文章编号：1000-8055(2024)05-20220372-09 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220372

基于双层壁冷却结构的综合冷效数值解耦研究

刘润洲[1,3]，李海旺[1,3]，由儒全[1,3]，黄 毅[1,3]，陶 智[1,2,3]

（1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院，北京 102206；
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 102206；
3. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室，北京 102206）

摘 要： 采用数值解耦的方法，定量分析了双层壁平板冷却结构的综合冷效与内部冷却、气膜孔内冷却和冷气覆盖之间的关系。吹风比为 0.25、0.5、1 和 1.5。通过研究发现，吹风比对双层壁模型的综合冷效有明显影响。当吹风比由 0.25 增大到 1.5 时，综合冷效增大 57.9%。内部冷却占主导地位的区域主要是冲击气流的驻点区。气膜孔内冷却影响最大的区域为气膜孔出口的上游，而且沿流向孔内冷却的影响逐渐减小。冷气覆盖对综合冷效的影响沿流向逐渐积累，在第 3 个气膜孔出口附近冷气覆盖的影响最大。而且在冷气覆盖区域的影响要大于在远离气膜孔区域的影响。当吹风比增大至 1 时，孔内冷却对综合冷效的影响已经超过了冷气覆盖。

关 键 词： 综合冷效；气膜冷却；内部冷却；解耦；吹风比；平板模型

中图分类号： V231.1 **文献标志码：** A

Numerical decoupling of overall cooling effectiveness based on double-wall cooling structure

LIU Runzhou[1,3], LI Haiwang[1,3], YOU Ruquan[1,3], HUANG Yi[1,3], TAO Zhi[1,2,3]

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China;
3. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: Numerical decoupling method was used to quantitatively analyze the relationship between the overall cooling effectiveness of impingement-effusion model and the internal cooling, bore cooling and coolant coverage. The blowing ratios were 0.25, 0.5, 1 and 1.5. It was found that the blowing ratio had a significant effect on the comprehensive cooling effect of the impact divergence model. When the blowing ratio increased from 0.25 to 1.5, the overall cooling effectiveness increased by 57.9%. The stagnation region of impingement jet was mainly dominated by internal cooling. The region where the bore cooling had the greatest influence on the overall cooling effectiveness was located upstream of the film hole outlet, and the influence of bore cooling along the streamwise direction was gradually reduced. The influence of coolant coverage on the overall cooling effectiveness gradually accumulated along the streamwise direction, and the influence near the third film hole outlet was the largest. The influence in the downstream of film hole was greater than that in the region away from the film hole. When the blowing ratio increased

收稿日期： 2022-05-25

基金项目： 国家科技重大专项(2017-Ⅲ-0010-0036)；北京市自然科学基金(3222034)；先进航空动力创新工作站项目(HKCX2022-01-007)

作者简介： 刘润洲(1997—)，男，博士生，主要从事涡轮叶片冷却研究。E-mail: liurunzhou_buaa@163.com

通信作者： 由儒全(1991—)，男，副研究员，博士，主要从事涡轮叶片冷却研究。E-mail: youruquan10353@buaa.edu.cn

引用格式： 刘润洲，李海旺，由儒全，等. 基于双层壁冷却结构的综合冷效数值解耦研究[J]. 航空动力学报，2024，39(5)：20220372. LIU Runzhou, LI Haiwang, YOU Ruquan, et al. Numerical decoupling of overall cooling effectiveness based on double-wall cooling structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20220372.

to 1, the effect of bore cooling on the overall cooling effectiveness exceeded that of coolant coverage.

Keywords: overall cooling effectiveness；film cooling；internal cooling；decoupling method；blowing ratio；flat-plate model

随着航空发动机技术的不断发展，对推力的需求也日益增加。由航空发动机燃气循环的原理可知，提高推力最重要的方法是提高涡轮前温度。而高涡轮前温度使得涡轮叶片面对更严峻的工作环境。根据目前涡轮叶片设计技术，单纯依靠提高材料的熔点已远远不能满足涡轮前温度提升的需求。所以高效的涡轮叶片冷却技术成为涡轮叶片设计的重点。

目前航空发动机涡轮叶片冷却主要分为内部冷却和外部气膜冷却。评估气膜降低绝热壁温能力的主要参数为绝热气膜冷效 η（$\eta=(T_g-T_{aw})/(T_g-T_c)$）。另外还经常采用 Sen 等[1] 定义的净热通量 Δq（$\Delta q=1-h_f(T_{aw}-T_w)/[h_0(T_g-T_w)]$）来量化气膜的综合效果。对于内部冷却，常采用努塞尔数 Nu（$Nu=hL/\lambda$）来评估内部冷却结构。为了衡量所有冷却方式的综合冷却效果，综合冷效 ϕ（$\phi=(T_g-T_w)/(T_g-T_c)$）也受到了学者的广泛关注。气膜冷却在航空发动机热防护中应用十分广泛，例如导叶和动叶冷却，机匣和尾喷管等[2]。为了尽可能提高气膜冷却的性能，在过去几十年间已经开展了大量的研究[3-5]。对于气膜冷却的研究，主要集中在气膜孔的结构参数和主流气动参数对绝热冷效的影响。Gritsch 等[6-7] 的研究表明主流马赫数对绝热气膜冷效的影响不大。Saumweber 等[8-9] 通过实验和数值仿真的方法广泛评估了异形气膜孔结构在不同马赫数和湍流度下的绝热气膜冷效。虽然绝热冷效已经得到了广泛研究，但是在流固耦合的情况下研究综合冷效还不常见[10]。这主要是匹配实验工况与发动机工况为开展实验带来了挑战。但综合冷效 ϕ 作为壁面温度的无量纲形式，是涡轮叶片冷却系统设计中应用最直接的参数。Albert、Chavez、Nathan、Ravelli 等[11-14] 通过分析一维耦合换热模型讨论了实验工况的匹配原则并得到了综合冷效关于 4 个无量纲参数的关系式。这个关系式给出了要获得准确的综合冷效所有需要匹配的参数。Albert 等[13] 通过实验的方法，对前缘区域的综合冷效进行了研究，并讨论了匹配毕渥数这一方法。Liu、Xie 等[15-16] 通过数值仿真和实验的方法，研究了综合冷效在不同工况下的匹配原则。研究表明在主流和冷气雷诺数匹配的情况下，匹配主流与冷气的温比和导热系数是获得最准确的综合冷效的方法。

