

DOI: 10.7652/xjtuxb201701004

抽吸孔对旋流和冲击冷却流动传热特性的影响

杜长河, 范小军, 李亮, 丰镇平

(西安交通大学叶轮机机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 针对旋流和冲击冷却流动的不同传热特性,建立了简单旋流、复合旋流、简单冲击和复合冲击冷却模型,并在相同涡轮叶片前缘几何腔体和气动条件下进行了数值研究,得到了4种模型下的流线结构以及压力和传热系数分布。研究表明:旋流和冲击冷却流动存在明显差别;旋流冷却冷气通过喷嘴沿切向高速射入腔体,形成旋转流动,壁面处冷气压力高,靠近腔体中心线处压力低;冲击冷却冷气通过冲击孔高速垂直射入腔体并冲击在靶面上,在靶面撞击点附近形成压力尖峰区域。显然,旋流和冲击冷却的传热特性存在差异。旋流冷却冷气强烈冲刷腔体壁面,减薄热边界层厚度,形成带状高传热区域;冲击冷却冷气强烈撞击靶面,破坏撞击点附近热边界层,形成圆形的高传热区域。旋流冷却传热分布更均匀,抗横流冲击作用更强。对于旋流冷却,抽吸孔强烈扰动冷气的旋转流动,使带状高传热区域扩大,平均传热强度增大4.5%;对于冲击冷却,抽吸孔对冷气流动结构影响较小,传热强度提升不显著。

关键词: 旋流冷却;冲击冷却;抽吸孔;流动传热

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2017)01-0019-06

Comparative Analysis for Bleed Hole Influences on Flow and Heat Transfer Behavior of Vortex and Impingement Cooling

DU Changhe, FAN Xiaojun, LI Liang, FENG Zhenping

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: The simple vortex, composite vortex, simple impingement and composite impingement cooling models are established to investigate the flow and heat transfer behavior difference between vortex cooling and impingement cooling. The numerical method is carried out with the same geometrical chamber of turbine blade leading edge and under the same aerodynamic conditions to obtain the streamline structure, pressure and heat transfer intensity distributions for different models. The results show that vortex cooling obviously differs from impingement cooling in flow pattern. Vortex cooling air jets circumferentially through jet nozzles into the chamber and generates rotational flow. Hence high pressure region appears near the wall and low pressure region appears near the chamber centerline. Impingement cooling air injects through impingement holes into the chamber and impacts on the target to lead a pressure peak region near the impact point. Vortex cooling also significantly differs from impingement cooling in heat transfer. Vortex cooling air intensely scours the chamber wall, and reduces the thermal boundary layer to form a banding high heat transfer region. Impingement cooling air intensely impacts the target, destroys the thermal boundary layer to form a circular high heat transfer region. Vortex

收稿日期: 2016-07-06。 作者简介: 杜长河(1990—),男,博士生;李亮(通信作者),男,副教授,博士生导师。

网络出版时间: 2016-10-18

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20161018.1516.002.html>

cooling makes heat transfer more uniform and resistivity stronger to restrain cross flow. For vortex cooling, bleed holes can disturb air vortex flow intensely and expand the banding high heat transfer region, leading to 4.5% heat transfer enhancement. For impingement cooling, bleed holes exert a slight effect on flow field and heat transfer intensity.

Keywords: vortex cooling; impingement cooling; bleed hole; flow and heat transfer

随着航空发动机涡轮进口燃气温度的不断升高,涡轮叶片前缘区域承受着高温热腐蚀和高速气流冲击的双重考验。设计高效可靠的涡轮叶片前缘冷却系统,对保障航空发动机的安全运行至关重要。与冲击冷却相比,旋流冷却具有更为出色的传热和气动特性,在涡轮叶片冷却领域有着广泛应用前景。

