

涡轮端壁内部点阵冷却结构的流热耦合研究

杨星^{1,2}, 吴永强^{1,2}, 吴航^{1,2}, 赵强^{1,2}, 丰镇平^{1,2}

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

2. 陕西省叶轮机械及动力装备工程实验室, 710049, 西安)

摘要: 为了进一步提高涡轮端壁的综合冷却性能,以某航空发动机高压涡轮静叶端壁内部冷却结构为研究对象,以点阵结构作为端壁的内部冷却结构,不仅能提高端壁的综合冷却有效度,还能在不影响叶栅气动性能的同时,降低内部冷气的压力损失。对不同吹风比下无内部冷却和内部冲击冷却与点阵冷却端壁的耦合传热特性进行研究,对比分析了各端壁的综合冷却有效度和内部的流动换热特性。结果表明:随着吹风比增大,有内部冷却时端壁中上游的综合冷却有效度大幅提升,而端壁下游的综合冷却有效度由外部气膜冷却主导,其最佳吹风比约为 3.0,且几乎不受内部冷却结构的影响;与无内部冷却端壁相比,冲击冷却和点阵冷却端壁的综合冷却有效度得到了大幅提升,且点阵冷却端壁的综合冷却有效度和气动性能均要优于冲击冷却端壁。在吹风比为 1.5、3.0 和 7.0 时,点阵冷却端壁的面积平均综合冷却有效度比冲击冷却端壁分别高出 1.48%、1.10% 和 1.33%,在总换热量上则分别高出 35.8%、34.0% 和 7.5%,而其表征流动损失的泵功反而比冲击冷却端壁分别低了 36.0%、36.9% 和 35.1%。

关键词: 涡轮端壁;流热耦合传热;冲击冷却;点阵冷却;气膜冷却

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtubxb202212016 **文章编号:** 0253-987X(2022)12-0153-10

Conjugate Heat Transfer Studies on an Internal Lattice Cooling Structure of Turbine Endwalls

YANG Xing^{1,2}, WU Yongqiang^{1,2}, WU Hang^{1,2}, ZHAO Qiang^{1,2}, FENG Zhenping^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Shaanxi Engineering Laboratory of Turbomachinery and Power Equipment, Xi'an 710049, China)

Abstract: To further improve overall cooling performance of a turbine endwall, internal cooling structures of the vane endwall for the high-pressure turbine of an aeroengine was focused on in this study. Using a lattice structure for internal cooling could not only improve overall cooling effectiveness of the endwall, but also reduce pressure losses of internal cooling structures without affecting aerodynamic performance within the turbine passage. The conjugate heat transfer characteristics of endwalls without internal cooling and with internal impingement cooling and lattice cooling for different blowing ratios were investigated. Overall cooling effectiveness and flow and heat transfer characteristics for different internally-cooled endwalls were analyzed and compared. Results revealed that overall cooling effectiveness in the upstream area of the endwall with internal cooling was greatly improved with the increase of blowing ratios, but that in the

收稿日期: 2022-04-20。 作者简介: 杨星(1990—),男,副教授,硕士生导师;丰镇平(通信作者),男,教授,博士生导师。

基金项目: 国家科技重大专项资助项目(2017-III-0003-0027);中国博士后科学基金资助项目(BX20180284,2019M653315)。

网络出版时间: 2022-07-19

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20220718.1828.006.html>

downstream area was mainly determined by external film cooling and an optimal blowing ratio was 3.0, which was rarely dependent from the internal cooling. Compared with the endwall without internal cooling, the endwalls with impingement cooling and lattice cooling showed much higher overall cooling effectiveness, and the endwall with lattice cooling was better than that with impingement cooling in terms of overall cooling effectiveness and aerodynamic performance. For the blowing ratios of 1.5, 3.0 and 7.0, the endwall with lattice cooling was 1.48%, 1.10%, and 1.33% higher respectively in area-average overall cooling effectiveness and 35.8%, 34.0% and 7.5% higher respectively in total heat transfer rates, but 36.0%, 36.9%, and 35.1% lower respectively in pressure losses compared with that with impingement cooling.

Keywords: turbine endwall; conjugate heat transfer; impingement cooling; lattice cooling; film cooling

为了保证涡轮关键热端部件能在 2 000 K 的环境下长时间安全运行,研究人员采用了各种先进冷却技术对其提供保护。端壁在整个涡轮叶栅通道内面积占比较大,近端壁区的流动表现出强烈的三维特性,端壁受到通道涡、马蹄涡和横流等复杂二次流的影响,冷却设计十分困难^[1-2]。近年来,TurboAero 团队对涡轮端壁的流动传热机理和高效冷却方法展开了较为系统的研究,在对国内外有关端壁气动、换热与冷却方面的研究进展和成果进行总结后,围绕端壁的诸多影响因素开展了实验与数值研究,研究内容包括端壁通道间隙、端壁热变形错位、泄漏流、非轴对称端壁、燃烧室尾部槽缝冷气、进口旋流、进口总压不均匀性、离散气膜孔与泄漏流的相互作用、气膜孔的射流角与质量流量比和微肋结构等^[3-14]。

公开文献围绕叶栅环境下端壁传热、气动和冷却等方面的研究较多,但是有关端壁的耦合换热研究却很少,Bunker 等^[15]是最早对叶栅端壁冲击冷却展开研究的学者之一,Panda 等^[16]较早地在平板上研究了冲击冷却和气膜冷却共同作用下的耦合换热特性。Thole 课题组较早地对叶片端壁耦合换热开展了系统性研究,研究内容包括冲击-气膜复合冷却、冲击距离非轴对称端壁^[17]、热障涂层^[18]和端壁表面沉积物^[19]等因素对端壁耦合换热特性的影响。在国内,Yang 等结合数值和实验方法研究了冲击冷却、气膜冷却和泄漏流冷却对端壁耦合换热特性的影响^[20-21];Li 等^[22]也通过实验和数值方法对有、无内部冲击冷却时的气膜冷却端壁的综合冷却特性进行了分析。

