

文章编号: 1000-8055(2026)08-20240781-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20240781

高压涡轮叶片冷却方案优化改进

骆剑霞, 陈大为, 谭智勇

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 为了提高冷却效果, 开展了转子叶片冷却方案的优化设计, 并验证了叶片综合冷效。对于原型叶片, 叶片前缘与尾缘为高温区, 吸力面中部温度也比较高。随着流量比的增大, 压力面与吸力面分别在 7% 和 5% 以上工况出现了气膜覆盖效果变差导致测点温度升高的情况。优化方案叶片通过内腔与气膜孔设计优化, 实现了叶身温度均匀性与整体冷效的同步提升。在相同的流量比下, 优化方案压力面与吸力面前部区域测点温度最大降幅约 30 K, 使得整体综合冷效提高 0.02。随着流量比的增大, 优化方案的气膜一直能提供很好的覆盖效果, 叶身测点温度持续降低, 综合冷效从 0.568 逐渐增加至 0.613。

关 键 词: 高压涡轮; 叶片; 冷却方案; 流量比; 综合冷效

中图分类号: V232.4

文献标志码: A

Optimization and improvement of the cooling scheme for high pressure turbine blade

Luo Jianxia, Chen Dawei, Tan Zhiyong

(Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: To enhance the cooling effect, an optimized cooling scheme for the rotor blade was developed, and overall cooling effectiveness of the blade was verified. For the prototype blade, elevated temperatures were observed at the leading edge, the trailing edge, and the mid-region of the suction side. As the flow ratio increased to 5% and 7%, the film cooling effectiveness deteriorated on both the pressure and suction sides. This degradation led to a corresponding temperature rise at the measured points. The optimized blade design achieved a more uniform blade temperature distribution and enhanced overall cooling efficiency through optimization of the internal cavity and film hole design. At the same flow ratio, temperatures at the measurement points in the front regions of the pressure and suction sides dropped by about 30K compared to the prototype design, with an improvement of 0.02 in overall cooling effectiveness. As the flow ration increased, the optimized design consistently provided good film coverage, leading to a continuous decrease in blade measurement point temperatures with the overall cooling effectiveness increasing from 0.568 to 0.613.

Keywords: high pressure turbine; blade; cooling scheme; flow ratio;
overall cooling effectiveness

高压涡轮叶片在航空发动机和燃气轮机中发挥着至关重要的作用, 其性能直接影响到整个发动机的效率和可靠性。随着技术的不断进步, 对

高压涡轮叶片的冷却技术和冷效分析的研究逐渐成为重要的课题。涡轮叶片在高温高压环境下工作, 承受着极端的热负荷, 因此, 合理的冷却设

收稿日期: 2024-11-18

作者简介: 骆剑霞(1987—), 女, 高级工程师, 博士, 研究领域为涡轮叶片冷却结构设计。E-mail: luoluojianxia@163.com

引用格式: 骆剑霞, 陈大为, 谭智勇. 高压涡轮叶片冷却方案优化改进[J]. 航空动力学报, 2026, 41(8): 20240781. Luo Jianxia, Chen Dawei, Tan Zhiyong. Optimization and improvement of the cooling scheme for high pressure turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(8): 20240781.

计对于提高叶片的使用寿命和热效率至关重要。采用更少的冷却气获得更好的冷却效果,一直是冷却设计追求的终极目标。目前的先进高压涡轮叶片均采用内部强化传热与外部气膜保护的复合冷却结构形式^[1]。

内部冷却技术在高压涡轮叶片的冷却中占据了重要地位。近年来,许多研究者对内部冷却通道的形状、布局以及冷气流动特性进行了深入的研究。文献[2-3]研究了带肋通道的换热与摩擦损失的影响。Elfert 等^[4]使用 PIV 测量技术分析了带肋通道内部复杂的流动结构,试验表明在两肋之间二次流形成一对对转涡,而在主流方向上,则产生周期性的绕流流动,流动结构非常复杂。