Kreith 等研究发现,旋转流可以产生较大径向压力梯度,从而减薄热边界层、提升传热强度^[1]。Hay 等通过实验分析,提出旋流冷却传热提升与冷气旋流强度密切相关^[2]。Glezer 等首次将旋转流应用到燃气轮机涡轮叶片冷却系统设计中^[3]。Ling 等研究不同雷诺数下旋流冷却传热性能,并同以往旋流冷却研究进行了对比^[4]。Kusterer 等提出双旋流腔冷却方式,分析了其流动传热机理^[5]。杜长河等提出了旋流冷却的径向对流原理,并系统研究冷气(雷诺数、温比)、喷嘴(长宽比、面积、数目和喷射角度)对流动传热性能的影响^[6-8]。刘钊等针对涡轮叶片前缘区分析了喷嘴宽度对传热特性的影响^[9]。

目前,针对旋流冷却研究大多集中于流动传热原理和气动几何参数的影响机理分析,而对于旋流和冲击冷却的对比研究少见发表。虽然有相关文献^[4,10]发表,但由于腔体、冲击孔、喷嘴或冷气流动条件等的不同,使得旋流和冲击冷却的对比并不公平。同时,上述研究大多采用简单圆管模型,与实际涡轮叶片前缘冷却腔体结构相差较多。此外,气膜孔的存在会影响旋流和冲击冷却的性能,而对于此类科学命题的研究十分匮乏。针对上述问题,本文参考范小军等建立的旋流复合冷却结构^[11],建立了适合涡轮叶片结构特征的简单的旋流、冲击冷却模型和带抽吸孔的复合旋流、冲击冷却模型,利用数值计算方法对比分析了4种冷却模型的基本机理,对比研究了流动传热规律,以期对航空发动机涡轮叶片冷却系统设计提供参考。

1 计算模型和数值方法

图1给出带抽吸孔的复合的旋流和冲击冷却三维模型,相应的简单的旋流和冲击冷却结构在此模型基础之上去掉了抽吸孔。如图所示,复合的旋流

和冲击冷却模型具有相同的腔体结构,18个抽吸孔均匀分布在靶面中心线上,9个喷嘴或冲击孔进口均匀布置在顶面。冷气通过进口进入腔体流动,部分冷气通过抽吸孔流出,其余冷气通过出口流出。

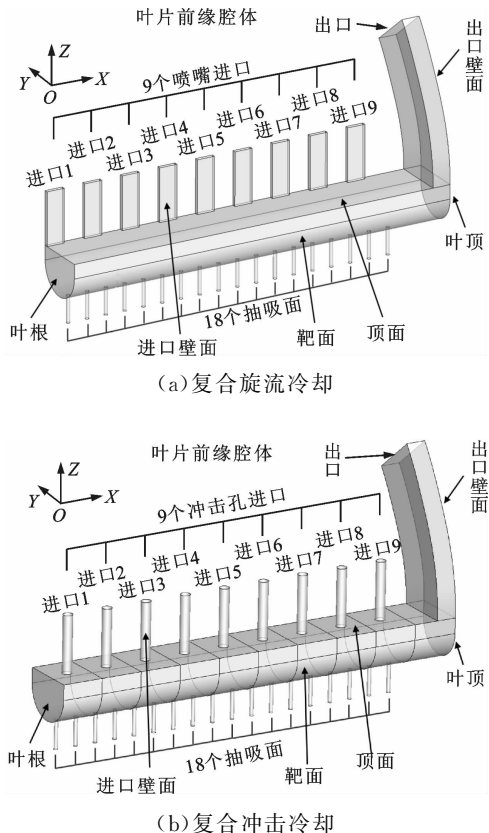


图1 带抽吸孔的复合的旋流和冲击冷却三维模型

图2给出带抽吸孔的复合的旋流和冲击冷却模型的尺寸。为了保证几何条件同一性,喷嘴和冲击孔具有相同的高度、通流面积和轴向间距。

利用ICEM软件构建六面体结构化网格,图3给出带抽吸孔的复合的旋流和冲击冷却模型的网格示意图。为了提高网格质量,不同区域采用H型和内外碟型网格划分,网格壁面处加密使得 $y^+ < 1$ 。采用ANSYS CFX 12.1软件求解了三维稳态RANS方程和标准 $k-\omega$ 湍流模型,设置了二阶求解精度;采用多重网格收敛技术和时间推进法加快了计算收敛速度。冷却工质为理想气体,冷气进口给定的总温为350 K,湍流强度为5%;出口给定的平