Mensch 等[17-19] 通过实验的方法研究了叶栅端壁的综合冷效。结果表明在气膜孔附近孔内的导热对综合冷效的影响是主要的，而内部冷却使得综合冷效分布更加均匀。他们的实验没有把气膜孔冷却和冷气覆盖区分开，因为这样的边界条件很难在实验中实现。Mouzon、Ravelli 等[20-21] 通过实验的方法得到了冷气流经前缘气膜孔的温升。结果表明气膜孔内的换热占据了内部换热的 50%～80%。Chavez 等[12] 对前缘冲击发散结构的实验研究表明，虽然前缘冷气覆盖效果较差，但是冲击气流以及孔内冷却也会使得综合冷效满足要求。Ravelli 等[14,22] 在前缘区域的换热研究发现气膜孔内的换热冷却对综合冷效的影响要比之前认知的大。Bryant 等[23] 通过实验的方法测量了叶片前缘区域的综合冷效并证明了 Ravelli 等[14,22] 的结论。研究表明气膜孔内的冷却对综合冷效的影响要大于冲击气流的影响。虽然他们堵住气膜孔的实验方法在一定程度上可以验证这个结论，但是这种方法也会影响内冷通道内冷气的流动。

可以看出相对于绝热冷效，综合冷效可以更直接地衡量内外冷却结构的耦合换热效果，同时可以更直接地应用在涡轮叶片工程设计中。因此通过解耦的方法研究各部分冷却对综合冷效的影响可以更好地指导涡轮叶片设计。关于各部分冷却对综合冷效的相对影响已经开展了一些工作。主要是通过改变原始换热结构的某些物理边界条件来开展研究。但也正是受限于物理边界条件，有的实验研究必须做出一定妥协。比如在研究冷气覆盖对综合冷效的影响时，完全理想的情况是冷气经由气膜孔流出但是不在壁面上形成冷气覆盖。开展实验时通常是将气膜孔物理意义上地封住。虽然可以实现无冷气覆盖的效果，但是冷气在气膜孔内的流动方式与原始结构相比发生了改变，进而影响了内冷通道和气膜孔内的流动和换热。同时做实验时也不能将某个壁面实现完全绝热。但是通过数值仿真的方法可以解决上述缺点。结合上述

分析，本文将通过修改物理边界条件来完成冷却结构的真正解耦。采用数值仿真的方法来研究内部冷却、气膜孔内冷却和冷气覆盖对综合冷效的相对影响。以此来弥补实验的先天性不足并为涡轮叶片冷却结构的工程设计提供指导。

1　数值仿真方法

1.1　流动和换热基本方程组

流体运动遵循以下物理基本定律：质量守恒定律、动量守恒定律（牛顿第二定律）和能量守恒定律（热力学第一定律）。三大定律转换为数学表达式，构成了流体力学基本方程组（控制方程）：连续方程、动量方程和能量方程。流体力学发展至今，大多数研究都是基于以上 3 个方程开展。本文所涉及的三维稳态可压缩流动的雷诺时均 N-S 控制方程如下：

连续方程

$$\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_i}(\rho\overline{\boldsymbol{u}_i}) = 0 \tag{1}$$

动量方程

$$-\frac{\partial \overline{p}}{\partial \boldsymbol{x}_i} + \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_j}\left[\boldsymbol{u}_i\left(\frac{\partial \overline{\boldsymbol{u}_i}}{\partial \boldsymbol{x}_j} + \frac{\partial \overline{\boldsymbol{u}_j}}{\partial \boldsymbol{x}_i}\right) - \frac{2}{3}\delta_{ij}\rho k\right] + \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_j}(-\rho\overline{\boldsymbol{u}_i\boldsymbol{u}_j}) = 0 \tag{2}$$

能量方程

$$\frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_j}\left(\rho\overline{\boldsymbol{u}_j T}\right) = \frac{\partial}{\partial \boldsymbol{x}_j}\left[\left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_t}{Pr_t}\right)\frac{\partial \overline{T}}{\partial \boldsymbol{x}_j}\right] \tag{3}$$

其中μ为分子黏度，μ_t 为湍流黏度，由湍流模型计算得到；Pr 为分子普朗特数，Pr_t 为湍流普朗特数；δ_{ij} 为 Kronecker 符号；$\overline{\boldsymbol{u}_i}$、$\overline{p}$、$\overline{T}$依次表示时均速度、时均压力和时均温度。

1.2　仿真模型和边界条件

在航空发动机涡轮叶片冷却结构中，双层壁冷却结构常被用于导叶、动叶前缘和端壁冷却。冲击气流的引入会大大提升叶片的综合冷效，目前部分动叶的中弦也采用该冷却结构。在本文中，该模型被简化为平板结构，带有 4 排气膜孔和 3 排冲击孔，模型的具体结构如图 1 所示。该平板结构的尺寸在基于真实发动机冷却结构的基础上，进行放大 4 倍。其中，气膜孔的孔径（D）为 2 mm，冲击孔的孔径为 2D，其他尺寸也均以气膜孔孔径 D 为基础。图中虚线围成的区域在数据处理中用于求面积平均和展向平均。