近年来,随着增材制造工艺的迅速发展,采用更加复杂的叶片内部冷却结构逐渐成为现实。研究人员提出了一种点阵形式的内部冷却结构,即把梁杆

以某种规律组合构成点阵单元进行冷却。在结构强度上,点阵结构表现出优异的比强度和刚度^[23],在换热上,其高表面积/体积比和对流体的强烈扰动作用也对换热冷却十分有利^[24]。Kim 等^[25-26]对不同类型点阵冷却的流动换热特性进行了研究,揭示了点阵冷却结构的应用潜力。

目前,端壁内部冷却方式基本为冲击冷却。本文为了进一步提高端壁的综合冷却性能,基于叶栅气动性能的考虑确立了以端壁内部冷却结构为对象来提升其综合冷却性能的研究思路;随后针对无内部冷却端壁、传统内部冲击冷却端壁和点阵冷却端壁的耦合换热特性展开深入研究,揭示点阵冷却端壁的流热耦合换热机理,评估在端壁背侧布置点阵冷却结构时的冷却性能,以期对端壁内部冷却提供一种冷却性能更优、流动损失更小的新型内部冷却结构。

1 实验和数值方法

1.1 实验台介绍

为了评估原型端壁的综合冷却性能,并对数值方法进行验证,首先针对某航空发动机高压涡轮端壁的原始冷却设计进行流热耦合换热实验研究。实验段由四叶片、三通道平面叶栅组成,其组成及细节展示如图 1 所示,实验测量工作只针对中间叶栅通道展开。叶片展弦比为 0.878,节弦比为 0.742。原型端壁的冷却设计包含上游泄漏流、通道中离散气膜孔和内部冲击冷却。耦合换热端壁由 316 不锈钢加工而成,叶片和端壁背部的供气腔采用树脂材料 3D 打印。主流工质为空气,温度为 288 K,为了使实验的冷气与主流的密度比与真实发动机条件相近,本文选用二氧化碳作为冷气工质,温度为 313 K,在实验工况下冷气与主流的密度比约为 1.5。金

属端壁表面的温度采用红外热像仪(FLIR T650sc)测量。

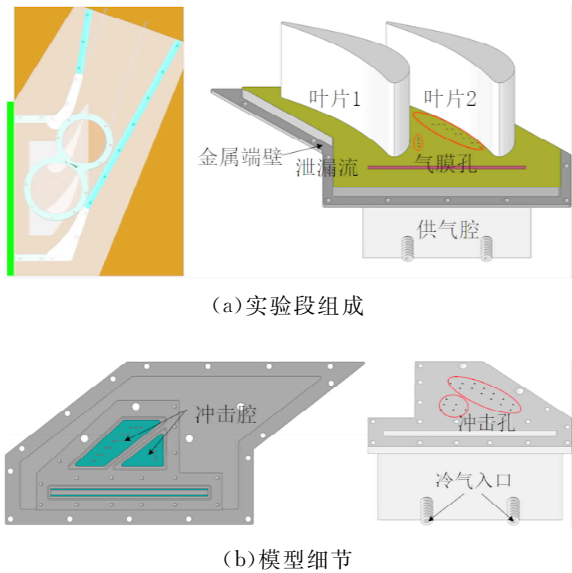


图 1 实验段展示
Fig.1 Model of test section

1.2 测量方法及不确定度分析

本文采用红外热像仪测量端壁表面温度,并使用定制的镀膜锗片作为红外拍摄窗口。在流道上方布置了两个窗口,使相机能拍摄到端壁完整的红外热像图。使用红外热像仪测温前使用 I 级精度的 T 型热电偶对其进行标定,得到标定曲线计算式

$$T_{wIR} = 0.953\,2T_{wTC} + 2.602\,9 \tag{1}$$

式中: T_{wIR} 为红外热像仪测量温度; T_{wTC} 为热电偶测得温度。综合冷却有效度的定义为

$$\phi = \frac{T_{m,in} - T_w}{T_{m,in} - T_{c,in}} \tag{2}$$

式中: $T_{m,in}$ 为主流进口温度; T_w 为壁面温度; $T_{c,in}$ 为冷气进口温度。主流和冷气温度都采用 I 级精度的 T 型热电偶测量,不确定度绝对值均为 $\pm 0.5\,^{\circ}\text{C}$ 。根据实验误差分析理论可以得到综合冷却有效度不确定度相对值为

$$\nu_{\phi} = \left(\left(\frac{T_{m,in}}{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial T_{m,in}} \right)^2 \Delta T_{m,in}^2 + \left(\frac{T_{c,in}}{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial T_{c,in}} \right)^2 \Delta T_{c,in}^2 + \left(\frac{T_w}{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial T_w} \right)^2 \Delta T_w^2 \right)^{1/2} \tag{3}$$

经计算得到 $\phi=0.1$ 时,相对不确定度为 15.4% ; $\phi=0.8$ 时,相对不确定度为 1.6% 。

1.3 数值模型与计算方法

为了节省计算资源,数值计算模型只绘制了一个流道,流体域两侧设置为周期性边界条件,端壁固体域厚度为 $5\,\text{mm}$,计算模型如图 2 所示。在原内

部冲击冷却模型的基础上,还绘制了无内部冷却结构端壁和内部点阵冷却结构的端壁模型,由于气膜冷却会对叶栅气动性能产生影响,本文仅通过改变内部结构来提高端壁的综合冷却性能,端壁的泄漏流和气膜孔的设计均保持不变。图 3 展示了点阵结构在端壁内的排布情况及点阵单元的几何结构,需说明的是,点阵冷却是为了增强对流强化换热,因此冷气不从下方进气,而是由图 3 所示的冷却腔侧面进气。