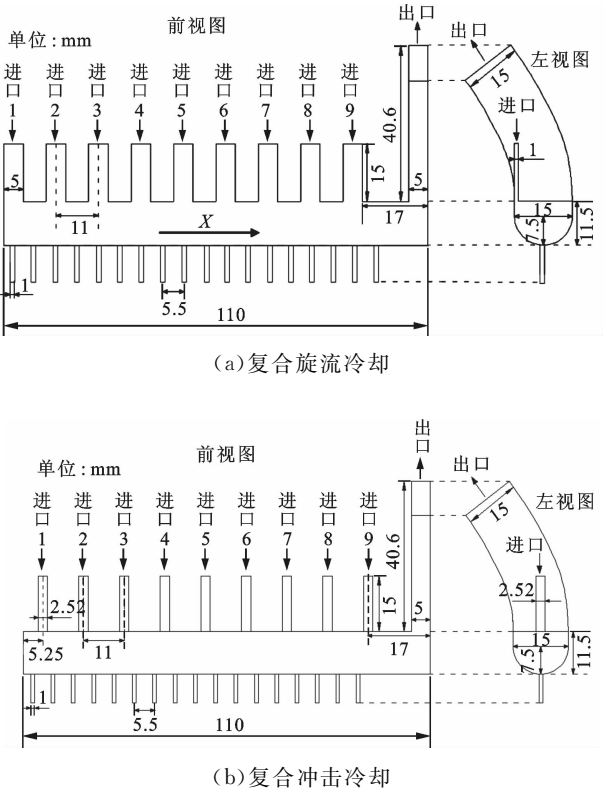


图 2 带抽吸孔的复合的旋流和冲击冷却模型尺寸

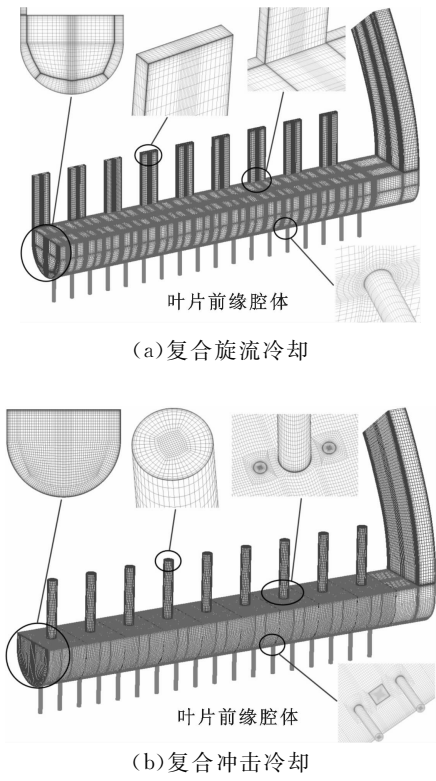


图 3 带抽吸孔的复合的旋流和冲击冷却模型网格

流和冲击冷却,抽吸孔给定的总质量流量为总进口流量的 18%。为了方便对比研究,定义雷诺数

$$Re_j = \rho V_j D_{h1} / \mu \tag{1}$$

式中: ρ 、 V_j 、 μ 分别为冷气密度、进口喷射速度和动力黏性系数; D_{h1} 为喷嘴或冲击孔进口的水力直径。

利用 Nu 表示换热强度,即

$$Nu = q_w D_{h2} / (T_j - T_w) \lambda \tag{2}$$

式中: q_w 为壁面热流密度; T_j 为进口总温; T_w 为靶面温度; λ 为导热系数; D_{h2} 为腔体横截面水力直径。

图 4 给出复合旋流冷却模型在不同网格数下周向平均努塞尔数 Nu_{span} 沿 X 轴的分布。可以看到,计算结果对网格数不敏感。本文简单旋流、简单冲击、复合旋流和复合冲击冷却采用的网格数分别为 539 万、435 万、885 万和 625 万。