本文为了研究内部冷却、冷气覆盖和孔内冷却分别对综合冷效的影响，对原有的模型进行了解耦分析。图 2（a）所示的冷却结构为基础模型，其中冷气经由冲击孔流入内冷通道，之后再经由气膜孔流入主流通道。图 2 中绿色的线代表此处的壁面为绝热边界条件。图 2（b）中展示的工况是为了去除孔内冷却的影响，所以在仿真模型中此处设置为绝热壁面。冷气的流动并没有受到影响，仍然是经由冲击孔流入内冷通道，再经由气膜孔流进主流通道。其他壁面为流固交界面。图 2（c）中展示的工况是为了去除内部换热的影响。固体内壁面设置为绝热壁面，来防止冷气流经内冷通道时带走热量。图 2（d）中展示的工况是将流体分为主流和冷气两个域。其中冷气域的出口（黑线）为气膜出口，设置为压力边界条件。因为分为 2 个流体域，因此冷气不会流入主流覆盖在固体表面上，同时也不会影响主流的流动。其他壁面为流固交界面。这样的设置可以保证内冷通道和气膜孔内冷气的流动换热与原始结构基本一致。因此这种边界条件的修改方法可以确保

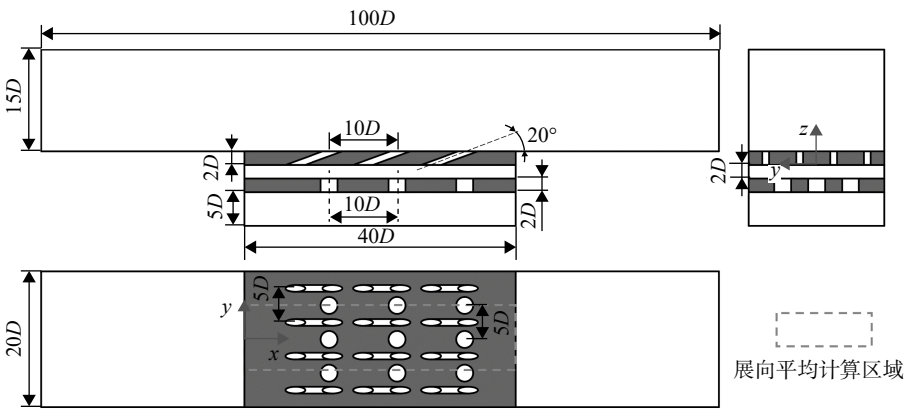


图 1　仿真模型示意图

Fig. 1　Schematic diagram of simulation model

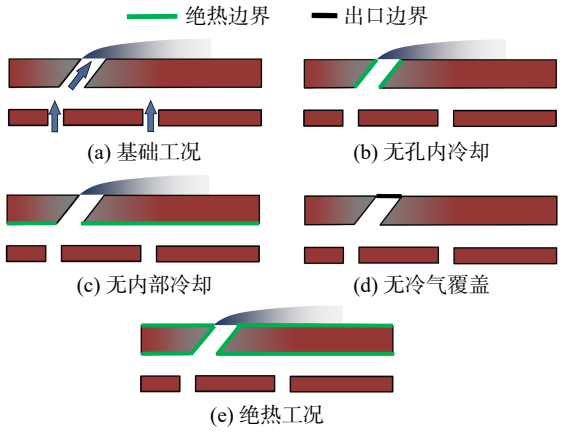


图 2 不同模型的边界条件

Fig. 2 Boundary conditions for different cases

获得的综合冷效相对于图 2(a)而言仅仅消除了冷气覆盖的影响。图 2(e)中展示的工况中只含有流体域，所有壁面均设置为绝热壁面，以此来计算绝热气膜冷效。

主流雷诺数定义为 $Re_g=\rho_g u_g D/\mu$。冷气的流量根据等效吹风比 M' 决定。标准吹风比定义为 $M=(\rho_c u_c)/(\rho_g u_g)$。在本文中，等效吹风比定义为 $M'=(\dot{m}_c/A_{c,all})/(\dot{m}_g/A_{g,inlet})$。其中 $A_{c,all}$ 为气膜孔出口面积之和，$A_{g,inlet}$ 为主流通道进口面积。Liu、Xie 等[15-16]通过试验和数值仿真的方法，研究了综合冷效在不同工况下的匹配原则。结果表明，在主流冷气雷诺数匹配和几何相似的情况下，匹配温比和导热系数是获得综合冷效最准确的方法。因此，基于这一匹配原则和 Liu、Xie 等[15-16]的研究结果，得到了图 3 和表 1 所示的边界条件。其中，T_g 和 T_c 分别为主流和冷气的温度，k_{solid} 为固体导热系数。主流和冷气的入口设置为流量边界条件。主流出口设置为压力边界条件。

