

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220785-11

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220785

等压差下冲击气膜/多斜孔复合冷却特性分析

吴加州, 张净玉, 王 龙, 何小民
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对某型斜流驻涡燃烧室的火焰筒连续壁面短、气膜叠加效果差等问题, 构建了冲击气膜/多斜孔复合的冷却结构。在等压差条件下开展了多种冷却方案的综合冷效试验研究, 同时结合数值仿真, 获得了冷/热流压差、狭缝-多斜孔间距比、冲击间距比等参数对流动和综合冷效的影响规律。结果表明: 与单一的多斜孔和冲击气膜结构相比, 冲击气膜/多斜孔复合冷却方案有效解决了气膜初始段冷效不高、轴向壁温分布不均匀的问题, 面积平均综合冷效相比纯多斜孔冷却提升约 3.2%; 增大冷/热流压差可显著提高综合冷效, 狭缝-多斜孔间距比过大不利于下游气膜的叠加, 而冲击间距比的减小能够明显提升冲击气膜段的综合冷效。

关 键 词: 燃烧室冷却; 冲击气膜冷却; 多斜孔冷却; 综合冷效; 单位面积冷气量

中图分类号: V312

文献标志码: A

Cooling characteristics analysis on impingement film with effusion under constant pressure difference

WU Jiazhou, ZHANG Jingyu, WANG Long, HE Xiaomin

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In response to the problem of short continuous liner wall and poor film stacking effect in a certain type of oblique flow vortex combustor, a combined impingement film and effusion cooling structure was constructed. Under the conditions of equal pressure difference, experimental study of multiple cooling schemes on the overall cooling effectiveness was carried out, and the influence laws of pressure difference between coolant and hot gas, the distance ratio between slit and effusion, and the impact spacing ratio on the flow and overall cooling effectiveness were obtained by combining the numerical simulation. The results showed that compared with the single effusion or impingement film structure, the impingement film composite effusion scheme solved the problems of low cooling effectiveness in the film initial section and uneven distribution of axial wall temperature, and average area overall cooling effectiveness was about 3.2% higher than effusion cooling. The increase of the pressure difference significantly improved the overall cooling effectiveness. The larger distance ratio between slit and effusion was not conducive to the stacking of the downstream cooling-film, while the reduction of the impact spacing ratio can improve the overall cooling efficiency of the impingement film section.

Keywords: combustor cooling; impingement film cooling; effusion cooling;
overall cooling effectiveness; cooling air volume per unit area

收稿日期: 2022-10-13

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0008-0034)

作者简介: 吴加州(1998-), 男, 硕士生, 主要从事燃烧室火焰筒冷却研究。

通信作者: 张净玉(1973-), 女, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事燃烧室高温部件冷却研究。E-mail: zjyhxnm@nuaa.edu.cn

引用格式: 吴加州, 张净玉, 王龙, 等. 等压差下冲击气膜/多斜孔复合冷却特性分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220785. WU Jiazhou, ZHANG Jingyu, WANG Long, et al. Cooling characteristics analysis on impingement film with effusion under constant pressure difference[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220785.

目前先进航空发动机的主燃烧室向着高温升、高油气比以及低排放的方向发展,燃烧室入口温度、压力以及燃烧室内的温升不断提升,高温燃气对火焰筒的冷却设计带来了巨大的挑战。为达到燃烧室内更高的温升,燃烧区内需要更多的空气参与燃烧,用于冷却的空气比例不断减少。因此,如何以有限的冷却空气去实现更好的冷却效果已成为燃烧室设计的关键技术^[1]。

冲击气膜冷却结构综合了冲击冷却和气膜冷却的优点,是燃烧室火焰筒内的有效复合冷却方式之一^[2],其典型代表是 AL-31F 发动机主燃烧室的火焰筒。针对带导流环的冲击气膜冷却结构已经开展了吹风比^[3]、密流比^[4-5]等流动参数和导流环形状^[6]、冲击间距比^[7]、孔径和孔展向间距比^[8]等几何参数对气膜流动和换热影响的相关研究。研究表明,吹风比和密流比增大能使近壁面卷吸涡向下游移动、三角形导流环能够消除导流环端部涡和下游近壁卷吸涡,均显著改善了冷却气流的贴壁情况,减弱了冷、热流之间的掺混强度,同时使火焰筒壁面获得更高的绝热温比和综合冷效。其主要缺点在于需要不断叠加导流环以获得连续的气膜保护,此外冲击气流量受限于火焰筒内外环压差,压差较小时,静压进气难以提供足够的冷气流。

多斜孔气膜冷却作为一种高效的冷却结构,相比于缝式气膜冷却可减少 40% 的冷却气量^[9],随着加工工艺的进步,已广泛应用于多款发动机,例如 GE90 涡扇发动机^[10]。除辐射的影响外,多斜孔气膜冷却机制主要包括三个方面:冷侧对流换热、孔内对流换热和热侧对流换热,三个过程中的换热量分别占 30%、40% 和 30%^[11]。国内外学者针对吹风比、雷诺数和密度比等^[12]流动参数,以及孔径、孔排方式^[13]、流向倾斜角^[14-15]和复合角^[16-17]等几何结构参数对流动和换热的影响进行了广泛的研究。多斜孔冷却能够以较低的冷气流获得较高的冷却效率,但存在前排气膜叠加较差,在几何尺寸受限时冷却效果不佳的问题。

斜流驻涡燃烧室^[18]是国内学者基于回流燃烧室发展出的一种新型的利用驻涡稳焰的燃烧室,具有高温升和点熄火边界宽的优点,符合现代涡轴发动机的发展需求。由于斜流驻涡燃烧室自身结构限制,火焰筒在较短的轴向距离内存在大量连续弯曲的壁面,不利于多斜孔气膜的叠加,难以形成连续的气膜覆盖,单一的多斜孔或冲击气

膜都难以满足其冷却要求。

本文结合多斜孔和冲击气膜冷却结构的优缺点,构建了冲击气膜/多斜孔复合冷却结构,针对不同冷却方案开展了试验和仿真研究,在考虑燃烧室内实际工作环境的等压差条件下对比分析不同压差(Δp)、狭缝-多斜孔间距比(L_n)和冲击间距比(Z_n)对冷却特性的影响规律。