外部气膜冷却是设计冷却气从叶片表面喷出在叶片表面形成一层气膜,有效地隔开高温燃气和叶片表面,直接降低了叶片表面换热温度,防止叶片被烧坏。气膜覆盖效果的好坏直接影响叶片的金属温度。影响气膜冷效的因素主要有气膜孔几何参数,主流的流动状态参数和二次流的流动状态参数。文献[5-6]研究了气膜孔几何参数对气膜冷效的影响规律。文献[7]指出气膜孔出口扩张能有效提升气膜冷却效果。Ammari 等^[8-9]研究了气膜密度比对气膜冷效的影响。Schmidt 等^[10]研究了主流湍流度对气膜冷效的影响。文献[11-13]研究了内部冷气流动状态对外部气膜冷效的影响。

为了验证叶片冷却设计效果,必须开展多项试验考核^[14-15]。单一冷却结构的影响因素较多,而不同冷却结构之间还会产生关联影响,最终叶片冷却方案的优劣通常采用综合冷却效率来表征。综合冷效试验是模拟叶片运行状态,测量叶片表面金属壁温。叶片综合冷效考虑了外部气膜冷却、内部冷却以及导热的耦合作用,是叶片冷却设计方案的综合评价指标,在工程中被广泛应用。文献[16-18]分别给出了涡轮叶片在综合冷效试验台上获得的叶片综合冷效,以及综合冷效随各项参数的变化规律,较好地验证了设计方案。

叶片温度场是内外冷却结构的综合结果,内外冷却方案的冷却效果稍有不同就会导致局部温度场产生明显的改变,因此需要开展叶片的精细化设计,优化局部设计方案,从而获得更佳的综合冷效。本文开展了高压涡轮转子叶片冷却设计与验证研究。设计叶片采用复合冷却结构形式。在原型叶片的基础上,通过内腔与气膜冷却设计

优化,在冷气量不变的情况下,实现了叶片综合冷却效果显著提升。

1 叶片冷却设计与验证方法

叶片冷却方案设计是依据航空发动机工程设计方法开展。具体设计方法是采用外换热计算程序计算叶片燃气侧换热系数与换热温度,采用内流网络法计算内部冷却气流分配与内壁面冷气流动换热参数,计算得到各排气膜孔出流参数后再通过经验公式计算得到有气膜出流情况下的叶片外表面换热系数与换热温度,将叶片内外表面的换热系数与换热温度作为换热边界可计算得到叶片温度场,通过温度场分析确定叶片冷却方案。

叶片冷却方案验证是通过叶片综合冷效试验实现。该试验是在中航工业燃气涡轮研究院涡轮叶片冷却效果试验器上进行。由于叶片真实运行状态参数过高,试验台上无法按发动机运行参数进行试验。为了在叶片冷效试验中模拟发动机叶片设计点参数,需要保证几何相似、运动学相似、动力学相似和热相似,实现试验状态与叶片设计状态相似。试验过程中,主要测试参数包括栅前燃气参数、叶片进口冷气参数和叶片表面温度。根据式(1),计算得到叶片综合冷效。

2 综合冷效试验方案

2.1 试验台与试验件

综合冷效试验设备示意图如图 1 所示。试验设备由主气系统、冷气系统、燃油系统、水系统、电气控制系统、测试系统等组成。

试验叶片安装在冷效试验段内开展试验,冷效试验段示意图如图 2 所示。试验叶片为真实叶片,设计的试验叶栅相当于涡轮通道的一个扇形段,并且进排气角和发动机状态相同。扇形试验段是由 7 片叶片组成的六通道扇形叶栅,中间一个叶片为主试验叶片,其余为陪衬叶片。

主试验叶片表面中截面开槽埋设热电偶,用来测试叶片表面局部点温度。由于使用热电偶温度加权平均计算平均壁温,局部热电偶代表了其覆盖弧长内的温度,因此热电偶布点需考虑电偶位置的代表性。尽量在叶身温度变化剧烈的地方多布测点,其余位置基本均匀布置,同时电偶位置不能紧贴气膜孔出口,还得考虑壁面厚度以避免开槽时出现穿孔现象。埋偶后采用等离子喷涂