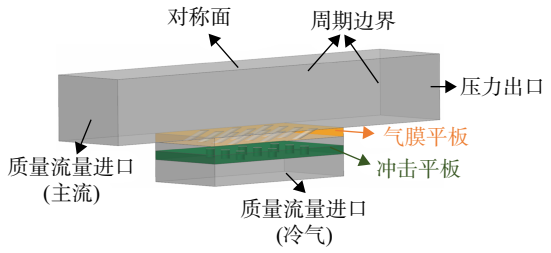


图 3 仿真模型的边界条件设置

Fig. 3 Boundary conditions of simulation model

1.3 数值仿真方法可靠性验证

商业软件 ICEM 和 CFX 分别用于计算非结构化网格和求解 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS)方程。流体和固体域的交界面在软件中设置为耦合面，保证交界面处热流通量守恒。进口湍流强度在软件中设置为 5%。为了保证数值仿真的准确性，本文基于 Xie 等[24]的实验结果进行了验证，如图 4 所示。对于 Xie 等[24]的实验结果，本文共采用了 4 种湍流模型(k-ω、RNG k-ε、k-ε 和 shear-stress transport (SST) k-ω)。将展向平均综合冷效沿流向的分布与实验结果进行对比，如图 4 所示。其中横坐标 x/D 代表流向无量纲距离，纵坐标 $\bar{\phi}$ 代表展向平均综合冷效。结果表明，4 种湍流模型的展向平均综合冷效沿流向分布规律与实验结果保持一致。其中 SST k-ω 模型与实验结果最接近，在前半段区域最大误差为 12.5%。可以看出误差较大的区域主要为实验件的前半段。造成这一现象的主要原因是实验段周围填充的绝热材料难以完全消除主流管道导热的影响。所以在实验件的前半段，壁面温度要高于仿真结果，也就是综合冷效要低于仿真结果。另外从以往的研究[25-28]来看，SST k-ω 模型也更适用于求解各种复杂流动。因此总的来看，SST k-ω 模型的准确性还是得到了验证。

为了满足 SST k-ω 模型对网格质量的要求(y^+=1)，靠近壁面的第 1 层网格高度设置为

表 1 边界条件设置

Table 1 Boundary conditions

参数	数值
T_g/K	600
T_c/K	303
T_g/T_c	1.98
Re_g	3 300
M	0.25, 0.5, 1, 1.5
k_{solid}/(W/(m·K))	10.6

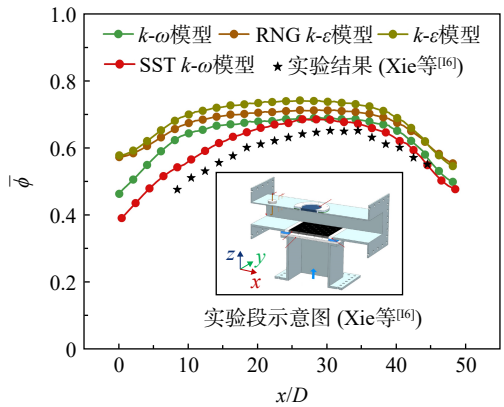


图 4 数值仿真结果与实验结果的对比

Fig. 4 Comparison of numerical simulation and experimental results

0.008 mm，并且流固交界面处的流体域设置了棱柱层网格。为了进一步消除网格质量对仿真结果准确性的影响，本文也进行了网格无关性验证，如图 5 所示。可以看出网格 3 和网格 4 的结果基本保持一致。为了避免计算资源的浪费，本文中流体域和固体域网格数量分别选取为 2 000 万和 480 万。

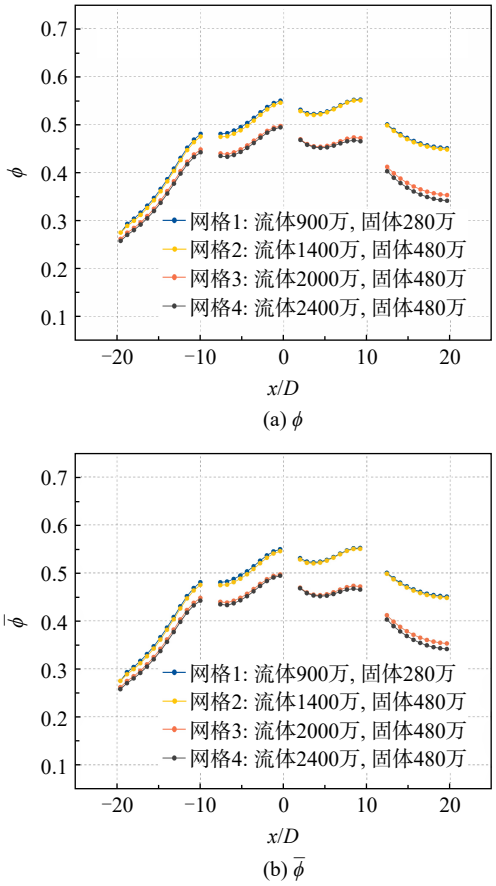


图 5　网格无关性验证

Fig. 5　Grid independence verification

2　结果与讨论

2.1　综合冷效分布

在本章节，平板双层壁结构不在不同吹风比下的综合冷效云图和面积平均结果被给出，如图 6 和表 2 所示。可以看出，随着吹风比的增大，综合冷效也逐渐增大，但是增幅在逐渐减小。当吹风比由 0.25 增大到 1.5 时，综合冷效增大 57.9%。

图 7 给出了平板双层壁结构绝热冷效随吹风比变化的云图。可以看出，当吹风比为 0.5 时，绝热冷效最大。吹风比继续增大，冷气在气膜孔出口动量增大，容易造成气膜脱壁现象，绝热冷效也随之减小。因此，这也是造成综合冷效增幅减小的原因。随着吹风比增大，气膜孔上游综合冷效较低的区域在固体导热的影响下，综合冷效也逐渐增大。

