

文章编号: 1000-8055(2024)12-20220313-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220313

旋流燃烧室不同孔型发散冷却特性的对比

芦翔¹, 贾玉良², 吉雍彬³, 葛冰¹, 臧述升¹

- (1. 上海交通大学 动力机械与工程教育部重点实验室, 上海 200240;
2. 杭州汽轮机股份有限公司, 杭州 310022;
3. 香港中文大学 机械与自动化工程学系, 香港 999077)

摘 要: 针对旋流模型燃烧室开展了旋流冲击条件下不同发散冷却孔型(扇形孔和圆孔)传热特性的数值及试验研究。通过稳态液晶测温技术考察了孔型及吹风比对冷却性能的影响。基于稳态数值模拟, 完成了不同孔型结构下冷却气流在壁面附近的流动对比分析。试验表明: 扇形孔冷效分布特征与圆孔基本相同, 但面积平均冷效高出 40% 左右。相比圆孔, 扇形孔流动更易受旋流冲击的影响, 导致冷效提高效果对吹风比和位置的改变较为敏感。数值结果表明: 扇形孔在角回流区具有更好的气膜覆盖和更多的冷气流量, 相比圆孔冷效提高最明显(冷效最高可提高 80% 左右); 而在冲击区扇形孔冷气流量受到旋流的抑制更明显, 冷效的改善不明显。

关 键 词: 燃烧室壁面冷却; 旋流冲击; 发散冷却特性; 冷却孔型; 气膜流动

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Comparison of effusion cooling characteristics between different hole configurations in a swirl-stabilized combustor

LU Xiang¹, JIA Yuliang², JI Yongbin³, GE Bing¹, ZANG Shusheng¹

- (1. Key Laboratory for Power Machinery and Engineering of Ministry of Education, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2. Hangzhou Steam Turbine Company Limited, Hangzhou 310022, China;
3. Department of Mechanical and Automation Engineering, The Chinese University of Hong Kong, Hong Kong 999077, China)

Abstract: Numerical and experimental studies on the heat transfer characteristics of different effusion cooling hole configurations under swirl impact were carried out in a swirl-stabilized model combustor. The influences of hole configuration and blowing ratio on cooling performance were investigated by steady-state liquid crystal temperature measurement technology. Based on the steady-state numerical simulation, the comparative analysis of the cooling air near the wall was performed for different hole configurations. The experiment results showed that the distribution characteristics of the cooling effectiveness of the fan-shaped hole were basically the same as those of the cylindrical holes, but the average cooling effectiveness of the area was about 40% higher. Compared with the cylindrical holes, the cooling air flow of fan-shaped holes was more susceptible to the impact of swirling flows, such that the improvement of cooling efficiency was more sensitive to the change of blowing ratio and position. The

收稿日期: 2022-05-07

基金项目: 航空发动机及燃气轮机重大专项: 重型燃气轮机多组分气体低污染燃烧室先进数值方法与模型研究(Y2019-I-0022-0021)

作者简介: 芦翔(1995—), 男, 博士生, 主要从事燃烧室的雾化与冷却研究。

通信作者: 葛冰(1977—), 男, 副研究员, 博士, 研究方向为航空发动机/燃气轮机低污染燃烧技术。E-mail: Gebing@sjtu.edu.cn

引用格式: 芦翔, 贾玉良, 吉雍彬, 等. 旋流燃烧室不同孔型发散冷却特性的对比[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220313. LU Xiang, JIA Yuliang, JI Yongbin, et al. Comparison of effusion cooling characteristics between different hole configurations in a swirl-stabilized combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220313.

numerical results showed that the fan-shaped hole had better cooling film coverage and more cooling air mass flow in the corner recirculation zone, and the cooling effectiveness was the highest than that of the cylindrical hole (the cooling effectiveness can be increased by about 80% at most). However, the cooling air mass flow of the fan-shaped hole in the impact zone was more obviously inhibited by the swirling flows, and the improvement of cooling effectiveness was not obvious.