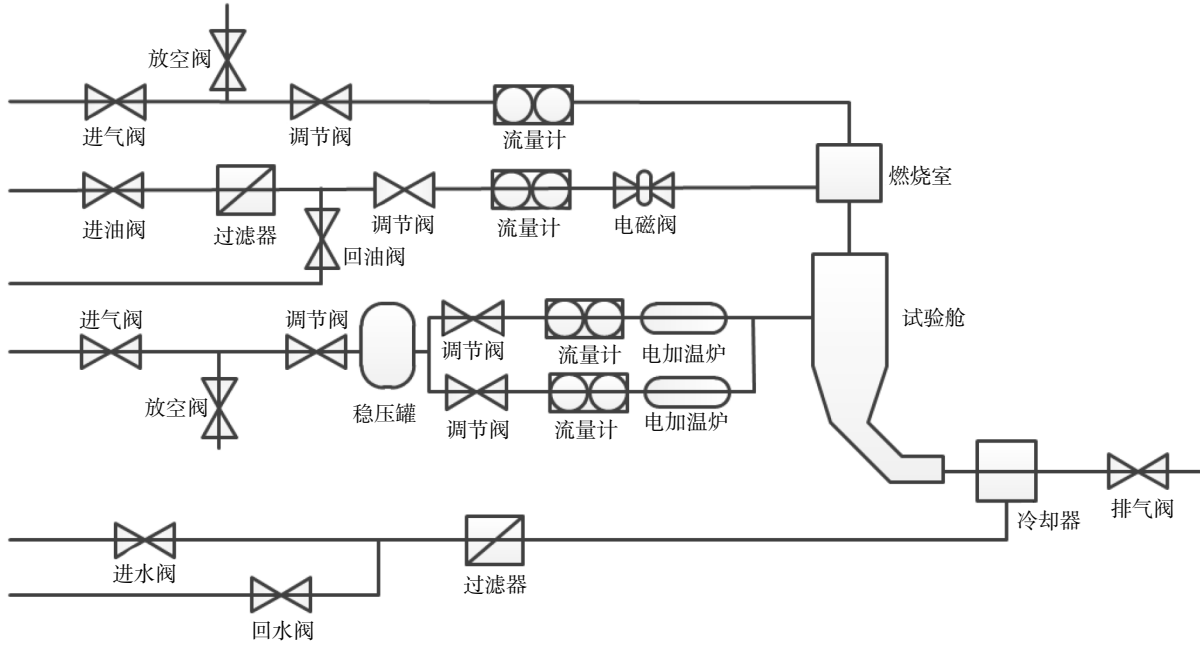


图1 试验设备示意图

Fig. 1 Illustration of the test system

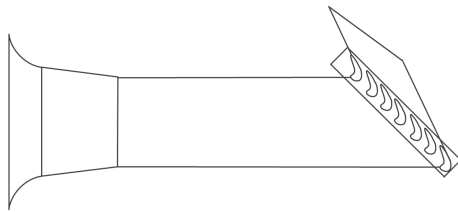


图2 冷效试验段示意图

Fig. 2 Cooling effectiveness testing section schematic diagram

工艺对叶片表面进行修复, 喷涂后打磨涂层使之与叶片表面光滑过渡。

2.2 试验测试参数

试验测量参数与测点布局描述如下。

栅前燃气参数: 采用2支(每支5点)梳状探针测量栅前总温、总压, 进口静压通过排布在进气测量段壁面上的8点压力探针进行测量, 同时还需要测量主气进口流量和燃油流量。

