

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.01.050

级环境下转/静干涉对涡轮转子叶片前缘气膜冷却的影响

李沛聪, 葛宁

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要:通过对某单级高压涡轮进行非定常数值计算, 研究导叶产生的激波和尾迹对下游转子叶片叶表压力变化及气膜冷却覆盖效果的影响。激波的影响会使转子叶片的前缘及前缘偏吸力侧的区域压力上升, 同时会导致该区域气膜孔的瞬时吹风比下降, 相比时间平均结果最多下降 24.26%。尾迹的影响会使前缘附近叶表压力下降, 气膜孔瞬时吹风比上升, 相比时间平均结果最多上升 20.88%, 且高流量工况波动幅度小于低流量工况, 波动范围为 -18.55% ~ +20.22%。

关键词:数值计算; 涡轮级环境; 气膜冷却; 非定常效应

中图分类号: TP391 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-5276(2026)01-0265-06

Impact of Vane-rotor Interaction in Stage Environment on Leading Edge Film Cooling of Turbine Rotor Blades

LI Peicong, GE Ning

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Through the unsteady numerical simulations of a single-stage high-pressure turbine, the impact of shockwaves and wakes generated by the guide vane on the downstream rotor blade's pressure distribution and the effectiveness of film cooling coverage is studied. The influence of shockwaves increases the pressure in the region near the leading edge of the rotor blades and on the suction side, leading to a transient decrease in the blowing ratio of the film cooling holes by up to 24.26%, compared to time-averaged results. Wakes cause a decrease in pressure near the leading edge, resulting in a transient increase in the blowing ratio of the film cooling holes by up to 20.88%, with the fluctuation amplitude smaller at high-flow conditions, ranging from -18.55% to +20.22%.

Keywords: numerical simulation; turbine stage environment; film cooling; unsteady effects

0 引言

涡轮叶片前缘作为直接面对高温燃气来流冲击的部位, 由于前缘流动特性受各种因素的影响, 如级环境中上游的尾迹和外伸激波, 导致其传热和流动极为复杂。作为热负荷最严重的区域, 很多学者对前缘覆盖及换热特性进行了研究。其中包括上游导叶带来的非定常现象对下游转子前缘气膜冷却影响, 导致转子叶片前缘冷气出流情况发生变化。波动特别剧烈时甚至会使高温燃气倒灌进入气膜孔, 不仅对没有保护的孔内壁造成烧蚀, 还会使得该位置气膜冷却失效, 即使做过其他热防护手段的叶片外表面也会被高温燃气烧蚀。

付斌等^[1]研究了简化涡轮叶片中转静干涉对叶表压力的影响。SEO 等^[2]认为导叶尾缘产生的尾迹使叶片入口处的速度场和压力场发生周期性波动, 从而影响工作叶片表面的气膜冷却特性。李虹杨等^[3]研究表明, 由于尾迹中的低速涡流使得前缘附近总压降低, 对冷却射流压制作用减弱,

间接地影响了下游叶片的冷却效果。蒋雪辉等^[4-5]研究发现: 非定常尾迹对气膜的平均绝热效率的影响与吹风比呈负相关, 此外, 尾迹还会使冷却射流的出流方向发生较大的改变。SMITH 等^[6]发现激波会影响压力表面的流动和传热。ABHARI 等^[7]在标准试验台上对燃气轮机进行了实验, 发现叶片表面的压力波动主要源于激波与势流的相互作用。王宇峰等^[8]发现静叶尾缘外伸波的扫掠会导致动叶表面气膜的周期性分离, 显著降低叶片表面气膜冷却效率。

GAO 和 MHETRAS 等^[9-10]研究发现静止上游尾迹会显著降低叶片气膜冷却效率, 这一现象在吸力面尤为明显。HEIDMANN^[11]表示上游尾迹的非定常扫掠会降低转子叶片压力面气膜冷却的展向有效温比。ADAMI 等^[12]的研究指出尾迹会影响气膜孔后冷气的局部掺混和分离特征。孙小恺等^[13]的研究表明, 动静干涉效应会明显降低涡轮动叶前缘气膜冷却效率, 并导致不同叶高区域产生不对称的流动特性。崔晓峰等^[14]通过实验