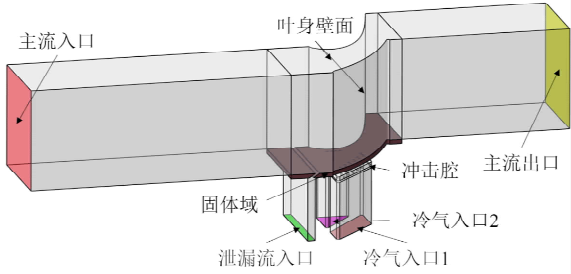


图 2 计算域几何与边界条件
Fig.2 Computational domain and boundary conditions

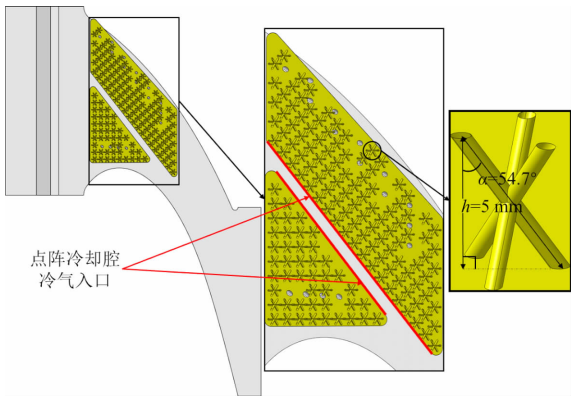


图 3 点阵冷却结构示意图
Fig.3 Schematic of lattice cooling structure

借助商用软件 ANSYS CFX 求解稳态条件下的三维可压缩雷诺时均方程,对端壁流热耦合冷却特性展开研究。主流工质为空气,入口温度 $288\,\text{K}$,通过实验测得雷诺数为 1.6×10^5 条件下的主流入口速度分布,编写数据文件作为数值计算的主流入口速度条件,主流入口速度沿叶高的分布如图 4 所示,图中的 S 为叶身高度,主流出口为大气压力。冷气工质设置为二氧化碳,进口温度设置为 $313\,\text{K}$,总共布置泄漏流入口、压力侧进气腔和吸力侧进气腔 3 个冷气入口。根据所需工况不同,各冷气入口给定不同的质量流量。固体-流体接触面设置为热耦合交界面,侧面根据情况设置为周期性边界或绝

热边界,固体域底面设置为对流换热边界。

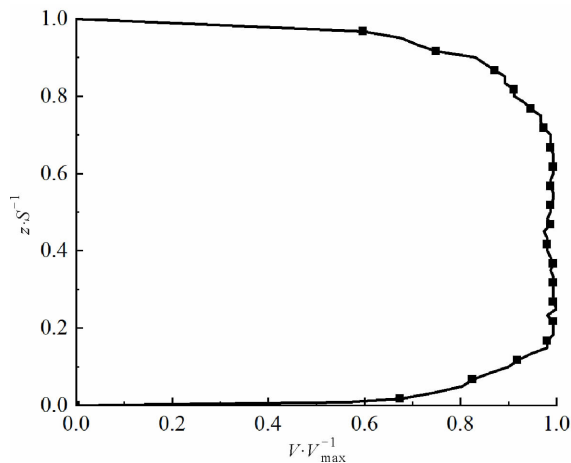


图 4 主流入口速度沿叶高分布

Fig. 4 Mainstream spanwise velocity distribution

1.4 湍流模型验证

端壁附近的流动传热十分复杂,因此需要选择合适的湍流模型来保证数值计算的准确性。基于实验数据对 $k-\omega$ 、 $k-\epsilon$ 、SST 和 SST $\gamma-\theta$ 等 4 种典型的湍流模型进行验证。选择泄漏流质量流量比为 1.0%,气膜孔吹风比为 7.0 的工况进行计算。为保证计算的准确性,以所有残差小于 10^{-4} 、不平衡度绝对值低于 0.01% 且各监测点处的温度压力保持不变作为收敛判断依据。对于 $k-\omega$ 类湍流模型,控制近壁面第一层网格,以保证 y^+ 小于 1,对于 $k-\epsilon$ 模型,近壁面网格 y^+ 范围在 20 左右。图 5 为使用不同湍流模型计算得到的端壁横向平均综合冷却有效度沿轴向的分布曲线,并与实验结果进行对比。总体来看,各湍流模型预测结果与实验结果在趋势上基本保持一致,数值计算的结果均偏小,但其中 $k-\omega$ 模型的预测结果与实验结果最为接近,在上游区域吻合很好,在中下游偏小但与实验值的最大误差小于 0.03。图 6 给出了 $M=7.0$ 时实验测量与数值模拟得到的端壁综合冷却有效度分布,图中的 P 为节距, C_{ax} 为轴向弦长。由图 6 可以看出,两者的分布规律基本相同:泄漏流出口处存在一个三角形的高冷效区,压力侧冷却结构对应区域的冷却效果较好,下游的冷却效果较差。数值计算结果的高综合冷效区域较为集中,这是数值计算对金属端壁横向导热的预测不足所致。表 1 给出端壁面积平均综合冷效在各湍流模型下的计算结果和实验测量结果的对比。由表中可看到 $k-\omega$ 模型的平均综合冷效与实验值相差最小,差值百分比仅为 -2.6% 。综上所述,本文后续将采用 $k-\omega$ 湍流模型进行数值模拟。

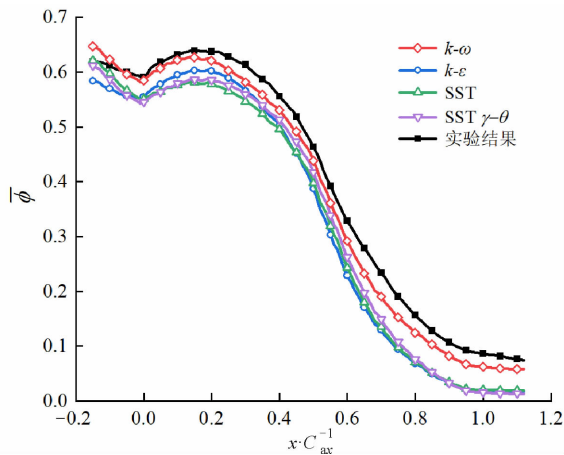


图 5 不同湍流模型预测的端壁横向平均综合冷却有效度与实验结果对比

Fig. 5 Comparison of laterally-averaged overall cooling effectiveness predicted by different turbulence models with experimental results

表 1 不同湍流模型下端壁整体面积平均综合冷却有效度与实验对比

Table 1 Comparison of area-averaged overall cooling effectiveness from different turbulence models with experimental result

湍流模型	ϕ_{ave}	相对误差/%
$k-\omega$	0.377 3	-2.6
$k-\epsilon$	0.340 7	-11.8
SST	0.345 3	-10.9
SST $\gamma-\theta$	0.350 8	-9.4