栅后燃气参数: 栅后燃气静压测点数量为8点, 位于排气测量端壁面。

冷气进口参数: 叶片进口冷气总温、总压和流量, 其中主试验件各参数单独测量, 陪衬叶片试验件合并测量。

叶片表面温度: 通过叶片表面热电偶获得。

试验测试精度: 流量测量精度为 ± 0.15 g/s, 压力测量精度为 ± 3 kPa, 温度测量精度为 ± 1.5 K。

2.3 数据处理

叶片综合冷效计算公式见式(1)。

$$\bar{\phi} = \frac{T_{tg} - \bar{T}_w}{T_{tg} - T_{tc}} \quad (1)$$

其中 $\bar{\phi}$ 为叶片综合冷效, T_{tg} 为栅前燃气总温, T_{tc} 为冷气进口总温, $\bar{T}_w$ 为叶片平均壁温。

叶片平均壁温 $\bar{T}_w$ 采用叶片表面局部点温度加权平均计算, 见式(2)。

$$\bar{T}_w = \frac{\sum_{i=1}^m T_{wi} \cdot S_i}{S} \quad (2)$$

其中 T_{wi} 为热电偶 i 测点温度, S_i 为热电偶 i 覆盖的弧长, S 为叶片弧长。

冷气流量比定义为主试验叶片冷气流量与单通道燃气流量之比, 见式(3)。

$$K_g = \frac{G_c}{G_g} \quad (3)$$

其中 G_c 为主试验叶片冷气流量, G_g 为单通道燃气流量。

3 原型叶片设计与验证

3.1 叶片冷却设计方案

原型叶片冷却结构示意图如图3所示。冷却空气由叶片榫头底部入口流入转子叶片内腔。叶片采用七腔结构。I腔为冲击腔, 采用冲击-气膜复合冷却形式。II~VI腔采用对流-气膜复合冷却形式, 腔内设有斜肋用于强化换热。VI腔的冷气会经尾缘冲击孔流入VII腔后再由尾缘劈缝排出。

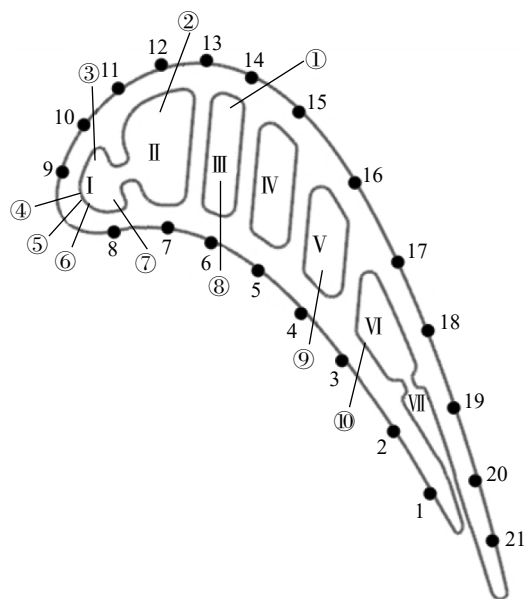


图 3 原型叶片冷却结构与测点示意图

Fig. 3 Prototype blade cooling structure and measurement points

叶片前缘设置 3 排圆型气膜孔, 吸力面设置 3 排扩张型气膜孔, 压力面设置 4 排扩张型气膜孔。

3.2 冷却方案验证结果

针对原型叶片, 开展了叶片综合冷效试验。在原型叶片中截面开槽埋设热电偶, 测试叶片表面温度。在叶片表面共布置有 21 个测点, 具体位置见图 3 中圆点位置。

在进口燃气流量、总温总压、冷气温度保持不变条件下, 改变叶片进口冷气流量从 4% 增加

到 8%, 得到叶片叶身各测点温度分布如图 4 所示, 图中黑色虚线标示了各排气膜孔位置。

设计点工况(流量比为 6.41%), 叶片前缘区域, 叶背侧 9 号测点的温度高于叶盆侧 8 号测点, 相差近 20 K, 这是由于吸力面侧主流流速高换热强。对于叶片压力面, 从前缘向后(8 号到 6 号)温度略有降低, 然后升高(5 号测点), 这是因为孔排 8 下游气膜覆盖效果不好造成的, 之后温度持续降低(5 号到 2 号), 接近尾缘区域, 冷却效果降低, 1 号测点温度升高。对于叶背侧, 从前缘向后(测点 9 号到 11 号)温度逐渐降低, 12 号测点位置处温度与 11 号相当, 随后温度迅速上升(12 号到 14 号), 随后温度小幅下降(至 16 号测点), 之后温度明显下降(至 19 号测点位置), 最后叶片尾缘区域温度大幅上升(测点 20 号、21 号)。叶片最高温出现在前缘吸力面 9 号, 次高点为吸力面 13 号点, 尾缘 21 号位置温度也比较高。

随着流量比的增大, 前缘、压力面和吸力面整体温度都是不断降低。但是压力面 7 号测点温度先降低后上升, 说明流量比 7% 及以上, 由于孔排 7 冷气射流速度增大, 导致气膜覆盖效果降低。而在吸力面随着流量的增加, 11 号和 12 号测点出现温度略有上升的现象, 最低温度出现在流量比为 6.41% 时, 13 号与 14 号测点温度有明显上升, 最低温度出现在流量比 5%, 说明孔排 3 在流量比为 6.41% 以上, 孔排 2 在流量比为 5% 以上出现气膜覆盖效果变差的情况。