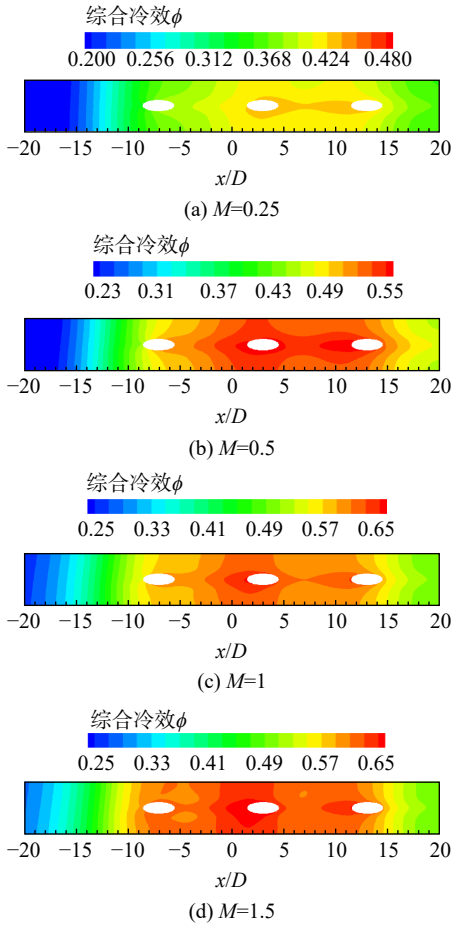


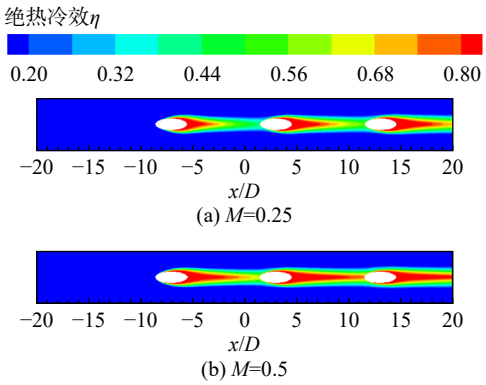
图 6　综合冷效云图

Fig. 6　Contours of overall cooling effectiveness

表 2　面积平均综合冷效结果

Table 2　Area-averaged overall cooling effectiveness

吹风比	面积平均综合冷效
0.25	0.344 1
0.5	0.449 1
1	0.518 7
1.5	0.543 4



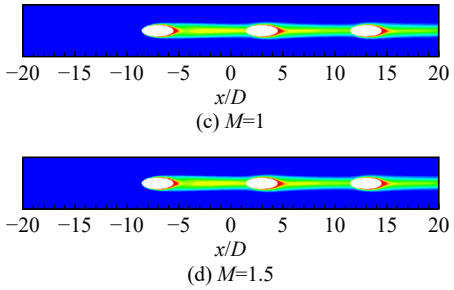


图 7 绝热冷效云图

Fig. 7 Contours of adiabatic film cooling effectiveness

2.2 内部冷却影响

内部冷却、孔内冷却和气膜覆盖对综合冷效的影响可以通过两种工况之间的综合冷效差值 $\Delta\phi$ 来表征：

$$\Delta\phi = \phi_{\text{base}} - \phi_{\text{modified}} \tag{4}$$

其中 ϕ_{base} 代表基础模型(图 2(a))的综合冷效，ϕ_{modified} 代表修改过边界条件的工况的综合冷效(图 2(b)～图 2(d))。

如图 8 所示，无量纲温度分布曲线与内壁面垂直，说明垂直于内壁面方向的温度梯度为 0，其中 T_{solid} 代表固体域温度。这验证了仿真模型中去除内壁面冷却设置的准确性。图 9 给出了平板双层壁结构的基础工况(图 2(a))和无内壁面冷却工况(图 2(c))之间综合冷效差值。可以看出，双层壁模型的综合冷效中内部冷却占主导地位的区域主要是冲击气流的驻点区。主要原因是射流与周围介质剧烈掺混提高了湍流度，从而增强了换热。随着吹风比的增大，射流速度逐渐增大，加强了内换热，因此内部冷却的影响逐渐增大。对于双层壁模型而言，气膜孔上游区域内部冷却对综合冷效的影响较小。原因主要是此处冲击气流无法增强内部换热。

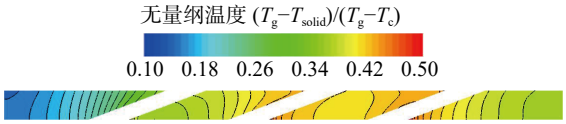


图 8 M=0.5 时 y/D=2.5 处无量纲温度分布(无内部冷却)

Fig. 8 Distribution of dimensionless temperature at slice y/D=2.5 for case without internal cooling with M=0.5

2.3 气膜孔内冷却影响

如图 10 所示，在靠近壁面处无量纲温度分布曲线与气膜孔壁面垂直，说明垂直于内壁面方向的温度梯度为 0。这验证了仿真模型中去除气膜孔冷却设置的准确性。图 11 给出了平板双层壁

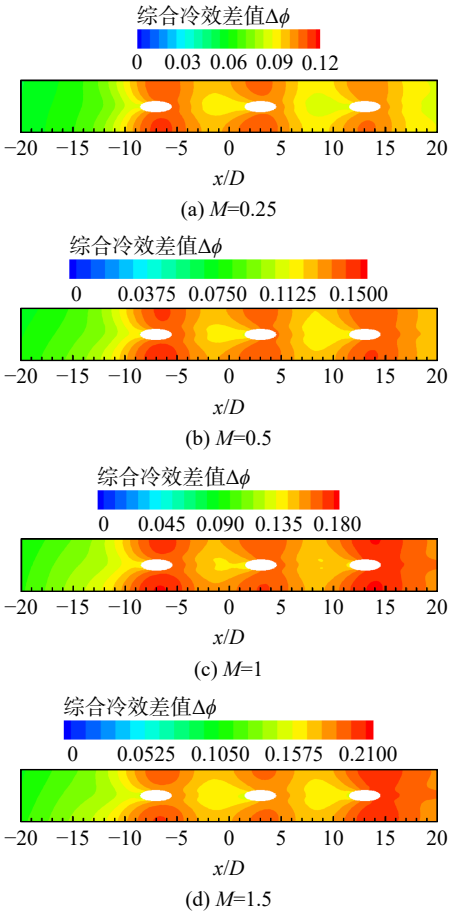


图 9 综合冷效差值 $\Delta\phi$(无内部冷却)