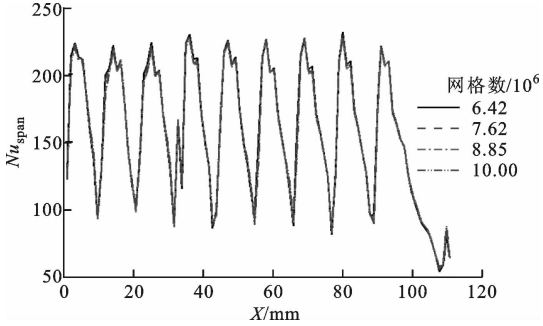


图 4 复合旋流冷却模型不同网格下 Nu_{span} 沿 X 轴分布

2 结果分析

2.1 流动特性的对比分析

图 5 给出 4 种冷却方式下进口 4 对应 YZ 截面流线和速度云图。旋流冷却时雷诺数 $Re_j = 6\ 800$, 冷气流量 $q_m = 3.778\text{ g/s}$;冲击冷却时雷诺数 $Re_j = 10\ 400$, 冷气流量 $q_m = 3.778\text{ g/s}$ 。对于旋流冷却而言,冷气通过喷嘴进口沿切向高速射入腔体,并在腔体内形成明显的旋转流动。随着冷气远离喷嘴进口,冷气速度逐渐衰减。靶面存在抽吸孔时,冷气流经抽吸孔后会由于孔内低压而被抽吸进入孔内。进入到抽吸孔的冷气冲击壁面,在孔内右侧形成高速区,同时在孔内左侧形成低速回流区。受到抽吸孔和腔体压差的作用,在腔体壁面的抽吸孔前冷气将被加速。未进入抽吸孔的冷气直接撞击在腔体壁面的抽吸孔后部区域。对于冲击冷却而言,冷气通过冲击孔高速垂直射入腔体,受到周围冷气的黏滞摩擦的作用,射入的冷气速度快速衰减。直接冲击在靶面上并向腔体两侧均匀扩散的冷气,在腔体内形成 2 个明显流动涡。当靶面存在抽吸孔时,抽吸孔

均静压为 0.11 MPa;进口给定流量以获得合适的雷诺数;传热靶面给定的恒定温度为 500 K,其他壁面绝热,所有壁面均保持速度无滑移。对于复合的旋

低压抽吸的作用使得射流冷气更容易直接撞击靶面,但冷气在腔体内的速度衰减也将加快。

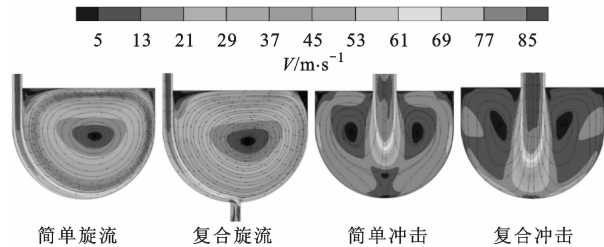


图 5 4 种冷却方式下 YZ 截面流线和速度云图

对比旋流与冲击冷却流动特性发现:旋流冷却的冷气流动形成了一个流动涡,抽吸孔对孔边缘侧冷气流动影响较大,对腔体内冷气整体流动影响较小;冲击冷却的冷气流动会形成 2 个流动涡,抽吸孔的存在使腔体冷气整体流动速度减小。

图 6 给出 4 种冷却方式下进口 4 对应的 YZ 截面流线和涡量云图,图中纸面向里为 X 轴正方向。可以看到,旋流冷却形成了 1 个旋转强烈的流动涡,冲击冷却形成了 2 个旋转方向相反的流动涡。