Keywords: combustor cooling; swirl impingement; effusion cooling characteristics; cooling structures; film flow

在航空发动机燃烧室冷却中, 发散冷却(又称全覆盖气膜冷却)是高效冷却技术之一, 通过多排微小冷却孔形成的气膜叠加覆盖可以通过较少的空气量实现更好的气膜保护。

近年来, 随着增材制造等工艺的出现, 一些较复杂的孔型开始被应用到燃烧室冷却中。因此国内外对孔型的改变带来的冷效和流动差异进行了大量研究^[1-5], 发现采用异型孔能有效改善冷气气膜覆盖, 在壁面冷却效果改善上存在很大潜力。但这些研究大部分都是在均匀主流下进行的传热试验, 而未考虑燃烧室内复杂流动的影响。

在燃烧室中, 旋流常常被用来稳定火焰, 但带来的复杂流动使气膜所处环境与均匀主流存在很大区别, 并进而造成旋流流动下燃烧室壁面发散冷却特性分布特征与常规均匀主流条件下存在极大差异。Wurm 等人^[6]的研究表明旋流会对冷却板表面局部吹风比(冷气流量)造成影响, 并进而影响到冷却效果。Andreini 等人^[7-8]发现旋流条件下由于角回流的存在, 即使在没有冷气覆盖的冷却板前端绝热冷效仍不为零。Ji 等人^[9]的研究表明旋流冲击位置附近的冷效最差, 主要是由于旋流抑制了冷气的流动。

因此, 虽然异型孔由于更好的气膜覆盖已经开始被应用到发散冷却燃烧室中, 但由于其冷气出口动能较小, 更易受到旋流作用, 其对燃烧室壁面尤其是局部高温区的冷效改善程度仍有待考察。故本文通过稳态液晶测温和数值计算的方法分别对圆孔和扇形异型孔结构发散冷却特性和冷却气流动进行研究, 考察旋流流动条件下不同孔型发散冷却特性的差异。

1 试验与数值研究方法

1.1 试验研究方法

环形燃烧室在航空发动机中得到了广泛的应用, 其流动具有明显的周期性。三喷嘴燃烧室能刻画中心喷嘴流动的周期性流动, 且能避免壁面

边界对影响^[6]。图 1 为本试验所研究的三喷嘴旋流燃烧室, 旋流器安装有六片轴向直叶片, 叶片安装角为 45° 。旋流器外径 D 为 48 mm, 内径为 34 mm, 旋流数为 0.86。旋流器间隔为 96 mm。燃烧室宽度 288 mm, 高度为 106 mm。

冷却板由聚氯乙烯打印, 孔型和排布方式如图 2 所示。厚度为 3.3 mm 的冷却板布置有孔径

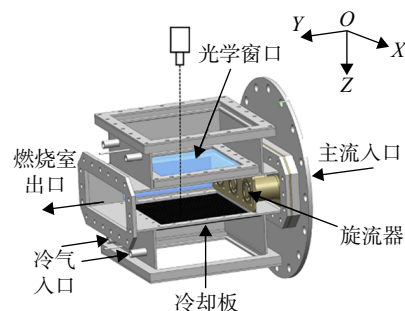
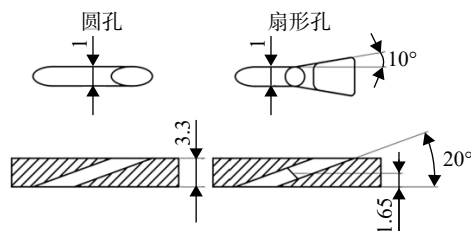
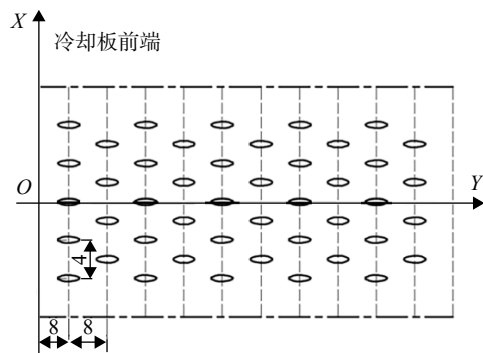


图 1 旋流模型燃烧室

Fig. 1 Swirl-stabilized model combustor



(a) 孔型示意图



(b) 冷却孔排布方式

图 2 冷却孔型及排布方式(单位: mm)

Fig. 2 Hole structures and arrangements (unit: mm)

1 mm、倾角 20°的圆孔/扇形孔, 扇形孔沿展向有 10°的扩张角。冷却孔均采用叉形排布, 同一排相邻孔间隔 4 mm, 不同排间隔 8 mm。第一排孔距冷却板前端 8 mm。