第一作者简介: 李沛聪(1998—), 男, 吉林敦化人, 硕士研究生, 研究方向为内流与叶轮机械, lipeicong98@163.com。

发现,流向涡会增强主流与气膜射流的掺混作用,从而显著降低绝热冷却效率和覆盖面积。

在激波影响方面,向纪鑫等^[15]的研究指出适当强度的激波能够抑制反向涡旋对,改善壁面冷却效果;而许浩楠和高阿飞等^[16-17]的研究则表明,虽然激波入射总体上会降低冷却效率,但在低马赫数工况下提高射流马赫数可补偿这种负面影响。夏万里等^[18]进一步发现激波-气膜干涉会引发附面层分离泡,且分离泡尺度随激波强度增强而增大。关于涡系演变特性,吴琼等^[19]采用 DES 模拟揭示了圆柱气膜孔存在两种掺混模式。寇志海等^[20]针对转静干涉效应的研究表明,涡轮外环冷却性能受几何参数显著影响,优化气膜入射角可使效率提升 18.54%。王佳男等^[21]的实验研究证实,叶栅端区流向涡会扭曲气膜覆盖并形成局部热斑,导致冷却效率显著下降。

本文通过对某单级高压涡轮完整结构进行非定常数值计算,研究级环境下非定常效应对高压涡轮转子气膜冷却效果的影响。

1 数值计算方法

1.1 几何模型

本文使用的几何模型为某单级跨声速高压涡轮,包含预旋喷嘴、轴向进气盘腔到叶片内部冷气腔的完整几何结构。叶型经过缩放调整后,转静叶片数比例为 2:3。计算域包含两个静叶通道、3 个转子叶片通道和其内部完整结构以及部分盘腔,在其旋转方向两端设置旋转周期交界面。

采用 Meshing 划分四面体核心网格。在所有壁面设置附面层以保证第 1 层网格 y^+ 小于 1,经过网格无关性验证,最终选取总网格量为 8 200 万。如图 1 所示。

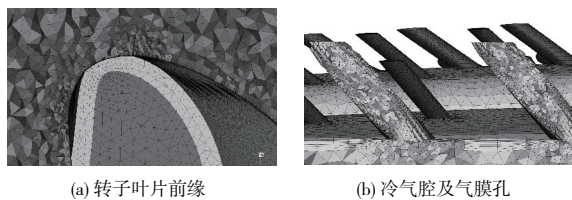


图 1 网格示意图

1.2 数值方法

本文计算采用 ANSYS-CFX 软件,选取应用广泛的 SST 湍流模型,给定导叶前进口总温、总压、气流角;预旋喷嘴处总温、总压;出口静压以及旋转域转速,分别计算了低流量工况(高空工况)

和高流量工况(地面工况)。

工质为燃气,壁面设置为无滑移壁面,转静交界面选择瞬态转静子,以保证上游流场信息能够传递到旋转域。气膜孔和主流道选取采用一般交界面,并在网格划分时选择共享拓扑以保证精度。