Fig. 9 $\Delta\phi$ between base case and case without internal cooling

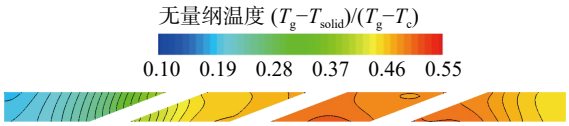


图 10 M=0.5 时 y/D=2.5 处无量纲温度分布(无孔内冷却)

Fig. 10 Distribution of dimensionless temperature at slice y/D=2.5 for case without bore cooling with M=0.5

结构的基础工况(图 2(a))和无气膜孔壁面冷却工况(图 2(b))之间综合冷效差值。对于基础工况而言，当冷气流经气膜孔时会通过壁面导热带走一部分热量。在气膜孔出口上游区域，固体材料厚度较低。所以移除孔冷却后，对综合冷效影响最大的区域就是每一个气膜孔出口的上游区域，如图 11 所示。另外可以看出，沿流向孔内冷却的影响是逐渐减小的。这主要是因为气膜孔相互平行，受冷气贴壁的影响，第 2 个和第 3 个气膜孔出口上游区域存在积累的冷气覆盖，所以孔冷却对综合冷效的影响变弱。随着吹风比的增大，孔冷却对综合冷效的影响是逐渐增大的。这很容易理解。随着吹风比增大，气膜孔内的冷气流速增大，

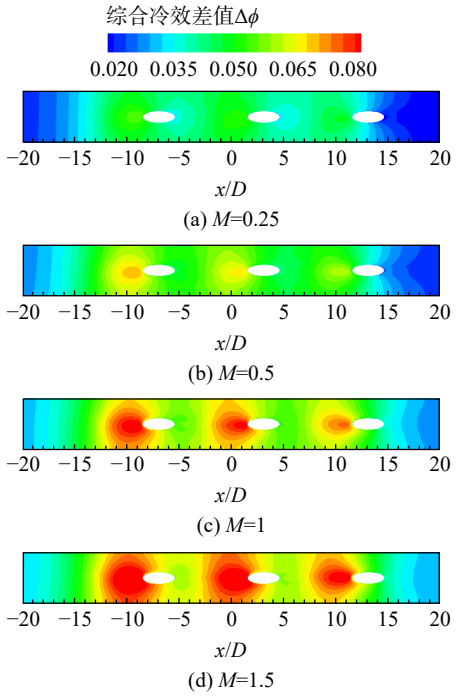


图 11　综合冷效差值 Δϕ(无孔内冷却)

Fig. 11　Δϕ between base case and case without bore cooling

从而增强了气膜孔内的换热，孔冷却对综合冷效的影响也随之增大。

2.4　冷气覆盖影响

为了探究冷气覆盖对综合冷效的影响，本部分详细分析了基础工况(图 2(a))和无冷气覆盖工况(图 2(d))的综合冷效差值。相对于实验，数值仿真可以更好地模拟去除气膜覆盖的工况。图 12 给出了两种工况在 y/D=2.5 处的速度分布。两种工况的冷气在流出气膜孔之前的速度分布几乎保持一致。说明物理边界条件的修改对气膜孔内冷气的流动特征影响较小，这与文献 [10] 也是一致的。这说明本文对于封闭气膜孔出口的设置在去除冷气覆盖的情况下几乎不影响孔内冷却，保证了解耦研究的准确性。

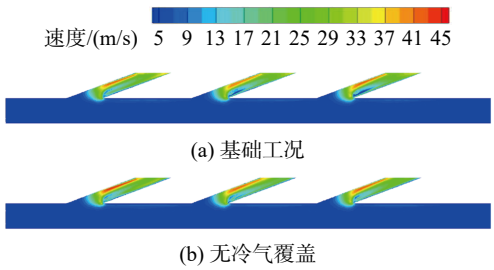


图 12　吹风比 M=0.5 时 y/D=2.5 处速度分布

Fig. 12　Distribution of velocity at slice y/D=2.5 for case without coolant coverage with M=0.5

图 13 给出了平板双层壁结构的基础工况(图 2(a))和无冷气覆盖工况(图 2(d))的综合冷效差值。结果表明冷气覆盖对综合冷效的影响沿流向逐渐积累，在第 3 个气膜孔出口附近冷气覆盖的影响最大。而且在冷气覆盖区域的影响要大于在远离气膜孔区域的影响。气膜冷却的主要作用就是通过冷气来隔离主流和固体壁面。在远离气膜孔区域冷气覆盖仍有影响，这主要是因为流体之间的相互掺混造成的。当吹风比由 0.25 增大至 1 时，冷气覆盖对综合冷效的影响先增大后急剧减小。当吹风比增大至 1.5 时，冷气覆盖对综合冷效的影响可以忽略不计。尽管绝热冷效不为 0，如图 7 所示。但是在内部冷却和孔冷却的共同影响下，无冷气覆盖时外壁面附近流体的温度与有冷气覆盖时被肾形涡裹挟到外壁面附近的流体的温度几乎一致，如图 14 所示。因此在这种情况下，冷气覆盖对综合冷效几乎没有影响。