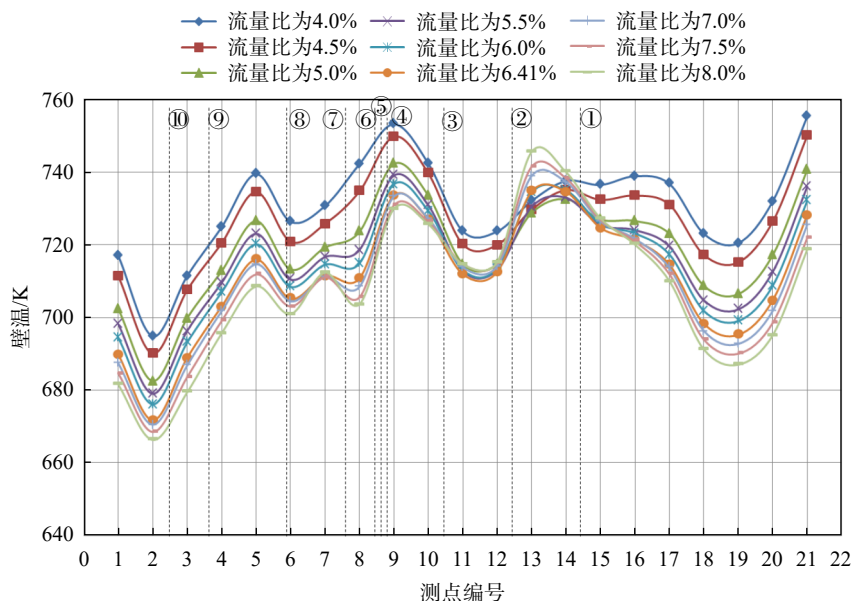


图 4 不同冷气流量比下原型叶片表面温度分布

Fig. 4 Surface temperature distribution of the prototype blade at various cooling flow ratios

按照式(1)叶片综合冷效计算公式, 计算得到不同流量比下叶片综合冷效, 见图 5 中三角标识的曲线, 随着流量比的增大, 叶片综合冷效从 0.544 逐渐增加至 0.596。

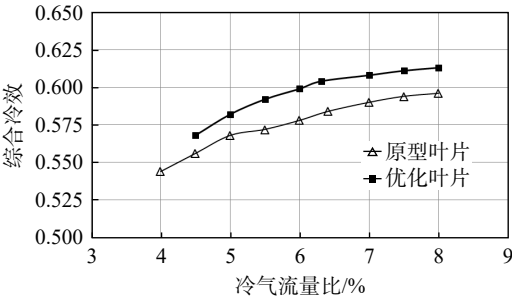


图 5 原型与优化叶片叶身中截面测点温度对比
Fig. 5 Mid-Span section measuring point temperature comparison between prototype and optimized blades

3.3 小 结

通过以上分析可知, 原型叶片设计点冷效 0.584, 前缘叶背温度高于叶盆侧, 两侧温度不均匀。随着流量比的增大, 叶盆与叶背均出现了气膜覆盖效果变差从而叶片温度升高的情况。

4 优化方案设计与验证

4.1 优化方案设计改进

基于提升叶片综合冷效并改善叶身温度均匀性的考虑, 对原型叶片开展了优化设计。优化叶片冷却流路结构形式与原型叶片保持一致, 如图 6 所示。

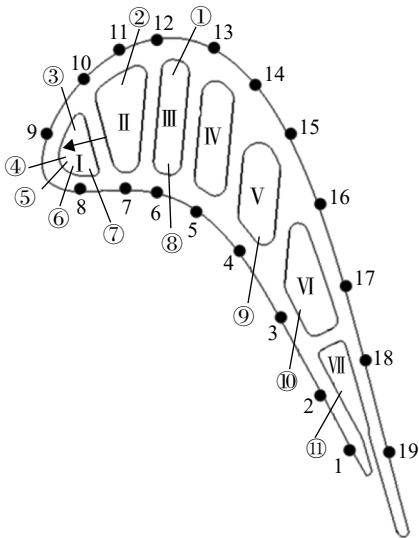


图 6 优化叶片冷却结构与测点示意图
Fig. 6 Optimized blade cooling structure and measurement points

