, 同样以支板与外环相交的拐角位置处热裂敏感系数(HTI)最大, 底注式浇注系统条件下的热裂敏感系数(HTI)略大于顶注式浇注系统(图4b、4e), 因此裂纹敏感系数可以代表机匣不同部位的热裂倾向性。

结合机匣不同部位的凝固冷却速率(图4c、4f)可

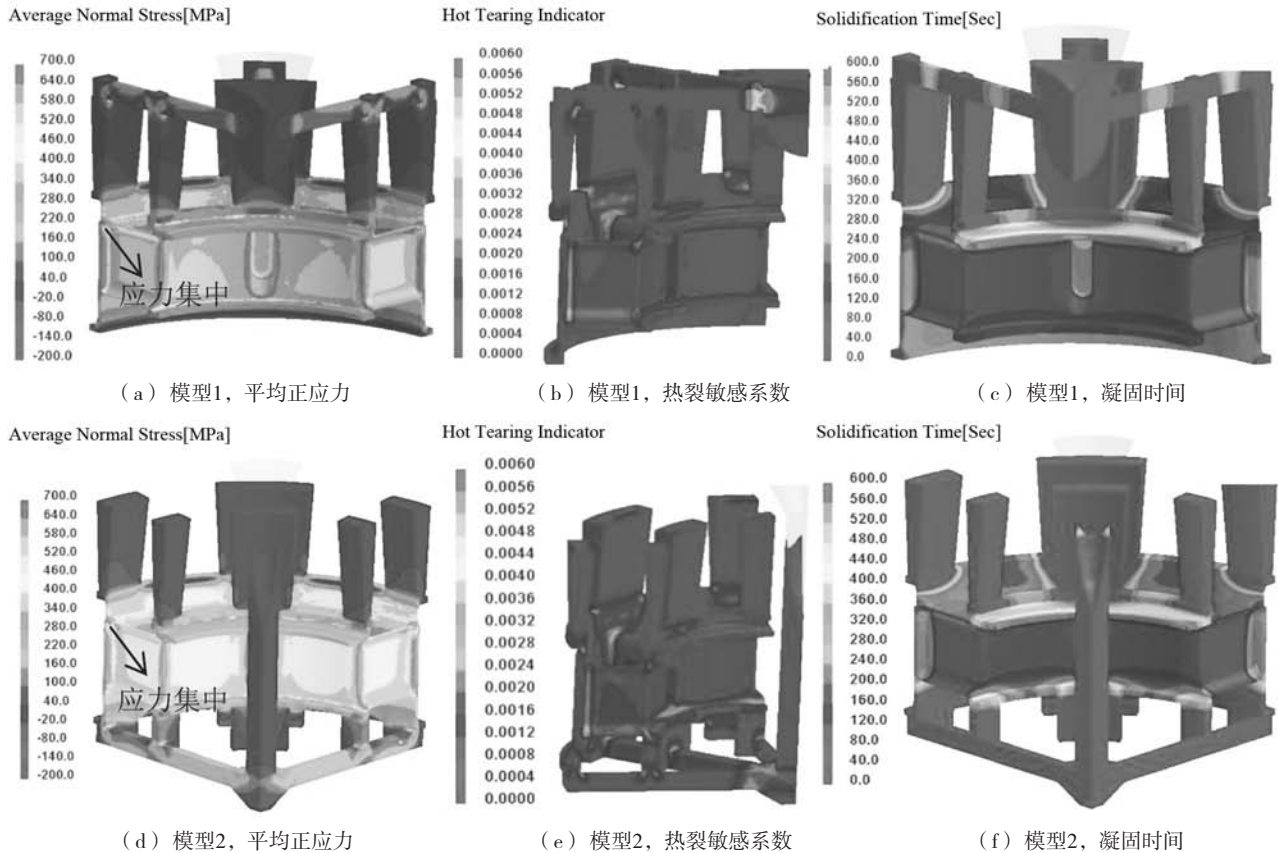


图4 不同浇注系统条件下机匣凝固行为

Fig. 4 Solidification behavior of casing under different gating systems

可以看出：机匣不同部位的冷却速率同样以支板部位最快，其次是内环，冷却最慢的是外环部位，其中支板与内环之间的凝固时间差异小于支板与外环之间的凝固时间差异，因此，凝固过程机匣热应力的产生主要来源于不同部位冷却速率的差异。