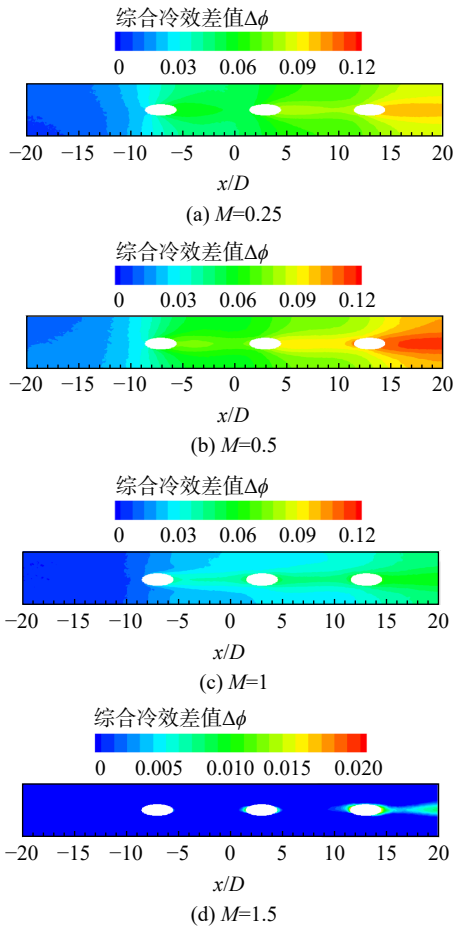
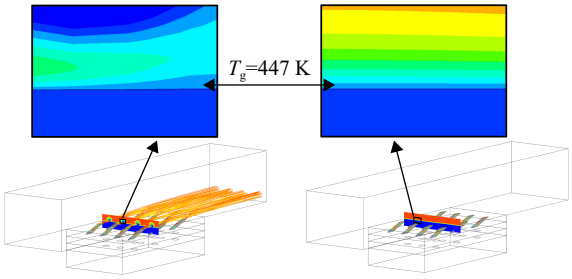


图 13　综合冷效差值 Δϕ(无冷气覆盖)

Fig. 13　Δϕ between base case and case without coolant coverage



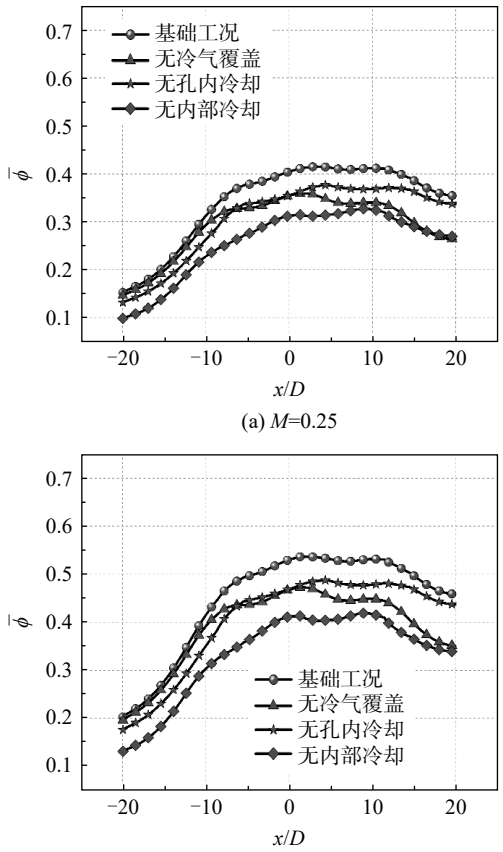
(a) 基础工况 (b) 无冷气覆盖

图 14 近壁温度分布

Fig. 14 Fluid temperature near the wall

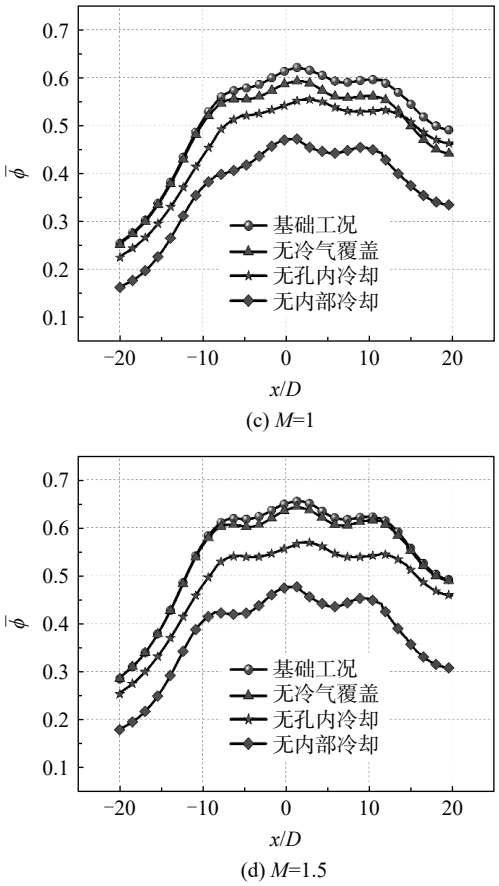
2.5 各部分冷却之间的对比

在前面的章节中，内部冷却、孔内冷却和冷气覆盖对综合冷效的影响被详细地分析。在本章节，各部分冷却的影响将被对比分析。图 15 给出了各个冷却方式的综合冷效沿流向的展向平均分布。可以看出不管吹风比是多少，没有内部冷却的工况的综合冷效一直都是最低的。这说明对于双层壁结构而言，内部冷却一直处于主导地位。而且随着吹风比的增大，基础工况和无内部冷却工况之间的综合冷效差值增大，这说明内部冷却在整个耦合冷却中占的百分比更大。冷气覆盖对综合冷效的影响主要在 $x/D > -10$ 的区域。当吹风比增大至 1 时，孔内冷却对综合冷效的影响已经超过了冷气覆盖。当吹风比小于 1 时，在 $x/D < 0$ 的区域，孔内冷却的影响要大于冷气覆盖。当 $x/D > 0$ 时，冷气覆盖对综合冷效的影响要大于孔内冷却。



(a) M=0.25

(b) M=0.5



(c) M=1

(d) M=1.5

图 15 综合冷效的展向平均结果

Fig. 15 Laterally-averaged overall cooling effectiveness for different cases

3 结 论

本文采用数值仿真的方法，建立了不同的解耦模型，定量分析了平板冷却结构的综合冷效与内部冷却、孔内冷却和冷气覆盖之间的关系。并研究了吹风比对上述规律的影响。主要结论总结如下：