非定常计算选取转子叶片转过一个导叶所需时间为一个周期,在一个周期内设置 200 个时间步,并监控单个气膜孔流量变化情况,流量波动呈现周期性变化时判定计算收敛。

2 结果分析

2.1 非定常效应对叶表压力的影响

图 2 为级间湍动能分布云图和压力分布云图,可以观察到尾迹和激波对流场带来的影响。

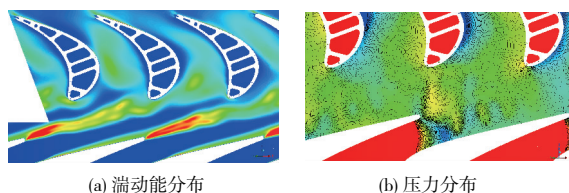


图 2 级间湍动能分布云图和压力分布云图

图 3 为转子叶片表面不同叶高的表面压力时空图。纵坐标为两个导叶周期(每个周期取 30 个瞬态), $x=0$ 处为叶片前缘,0~100 代表压力面,0~-100 表示吸力面。可以明显地观察到激波干涉对叶片表面压力的影响,以及尾迹扫掠带来的前缘的压力突降和在压力面留下的低压区。激波从吸力面扫向前缘,导致吸力面靠近前缘位置出现一个小的峰值。在激波扫过前缘之前,尾迹领先于激波扫过叶片前缘,导致前缘线附近的叶片表面压力变小,并沿着压力面向后移动。在低流量工况下,由于激波扫掠带来的叶表压力升高效应比高流量工况降低了约 5%,同时,在叶尖处受到由尾迹带来的压力降低要比高流量工况升高了约 8%。

图 4 所示为叶片表面压力波动分布。可以看出吸力面靠近前缘处(-20%)的位置附近压力波动最大(最大约达到 23%),沿着轴向弦长增加压力波动逐渐减小,-80%~-90%的位置也有较大的波动。两个区域分别对应了导叶激波对前缘扫掠的位置和高压涡轮转子尾缘激波打在前一个叶片叶背的位置。对比 3 个不同叶高的叶表压力波动分布可以发现,由于叶片为后弯叶片,波动强度随着叶高的增加而减小。压力面由于受到导叶的激波影响很小,主要受到主流势干涉和尾迹的影