2.3 浇注工艺参数对机匣热裂倾向性影响规律

虽然在底注式浇注系统条件下，通过冒口及浇道的同时补缩作用，机匣内部不存在缩松，是较理想的浇注系统，但是底注机匣的热裂倾向性略大于顶注机匣。因此，为进一步降低底注条件下机匣凝固过程中的热裂倾向性，以底注式浇注系统的机匣为研究对象，研究了不同浇注温度、型壳温度对机匣热裂倾向性的影响规律，对比模拟结果如图5所示。图中可见，随着型壳温度的升高、浇注温度的降低，伴随凝固过程中机匣整体的温度分布梯度降低，机匣铸件的热裂敏感系数降低。支板与外环相交的L型拐角部位的热裂敏感系数（HTI）随铸造工艺参数的变化规律见图6，可见型壳温度对机匣铸造热裂倾向性的影响程度远大于浇注温度对其影响程度。在同一浇注温度1 430 ℃条件下，型壳温度在850 ℃条件下，最大热裂敏感系数为

0.007 8，当型壳温度升至1 050 ℃时，最大热裂敏感系数可降至0.003 2，降低幅度达58%。因此，在底注式浇注系统条件下，可通过进一步提高型壳温度来降低机匣的热裂倾向性，结合铸造工艺参数对涡轮后机匣热裂倾向性的影响规律，可确定JG4247涡轮后机匣的最佳铸造工艺参数为浇注温度1 430 ℃、型壳温度1 050 ℃，在此条件下，支板与外环相交拐角部位的热裂敏感系数最小。

2.4 JG4247 合金涡轮后机匣浇注试制

通过进行全尺寸JG4247合金涡轮后机匣浇注试验，对机匣模拟结果进行验证。结合铸造工艺参数对机匣热裂倾向的影响规律，选择在最佳工艺参数（浇注温度1 430 ℃、型壳温度1 050 ℃）条件下进行机匣浇注，浇注结果表明：在此工艺参数条件下，采用两种系统均可获得完整成形的机匣铸件，8个支板与外环相交位置均无裂纹（图7）。但对于机匣内部的冶金质量，采用工业CT检测方法分别对顶注式和底注式机匣的变截面厚大部位进行缺陷检测，与前述模拟结果相吻合，即在顶注式浇注系统条件下，靠近冒口的耳座及轴座内部致密，凝固过程中补缩效果良好，而远离