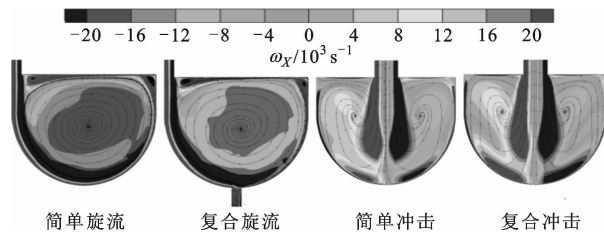
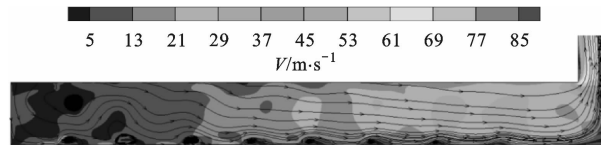


图 6 4 种冷却方式下 YZ 截面流线和涡量云图

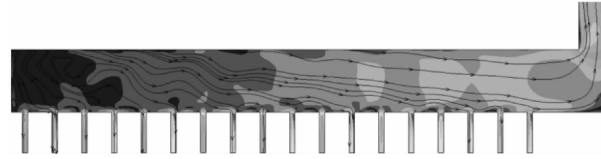
图 7 给出 $q_m = 3.778 \text{ g/s}$ 时 4 种冷却方式下 XZ 截面流线和速度云图。随着冷气沿轴向向下游流动,冷气流量增加,冷气速度增大。可以看到,旋流和冲击冷却的冷气流动方式存在明显差别。旋流冷却的冷气轴向速度较大,抽吸孔存在时腔体内流动涡减少,抽吸孔附近冷气速度增大。冲击冷却冷气流线偏向靶面方向,轴向横流撞击在射流前端形成流动涡,抽吸孔的存在对腔体冷气的流动结构影响较小。对于冲击冷却而言,冲击冷气并不是贴壁流动,冷气射流受横流影响较大。当流动靠近腔体下游时,射流受横流冲击作用而向下游偏移,射流冷气到达靶面速度同时减小。

减小冷气压力损失对旋流和冲击冷却而言至关重要。图 8 给出简单的旋流和冲击冷却下腔体内压力分布云图。冷气从进口射入腔体,压力衰减。对于旋流冷却而言,冷气在腔体内形成旋转流,进一步引起离心力场。离心力驱使冷气向壁面流动,因此壁面处冷气压力高,靠近腔体中心线压力低。对于