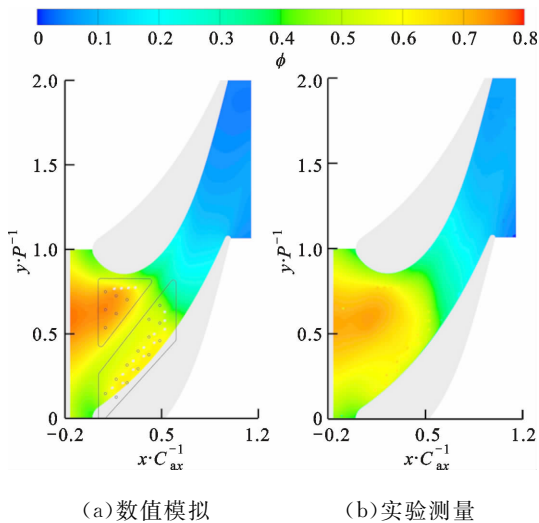


图 6 数值模拟与实验测量的综合冷却有效度

Fig. 6 Overall cooling effectiveness of endwall in numerical and experimental results

2 结果分析

2.1 原型冲击冷却端壁流动换热特性

为了获得内部冷却的流动传热特性,首先针对原型端壁的内部冲击冷却结构进行研究,在泄漏流质量流量比为 1.0% 的工况下,分析 1.5、3.0 和 7.0 这 3 种气膜孔吹风比条件下的端壁综合冷却有效度及内部冲击冷却的流动换热特性,端壁冷气的总质量流量比(含泄漏流)分别为 1.3%、1.6% 和 2.4%。

2.1.1 不同吹风比下端壁综合冷却特性

图 7 给出了不同吹风比下冲击冷却端壁和无内冷端壁的综合冷却有效度分布情况,为了更直观地显示内部冲击冷却的贡献,将相同吹风比下的两种端壁放在一张图中,上方橙色边框流道为冲击冷却端壁,下方红色边框流道为无内冷端壁,白线为内部腔室及冲击孔轮廓。

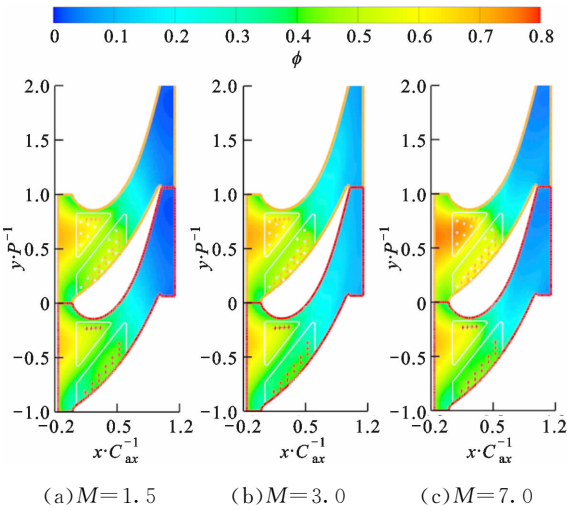


图 7 冲击冷却端壁和无内冷端壁综合冷却有效度分布
Fig. 7 Overall cooling effectiveness distributions of endwall with impingement and without internal cooling

在有内部冲击冷却时,随着吹风比增大,端壁中上游的综合冷却有效度显著提升,尤其是泄漏流出流的三角区域和压力侧冷却结构对应的区域,而下游端壁的综合冷却有效度随着吹风比增大先提高后降低。因为冲击冷却结构布置在 $0.1 < x/C_{ax} < 0.6$ 的上游区域,吹风比增大,冷气质量流量增大,冲击冷却效果逐渐增强,压力侧综合冷却有效度提升就是冲击冷却效果增强的直接体现;吸力侧冲击结构正好布置在泄漏流出口三角区域下游,在金属端壁横向导热的作用下,泄漏流出口和吸力侧肩部这两个高综合冷效区域相互耦合,导致泄漏流出口三角区面积增大,综合冷却有效度水平大幅提升。

观察无内冷端壁的综合冷却有效度分布并与冲击冷却端壁对比可以发现:冲击冷却端壁中上游的综合冷却有效度明显高于无内冷端壁,但二者下游的综合冷却有效度分布规律几乎一致。因为两种端壁只有内部冷却结构不同,气膜孔结构完全一致,冲击冷却端壁中上游综合冷却有效度高正是因为冲击冷却起到了强化冷却的作用。随着吹风比增大,无内冷端壁中上游综合冷却有效度也有提升,但提升效果很小,说明内部冷却结构能大大提升局部综合冷却有效度对吹风比的敏感性。

图 8 给出了不同吹风比下,冲击冷却端壁和无内冷端壁的整体面积平均综合冷却有效度。当吹风比较小,提高吹风比能增大无内部冷却端壁的综合冷却有效度,但当吹风比较大时,若继续增大吹风比,端壁综合冷却有效度提升有限甚至减小。冲击冷却端壁的平均综合冷却有效度随着吹风比增大而持续显著提升,但是吹风比越大,继续增大吹风比对综合冷却有效度的提升越小,气膜孔最佳吹风比 M 在 3.0 左右,此时冷气消耗量较小,且平均综合冷却有效度较高。

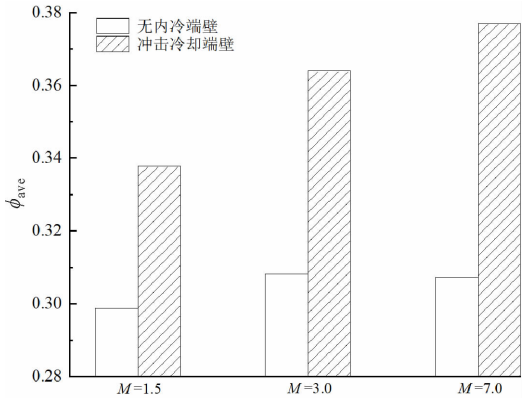


图 8 无内冷和冲击冷却端壁平均综合冷却有效度对比
Fig. 8 Comparison of area-averaged overall cooling effectiveness for endwall without internal cooling and with impingement cooling for different blowing ratios