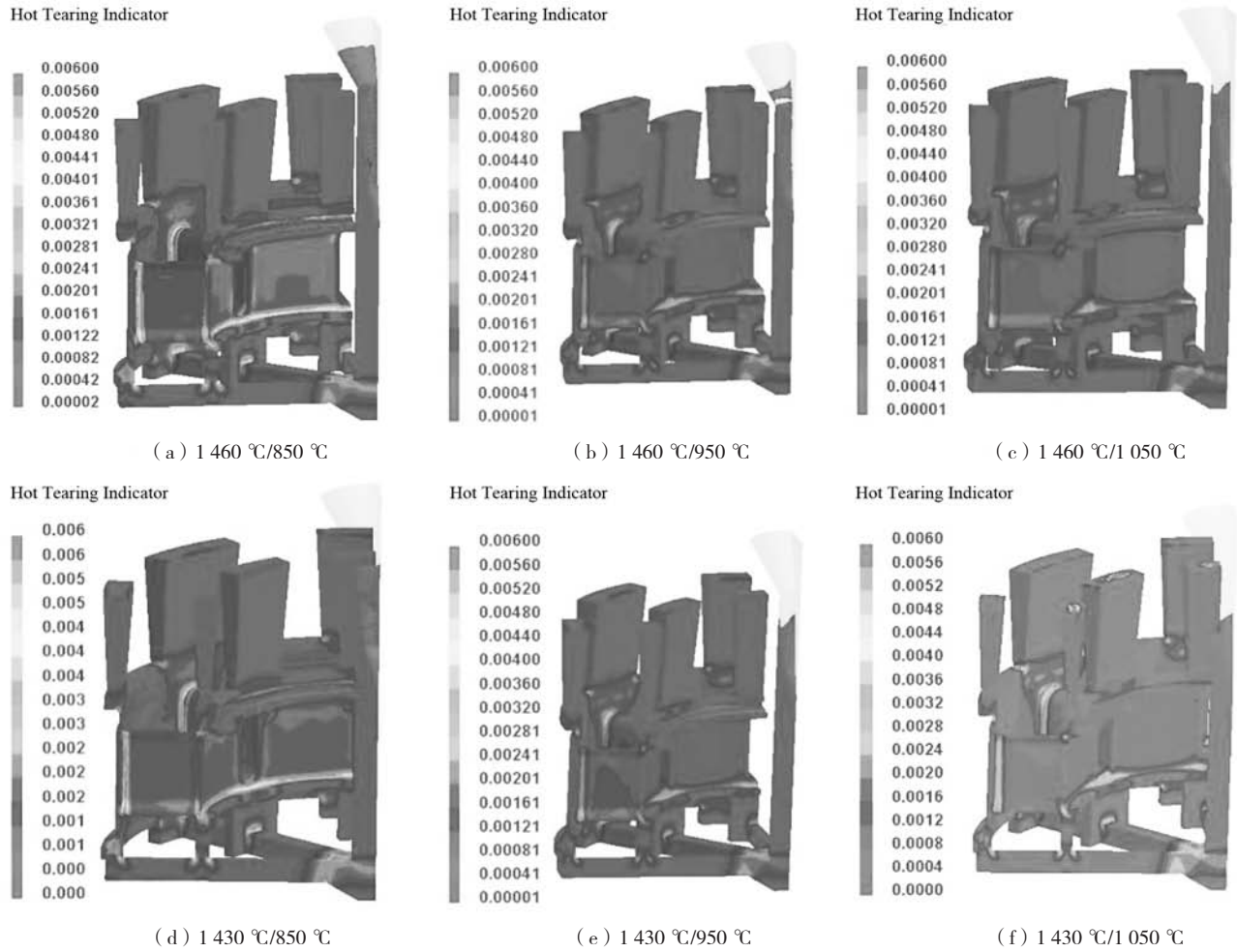


图5 不同铸造工艺参数条件下机匣的热裂倾向性

Fig. 5 Hot cracking tendency of casing under different casting process parameters

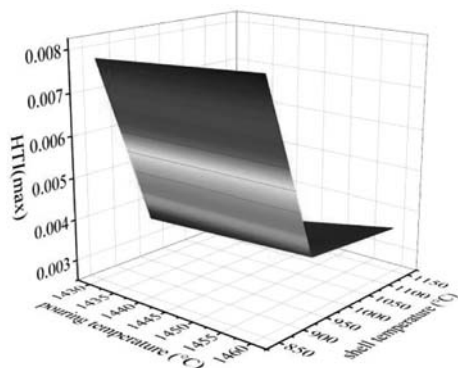


图6 最大热裂敏感系数随铸造工艺参数变化规律

Fig. 6 Change regulation of the maximum HTI with the changing of the casting process parameter