冷却板表面温度分布通过热色液晶(TLC)测量。试验所用液晶型号为 LCR SPN100 系列, 其显色范围为 303~318 K。因其测量结果受到拍摄角度、环境光源等的影响, 在试验前需要进行标定。在冷却板测量表面布置 4 个标定热电偶, 如图 3(a)所示。通过相机拍摄冷却板表面, 并同时记录热电偶数据, 可得到液晶显色的色度值 H 与实际温度 T 的关系曲线^[10], 如图 3(b)所示。

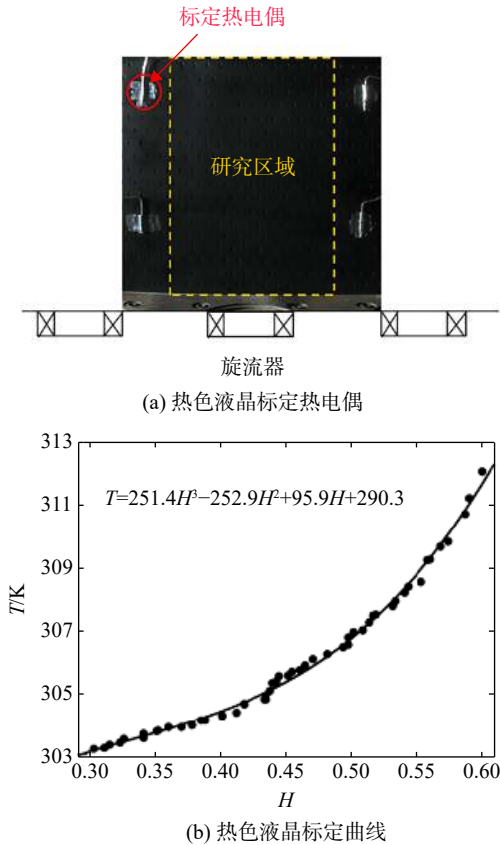


图 3 热色液晶标定方法

Fig. 3 Calibration method of TLC

1.2 数值研究方法

数值研究采用耦合传热模型(conjugate heat transfer, CHT)进行计算。计算域分为流体域与固体域, 出于周期性考虑, 取中心喷嘴对应区域进行研究, 两侧壁面采用平移周期性边界条件。流体域模型如图 4 所示, 模型采用六面体结构化网格划分, 壁面附近的气膜流动是本研究最关心的区域, 因而划分了边界层以提高计算精度。在进行详细计算前, 先对网格数变化(900、1 500、2 700 W)

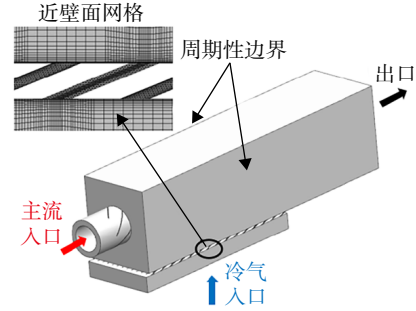


图 4 数值计算模型及网格

Fig. 4 Simulation geometry and mesh

对计算结果的影响进行了分析, 结果表明当网格数达到 1 500 W 左右时, 计算得到的壁面平均温度趋于一致, 认为该套网格达到了网格无关性。

采用 Fluent 求解器进行数值计算。主流和冷却空气入口为流量入口。出口为压力出口, 压力为大气压。流体域与固体域之间采用耦合型界面进行数据传输。流体为空气, 固体为聚氯乙烯(密度为 1 380 kg/m³, 比热容为 810 J/(kg·K), 热导率为 1.2 W/(m·K))。湍流模型为结合增强型壁面处理的 realizable $k-\varepsilon$ 模型。该模型已被证明在旋流燃烧和传热的计算中均有较好的表现^[11-13]。

1.3 试验与数值计算工况

表 1 给出了试验工况。由于吹风比是发散冷却特性的重要影响因素^[14], 研究中保持主流流量和温度不变, 改变冷却气流量以考察吹风比的影响。吹风比定义如下:

$$M = \frac{(\rho U)_{\text{cool}}}{(\rho U)_{\text{main}}} = \frac{m_{\text{cool}} A_{\text{main}}}{m_{\text{main}} A_{\text{cool}}} \quad (1)$$

式中 A_{main} 为燃烧室截面面积, A_{cool} 为冷却孔喉部流通面积。

表 1 试验工况

Table 1 Experiment and calculation conditions

参数	数值及范围
主流流量/(g/s)	180
冷气流量/(g/s)	5~25
主流温度/K	315
冷气温度/K	300
吹风比	1.2~6.0

冷却效率是冷却效果的重要评估参数, 其定义为

$$\eta = \frac{T_{\text{main}} - T_{\text{w}}}{T_{\text{main}} - T_{\text{cool}}} \quad (2)$$