1 研究方法

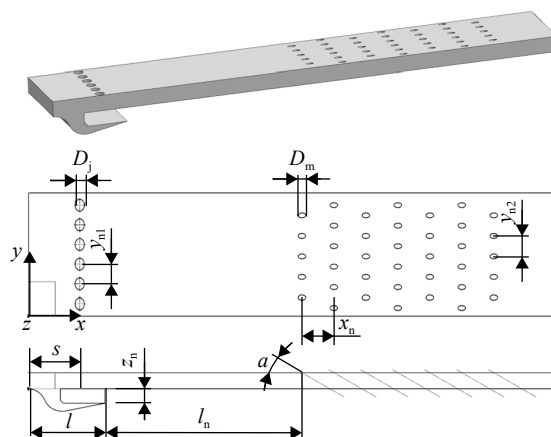
1.1 试验研究方法

1.1.1 研究模型

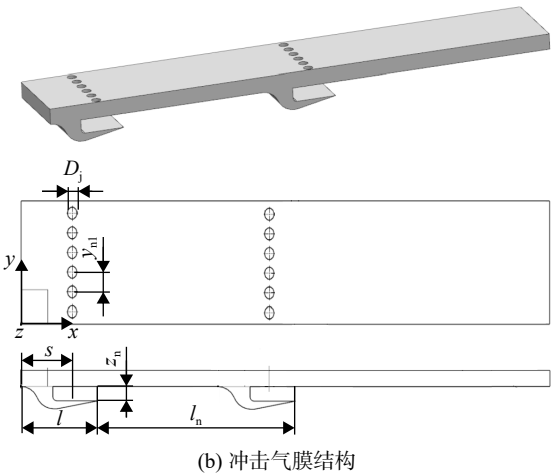
图 1(a)为冲击气膜/多斜孔复合冷却结构的示意图,冷却壁面的上游布置冲击气膜结构,下游布置多斜孔气膜冷却结构。冷却空气经冲击孔冲击冷却导流环壁面,随后经狭缝形成平行于壁面的冷却气膜,同时为下游多斜孔提供初始气膜,解决多斜孔前 3~5 排冷效低的问题,下游多斜孔气膜叠加持续保护火焰筒壁面。

研究方案中冲击气膜导流环的结构设计参照 Wei 等^[6]的文献。表 1 为各冷却结构的具体几何结构参数,其中冲击孔径为 D_i ,孔展向间距比 $Y_{n1} = y_{n1}/D_i$,冲击间距比 $Z_n = z_n/D_i$;多斜孔径为 D_m ,孔流向间距比 $X_n = x_n/D_m$,展向间距比 $Y_{n2} = y_{n2}/D_m$,狭缝-多斜孔间距比 $L_n = l_n/z_n$ 。其中 No.6 方案(见图 1(b))为两排带导流环的冲击气膜结构,两排导流环的间距与基准 No.1 方案的 L_n 保持一致, No.7 方案为全多斜孔结构(见图 1(c))。

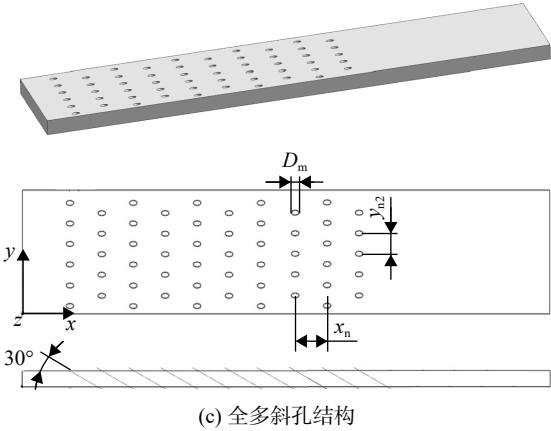
图 2 为热电偶测点位置示意,沿流向布置两排热电偶测点,其中一排布置在冲击孔正后方,另一排布置在两个冲击孔中垂线的位置上,在冷却壁面上加工通孔敷设热电偶,热电偶头部焊点与壁面保持齐平,以测试贴壁流动的气体温度,



(a) 冲击气膜/多斜孔复合结构



(b) 冲击气膜结构



(c) 全多斜孔结构

图 1 试验件结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of test plate

表 1 几何结构参数

Table 1 Geometry parameters

方案	D_j/mm	Y_{n1}	Z_n	L_n	D_m/mm	X_n	Y_{n2}
No.1(基准)	1.2	1.6	1.5	15.56	0.5	8	4
No.2	1.2	1.6	1.5	20.00	0.5	8	4
No.3	1.2	1.6	1.5	24.44	0.5	8	4
No.4	1.2	1.6	1.0	15.56	0.5	8	4
No.5	1.2	1.6	2.0	15.56	0.5	8	4
No.6	1.2	1.6	1.5	15.56			
No.7					0.5	8	4

具体敷设方式示意见图 2 中的局部放大图。

1.1.2 试验系统

试验系统如图 3 和图 4 所示，主要包括供气系统、加热系统、测试系统以及试验段。如图 5 所示，试验段共有两条气路，热流通过电加热器加热从热流腔流入，模拟燃烧室火焰筒内的高温燃气。冷流为环境温度的空气，经冷气腔从试验件上的冷却孔流入热流腔，模拟燃烧室内、外环的冷却气。

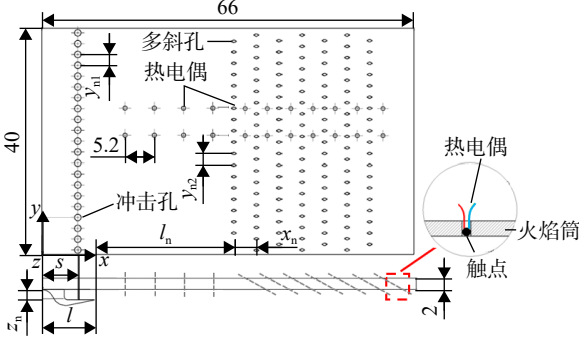


图 2 热电偶测点示意图(单位: mm)