首先, 对内腔通道进行了局部调整。考虑到原型叶片吸力面侧温度过高的现象, 优化方案微调了冲击隔板的角度, 使得冲击气流方向正对前缘吸力面侧, 如图 6 中箭头所示。减小了通道 II 的横截面, 提升通道内部换热系数, 从而降低叶片温度。后面的通道 III 相应地前移, 原型叶片次高点 13 号位置对应内部较厚的叶片实体区域被内部冷却腔取代, 内部换热增强, 同时, 该通道内吸力面侧的气膜孔位置随之前移, 也可提高该处的气膜冷却效果。后面几个通道保持通道面积比不变, 随之调整。针对尾缘通道, 尽量减薄了壁厚以提高换热效果。

根据文献 [7] 可知, 采用扩张孔能有效提升气膜冷效, 因此将原型方案前缘圆孔改进为出口扩张的圆锥孔。其余气膜孔均保持为扩张孔方案。针对尾缘区域, 由于通道 VI 与通道 VII 之间隔板前移且尾缘区域叶片温度较高, 在压力面尾缘增设了一排气膜孔(图 6 中孔排⑪)。

叶身内部的冷气分配也作了调整, 增大了叶片前缘冷却气来提高内换热与气膜冷效, 相应地减少了中后部的冷却气。采用内流网络法计算所得调整前后各排气膜孔与劈缝出流占比见表 1。

表 1 各排气膜孔与劈缝出流占总流量比例
Table 1 Flow rate from each film hole and slot to total cooling flow

位置	冷气流量比/%	
	原型叶片	优化设计
气膜孔 1	8.33	7.34
气膜孔 2	6.04	5.79
气膜孔 3	4.95	5.21
气膜孔 4	4.66	4.83
气膜孔 5	4.21	4.83
气膜孔 6	4.25	4.83
气膜孔 7	3.49	4.25
气膜孔 8	2.54	4.83
气膜孔 9	3.53	3.47
气膜孔 10	2.74	2.90
气膜孔 11		1.74
劈缝	40.77	33.40

4.2 优化方案验证结果

针对优化叶片, 开展了叶片综合冷效试验。在优化叶片中截面开槽埋设热电偶, 测量叶片表面温度。叶身测点如图 6 中圆点所示, 在叶片表面共布置有 19 个测点。

在进口燃气流量、总温总压、冷气温度保持不变条件下,改变叶片进口冷气流量从 4.5% 增加

到 8%,得到叶片叶身各测点温度分布如图 7 所示,图中黑色虚线标示了各排气膜孔位置。

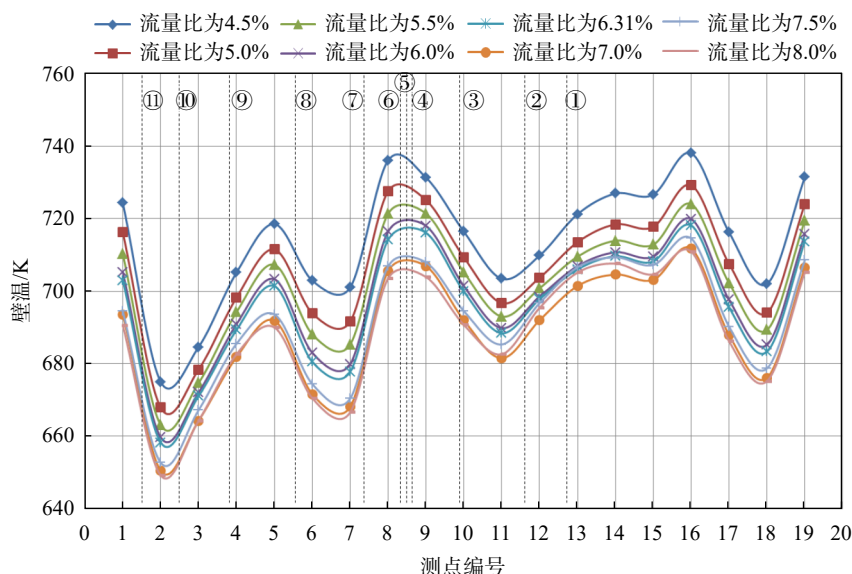


图 7 不同冷气流量比下优化叶片表面温度分布

Fig. 7 Optimized blade surface temperature distribution at various cooling flow ratios