响。故表面压力波动相对吸力面侧更加均匀,没有出现曲率突变的情况。而由盘腔非定常效应引起的腔内压力变化则不超过 $\pm 1.8\%$,对冷气出流

带来较大影响的依然是主流道内转静干涉带来的非定常压力波动。

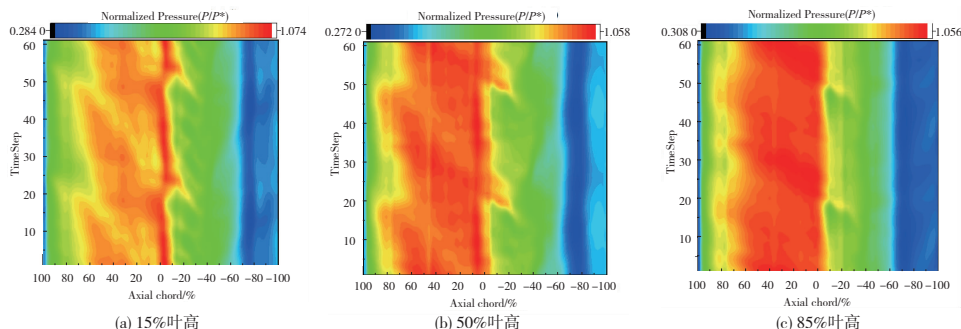


图3 叶片表面压力波动时空图

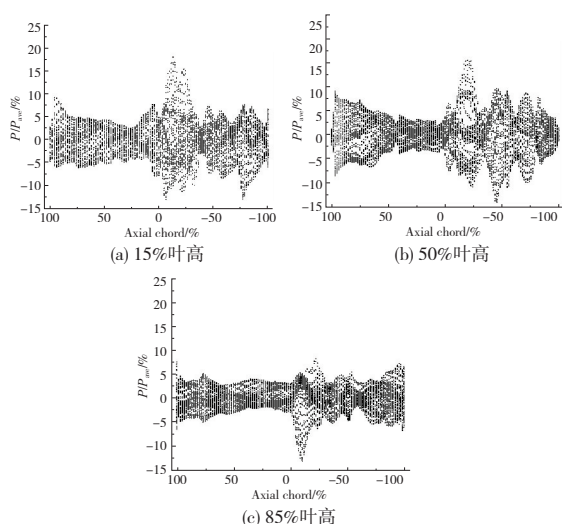


图4 叶片表面压力波动分布

2.2 对气膜孔出流的影响

结合压力分布对转子叶片前缘附近气膜孔出流情况进行了分析,如图5所示。主要分析了前缘附近3排气膜孔,分别是靠近压力面的一排,记作第1排,靠近吸力面的一排记作第3排。第1排包含16个气膜孔,其余两排气膜孔个数均为17。从靠近叶根处的孔记作编号1,延叶高方向依次递增。

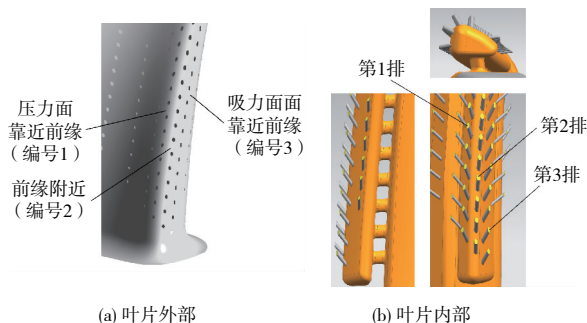


图5 转子叶片前缘附近气膜孔示意图

主流道中,从叶根到叶顶,压力升高了12.8%,而在为前缘供气的冲击腔内,同样的高度下压力升高了17%。这导致了内外腔压力差升高,为气膜冷却出流提供更大的驱动力,使气膜孔的流量变化总体趋势随着叶高的增加而增大。由于压力面上气膜孔的背压要大于吸力面上的气膜孔,第3排孔的流量要大于其他两排。

有研究认为吹风比 M 是影响气膜冷却效率的最大参数,瞬时吹风比受到该时刻近孔流动条件影响。

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} = \frac{m_c A_c}{m_\infty A_\infty} \quad (1)$$

式中: ρ_c 、 ρ_∞ 分别为冷却射流和主流的密度; u_c 、 u_∞ 分别为冷却射流出口和主流的速度; m_c 、 m_∞ 为冷却射流和主流的质量流量; A_c 、 A_∞ 分别为气膜孔出口和主流流道的面积。

图6、图7、图8所示为叶片前缘附近3排气膜孔的吹风比 M 随时间变化关系(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者)。