Fig. 2 Schematic diagram of thermocouple measuring points (unit: mm)

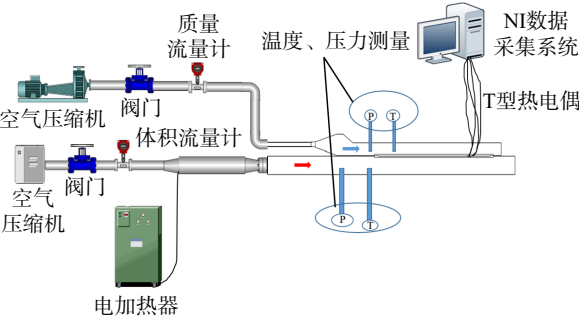


图 3 试验系统示意图

Fig. 3 Schematic diagram of test system

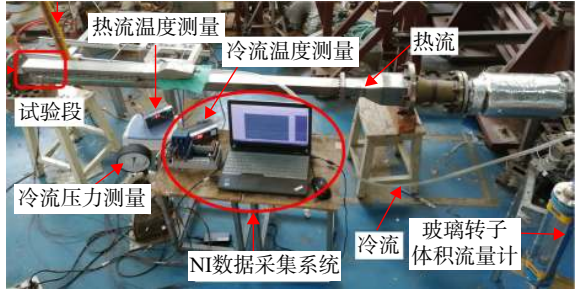


图 4 试验系统实物图

Fig. 4 Physical diagram of test system

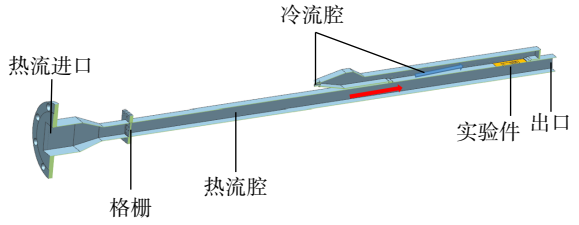


图 5 试验段示意图

Fig. 5 Schematic diagram of test section

- 1) 供气系统: 热流空气由单螺杆空气压缩机提供, 最大空气质量流量为 0.5 kg/s。冷流气源为移动式空气压缩机, 可提供的空气体积流量为 0~2 m³/min。
- 2) 加热系统: 采用额定功率为 150 kW, 额定

电压为 380 V 的电加热器对热流空气进行加热。

3) 测试系统: 试验过程中对来流空气的流量、压力、温度和冷却板各测点处的近壁气膜温度进行测量(见 图 3)。热流体积流量测量为孔板体积流量计(140~930 m³/h, 精度为 1.5 级), 冷流为玻璃转子体积流量计(0~100 m³/h, 精度为 2.5 级); 压力通过精密压力表测量(0~0.16 MPa, 精度为 1 级); 测温热电偶为 T 型热电偶(-200~350 ℃, 精度为 1 级), 输出信号由 NI PXIe-1082 采集系统进行采集。

1.1.3 参数定义

沿程各测点综合冷效的定义为:

$$\eta_j = (T_h - T_{w,j}) / (T_h - T_c) \quad (1)$$

其中 T_h 为热流进口温度, 取热流腔内试验段前的测点温度; T_c 为冷流进口温度, 取冷气腔内试验段前的测点温度; $T_{w,j}$ 为沿流向 $X=X_j$ 各测点位置的近壁气膜温度, 取同一流向位置上两列热电偶温度的平均值。

面积平均综合冷效的定义为:

$$\eta_{ave} = (T_h - T_w) / (T_h - T_c) \quad (2)$$

其中 T_w 为冷却壁面平均近壁气膜温度, 是将所有热电偶测点温度按面积加权取平均值。

单位面积冷气量的定义为:

$$M_{pa} = \frac{\dot{m}_c}{A_1 p} \quad (3)$$

其中 A_1 为冷却壁面面积, $\dot{m}_c$ 为冷气质量流量, p 为火焰筒内静压。

平均吹风比定义为:

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_h u_h} \quad (4)$$

其中 ρ_c 和 u_c 分别为试验中进口冷流的密度和速度, ρ_h 和 u_h 分别为进口热流的密度和速度。

狭缝吹风比定义为:

$$M_s = \frac{\rho_s u_s}{\rho_h u_h} \quad (5)$$

其中 ρ_s 和 u_s 分别为狭缝出口气流的密度和速度。

狭缝速度比定义为:

$$V_s = \frac{u_s}{u_h} \quad (6)$$

多斜孔平均吹风比定义为:

$$M_d = \frac{\rho_d u_d}{\rho_h u_h} \quad (7)$$

其中 ρ_d 和 u_d 分别小孔出流的密度和速度。吹风比 M_s 和 M_d 以及狭缝速度比 V_s 在试验中无法直接获得, 通过试验工况下的数值模拟来获取。

面积平均综合冷效的增速定义为:

$$K_{\eta_{ave}} = \frac{\eta_{ave,i+1} - \eta_{ave,i}}{\Delta p_{i+1} - \Delta p_i} \quad (8)$$

其中 Δp 为冷/热流压差, i 为工况编号。

面积平均综合冷效的增速定义为:

$$K_{M_{pa}} = \frac{M_{pa,i+1} - M_{pa,i}}{\Delta p_{i+1} - \Delta p_i} \quad (9)$$

试验中各测量值的测量范围以及综合冷效不确定度如 表 2 所示。

表 2 物理量和相对测试不确定度

Table 2 Physical quantities and relative uncertainty

物理量	数值	不确定度/%
T_c/K	314~324	$\pm(0.15 \sim 0.16)$
T_h/K	473	± 0.11
T_w/K	323~353	$\pm(0.14 \sim 0.15)$
η	0.76~1.0	$\pm(0.13 \sim 1.65)$