1）平板双层壁模型的综合冷效中内部冷却占主导地位的区域主要是冲击气流的驻点区。气膜孔内冷却影响最大的区域为气膜孔出口的上游，而且沿流向孔内冷却的影响是逐渐减小的。冷气覆盖对综合冷效的影响沿流向逐渐积累，在第 3 个气膜孔出口附近冷气覆盖的影响最大。而且在冷气覆盖区域的影响要大于在远离气膜孔区域的影响。

2）对于平板双层壁结构而言，内部冷却一直处于主导地位。而且随着吹风比的增大，其主导性越强。当吹风比增大至 1 时，下游区域孔内冷却对综合冷效的影响已经超过了冷气覆盖。

参考文献：

[1] SEN B, SCHMIDT D L, BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes: heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 800-806.

[2] ZHANG Jingzhou, ZHANG Shengchang, WANG Chunhua, et al. Recent advances in film cooling enhancement: a review[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(4): 1119-1136.

[3] ACHARYA S, KANANI Y. Advances in film cooling heat transfer[M]//Advances in Heat Transfer. Amsterdam, Holland: Elsevier, 2017: 91-156.

[4] BOGARD D G, THOLE K A. Gas turbine film cooling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 249-270.

[5] HAN J C. Turbine blade cooling studies at Texas A&M University: 1980-2004[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2006, 20(2): 161-187.

[6] GRITSCH M, COLBAN W, SCHÄR H, et al. Effect of hole geometry on the thermal performance of fan-shaped film cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 718-725.

[7] GRITSCH M, SCHULZ A, WITTIG S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film-cooling holes with expanded exits[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 549-556.

[8] SAUMWEBER C, SCHULZ A. Free-stream effects on the cooling performance of cylindrical and fan-shaped cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(6): 061007.1-061007.12.

[9] SAUMWEBER C, SCHULZ A. Effect of geometry variations on the cooling performance of fan-shaped cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(6): 061008.1-061008.16.

[10] BRYANT C E, RUTLEDGE J L. A computational technique to evaluate the relative influence of internal and external cooling on overall effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(5): 051008.1-051008.11.

[11] ALBERT J E, BOGARD D G, CUNHA F. Adiabatic and overall effectiveness for a film cooled blade[R]. ASME Paper GT2004-53998, 2004.

[12] CHAVEZ K, SLAVENS T N, BOGARD D. Effects of internal and film cooling on the overall effectiveness of a fully cooled turbine airfoil with shaped holes[R]. ASME Paper GT2016-57992, 2016.

[13] NATHAN M L, DYSON T E, BOGARD D G, et al. Adiabatic and overall effectiveness for the showerhead film cooling of a turbine vane[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(3): 031005.1-031005.9.

[14] RAVELLI S, DOBROWOLSKI L, BOGARD D G. Evaluating the effects of internal impingement cooling on a film cooled turbine blade leading edge[R]. ASME Paper GT2010-23002, 2010.

[15] LIU Cunliang, XIE Gang, WANG Rui, et al. Study on analogy principle of overall cooling effectiveness for composite cooling structures with impingement and effusion[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2018, 127: 639-650.

[16] XIE G, LIU C L, WANG R, et al. Experimental study on analogy principle of overall cooling effectiveness for composite cooling structures with both internal cooling and film cooling[R]. ASME Paper GT2019-90705, 2019.

[17] MENSCH A, THOLE K A. Overall effectiveness of a blade endwall with jet impingement and film cooling[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(3): 031901.1-031901.13.

[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): 121003.1-121003.11.

[19] MENSCH A, THOLE K A. Conjugate heat transfer analysis of the effects of impingement channel height for a turbine blade endwall[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 82: 66-77.

[20] TERRELL E J, MOUZON B D, BOGARD D G. Convective heat transfer through film cooling holes of a gas turbine blade leading edge[R]. ASME Paper GT2005-69003, 2005.

[21] MOUZON B D, TERRELL E J, ALBERT J E, et al. Net heat flux reduction and overall effectiveness for a turbine blade leading edge [R]. ASME Paper GT2005-69002, 2005.

[22] RAVELLI S, BARIGOZZI G. Numerical evaluation of heat/mass transfer analogy for leading edge showerhead film cooling on a first-stage vane[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 129: 842-854.

[23] BRYANT C E, WIESE C J, RUTLEDGE J L, et al. Experimental evaluations of the relative contributions to overall effectiveness in turbine blade leading edge cooling[J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(4): 041007.1-041007.15.

[24] XIE Gang, LIU Cunliang, NIU Jiajia, et al. Experimental investigation on analogy principle of conjugate heat transfer for effusion/impingement cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 147: 118919.1-118919.13.

[25] SHI B, LI J, LI M F, et al. Overall cooling effectiveness on a flat plate with both film cooling and impingement cooling in hot gas condition ASME Paper[R]. ASME Paper GT2016-57224, 2016.

[26] GOMATAM RAMACHANDRAN S, SHIH T I P. Biot number analogy for design of experiments in turbine cooling[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(6): 061002.1-061002.14.

[27] ZHOU Weilun, DENG Qinghua, FENG Zhenping. Conjugate heat transfer analysis for laminated cooling effectiveness: Part A effects of surface curvature[R]. ASME Paper GT2016-57243, 2016.

[28] DENG Qinghua, ZHOU Weilun, FENG Zhenping. Conjugate heat transfer analysis for laminated cooling effectiveness: Part B effects of film hole incline angle[R]. ASME Paper GT2016-57256, 2016.

（编辑：王碧珺）