式中 T_{main} 为主流温度, T_{cool} 为冷气入口温度, 试验中通过插入燃烧室内和冷气腔内的热电偶测量。 T_w 为壁面温度, 采用热色液晶测温方法测量。数值计算中, T_{main} 和 T_{cool} 为边界条件, 根据试验测量值给定, T_w 为计算得到的壁面温度值。

图 5 为吹风比 3.6 工况下试验与数值计算得到的圆孔平均冷效($\eta_{\text{ave_span}}$)沿轴向的变化曲线。

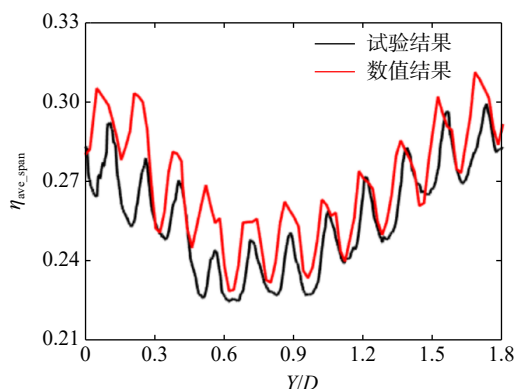


图 5 数值模型验证

Fig. 5 Verification of simulation model

由图可知, 虽然冷效数值存在一定偏差, 但计算结果与试验结果的趋势基本一致, 冷效最低点的位置也能够得到精准的预测。因此采用该计算模型进行进一步研究。

2 结果与讨论

2.1 旋流条件下不同孔型冷效的对比

图 6 给出了圆孔和扇形孔冷却板表面冷效分布。扇形孔和圆孔的冷效分布趋势相似。在旋流冲击作用下, 发散冷却板的绝热冷却效率沿轴向呈现先减小后增大的趋势。在 Y/D 在 0.5~1.0 之间存在局部高温区, 这是由于旋流对壁面的冲击

作用导致该处冷却气流量的大幅下降, 从而造成该处冷效远低于壁面其他区域。值得注意的是, 由于相邻旋流干涉造成局部背压增大, 使得冷却气流量降低, 因此高温区分布在两侧。

增大吹风比可以减小高温区的面积, 这种影响在低吹风比时(由 1.2 增大到 3.6)较为明显, 在高吹风比时(由 3.6 增大到 6.0)高温区面积则几乎没有变化。

当吹风比由 1.2 增大到 3.6 时, 圆孔和扇形孔的冷效都有了较明显的提高。但当吹风比由 3.6 增大到 6.0 时, 圆孔冷效提高效果只在冷却板下游观测到, 而在上游不明显。这可能是由于吹风比较高时, 圆孔的冷却气流容易从壁面抬升, 壁面无法得到气膜的有效覆盖^[15]。而在主气流下游由于气膜叠加使得冷却气流不易抬升。相比之下, 扇形孔由于出口流速较低, 不易出现冷却气膜抬升现象。

在此基础上, 提取了扇形孔和圆孔的平均冷效沿轴向的分布曲线, 如图 7 所示。由图 7 可知, 受旋流冲击的影响, 当 Y/D 在 0.5~1.0 之间时冷效急剧减少, 扩张孔冷效最低点位置落后于圆孔, 这可能是由于扩张孔冷气出口流速低, 主流对壁面的冲击点有所滞后。依据圆孔的轴向平均冷效可将冷却板分为冲击区(IZ, $\eta \leq 1.05\eta_{\text{min}}$)、角回流区(CRZ, 冷却板前缘至冲击区)和气膜发展区(DZ, 冲击区至冷却板尾端)^[9]。在角回流区和气膜发展区扇形孔冷效提高较明显, 而在冲击区较小, 说明在冲击区由于主流对冷却气流的抑制作用导致冷效恶化要远强于孔型的影响。