1.1.4 试验工况

图 6 展示了本文所针对的斜流驻涡燃烧室的模型和流动示意图, 气流进入燃烧室后从不同区域流入火焰筒内, 火焰筒自身几何结构和内部涡系所造成的流动损失导致了火焰筒内外存在压力差, 冷却气在压差的驱动下流入火焰筒内。在燃烧室的真实工作环境中, 各段火焰筒内外的压差约为 6.4~23.8 kPa^[19]。在试验中, 进口热流采用加热后的空气代替实际燃烧室工作时产生的高温燃气。

表 3 为具体的试验工况参数, 不同几何模型都在等压差条件下开展试验, 即保证在同一工况下的冷/热流之间压差相等。在试验过程中维持主流进口压力不变, 通过改变冷流的质量流量获

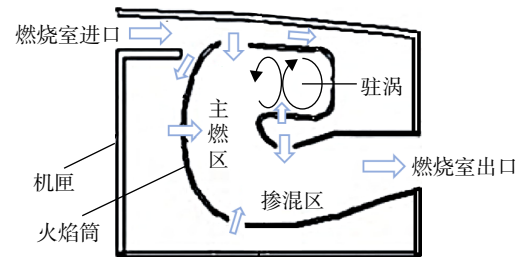


图 6 斜流驻涡燃烧室模型和流动示意图

Fig. 6 Schematic diagram of model and flow of oblique flow vortex combustor

表 3 试验工况参数
Table 3 Operating parameters of experiment

编号	冷流温度/K	冷流压力/kPa	热流温度/K	热流压力/kPa
1	318	106.325	473	101.825
2	318	112.325	473	101.825
3	318	121.325	473	101.825
4	318	127.325	473	101.825

得不同压差。根据燃烧室火焰筒内外的实际压差范围,冷/热流之间的压差取 4.5~25.5 kPa。此外,试验中冷、热流进口温度保持不变。

1.2 数值模拟方法

为进一步分析不同冷却结构之间冷却性能的差异,在实际试验所记录的进口参数条件下开展数值模拟研究,获得温度分布和流场结构。

数值模拟中的计算域如图 7 所示,冷/热流进口均为质量流量进口,进口质量流量和温度为试验中的实测值,出口边界条件为压力出口,两侧壁面为周期性边界条件。采用不可压理想气体,气体的热物性参数为常压下干空气热物性随温度变化的函数,冷却壁面的固体材料为不锈钢,密度为 8 030 kg/m³,比热容为 510 J/(kg·K),导热系数为 15.21 W/(m·K)。

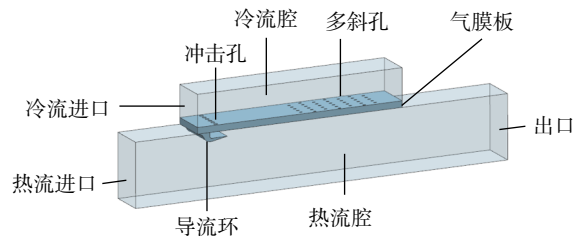


图 7 计算模型
Fig. 7 Computational model

基于如图 8 所示的网格独立性验证,选择了网格数量为 475 万的六面体结构化网格,对流固耦合界面、气膜孔和狭缝等流动比较复杂的区域进行了加密(见图 9)。图 10 为不同湍流模型计算结果对比图,图中 η 为沿程综合冷效,冷却壁面上的虚线为热电偶位置示意,与试验结果吻合最好的是 realizable κ - ε 湍流模型。此外,壁面处理采用增强壁面处理,动量方程、湍流方程以及能量方程的离散格式均为二阶迎风格式,压力-速度耦合采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法。计算收敛的要求是各项残差值小于 10⁻⁶,且冷却壁面热侧平均温度不再变化。

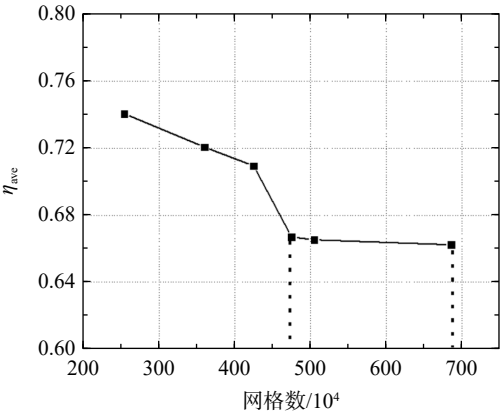


图 8 网格独立性验证
Fig. 8 Grid independence verification

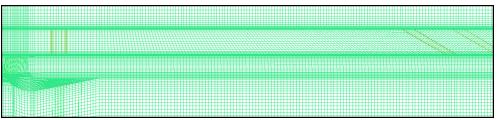


图 9 计算网格示意
Fig. 9 Schematic diagram of computational mesh

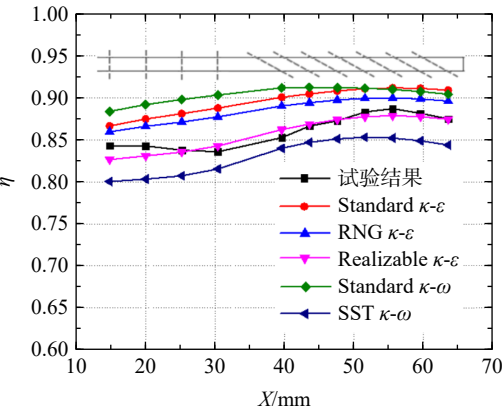


图 10 湍流模型对比(No.1 方案, $\Delta p=4.5$ kPa)
Fig. 10 Comparison of turbulence models
(scheme of No.1, $\Delta p=4.5$ kPa)

2 研究结果及分析

2.1 3 种冷却方案的对比分析

图 11 为 No.1(冲击气膜/多斜孔复合)、No.6(带导流环的冲击气膜)和 No.7(全多斜孔)3 种冷却方案的沿程综合冷效对比,结合表 4 中不同冷却方案的单位面积冷气量 M_{pa} 和面积平均综合冷效 η_{ave} 对比可以看出,在相同的压差条件下, No.1 方案的冷却效果最佳,沿程温度分布较为均匀; No.7 方案所消耗的冷气量最少;而 M_{pa} 最大的 No.6 方案, η_{ave} 在 3 种冷却方案中最低。