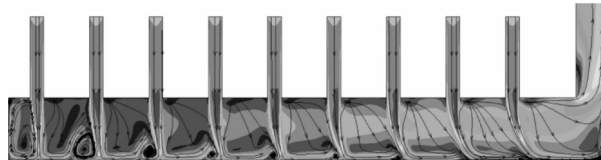
冲击冷却,冷气高速撞击在靶面上,形成压力尖峰。



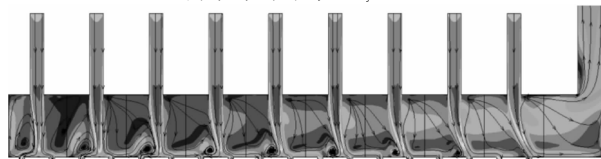
(a) 简单旋流冷却, $Re_j = 6800$



(b) 复合旋流冷却, $Re_j = 6800$

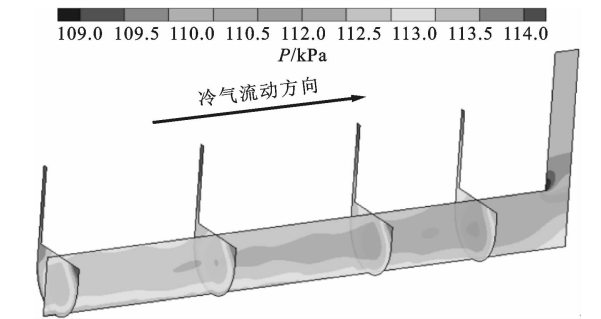


(c) 简单冲击冷却, $Re_j = 10400$

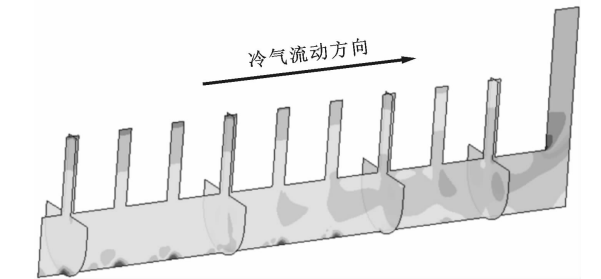


(d) 复合冲击冷却, $Re_j = 10400$

图 7 $q_m = 3.778 \text{ g/s}$ 时 4 种冷却方式下 XZ 截面流线和速度云图



(a) 简单旋流冷却, $Re_j = 6800$



(b) 简单冲击冷却, $Re_j = 10400$

图 8 $q_m = 3.778 \text{ g/s}$ 时简单的旋流和冲击冷却下腔体内的压力分布云图

图 9 给出了不同气动条件、4 种冷却方式下周向平均压力沿 X 方向的分布。冲击冷却时由于冷

气与靶面强烈撞击作用,所以压力尖峰较为明显;旋流冷却时压力尖峰由离心力引起,压力峰值平缓。与冲击冷却相比,旋流冷却的压力损失更大。抽吸孔存在时,由于负压抽吸的作用,使得腔体内压力减小。

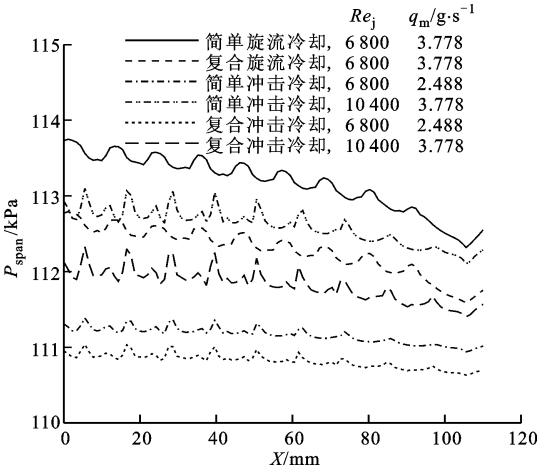


图 9 周向平均压力沿 X 方向的分布

2.2 传热特性的对比分析

图 10 给出不同冷却方式下的 Nu 云图,可以看到,旋流和冲击冷却的传热特性存在明显差别。对于旋流冷却而言,冷气通过喷嘴切向射入腔体,强烈冲刷腔体壁面,使得此处热边界层厚度减小,带状高传热区域增大。抽吸孔存在时,由于抽吸孔前冷气流速加快,抽吸孔后新边界层生成,使得抽吸孔对旋流产生了强烈的扰动作用。此时,虽然部分冷气通过抽吸孔流出,但是带状高传热区域在周向和轴