为定量比较扇形孔相对于圆孔的冷效提高效果, 定义冷效提高系数

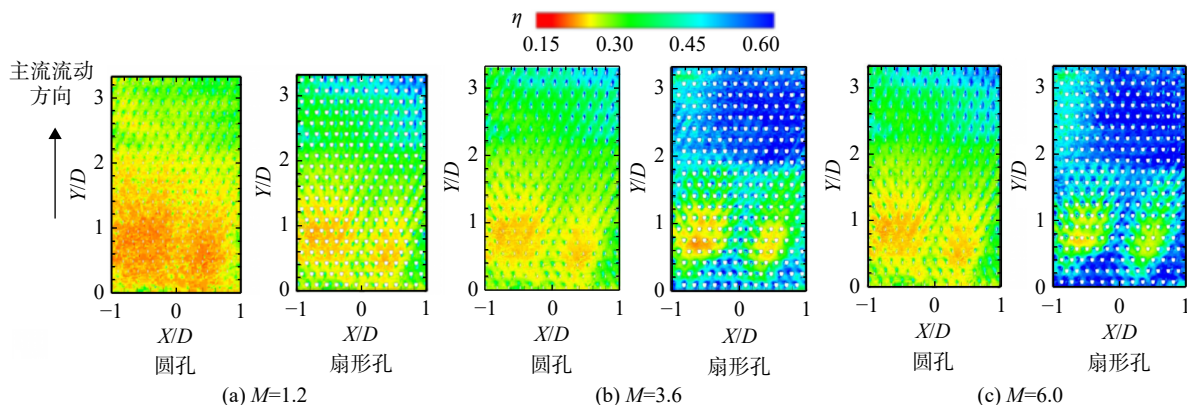
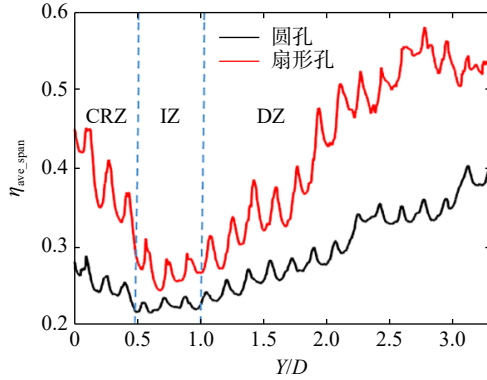


图 6 吹风比与孔型对局部冷效的影响

Fig. 6 Influence of blowing ratio and hole structure on local cooling effectiveness

图 7 圆孔与扇形孔冷效沿轴向变化趋势对比($M=3.6$)Fig. 7 Comparison of spanwise average efficiency of cylindrical and fan-shaped holes ($M=3.6$)

$$\Delta\eta = \frac{\eta_{\text{shaped}} - \eta_{\text{cylindrical}}}{\eta_{\text{cylindrical}}} \quad (3)$$

图 8 比较了不同区域的冷效增长系数随吹风比的变化。角回流区的提高效果最明显, 在所有吹风比下均是 3 个区域中系数最大的。且该区域的系数随吹风比增大而快速增大。这是因为在角回流区, 增大吹风比更容易出现气膜剥离现象, 因此冷却气流贴壁性较好的扇形孔在高吹风比时更有优势。

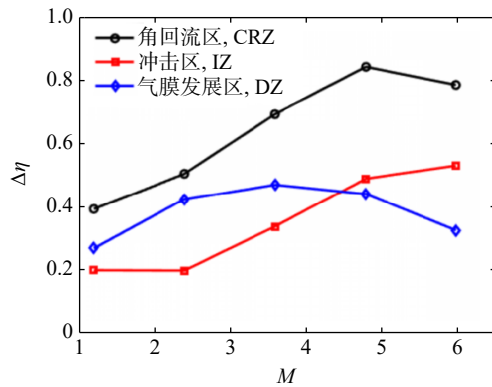


图 8 不同区域冷效提高系数对比

Fig. 8 Comparison of improvement coefficient of cooling effectiveness at different areas

冲击区在低吹风比下(1.2~2.4), 提高效果不明显, 此时旋流的冲击作用导致的冷效恶化是主要因素。气膜发展区扇形孔相对于圆孔冷效提升了 30% 左右, 但由于气膜叠加导致此处覆盖较好, 所以吹风比的影响不大。

进一步对不同吹风比下的面积平均冷却效率提高系数进行分析, 如图 9 所示。随着吹风比的增大, 面积平均冷效提高系数先增大后减小, 最高可达 48.6%。当吹风比较大时, 扇形孔比圆孔