从图 11 中沿程综合冷效分布可以看出, No.1

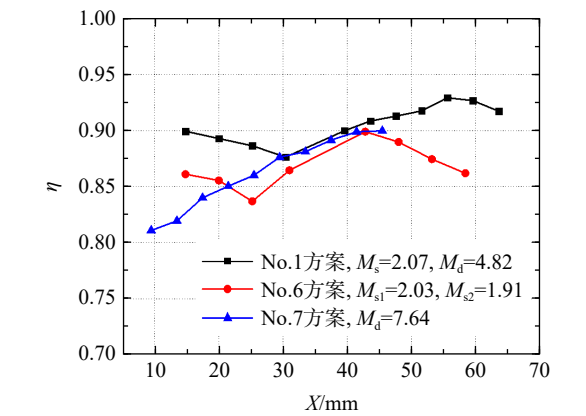


图 11 不同冷却方案综合冷效对比($\Delta p=19.5$ kPa, 试验结果)
Fig. 11 Comparison of overall cooling effectiveness of different cooling schemes ($\Delta p=19.5$ kPa, experimental results)

表 4 不同冷却方案 M_{pa} 和 η_{ave} 对比
($\Delta p=19.5$ kPa, 试验结果)

Table 4 Comparison of M_{pa} and η_{ave} of different cooling schemes ($\Delta p=19.5$ kPa, experimental results)

方案	η_{ave}	M_{pa}
No.1	0.903	0.61
No.6	0.868	0.68
No.7	0.875	0.57

方案前 4 个测点的沿程综合冷效 η 明显高于其他冷却方案,冷效随流向距离增加而逐渐减小。继续沿流向发展, η 随流向逐渐增加,而最后两个热电偶测点在最后一排多斜孔之后,没有多斜孔提供的冷却气流,冷却壁面末端的温度有所上升,综合冷效逐渐降低。在 No.6 方案中,整体沿程综合冷效低于 No.1 方案,对于两排冲击气膜,都是狭缝出口处具有最高的综合冷效,沿流动方向局部综合冷效逐渐降低,后排的冷却效果高于前排。No.7 方案的综合冷效分布呈现出明显的随流向逐渐增大的趋势,前 4 排多斜孔的冷却效果不佳,综合冷效明显低于冲击气膜。随流向距离增大,气膜叠加使得第 6~10 排多斜孔之后的冷却效果有明显提升,综合冷效与 No.1 方案基本一致。

为更好地对比分析 3 种冷却方案,图 12 给出了不同冷却方案的流场和温度 T 分布。No.1 方案如图 12(a) 所示,冲击孔流出的冷气对导流环壁面进行冲击换热,冲击射流使得壁面到冷气的传热增加,导流环上更多的热量被冷气带走,因此对于没有气膜保护的冷却壁面初始段,图 12(a) 中的第一排导流环温度明显低于图 12(c) 中的壁面温度。从狭缝流出的冷气受导流环约束,流动方向与主流同向,较小的径向速度分量使得气膜

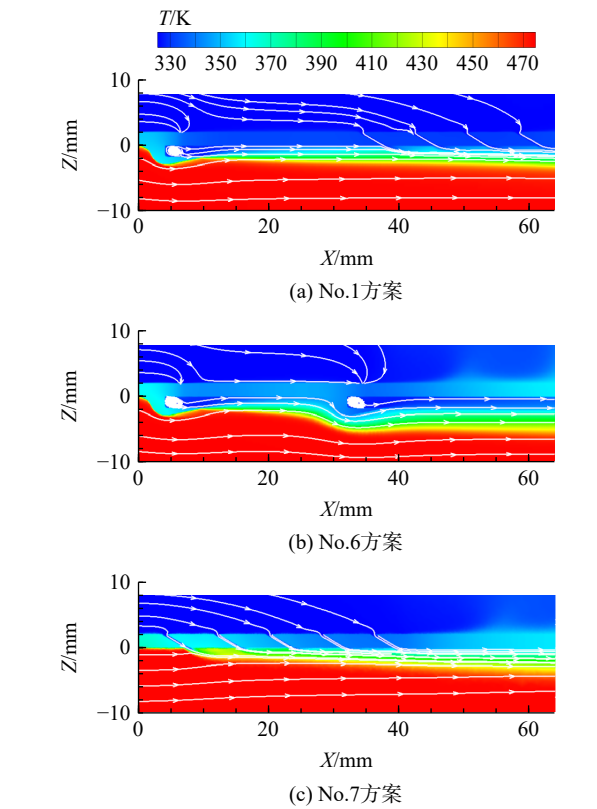


图 12 不同冷却方案的仿真结果($\Delta p=19.5$ kPa)
Fig. 12 Simulation results of different cooling schemes ($\Delta p=19.5$ kPa)

能够更好地贴壁流动、隔绝热流。两种因素共同作用使得冲击气膜在初始段拥有较高的综合冷效。而随着流向距离的增加,冷热气流的剪切层不断发展,气膜内温度随之升高,冷却效果逐渐降低。继续沿流向发展,从下游多斜孔内流出的冷气与孔内壁面换热的同时也为近壁气膜注入新鲜冷气,壁面和气膜内的温度随流向逐渐下降。

图 12(b) 显示了 No.6 方案的流动和温度分布,前排冲击气膜的流动和冷却特性与前文中所述类似,冷却壁面的温度沿流向逐渐升高,而后排叠加的导流环则再次重复这一过程。但前排的气膜在向下游流动的过程中覆盖了后排的导流环,在保护后排导流环的同时,有效降低了后排冲击气膜层外热流的温度,因此即使 M_{s1} 略大于 M_{s2} ,后排冲击气膜的冷却效果更好。此外,由图中冷却壁面的温度分布可以看出该方案的壁面温度梯度较大。