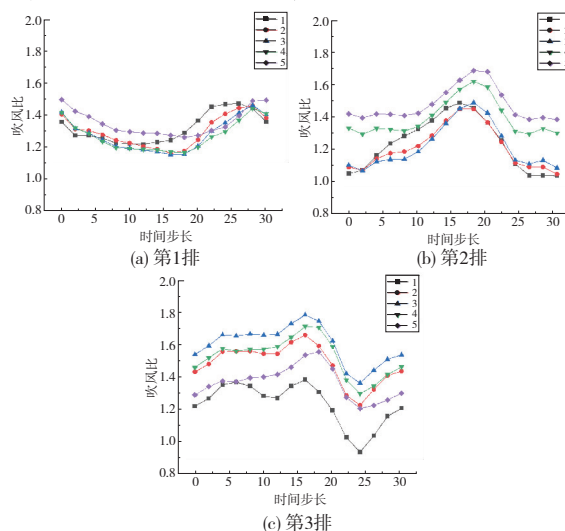


图6 叶根前缘附近气膜孔吹风比变化

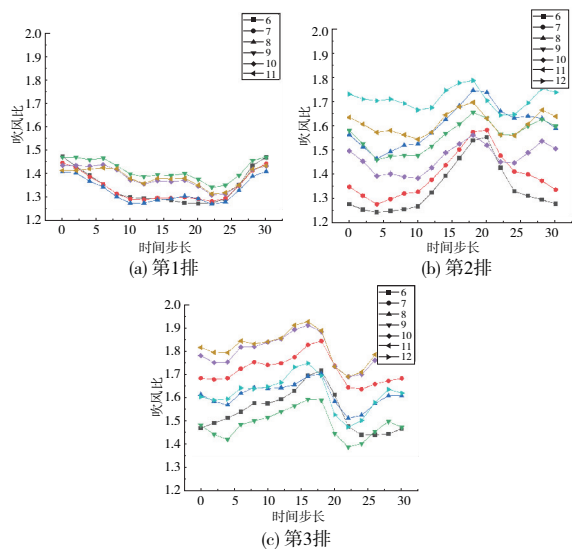


图7 叶片中部前缘附近气膜孔吹风比变化

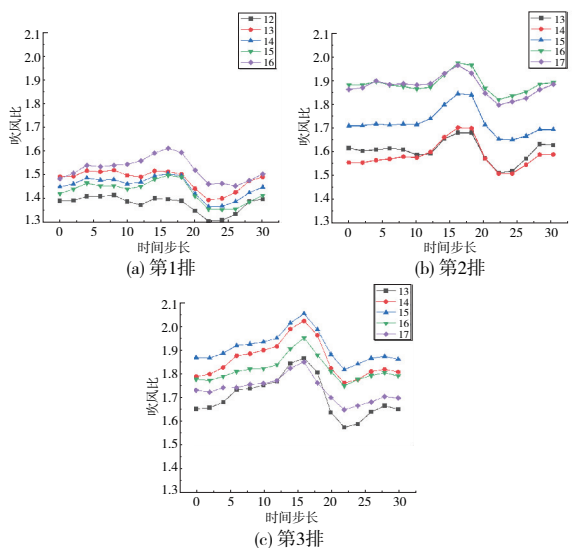


图8 叶顶前缘附近气膜孔吹风比变化

第2排孔和第3排孔在 $T=15$ 前后均出现了吹风比上升的情况,第3排孔的上升趋势略比第2排孔更加平缓。是由于该时刻尾迹从吸力面向前缘扫过,尾迹包含诸多涡结构,其速度由于存在失稳性明显低于主流,湍流度相对主流增加。其中的非定常现象也导致尾迹的边界并不像激波一样固定且清晰。且由于吸力面上的气膜孔背压相比于前缘线附近气膜孔背压小很多,当尾迹扫掠时,压力下降幅度小于前缘线附近,导致第3排孔吹风比上升的开始时间比第2排孔更早,趋势更加平缓。

尾迹扫过时,前缘附近气膜孔(第2排)相比平均流量最多上升了 20.88%,在低叶高处尤为明显(图 6(b)、图 7(b)),且随着叶高增加变化趋于

平稳(图 8(b));吸力面侧气膜孔(第3排)相比平均流量最多上升了 12.91%,但和第2排孔呈现出相反的趋势,由尾迹带来的流量升高幅度随叶高的增加而增大;压力面侧气膜孔(第1排)相比平均流量最多上升了 13.23%,由于比其他两排孔更靠近吸力面,尾迹对其带来的影响要相对滞后。

在 $T=17$ 前后时刻,导叶的外伸激波抵达吸力面前缘,使当地气膜孔背压突增,阻碍了冷气流出,使吹风比出现下降。吸力面孔相比平均流量最多下降了 24.26%,前缘线附近下降 16.5%,压力面侧下降 11.3%。压力面侧的气膜孔只有在叶尖附近才受到激波扫掠的影响,出现吹风比下降(图 6(a))。而前缘线附近几乎同时受到激波和尾迹的干涉,处于叶中位置的一些气膜孔在受到激波干涉出现吹风比下降后又上升。