2.1.2 内部冷却流动换热特性

图 9 给出了吹风比为 3.0 时无内冷端壁和冲击冷却端壁的内部冷气流线结构。无内部冷却结构时,冷气在供气腔中以较低流速流向壁面,然后直接通过气膜孔进入主流,在气膜孔入口附近由于气膜孔的抽吸作用而短暂加速。有冲击冷却时,冷气经由冲击孔加速进入冲击腔,以较高的速度撞击到靶面上后同样通过气膜孔进入主流。

图 10 给出了不同吹风比条件下无内冷端壁和

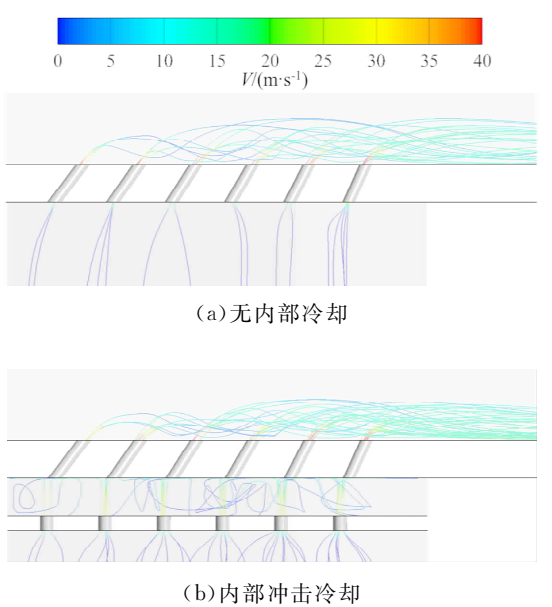


图 9 $M=3.0$ 时的内部冷气流线结构
Fig. 9 Internal cooling streamlines at $M=3.0$

冲击冷却端壁内部流体-固体接触面的换热系数分布,内换热系数定义为

$$h_i = \frac{q_w}{T_w - T_{c,in}} \quad (4)$$

式中: q_w 为壁面热流密度; T_w 为壁面温度; $T_{c,in}$ 为冷气入口温度。冷气经过冲击冷却后才从气膜孔流出

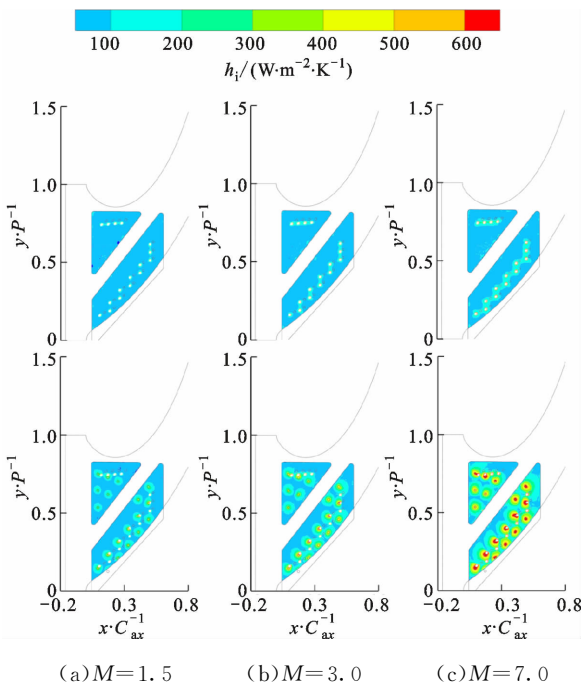


图 10 冲击冷却(下)和无内冷端壁(上)的内换热系数
Fig. 10 Internal heat transfer coefficients of endwall with impingement (top) and without internal cooling (bottom)

进行气膜冷却,气膜孔吹风比增大也就意味着冲击冷气质量流量增大,因此冲击射流雷诺数随着吹风比的增大逐渐增大, M 为 1.5、3.0 和 7.0 对应的冲击雷诺数 Re_j 依次为 1.9×10^3 、 3.9×10^3 和 9.0×10^3 。从靶面的换热系数云图可以明显看出冲击冷却的特点,当冲击射流撞击到靶面上时,会在冲击滞止点附近形成明显的高换热区,该区域的换热系数从中心向周围逐渐降低,换热能力远高于其他区域,每个冲击孔都对应着一个高换热区。随着冷气质量流量增大,靶面换热系数大幅提升,端壁综合冷却有效度也随着内部冷却效果的提升而提升。无内冷端壁内部流体-固体接触面的内换热系数水平很低,吹风比增大对换热系数的影响十分有限,只有靠近气膜孔入口区域换热系数较高,但是与冲击冷却相比仍然很小,该高换热系数区域产生的原因是气膜孔的抽吸作用。

2.2 点阵冷却端壁流动换热特性

2.2.1 端壁综合冷却有效度

本节展示了点阵冷却端壁的流动换热特性,并与 2.1 节中的无内部冷却端壁和冲击冷却端壁进行对比,获得内部点阵冷却端壁的流动换热特性,并对采用点阵结构作为端壁内部冷却的最终效果进行评估。图 11 展示了不同吹风比下点阵冷却端壁的综合冷却有效度分布。点阵冷却端壁的综合冷却有效度分布规律与冲击冷却端壁相似,但点阵冷却端壁中游的综合冷却有效度更加均匀。

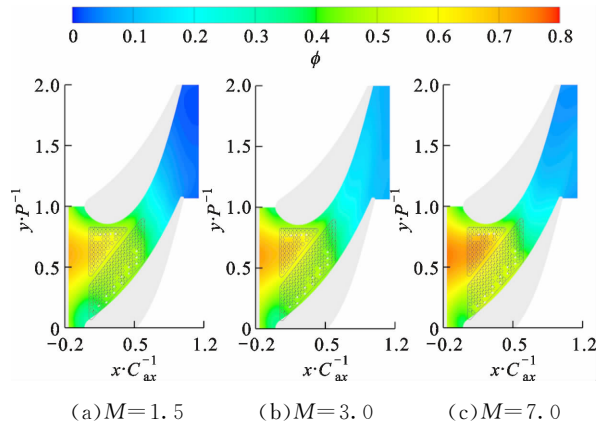


图 11 点阵冷却端壁综合冷却有效度
Fig. 11 Overall effectiveness of endwalls with lattices

图 12 给出了不同吹风比条件下,冲击冷却端壁和点阵冷却端壁的横向平均综合冷却有效度沿轴向的变化曲线。对比冲击冷却端壁和内部点阵冷却端壁的中上游, M 为 1.5、3.0 时,吹风比较小,上游区域($x/C_{ax} < 0.2$)的横向平均综合冷却有效度比较接