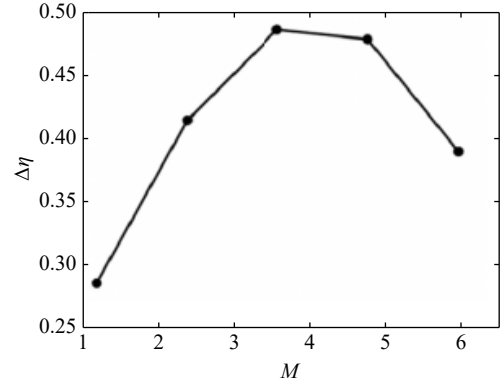


图 9 吹风比对冷效提高系数的影响

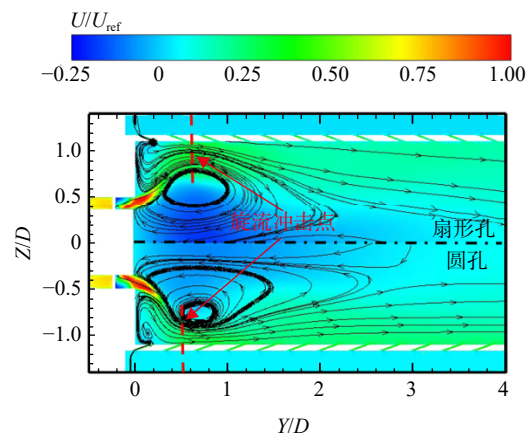
Fig. 9 Influence of blowing ratio on improvement coefficient of cooling effectiveness

更快达到气膜的完全发展状态, 导致吹风比再增大对气膜冷却效果的改善不明显, 因此冷效提高系数出现下降的趋势。

2.2 旋流条件下不同孔型气膜流动的对比

冷气的气膜流动是影响气膜冷却效果的重要因素^[16]。扇形孔相比于圆孔具有更好的气膜覆盖, 但在旋流影响下的研究还比较缺乏。对旋流条件下扇形孔和圆孔的气膜流动状态进行研究, 有助于更好地理解旋流条件下扇形孔相对于圆孔的冷效提高效果。

通过数值计算模拟了旋流流动($M=3.6$)下的发散冷却燃烧室主流空气流动状态, 取燃烧室中截面($X/D=0$)进行分析, 如图 10 所示。图中, U 为燃烧室内轴向速度, U_{ref} 为燃烧室平均速度。

图 10 燃烧室主流空气流动-基于燃烧室中截面($X/D=0$)Fig. 10 Mainstream flow of combustor at the plane ($X/D=0$)

由旋流器形成的高速旋流撞击冷却壁面, 撞击位置如图所示(以流线斜率的拐点作为旋流冲击位置), 由于圆孔冷气出口流速大, 抑制了旋流近壁面的流动, 造成旋流冲击位置相比于扇形孔

有所前移。而冲击点的偏移也导致圆孔与扇形孔冷却效最低点的位置有所差异。同时在切应力的作用下,在 $Y/D < 0.5$ 的区域形成了回流区。而当 $Y/D > 1.0$, 主流流动方向与气膜基本相同,对气膜的发展和叠加影响不大。

图 11 给出了圆孔和扇形孔在 $M=3.6$ 工况下冷却气流在壁面附近的流动。由于气膜发展区 (DZ, $Y/D > 1.0$) 中的冷却孔冷气流动状态与均匀主流类似,而该状态下的发散冷却研究已比较完备,因此仅讨论角回流区和冲击区的气膜流动情况。

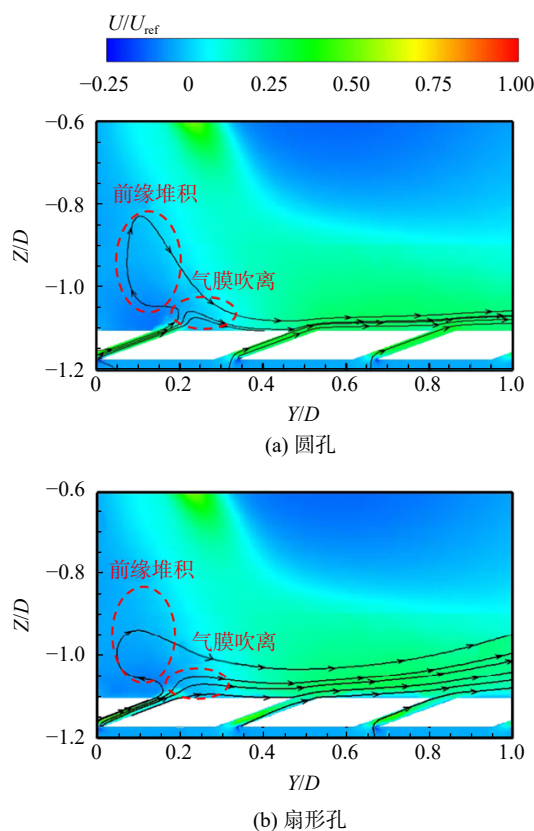


图 11 近壁面气膜流动对比-基于燃烧室中截面($X/D=0$)
Fig. 11 Comparison of near-wall coolant film flow at the plane ($X/D=0$)