由图 12(c) 可以看出,冷却壁面前端壁温和近壁气流温度均较高,这是多斜孔气膜前排冷效低,气膜难以覆盖的典型特性。随着下游冷气不断叠加,形成连续的气膜覆盖壁面,热流卷吸到壁面的情况得到缓解,对壁面的保护程度逐渐提

升。对比图 12(a) 下游的多斜孔气膜可以发现, 冲击气膜结构提供的初始气膜降低了第一排多斜孔前端的壁温和多斜孔气膜层外的热流温度, 减弱了多斜孔初始段气膜与热流的掺混, 为下游气膜叠加提供了良好基础, 能够有效提高多斜孔前 4 排的保护效果。

2.2 冷/热流压差(Δp)的影响

图 13 为 No.1 方案在 4.5~25.5 kPa 压差下的沿程综合冷效对比。不同压差条件下, 沿程综合冷效的分布相似, 呈现出随压差的增大而上升的趋势, 但增长趋势逐渐变缓, 在大压差条件下, 冲击气膜段冷却效果的下降幅度逐渐变大。同时冷/热流间压差的增大, 使得狭缝吹风比 M_s 和多斜孔吹风比 M_d 都逐渐增大, 当 M_s 从 1.13 提高到 1.62 时, 速度比 V_r 逐渐增大至 1 附近, 冷气流速增加, 气膜与主流的混合减弱, 这两个因素共同作用提高了气膜冷效。而当 M_s 继续增加至 2.34, V_r 超过了 1, 气膜与主流速度差逐渐增大, 掺混增强, 使得冲击气膜段的综合冷效沿流向下降的幅度显著增大, 冷却效率随压差增加而增长的幅度明显变缓。

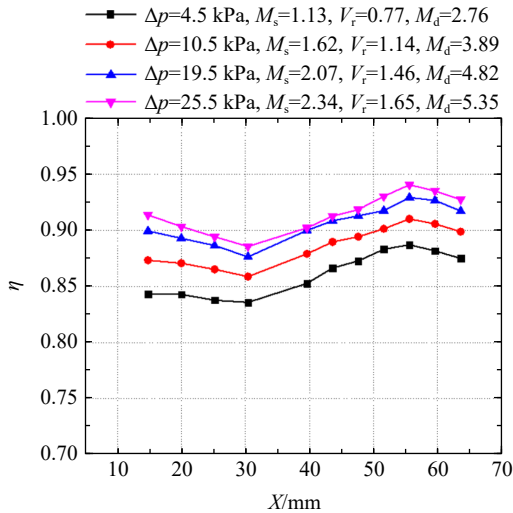


图 13 不同压差下综合冷效对比(No.1 方案, 试验结果)

Fig. 13 Comparison of overall cooling effectiveness of different pressure differences (scheme of No.1, experimental results)

多斜孔部分的吹风比 M_d 增大使得孔内气体流速增加, 强化了冷气与小孔通道壁面间的热对流, 但同时小孔出流的径向速度分量也增大, 使得冷气向热流穿透强度增加, 冷气贴壁效果变差, 同样随着压差增大, 冷效的增长幅度明显变小。

图 14 的面积平均综合冷效及单位面积冷气量随压差变化显示, η_{ave} 和 M_{pa} 均呈现出随压差增

大而逐渐增加的趋势。当 Δp 从 4.5 kPa 增大至 10.5 kPa 时, η_{ave} 提升约为 2.8%, 单位面积冷气量提升约为 27.4%。相比之下, Δp 从 19.5 kPa 增大至 25.5 kPa, η_{ave} 和 M_{pa} 仅分别增加约 1.0% 和 6.5%。伴随压差增大, 面积平均综合冷效和单位面积冷气量的增速显著降低。依据行业惯例及《航空发动机设计手册》, M_{pa} 的单位为 $\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{atm})$, atm 为标准大气压, $1 \text{ atm} = 1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。

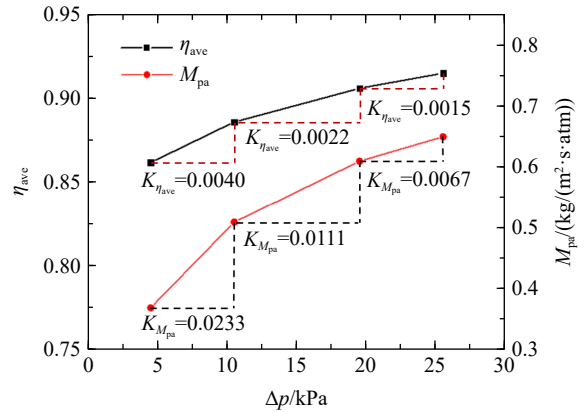
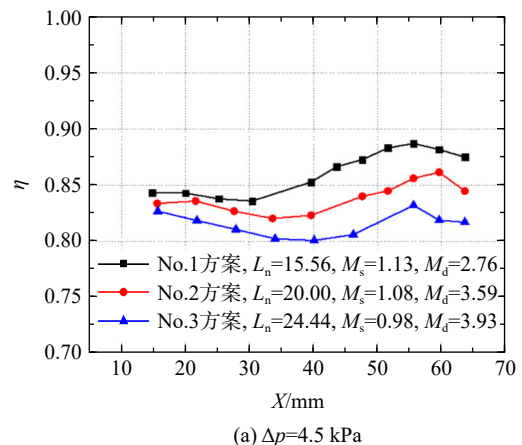


图 14 综合冷效及 M_{pa} 随压差变化(No.1 方案, 试验结果)

Fig. 14 Variation of overall cooling effectiveness and M_{pa} with pressure difference (scheme of No.1, experimental results)

2.3 狭缝-多斜孔间距比(L_n)的影响

图 15 显示了在 $\Delta p = 4.5 \text{ kPa}$ 和 $\Delta p = 19.5 \text{ kPa}$ 时, 不同狭缝-多斜孔间距比 L_n 的沿程综合冷效分布。结合表 5 的 η_{ave} 和 M_{pa} 对比来看, 在相同压差下, 随 L_n 的增大, 整体的冷却效果逐渐降低, 而 M_{pa} 有所增加; 在不同压差下, No.1 方案的综合冷效均为最高, 且 M_{pa} 最小。如图 15 所示, 狭缝出口 M_s 随 L_n 的增大略有减小, 冲击气膜段整体的综合冷效也随之减小, 而多斜孔的吹风比 M_d 则明显增大, 下游多斜孔段的综合冷效下降幅度也显著大于冲击气膜段。此外, 沿程综合冷效从下降