近,到了中游($0.2 < x/C_{ax} < 0.7$),点阵冷却端壁的综合冷却有效度要明显高于冲击冷却端壁; $M=7.0$ 时,吹风比较大,冲击冷却端壁上游的综合冷却有效度明显高于点阵冷却端壁,在 $x/C_{ax} > 0.4$ 之后点阵冷却端壁的综合冷却有效度又重新占据优势,这是由于吸力侧点阵冷却腔的换热能力较差,而压力侧点阵冷却腔的换热能力强于冲击冷却导致的。

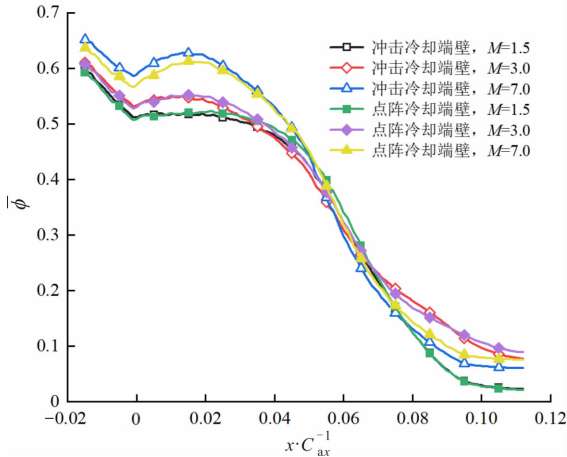


图 12 端壁横向平均综合冷却有效度

Fig. 12 Laterally-averaged overall cooling effectiveness

2.2.2 内部冷气流线与换热系数

图 13 展示了在 $M=3.0$ 时冷气在冷却腔内的流线结构。冷气从侧面进入冷却腔内,经过点阵结构的扰动换热后从气膜孔流出。由于受到冷却腔形

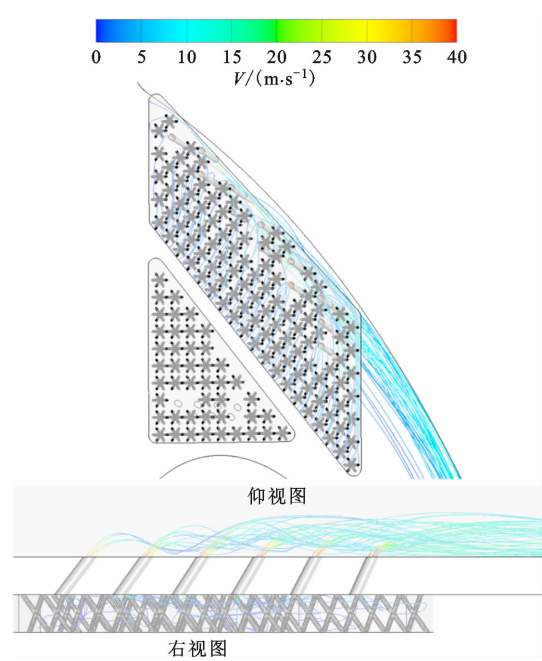
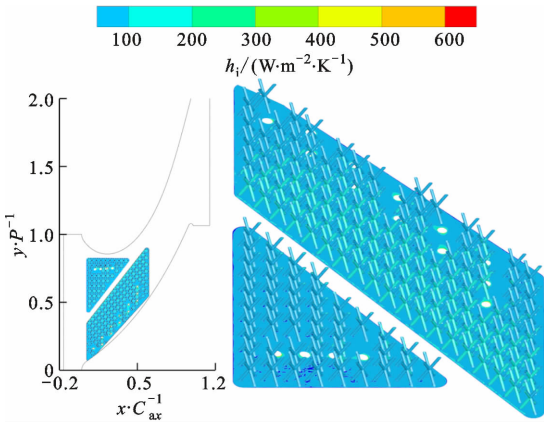


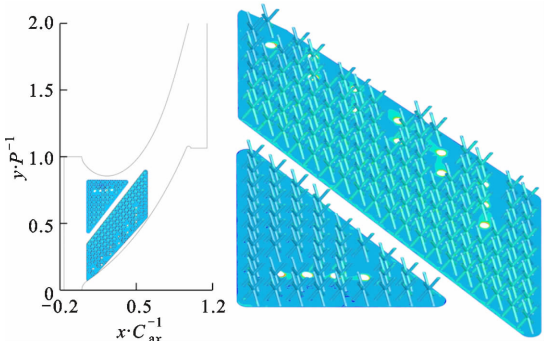
图 13 $M=3.0$ 条件下内部冷气流线仰视图与右视图
Fig. 13 Bottom and right view of internal cooling streamlines at $M=3.0$

状的限制,吸力侧气膜孔与冷气入口之间相距很近,部分冷气进入冷却腔后直接从靠近入口的气膜孔流出,在冷却腔内的流路很短,未能与冷却结构进行充分换热,导致该冷却腔的换热能力较差。

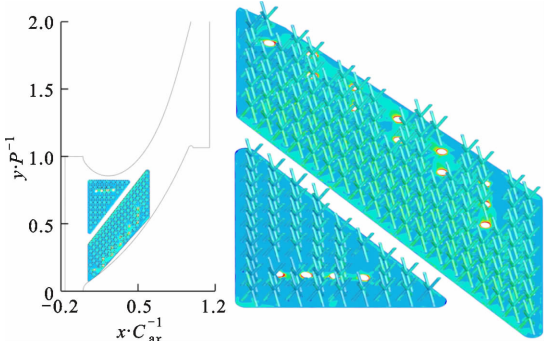
图 14 给出了不同吹风比下点阵冷却端壁的内换热系数分布情况。点阵冷却的冷气入口布置在腔室侧面,离冷气入口越近的区域换热系数越高,随着冷气向后流动,换热系数逐渐降低,且压力侧冷却腔的换热系数水平要高于吸力侧冷却腔。随着吹风比增大,冷气流速增大,点阵结构与内部壁面的换热