对于叶片前缘区域,叶盆侧 8 号与叶背侧 9 号测点温度基本相当。对于叶片压力面,从前缘向后(8 号到 7 号)温度大幅降低,然后逐渐升高(5 号测点),之后温度持续降低(从 5 号到 2 号),接近尾缘区域,冷却效果降低,1 号测点温度升高。对于叶片吸力面,从前缘向后(9 号到 11 号)温度逐渐降低,随后温度逐渐上升(12 号到 14 号),随后温度小幅下降后略有上升(16 号测点),继而温度明显下降(至 18 号测点位置),最后叶片尾缘区域温度大幅上升(19 号测点)。叶身最高温出现在吸力面中部测点 16 号处。

随着流量比的增大,前缘、压力面和吸力面各测点的温度都是不断降低。

按照式(1)叶片综合冷效计算公式,计算得到不同流量比下叶片综合冷效,见图 5 中方框标识的曲线,随着流量比的增大,叶片综合冷效从 0.568 逐渐增加至 0.613。

4.3 优化方案改进效果

原型方案与优化方案叶片在相同流量比下(6%)叶片叶身中截面测点温度对比见图 5。

在叶片前缘,近叶盆侧测点温度与原型方案相近,优化方案近叶背侧测点温度下降约 15 K,成功实现了前缘区域设计改进的目的。

对于叶片压力面,优化方案的测点温度基本均低于原型方案,除叶片尾缘最后一个测点处温

度小幅上升(这主要是因为优化方案的尾缘冷气调减内换热减弱)。对于叶片吸力面,在前半部分区域,测点温度有明显降低(降低约 30 K),后半部分区域的温度相当、局部位置略低。这说明优化叶片对内部通道的整体调整也是起到了明显的改善效果。

而且,在各流量比下,优化方案均未出现冷气量上升而测点温度升高的现象,说明在试验流量比范围内,优化方案的气膜一直能提供很好的覆盖效果。

总而言之,优化方案叶片在原型叶片基础上温度有明显的降低,成功实现了提升叶片综合冷效并提升叶身温度均匀性的目的。从综合冷效随流量比的变化曲线来看(图 8),在各流量比下优

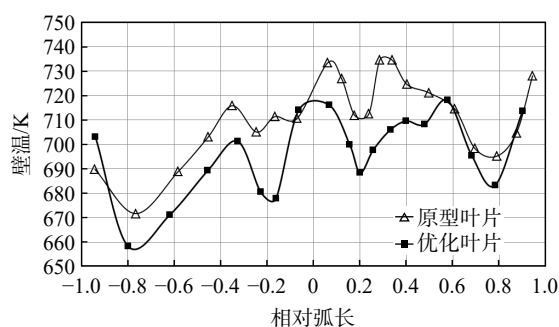


图 8 原型与优化叶片综合冷效对比

Fig. 8 Overall cooling effectiveness of the prototype and optimized blade

化方案叶片的综合冷效均提高约 0.02。

5 结 论

针对某型高压涡轮转子叶片,开展了叶片冷却结构设计与验证研究。并基于验证结果,完成了内腔与气膜冷却设计的优化,实现了叶身温度均匀性与综合冷效的同步提升。

1) 原型叶片叶身高温区出现在前缘吸力面,且随着流量比的增大,压力面与吸力面分别在 7% 和 5% 以上工况出现了气膜覆盖效果变差导致测点温度升高的情况。

2) 采取了内腔结构优化与气膜孔设计优化,有效降低了叶身温度并提高了温度均匀性,在相同的流量比下,优化方案压力面与吸力面前部区域测点温度最大降幅约 30 K,使得综合冷效提高约 0.02。

3) 优化方案叶片随着流量比的增大,气膜覆盖效果逐渐增强,叶身测点温度持续降低,综合冷效从 0.568 逐渐增加至 0.613。

参考文献:

- [1] 倪萌, 朱惠人, 裴云, 等. 航空发动机涡轮叶片冷却技术综述[J]. *燃气轮机技术*, 2005, 18(4): 25-33, 38.
Ni Meng, Zhu Hui ren, Qiu Yun, et al. Review of aero-turbine blade cooling technologies[J]. *Gas Turbine Technology*, 2005, 18(4): 25-33, 38. (in Chinese)
- [2] Taslim M E, Li T, Spring S D. Measurements of heat transfer coefficients and friction factors in passages rib-roughened on all walls[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(3): 564-570.
- [3] Han J C. Heat transfer and friction characteristics in rectangular channels with rib turbulators[J]. *Journal of Heat Transfer*, 1988, 110(2): 321-328.
- [4] Elfert M, Schroll M, Förster W. PIV-measurement of secondary flow in a rotating two-pass cooling system with an improved sequencer technique: GT2010-23510[R]. New York: ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air, 2010.
- [5] Bell C M, Hamakawa H, Ligrani P M. Film cooling from shaped holes[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2000, 122(2): 224-232.
- [6] Guo S M, Lai C C, Jones T V, et al. Influence of surface roughness on heat transfer and effectiveness for a fully film cooled nozzle guide vane measured by wide band liquid crystals and direct heat flux gages[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(4): 709-716.
- [7] Ganzert W, Hildebrandt T, Fottner L. Systematic experimental and numerical investigations on the aerothermodynamics of a film cooled turbine cascade with variation of the cooling hole shape: Part I experimental approach: 2000-GT-295[R]. New York: ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air, 2014.
- [8] Ammari H D, Hay N, Lampard D. Simulation of cooling film density ratios in a mass transfer technique: 89-GT-200[R]. New York: ASME 1989 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 2015.
- [9] Ammari H D, Hay N, Lampard D. The effect of density ratio on the heat transfer coefficient from a film-cooled flat plate[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(3): 444-450.
- [10] Schmidt D L, Bogard D G. Effects of free-stream turbulence and surface roughness on film cooling: 96-GT-462[R]. New York: ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 2015.
- [11] 骆剑霞, 朱惠人, 刘存良, 等. 内部横流对外部气膜冷却特性的影响[J]. *机械与电子*, 2014, 32(7): 11-14.
Luo Jianxia, Zhu Hui ren, Liu Cunliang, et al. Effect of internal crossflow on film cooling performance[J]. *Machinery & Electronics*, 2014, 32(7): 11-14. (in Chinese)
- [12] 骆剑霞, 朱惠人, 刘存良, 等. 肋角度对气膜冷却特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(7): 1615-1622.
Luo Jianxia, Zhu Hui ren, Liu Cunliang, et al. Effect of rib orientation on film cooling performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(7): 1615-1622. (in Chinese)
- [13] Liu Cunliang, Ye Lin, Zhang Fan, et al. Film cooling performance evaluation of the furcate hole with cross-flow coolant injection: a comparative study[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 164: 120457.
- [14] 李亚忠, 魏宽, 苗辉. 涡轮叶片冷却结构设计与试验方法简析[J]. *航空动力*, 2020(6): 59-61.
Li Yazhong, Wei Kuan, Miao Hui. Analysis to the cooling structure design and test for turbine blade[J]. *Aerospace Power*, 2020(6): 59-61. (in Chinese)
- [15] 周灵敏, 王博, 魏佳明, 等. 燃气轮机涡轮叶片冷却试验技术[J]. *航空动力*, 2020(4): 27-30.
Zhou Lingmin, Wang Bo, Wei Jiaming, et al. Technology of cooling test on gas turbine blades[J]. *Aerospace Power*, 2020(4): 27-30. (in Chinese)
- [16] 王培泉, 郭昊雁, 李杰, 等. 涡轮导向叶片综合冷却效率实验研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(7): 1568-1576.
Wang Peixiao, Guo Haoyan, Li Jie, et al. Experimental investigation on overall cooling effectiveness of turbine guide vane[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(7): 1568-1576. (in Chinese)
- [17] 邓丽君, 宣文韬, 钟博, 等. 涡轮叶片表面温度场及综合冷却效果试验研究[J]. *南京航空航天大学学报(自然科学版)*, 2021, 53(3): 442-448.
Deng Lijun, Xuan Wentao, Zhong Bo, et al. Experimental research on surface temperature field and comprehensive cooling effect of turbine blade[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition)*, 2021, 53(3): 442-448. (in Chinese)
- [18] 武峰, 张魏, 何洪斌, 等. 高压涡轮工作叶片综合冷却效果试验研究[J]. *热能动力工程*, 2023, 38(12): 114-120.
Wu Feng, Zhang Wei, He Hongbin, et al. Experimental study on overall cooling effectiveness of high-pressure turbine blade[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2023, 38(12): 114-120. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)