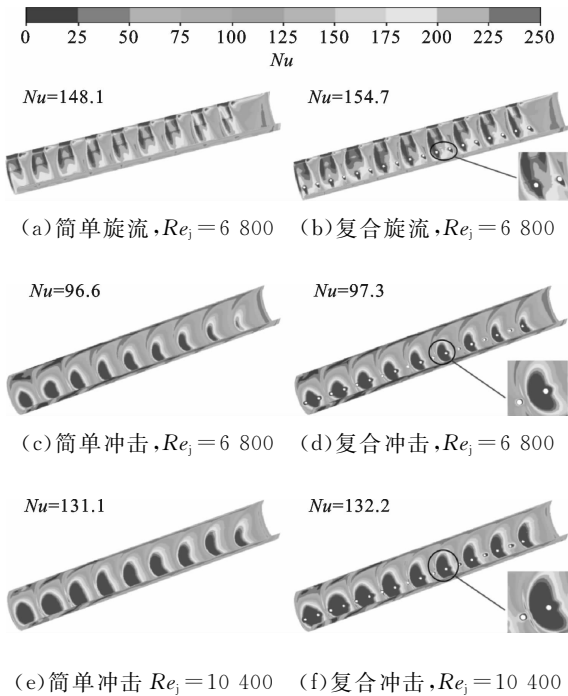


图 10 不同冷却方式下的 Nu 云图

向延长,复合旋流冷却的传热强度比简单旋流冷却增大了 4.5%。对于冲击冷却而言,冷气通过冲击孔强烈撞击靶面,撞击点附近的热边界层被破坏,且形成圆形的高传热区域。抽吸孔存在时,抽吸孔对腔体内冷气流动结构影响较小,复合冲击冷却的传热强度比简单冲击冷却略有提高。

由于喷嘴旋流冷气贴壁流动,所以旋流冷却时的射流冷气受轴向横流影响较小,靶面传热强度沿轴向下游方向衰减并不明显。冲击冷却时的射流冷气受轴向横流的影响较大,靶面传热强度沿轴向下游方向衰减明显,在靠近下游处高传热区域变成半月形。相同 Re_j 下,与简单冲击冷却相比,复合冲击、简单旋流和复合旋流冷却的平均 Nu 分别提高 0.7%、53.3%和 60.1%。相同 q_m 下,与简单冲击冷却相比,复合冲击、简单旋流和复合旋流冷却的平均 Nu 分别提高 0.8%、13.0%和 18.0%。

图 11 和图 12 分别给出相同的 Re_j 和 q_m 时 Nu_{span} 沿 X 方向的分布,可以看到,由于抽吸孔的扰动作用,使得旋流冷却的 Nu_{span} 在喷嘴位置的尖峰变得突出。与冲击冷却相比,旋流冷却传热强度分布更为均匀,旋流冷却抗横流冲击作用更强。对于冲击冷却而言,靠近下游处高传热区传热减弱、低传热区传热增强,传热强度分布变得均匀。

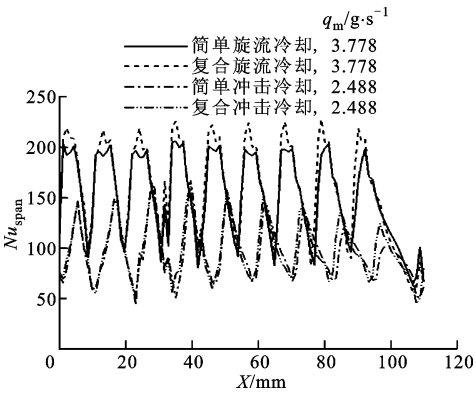


图 11 $Re_j=6800$ 时 Nu_{span} 沿 X 方向的分布

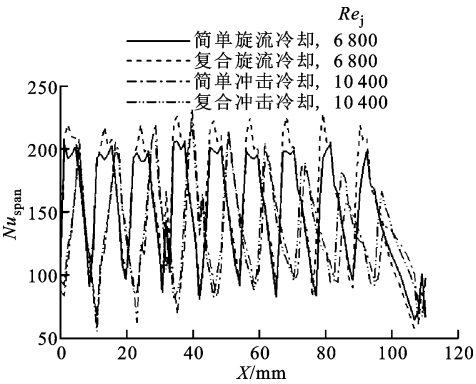


图 12 $q_m=3.778\text{ g/s}$ 时 Nu_{span} 沿 X 方向的分布

3 结 论

本文建立了适合于发动机叶片结构特征的简单旋流、复合旋流、简单冲击和复合冲击冷却模型,采用数值计算方法研究了4种冷却方式的基本机理,对比分析了流动传热规律,得到的主要结论如下。

(1)旋流和冲击冷却的流动方式存在明显差别。旋流冷却时的冷气通过喷嘴沿切向高速射入腔体,且旋转流动并形成一个流动涡;冲击冷却时的冷气通过冲击孔高速垂直射入腔体并冲击在靶面上,由此形成了2个对称流动涡。