图 11 中第一排孔位于燃烧室中的角回流区,喷出的冷气一部分受主流流动的影响掺混进角回流区的流动,从而实现对冷却板前端的冷却效果,使得即使在冷却孔前也有冷气覆盖,这是旋流燃烧室中特有的现象。

此外,另一部分冷气仍沿着壁面流动,在孔后形成一定的冷气覆盖,值得注意的是,和均匀主流条件下的气膜冷却相类似,圆孔发散冷却在较高吹风比旋流流动下,冷气也出现了气膜剥离现象,即由于冷气出口动能较大,使得冷气喷出后

脱离了壁面,流动一段距离后才落回壁面,造成冷却孔后壁面无法得到充分的冷气覆盖,受到高温主流影响而造成冷却效降低^[17]。而扩张孔冷气出口流速较低,气膜覆盖效果较好,未观察到明显的气膜剥离现象,因此在冷却板前端的冷却效果要比圆孔好得多。

在冲击区圆孔与扇形孔的气膜流动比较相似,因此在冲击区扇形孔冷却相比于圆孔提升不大。

2.3 旋流条件下冷气流量分配的对比

冷却气流在孔内的表面传热是发散冷却具有较好的冷却效果的重要因素^[18],冷却气流的流量对表面传热量有决定性影响。虽然研究进行了绝热近似,没有考虑对流传热的影响,但可以通过冷却气流分配进行研究,从而评估圆孔与扇形孔在旋流冲击下的表面传热性能。

旋流冲击会导致冷却壁面背压的不均匀,造成冲击点附近冷气流量衰减,并进而影响到气膜冷却和表面传热效果。在吹风比为 3.6 工况下,对冷却气流的孔内流量分配进行了研究,如图 12 所示。为方便对比圆孔与扇形孔的流量分配,以整体的平均冷气流量为标准对每一排孔的流量进行了无量纲化。图中, m_{ave_span} 为同一排孔的平均冷气流量, $m_{ave_overall}$ 为总的冷气平均流量。

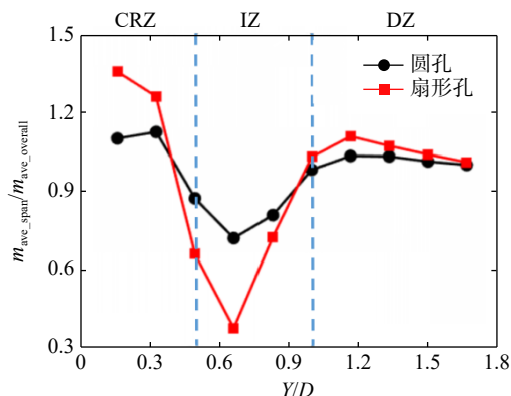


图 12 冷气流量分配对比
Fig. 12 Comparison of coolant distribution

结果表明,旋流流动导致冲击区 (IZ) 内冷气流量急剧下降。而这既会冲击区气膜覆盖的恶化,也会造成表面传热量的减少,影响冷却效果。

扇形孔由于冷气出口流速较低,受到旋流的影响更明显,在冲击区内损失了近 63% 的冷气流量,而圆孔仅为 28%。因此扇形孔在冲击区对于冷却的提高是有限的。

但扇形孔的优点在于对角回流区和气膜发展

区的保护。在该区域内扇形孔的冷气量大于圆孔, 尤其是在角回流区更明显。因此扇形孔在角回流区的冷效提高是最明显的。

3 结 论

本文通过热色液晶测温方法对采用圆孔和扇形孔的旋流燃烧室发散冷却特性进行了试验研究, 同时结合数值计算对比了两种结构的气膜流动和冷气流量分配, 从气膜冷却和对流传热的角度分析了旋流影响下圆孔与扇形孔冷却的冷却效果, 得出以下结论:

1) 受旋流流动影响, 冷却板表面存在局部高温区, 孔型变化对高温区形状和位置的影响不大。总体来说, 扇形孔面积平均冷效比圆孔高 40%, 但不同区域的提高程度有所差别。