(a) $\Delta p = 4.5 \text{ kPa}$

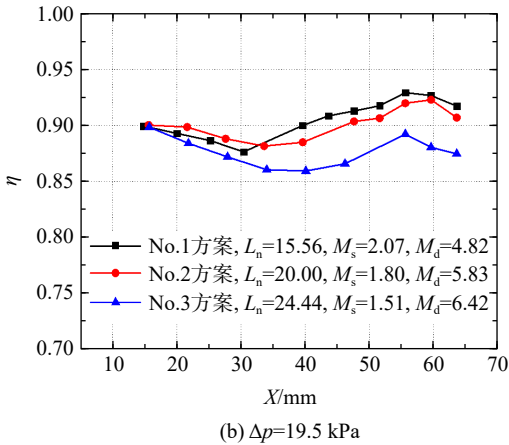


图 15 不同 L_n 下综合冷效对比(试验结果)
Fig. 15 Comparison of overall cooling effectiveness of different L_n (experimental results)

表 5 不同 L_n 下 M_{pa} 和 η_{ave} 对比(试验结果)
Table 5 Comparison of M_{pa} and η_{ave} of different L_n (experimental results)

方案	$\Delta p=4.5$ kPa		$\Delta p=19.5$ kPa	
	η_{ave}	M_{pa}	η_{ave}	M_{pa}
No.1	0.858	0.37	0.903	0.61
No.2	0.838	0.44	0.901	0.67
No.3	0.814	0.4	0.876	0.63

变为上升时的流向位置随 L_n 的增大而向下游移动。

图 16 为 $\Delta p=19.5$ kPa 时,不同狭缝-多斜孔间距比下的流场结构和温度分布。可以看到,当 L_n 增大时,狭缝出口到第一排多斜孔之间的距离逐渐增大,沿程综合冷效趋势转变点的流向距离同样是随之增大的。 L_n 的增大也使得冲击气膜需要经过更长的距离才能流动到多斜孔的位置,覆盖前排多斜孔的初始气膜的品质随之下降;同时

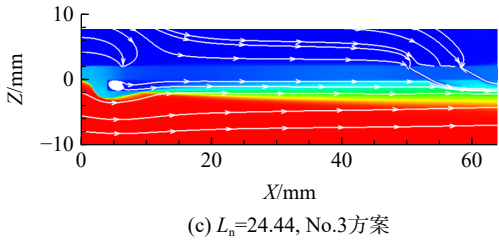
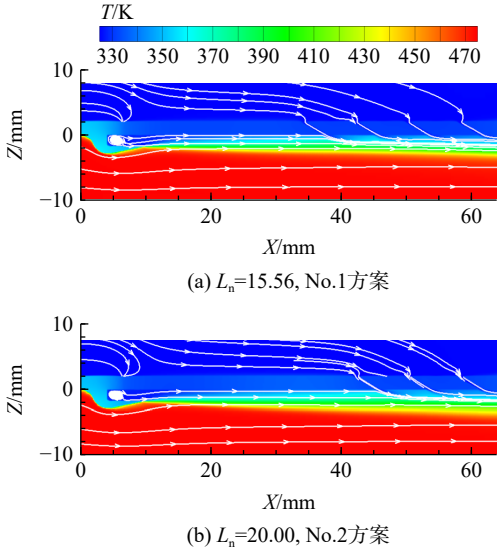


图 16 不同 L_n 下的仿真结果 ($\Delta p=19.5$ kPa)
Fig. 16 Simulation results of different L_n ($\Delta p=19.5$ kPa)

L_n 较大时,下游多斜孔的排数减少,冷却气膜的叠加受到影响,因此在两者综合作用下,冷却壁面后段多斜孔区域内的综合冷效的提升幅度显著下降,综合冷效随 L_n 增大而明显降低。

2.4 冲击间距比(Z_n)的影响

图 17 显示了在 $\Delta p=19.5$ kPa 时,冲击间距比 Z_n 取 1.0、1.5 和 2.0 的沿程综合冷效。表 6 是不同 Z_n 下的单位面积冷气量 M_{pa} 和面积平均综合冷效 η_{ave} 。可见,针对不同的 Z_n ,沿程综合冷效具有相似的分布,对于前排的冲击气膜,沿流向的综合冷效总体呈逐渐降低趋势,后排多斜孔区域的冷效沿流向升高,且最终高于冲击气膜段。

从图 17 和表 6 可知,随着 Z_n 的减小,冲击气膜的吹风比 M_s 不断增加,多斜孔的吹风比 M_d 不断降低,且变化幅度接近, No.4 和 No.5 方案的

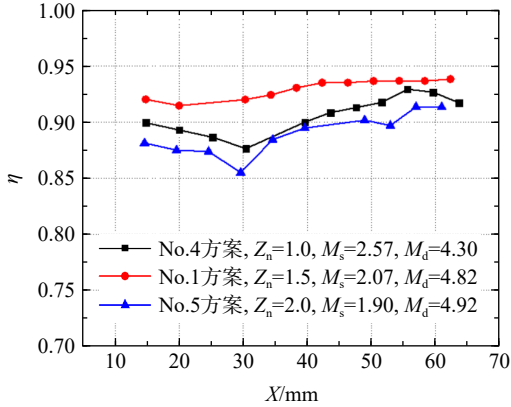


图 17 不同 Z_n 下综合冷效对比($\Delta p=19.5$ kPa, 试验结果)
Fig. 17 Comparison of overall cooling effectiveness of different Z_n ($\Delta p=19.5$ kPa, experimental results)