(a) $M=1.5$



(b) $M=3.0$



(c) $M=7.0$

图 14 点阵冷却内换热系数

Fig. 14 Internal heat transfer coefficients of lattice structures

系数增大。与冲击结构的内换热系数分布相比,点阵结构不像冲击冷却有换热系数极高的冲击滞止区,点阵冷却壁面的换热系数分布更加均匀,虽然换热系数峰值只有冲击冷却换热系数峰值的约 1/3,但是点阵表面的换热系数普遍较高,且点阵结构能有效增大换热面积,提升内部总换热量。

2.2.3 冲击与点阵冷却端壁的流动换热性能对比

图 15 给出了 3 种端壁在不同吹风比下的面积平均综合冷却有效度。在各吹风比下,冲击冷却端壁和点阵冷却端壁的综合冷却有效度均远高于无内部冷却端壁,且点阵冷却端壁的综合冷却有效度优于冲击冷却端壁,说明将冲击冷却替换为点阵冷却

能够满足端壁冷却的要求,甚至更加高效。

表 2 将不同吹风比下冲击冷却端壁和点阵冷却端壁的平均内换热系数、内部总换热量和内部的压力损失等特性进行了汇总。冷气的内部压损用泵功衡量,其计算式为

$$P_e = \dot{m} \Delta P / \rho \tag{5}$$

式中: $\dot{m}$ 为冷气质量流量; ΔP 为冷气进出口压差; ρ 为冷气入口密度。在相同吹风比下,冲击冷却的平均内换热系数要比点阵冷却高出 50%~90%,且吹风比越高,冲击冷却的平均内换热系数相较于点阵冷却越高。但是,点阵结构能有效增大内部换热面积,其总换热面积比冲击冷却大 171%,因此在各吹风比下点阵冷却的总换热量更大。 M 为 1.5、3.0 和 7.0 时,点阵冷却总换热量分别比冲击冷却总换热量高 35.8%、34.0%和 7.5%,吹风比越小时点阵结构的总换热量相对于冲击结构越高。从内部冷气的压力损失来看,在各吹风比下,点阵冷却结构的压损都要小于冲击冷却结构,吹风比从小增大,点阵冷却的泵功依次比冲击冷却降低了 36.0%、37.1%和 36.5%。综上所述,无论从端壁综合冷却有效度、内部冷却的换热能力还是流动损失来看,点阵冷却结构都要优于冲击冷却结构。此外,受限于气膜孔布置和冷却腔形状,吸力侧冷气腔内的冷气不能充分与壁面进行换热,换热能力还有待提升,若重新设计冷却腔的几何形状以优化冷气流路,点阵冷却的换热性能应该能得到进一步优化。

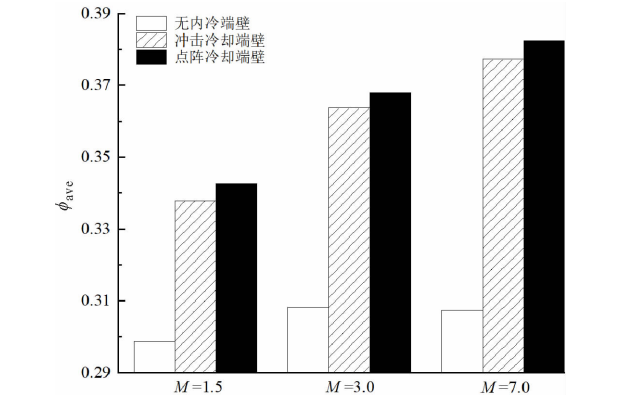


图 15 3 种端壁面积平均综合冷却有效度

Fig. 15 Area-averaged overall cooling effectiveness for the three endwalls

表 2 冲击冷却和点阵冷却端壁内部冷却流动换热特性

参数	数值					
	冲击冷却端壁			点阵冷却端壁		
吹风比	1.5	3.0	7.0	1.5	3.0	7.0
平均内换热系数/(W·m ⁻²)	73.4	122.5	226.0	49.1	75.6	115.1
内部总换热面积/m ²	0.002 89	0.002 89	0.002 89	0.007 82	0.007 82	0.007 82
内部总换热量/W	2.60	3.90	5.84	3.53	4.95	6.28
内部压损/Pa	375.8	1 386.2	6 955.9	240.5	871.9	4 415.4
泵功/W	0.186	1.35	14.3	0.119	0.852	9.28

3 结 论

本文对某航空发动机高压涡轮静叶端壁流热耦合冷却特性进行了实验和数值研究,分析了内部冷却结构对端壁综合冷却有效度的影响,研究了无内部冷却端壁、冲击冷却端壁和点阵冷却端壁的综合冷却有效度以及内部冷却的流动换热特性,得到如

- 下结论。
- (1)在所研究的吹风比范围内($M=1.5,3.0,7.0$),无内部冷却端壁的平均综合冷却有效度随吹风比的增大先增大后降低;冲击冷却端壁与点阵冷却端壁的平均综合冷却有效度随吹风比的提高增大,但增大的趋势逐渐放缓。
- (2)有内部冷却结构时,端壁中上游的综合冷却

有效度由内部冷却主导,随着吹风比增大,冷气质量流量增大,内部冷却效果提升,中上游的综合冷却有效度增大;端壁下游的综合冷却有效度由外部冷却主导,随着吹风比增大,下游综合冷却有效度先增大后降低,相同吹风比下各端壁下游综合冷却有效度相差很小。

(3)与无内部冷却端壁相比,冲击冷却和点阵冷却都能大幅提升端壁的综合冷却有效度。在 M 为 1.5、3.0 和 7.0 时,点阵冷却端壁的整体面积平均综合冷却有效度相较于冲击冷却端壁都有所提升,分别提升了 1.48%、1.10% 和 1.33%;而点阵冷却的泵功与冲击冷却相比则分别降低了 36.0%、36.9% 和 35.1%。