(2)对于旋流冷却,抽吸孔的存在提升了腔体壁面孔前的冷气流速,强烈扰动了冷气的旋转流动;对于冲击冷却,抽吸孔对冷气流动结构影响较小。

(3)旋流冷却时在壁面处冷气压力高,靠近腔体中心线处压力低;冲击冷却时在靶面撞击点形成压力尖峰区域。抽吸孔的存在使得腔体内压力减小。

(4)旋流和冲击冷却的传热特性存在明显差别。旋流冷却时冷气强烈冲刷腔体壁面,使得边界层厚度减薄,形成带状高传热区域;冲击冷却时冷气强烈撞击靶面,破坏撞击点附近热边界层,形成圆形的高传热区域。旋流冷却时传热分布更均匀,抗横流冲击作用更强。

(5)对于旋流冷却,抽吸孔使带状高传热区域扩大,平均传热强度提高了4.5%;对于冲击冷却,抽吸孔对传热强度影响较小。

(6)相同 Re_j 下,与简单冲击冷却相比,复合冲击、简单旋流和复合旋流冷却的平均 Nu 分别提高0.7%、53.3%和60.1%。在相同冷气流量下,与简单冲击冷却相比,复合冲击、简单旋流和复合旋流冷却的平均 Nu 分别提高0.8%、13.0%和18.0%。

参考文献:

- [1] KREITH F, MARGOLIS D. Heat transfer and friction in turbulent vortex flow [J]. Applied Scientific Research: Section A, 1959, 8(1): 457-473.
- [2] HAY N, WEST P D. Heat transfer in free swirling flow in a pipe [J]. Journal of Heat Transfer, 1975, 97(3): 411-416.
- [3] GLEZER B, MOON H K, O'CONNELL T. A novel technique for the internal blade cooling [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 1996. New York, USA: ASME, 1996: V004T09A015.
- [4] LING J P C W, IRELAND P T, HARVEY N W.

Measurement of heat transfer coefficient distributions and flow field in a model of a turbine blade cooling passage with tangential injection [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2006. New York, USA: ASME, 2006: 325-340.

- [5] KUSTERER K, LIN G, BOHN D, et al. Heat transfer enhancement for gas turbine internal cooling by application of double swirl cooling chambers [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2013. New York, USA: ASME, 2013: V03AT12A027.
- [6] DU Changhe, LI Liang, LI Sen, et al. Effects of aerodynamic parameters on steam vortex cooling behavior for gas turbine blade leading edge [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy, 2016, 230(4): 354-365.
- [7] DU Change, LI Liang, WU Xin, et al. Effect of jet nozzle geometry on flow and heat transfer performance of vortex cooling for gas turbine blade leading edge [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 93: 1020-1032.
- [8] 杜长河, 范小军, 李亮, 等. 喷射角度和喷嘴数对旋流冷却流动与传热特性的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2016, 50(4): 76-80.
DU Changhe, FAN Xiaojun, LI Liang, et al. Influences of jet angle and jet nozzle number on flow and heat transfer characteristics of swirl cooling [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(4): 76-80.
- [9] LIU Z, LI J, FENG Z. Numerical study on the effect of jet slot height on flow and heat transfer of swirl cooling in leading edge model for gas turbine blade [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2011. New York, USA: ASME, 2011: 1495-1504.
- [10] 刘高文, 薛彪, 彭力, 等. 叶片前缘旋流和常规冲击对比数值研究 [J]. 推进技术, 2011, 32(4): 576-580.
LIU Gaowen, XUE Biao, PENG Li, et al. Numerical investigation on difference between blade leading edge vortex and normal impingement cooling [J]. Journal of Propulsion and Technology, 2011, 32(4): 576-580.
- [11] 范小军, 杜长河, 李亮. 气膜孔几何位置对旋流冷却流动与传热特性的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2016, 50(7): 32-38.
FAN Xiaojun, DU Changhe, LI Liang. Effect of bleed hole location on vortex cooling flow and heat transfer performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2016, 50(7): 32-38.

(编辑 苗凌)