冒口的另一端安装边内部有大面积的宏观疏松；而在底注式浇注系统条件下，凝固过程中机匣的变截面热节部位均可得到补缩，机匣内部不存在宏观疏松（图

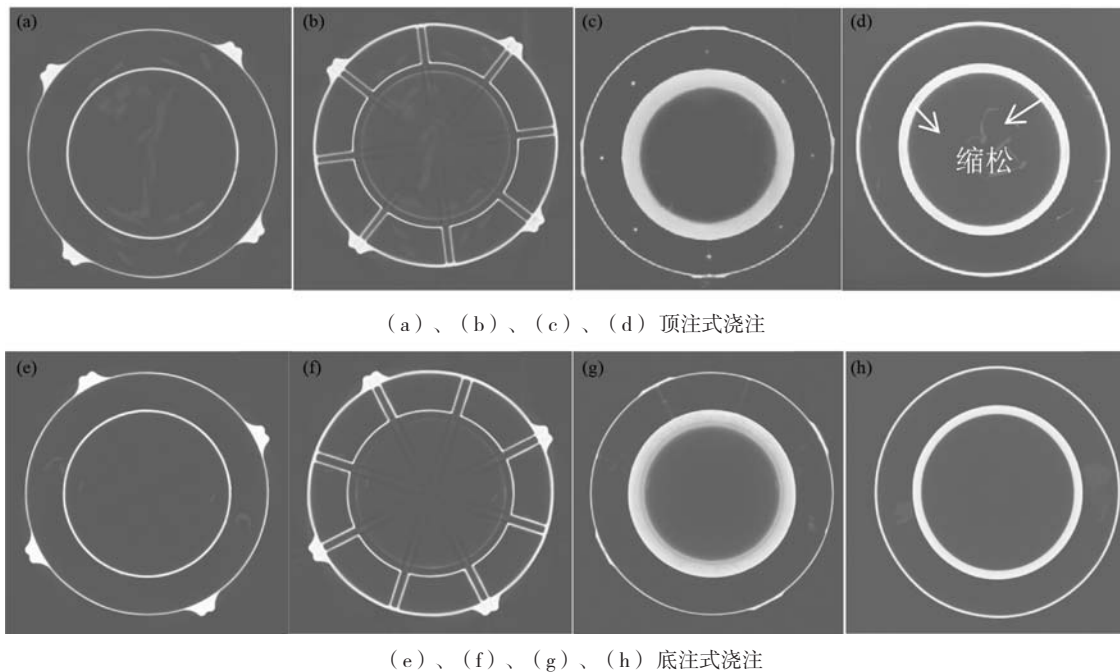


(a) 铸件 (b) 支板与外环相交位置

图7 JG4247涡轮后机匣实验结果

Fig. 7 Experimental results of JG4247 turbine rear casing

8)。因此，在采取底注式浇注系统的基础上，并采用最优铸造工艺参数（浇注温度1430 °C、型壳温度1050 °C），可获得无裂纹、内部无宏观缩松的高冶金质量的JG4247合金涡轮后机匣铸件。



(a)、(b)、(c)、(d) 顶注式浇注

(e)、(f)、(g)、(h) 底注式浇注

图8 机匣变截面部位(上层耳座、下层耳座、轴座及下安装边)缺陷检测

Fig. 8 Defect detection of the casing variable sections (upper lug, lower lug, shaft seat and fixture fringe)

3 结论

(1) 采用底注式浇注系统进行JG4247合金涡轮后机匣浇注, 可通过冒口和底部横浇道设计, 实现机匣多个变截面部位凝固过程中的同时补缩, 从而完全消除机匣内部的缩孔缩松冶金缺陷, 是一种适用于涡轮后机匣的理想浇注系统。

(2) 涡轮后机匣凝固过程中, 铸造热应力主要来源于不同部位冷却速率的差异, 机匣热应力分布按照支板 > 内环 > 外环降序排列, 应力集中点位于支板与外环相交的拐角位置处, 与热裂敏感系数大小分布规律一致。与顶注式浇注系统相比, 在底注式浇注系统

条件下, 由于冒口和横浇道收缩产生应力同时作用于机匣, 增大了机匣内外环及支板上的凝固热应力, 使机匣热裂倾向性略高于顶注式浇注机匣。

(3) 在底注式浇注系统条件下, 涡轮后机匣的热裂倾向性随浇注温度的降低或型壳温度的升高而减小, 而与浇注温度相比, 机匣热裂倾向性受型壳温度的影响更为明显。可通过提高型壳温度降低机匣的热裂倾向性, 最终在浇注温度1 430 ℃、型壳温度1 050 ℃铸造工艺参数条件下, 可获得完整充型、整体无裂纹及内部宏观缩松的高冶金质量JG4247涡轮后机匣铸件。