综上所述,以点阵结构作为端壁的内部冷却结构,不仅能提高端壁的综合冷却有效度,还能在不影响叶栅气动性能的同时,降低内部冷气的压力损失。随着增材制造技术在航空发动机制造领域的应用,点阵结构将在端壁内部冷却中发挥作用。

参考文献:

- [1] BLAIR M F. An experimental study of heat transfer and film cooling on large-scale turbine endwalls [C]// ASME 1974 International Gas Turbine Conference and Products Show. New York, NY, USA: ASME, 1974: V01AT01A033.
- [2] FRIEDRICHS S. Endwall film-cooling in axial flow turbines [D]. Cambridge, UK: University of Cambridge, 1997.
- [3] 杨星,刘钊,丰镇平. 燃气轮机透平叶片传热和冷却研究:端壁冷却[J]. 热力透平,2014,43(2): 85-93, 106.
YANG Xing, LIU Zhao, FENG Zhenping. Study on heat transfer and cooling in gas turbine blade: endwall cooling [J]. Thermal Turbine, 2014, 43(2): 85-93, 106.
- [4] 杨星,刘钊,刘战胜,等. 端壁通道间隙对端壁泄漏流冷却的影响[J]. 工程热物理学报,2017,38(1): 44-48.
YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. Effects of mid-passage gap on endwall purge flow film cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(1): 44-48.
- [5] 杨星,刘钊,刘战胜,等. 端壁错位对端壁泄漏流冷却的影响研究[J]. 工程热物理学报,2017,38(4): 719-725.
YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al.

- Effects of endwall misalignment on endwall purge flow film cooling [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(4): 719-725.
- [6] 杨星,王岩,丰镇平. 1.5 级透平动叶端壁泄漏流换热与冷却研究[J]. 工程热物理学报,2018,39(1): 62-67.
YANG Xing, WANG Yan, FENG Zhenping. Prediction of heat transfer and film cooling on blade platform with stator-rotor purge flow in a 1—1/2 turbine stage [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(1): 62-67.
- [7] LIU Zhansheng, YANG Xing, GAO Chun, et al. Aero-thermal coupled design optimization of the non-axisymmetric endwall for a gas turbine blade [C]// ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2018: V02DT46A018.
- [8] YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. Combustor wall coolant discharge effects on turbine vane endwall curtain cooling [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2018, 32(4): 933-945.
- [9] YANG Xing, LIU Zhao, LIU Zhansheng, et al. End-wall film cooling performance for a first-stage guide vane with upstream combustor walls and inlet injection [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2019, 11(1): 011008.
- [10] 王志多,牟善聪,王志豪,等. 进口旋流对热斑和端壁槽缝泄漏流迁移影响的研究[J]. 工程热物理学报,2019,40(2): 275-281.
WANG Zhiduo, MU Shancong, WANG Zhihao, et al. Effects of inlet swirl on the migration of hot streak and endwall slot leakage flow [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(2): 275-281.
- [11] 王志多,王典,张文豪,等. 进口总压不均匀性对燃气透平端壁气热特性影响的研究[J]. 推进技术,2017,38(10): 2246-2253.
WANG Zhiduo, WANG Dian, ZHANG Wenhao, et al. Effects of inlet total pressure non-uniformities on aero-thermal performance of gas turbine endwalls [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2246-2253.
- [12] YANG Xing, ZHAO Qiang, WU Hang, et al. Heat transfer measurements of a turbine endwall with engine-representative freestream turbulence and inlet swirl [J]. Experimental Heat Transfer, 2022, 35(5): 653-673.
- [13] 张韦馨,刘战胜,杨星,等. 射流角和质量流量比对涡轮端壁气膜冷却特性的影响[J]. 西安交通大学学

- 报, 2021, 55(4): 107-115.
- ZHANG Weixin, LIU Zhansheng, YANG Xing, et al. Effects of mass flow ratio and film hole orientation angle on turbine endwall film cooling characteristics [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(4): 107-115.
- [14] YANG Xing, WU Yongqiang, ZHAO Qiang, et al. Study on film cooling for aero-engine turbine endwalls with various small-scale surface structures [J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 123: 107444.
- [15] BUNKER R S, BAILEY J C. Turbine blade platform impingement cooling with effects of film extraction and roughness [C]// ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2005: 419-429.
- [16] PANDA R K, PRASAD B V S S S. Conjugate heat transfer from a flat plate with combined impingement and film cooling [C]// ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2012: 347-356.
- [17] MENSCH A, THOLE K A. Overall effectiveness and flowfield measurements for an endwall with nonaxisymmetric contouring [J]. Journal of Turbomachinery, 2016, 138(3): 031007.
- [18] MENSCH A, THOLE K A, CRAVEN B A. Conjugate heat transfer measurements and predictions of a blade endwall with a thermal barrier coating [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(12): 121003.
- [19] MENSCH A, THOLE K. Simulations of multiphase particle deposition on a gas turbine endwall with impingement and film cooling [J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(11): 111002.
- [20] YANG Xing, LIU Zhansheng, ZHAO Qiang, et al. Experimental and numerical investigations of overall cooling effectiveness on a vane endwall with jet impingement and film cooling [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 148: 1148-1163.
- [21] YANG Xing, LIU Zhansheng, ZHAO Qiang, et al. Conjugate heat transfer measurements and predictions for the vane endwall of a high-pressure turbine with upstream purge flow [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 140: 634-647.
- [22] LI Xueying, REN Jing, JIANG Hongde. Influence of coolant mass flow rate on the endwall conjugate heat transfer [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2018, 129: 416-425.
- [23] RASHED M G, ASHRAF M, MINES R A W, et al. Metallic microlattice materials: a current state of the art on manufacturing, mechanical properties and applications [J]. Materials & Design, 2016, 95: 518-533.
- [24] KIM T. Fluid-flow and heat-transfer in a lattice-frame material [D]. Cambridge: University of Cambridge, 2004.
- [25] KIM T, HODSON H P, LU T J. Contribution of vortex structures and flow separation to local and overall pressure and heat transfer characteristics in an ultralightweight lattice material [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2005, 48(19/20): 4243-4264.
- [26] YAN H B, ZHANG Q C, LU T J, et al. A lightweight X-type metallic lattice in single-phase forced convection [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 83: 273-283.

(编辑 赵炜 杜秀杰)