不同时刻的激波相对位置以及压力变化如图 9 所示。

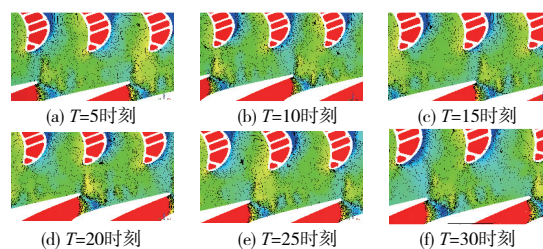


图9 不同时刻激波相对位置及压力变化云图

不同时刻尾迹的相对位置如图 10 所示。

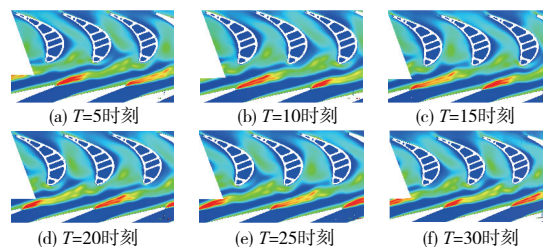


图10 不同时刻尾迹的相对位置云图

如图 11 所示为前缘偏吸力面侧的叶片表面温度分布云图,其中线 1 代表尾迹影响开始分界,线 2 代表结束分界,由于叶尖位置尾迹强度和宽度都要弱于叶根处,故尾迹对叶尖影响不如叶根处明显,且受影响周期较叶根处缩短了约 50%。

结合图 10 可以看出,在没有尾迹影响时,靠近吸力面侧气膜孔的冷却射流对下游能提供较好的冷却。 $T=15$ 时,尾迹开始扫掠前缘叶根处,导致叶根处气膜孔轴向覆盖效果恶化。下游的冷却能力相比无尾迹时降低了 40%;导叶外伸激波对

前缘叶尖的扫掠大概从 $T=17$ 开始,对应位置在 $T=20$ 的叶片中部和 $T=25$ 的叶根处,这些位置都出现了冷却射流的出流角度变化。由于激波的厚度极小,对冷却覆盖效果来带的影响在一个周期内占的比重较小。

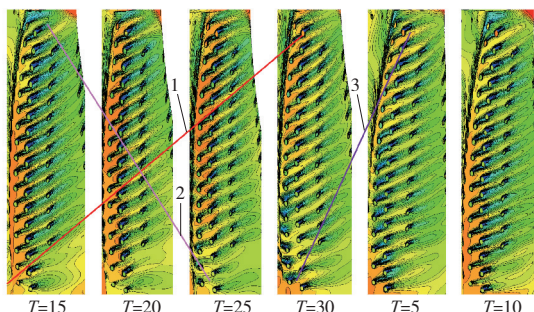


图 11 不同时刻转子叶片前缘温度分布云图

对比其他时间,上述时刻位置的冷却射流均出现不同程度上的向叶尖偏转。而叶根处的冷却射流流向偏转的其中一个原因是由于叶根处尾迹强度远大于叶尖处。此外,当尾迹扫过时($T=25$, $T=30$ 时刻),由于该时刻气膜孔瞬时吹风比较大,冷却射流的贴壁效果下降,导致射流的展向冷却效率相比无尾迹时刻下降了约 20%。气膜冷却对前缘的保护能力弱于 $T=10$ 、 $T=15$ 等无尾迹扫掠时刻。

图 11 中线 3 代表激波扫掠影响的分界,由于尾迹对前缘的影响在叶根处提要前于叶尖,而激波对前缘的影响在叶尖处要提前于叶根。故其斜率和尾迹不同。两种转静干涉在叶根处相互作用,外伸激波的扫掠把流体向压力面挤压,在尾迹中两列较为明显的对涡作用下,冷却射流短暂地流向压力面,并很快于叶尖方向转向回到吸力面。

3 结语

本文针对完整冷气模型进行了非定常数值模拟,对级环境中的转/静干涉对转子叶片前缘附近气膜冷却出流和覆盖效果的影响进行了分析,结果如下。

1) 针对叶片前缘,尾迹和激波的扫掠会通过影响叶片表面压力-气膜孔的背压来影响冷却气体出流。尾迹的扫掠会使气膜孔背压降低,导致该位置气膜孔流量上升;激波的扫掠会使气膜孔背压上升,导致该位置气膜孔流量下降。