参考文献:

- [1] 何树先, 王俊. 大型复杂薄壁高温合金铸件熔模精铸技术的研究进展 [J]. 热加工工艺, 2013, 42 (21): 5-8.
- [2] 张军, 介子奇, 黄太文, 等. 镍基铸造高温合金等轴晶凝固成型技术的研究和进展 [J]. 金属学报, 2019, 55 (9): 1145-1157.
- [3] SJOBERG G, IMAMOVIĆ D, GABEL J, et al. Evaluation of the In939 alloy for large aircraft engine structures [C]//Superalloys 2004: TMS, 2004: 441-449.
- [4] 崔雨生, 刘丽, 任建军, 等. 铝和钛含量对镍基铸造高温合金性能的影响 [J]. 钢铁研究学报, 2003, 15 (7): 244-248.
- [5] 石照夏, 董建新, 张麦仓. K418合金显微组织及其增压器涡轮叶片热裂的研究 [J]. 稀有金属材料与工程, 2012, 41 (11): 1935-1939.
- [6] 孙宝德, 王俊, 疏达, 等. 航空发动机高温合金大型铸件精密成型技术 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016.
- [7] 贾石. 承力框架铸件浇注系统优化与组织性能研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- [8] 孙长波, 唐宁, 史凤岭, 等. 机匣件真空熔模铸造的数值模拟 [J]. 铸造, 2010, 59 (2): 169-173.

- [9] BAYHA T D, LU M, KLOSKE K E. Investment casting of allvac 718Plus TM alloy [C]// Superalloys 718, 625, 706 and Various Derivatives, Pittsburgh: TMS, 2005: 223–232.
- [10] JACQUELINE B W, HARRIS K. CM 939 weldable® alloy update [C]//ASME Turbo Expo, 2007: 35–42.
- [11] 丁浩, 傅恒志. 定向凝固中热裂纹的形成过程 [J]. 稀有金属材料与工程, 1997 (1) : 19–21.
- [12] MAREK B, BOLIBRUCHOVA D, PASTIRCAK R, et al. Gating system design optimization for investment casting process [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2019, 28 (7) : 3887–3893.
- [13] 陈宗民, 于文强. 铸造金属凝固原理 [M]. 北京: 北京大学出版社, 2021.
- [14] 李日. 铸造工艺仿真procast从入门到精通 [M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2010.

Design and Optimization of Casting Process for JG4247 Alloy Turbine Rear Casing

HAN Shao-li^{1,2}, LI Shang-ping², LIU Tian-yu², LUO He-li², HAN Guang-wei²

(1. High Temperature Materials Research Institute, Central Iron and Steel Research Institute, Beijing 100081, China; 2. Beijing CISRI-GAONAMaterials & Technology Co., Ltd., Beijing 100081, China)

Abstract:

Based on the casting forming of large complex thin-walled JG4247 alloy turbine rear casing, the shrinkage porosity and hot tearing tendency of the casing were comparatively simulated and analyzed by ProCAST software under different casting systems conditions. The results showed that compared with the top gating system, the riser and sprue realized the feeding of the multiple variable cross-section hot spots of the casing during the solidification process simultaneously by using the bottom gating system, which was a suitable casting system design for the turbine rear casing. Although the hot tearing tendency of the bottom gating system casing was slightly greater than that of the top gating system. While the further research revealed that the hot tearing tendency of the casing decreased with the reducing of pouring temperature or the increase of shell temperature under the condition of the bottom gating system, the latter factor played an important role in the system. Therefore, the hot tearing tendency of the casting with the condition of the bottom gating system could be reduced by increasing the shell temperature under the bottom gating system, and finally the high metallurgical quality JG4247 alloy turbine rear casing casting without crack and macro shrinkage inside could be obtained. The simulation results were consistent well with the actual casting results of the casing.

Key words:

JG4247 alloy; turbine rear casing; gating system; casting process