2) 角回流区扇形孔的冷效提高最明显, 且随吹风比增大而增大, 最高可达 80%。因为在角回流区扇形孔气膜不易抬升, 且冷气流量更大。

3) 冲击区扇形孔冷效提高效果不明显。因为扇形孔出口流速较低, 受到旋流冲击作用更明显, 导致气膜覆盖效果变差以及冷气流量锐减。

总体来说, 扇形孔对冲击区冷效的改善较差, 而对角回流区和气膜发展区的保护较好。

参考文献:

- [1] THOLE K, GRITSCH M, SCHULZ A, et al. Flowfield measurements for film-cooling holes with expanded exits[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(2): 327-336.
- [2] WEI H, AI J L, ZU Y Q, et al. Heat transfer characteristics of fan-shaped hole effusion cooling for a constant hole exit width-Numerical simulation and experimental validation[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2019, 160: 113978.
- [3] JACKOWSKI T, SCHULZ A, BAUER H J, et al. Effusion cooled combustor liner tiles with modern cooling concepts: a comparative experimental study[R]. Seoul: American Society of Mechanical Engineers, 2016.
- [4] 朱兴丹, 张靖周, 谭晓茗. 旋转对涡轮叶片异型孔气膜冷却的影响[J]. *推进技术*, 2016, 37(9): 1713-1719.
ZHU Xingdan, ZHANG Jingzhou, TAN Xiaoming. Effects of rotation on shaped-hole film cooling on a turbine blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(9): 1713-1719. (in Chinese)
- [5] 朱惠人, 许都纯, 郭涛, 等. 气膜孔形状对排孔下游换热的影响[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(4): 360-364.
- ZHU Huiren, XU Duchun, GUO Tao, et al. Effects of film cooling hole shape on heat transfer[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(4): 360-364. (in Chinese)
- [6] WURM B, SCHULZ A, BAUER H J, et al. Impact of swirl flow on the cooling performance of an effusion cooled combustor liner[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(12): 121503.
- [7] ANDREINI A, BECCHI R, FACCHINI B, et al. Adiabatic effectiveness and flow field measurements in a realistic effusion cooled lean burn combustor[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(3): 031506.
- [8] ANDREINI A, BECCHI R, FACCHINI B, et al. The effect of effusion holes inclination angle on the adiabatic film cooling effectiveness in a three-sector gas turbine combustor rig with a realistic swirling flow[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2017, 121: 75-88.
- [9] JI Yongbin, ZHANG Liang, JIN Ming, et al. Experimental study on overall cooling effectiveness of swirl-stabilized model combustor with effusion cooling[R]. Phoenix: American Society of Mechanical Engineers, 2019.
- [10] GHORAB M G. Film cooling effectiveness and net heat flux reduction of advanced cooling schemes using thermochromic liquid crystal[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2011, 31(1): 77-92.
- [11] HU Yaping, JI Honghu. Numerical study of the effect of blowing angle on cooling effectiveness of an effusion cooling[R]. Vienna: ASME, 2004.
- [12] 赵一霖, 谭晓茗, 张靖周, 等. 带起始气膜的大弯管发散冷却特性的数值研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(12): 2739-2747.
ZHAO Yilin, TAN Xiaoming, ZHANG Jingzhou, et al. Numerical investigation on effusion cooling characteristics of concave wall combined with initial film cooling[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(12): 2739-2747. (in Chinese)
- [13] BRIONES A M, STOUFFER S, VOGIATZIS K, et al. Effects of liner cooling momentum on combustor performance: AIAA 2017-0781[R]. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [14] ANDREINI A, FACCHINI B, PICCHI A, et al. Experimental and theoretical investigation of thermal effectiveness in multi-perforated plates for combustor liner effusion cooling[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(9): 091003.
- [15] KAKADE V U, THORPE S J, GERENDÁS M. Effusion-cooling performance at gas turbine combustor representative flow conditions[C]//ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition, Copenhagen: ASME, 2012: 857-869.
- [16] SCRITTORE J J, THOLE K A, BURD S W. Investigation of velocity profiles for effusion cooling of a combustor liner[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(3): 518-526.
- [17] MAHESH K. The interaction of jets with cross-flow[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2013, 45: 379-407.
- [18] RUEDEL U, TRBOJEVIC B, BENZ U, et al. Development of an annular combustor chamber[R]. San Antonio: American Society of Mechanical Engineers, 2013.

(编辑: 张 雪)