2) 由盘腔非定常效应引起的腔内压力变化则不超过 $\pm 1.8\%$,对冷气出流带来较大影响的依然

是主流道内转静干涉带来的非定常压力波动。

3) 受尾迹影响流量变化最大的气膜孔位置在叶片前缘线附近,当尾迹扫过时,流量相比无尾迹情况上升了 20% 左右;受激波影响流量变化最大的气膜孔在吸力面靠近前缘的位置,相比无激波情况下降了约 22% 左右。高流量工况抵御激波干扰的能力要强于低流量工况。

4) 在前缘处,尾迹的扫掠会使得冷却射流不贴壁,使孔下游轴向和展向冷却效率均有所下降;激波的扫掠会影响气膜孔下游的轴向冷却效率。激波和尾迹共同的作用会改变叶片的驻点位置,使气膜孔的出流方向发生变化。

参考文献:

- [1] 付斌,史家伟,黄康才. 转/静干涉对涡轮动叶气膜冷却的影响[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(5): 74-77, 90.
- [2] SEO H J, LEE J S, LIGRANI P M. Effects of bulk flow pulsations on film cooling from different length injection holes at different blowing ratios [C]//ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, Stockholm, Sweden: ASME, 1998.
- [3] 李虹杨,郑赞. 动静干涉对涡轮转子叶片气膜冷却的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 139-146.
- [4] 蒋雪辉,赵晓路. 非定常尾迹对气膜冷却影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(2): 322-324.
- [5] 蒋雪辉,赵晓路. 非定常尾迹对叶片头部气膜冷却的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 540-544.
- [6] SMITH A C, NIX A C, DILLER T E, et al. The unsteady effect of passing shocks on pressure surface versus suction surface heat transfer in film-cooled transonic turbine blades[C]//ASME Turbo Expo 2003, Collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference, Atlanta, Georgia, USA: ASME, 2009: 343-350.
- [7] ABHARI R S, EPSTEIN A H. An experimental study of film cooling in a rotating transonic turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(1): 63-70.
- [8] 王宇峰,蔡乐,王松涛,等. 跨声速涡轮静叶尾缘激波对动叶前缘气膜冷却效果影响的研究[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1293-1300.
- [9] GAO Z H, NARZARY D P, HAN J C. Film cooling on a gas turbine blade pressure side or suction side with axial shaped holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(9/10): 2139-2152.
- [10] MHETRAS S, HAN J C. Effect of unsteady wake on full coverage film-cooling effectiveness for a gas turbine blade[C]//9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and

- 收稿日期:2024-01-23

- [12] WU H, GAO Q, WANG C, et al. Decoupling control of chassis integrated system for electric wheel vehicle [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, 2020, 234(6): 1515-1531.
- [13] ZHAO W P, GU L. Hybrid particle swarm optimization genetic LQR controller for active suspension [J]. Applied Sciences, 2023, 13(14): 8204.
- [14] ZHANG B, ZHAO W Z, LUAN Z K, et al. An antiroll control strategy based on time-varying nonlinear MPC for three-axle steering/braking-by-wire vehicle [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2024, 71(9): 11048-11060.
- [15] WANG P, ZHANG X Y, SHI J P, et al. Rollover prevention control of electric vehicles based on multi-objective optimization coordination under extreme conditions [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2023, 72(10): 12784-12798.
- [16] ZHANG H C, WANG S, ZHAO X, et al. Path tracking and handling stability coordinated control of 4WS and DYC for distributed in-wheel motor drive electric vehicle under extreme conditions [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2024, 73(12): 18402-18417.
- [17] ZHANG Z D, ZHENG L, LI Y N, et al. Cooperative strategy of trajectory tracking and stability control for

- 收稿日期:2023-11-13