表 6 不同 Z_n 下 M_{pa} 和 η_{ave} 对比($\Delta p=19.5$ kPa, 试验结果)
Table 6 Comparison of M_{pa} and η_{ave} of different Z_n ($\Delta p=19.5$ kPa, experimental results)

方案	η_{ave}	M_{pa}
No.4	0.930	0.67
No.1	0.903	0.61
No.5	0.889	0.69

M_{pa} 变化不大。随 Z_n 的减小, 狭缝吹风比 M_s 增大, 明显提升冲击气膜段综合冷效的同时, 有效减缓了冷效沿程的下降幅度, 不仅整体冷却效率上升, 而且沿程冷效分布更加均匀。试验范围内, $Z_n=1.0$ 的 No.4 方案的面积平均综合冷效 η_{ave} 明显高于其他冷却方案, Z_n 由 2.0 减小到 1.0 时, M_{pa} 略有减小, 而 η_{ave} 提升了约 4.3%。

图 18 显示了不同冲击间距下的数值模拟结果的流线和温度分布图, 可以发现, 随 Z_n 的增大, 导流环根部的温度升高。同时如图 18(c) 所示, 当 Z_n 较大时, 导流环下游形成的卷吸涡增强了冷气与主流之间的掺混, 导致热流和温度剪切层向近壁区移动, 削弱了冷气膜的保护作用, 在这两种影响下, 冲击气膜段的冷效随 Z_n 的增大而下降。由于 $L_n = l_n/z_n$, 在改变冲击间距 z_n 时需要调整狭缝-多斜孔之间的距离 l_n 来保证相同的 L_n 。因此如图 18(a) 所示, 当 $Z_n=1.0$ 时, 多斜孔气膜冷却的位置更靠近冲击气膜, 冷却壁面在流向上的温度分布更加均匀。

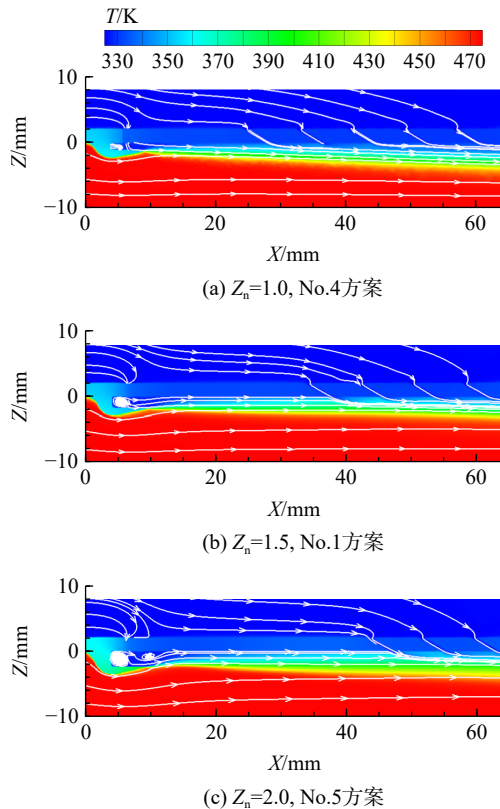


图 18 不同 Z_n 下的仿真结果 ($\Delta p = 19.5$ kPa)

Fig. 18 Simulation results of different Z_n ($\Delta p = 19.5$ kPa)

2.5 平均综合冷效及冷气量的对比分析

图 19 显示了所有结构的平均综合冷效 η_{ave} , 由于冲击气膜/多斜孔复合方案中存在因热电偶

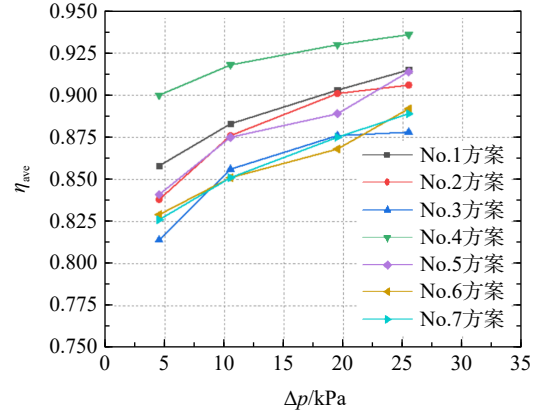


图 19 所有结构平均综合冷效对比(试验结果)

Fig. 19 Comparison of average overall cooling effectiveness of all cooling structures (experimental results)

测点在最后一排多斜孔之后所造成的冷效下降的情况, 为更好地对比各结构的冷却效果, 除去此方案中冷却壁面末端冷效下降的测点, 其余测点按照面积加权平均。

对比图 19 可见, 所有结构的 η_{ave} 随压差的变化趋势大致相似, 均随压差的增大而上升。其中分别采用单一的冲击气膜和多斜孔的 No.6 和 No.7 方案, 在 4 个压差下的平均综合冷效相差不大, 且处于所有结构中的较低水平。除 No.3 方案外, 其他冲击气膜/多斜孔复合冷却结构的 η_{ave} 均高于 No.6 和 No.7 方案, 其中 No.4 方案的平均综合冷效最高。

由图 20 中的单位面积冷气量对比可以看出, 在所有压差下, No.7 方案消耗的冷气量最少, No.1 方案次之, 而 No.6 方案的单位面积冷气量处于较高水平。在压差较小的条件下, No.4 方案的综合冷效明显高于其他的冷却结构, 但 M_{pa} 也相

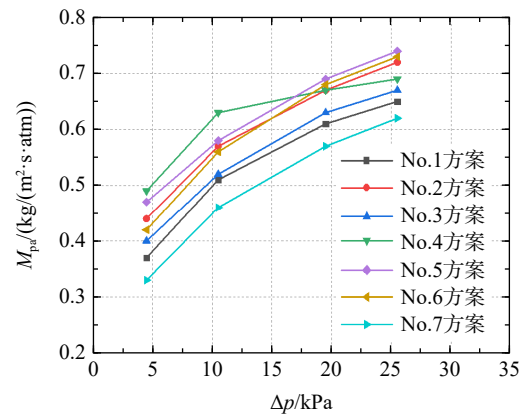


图 20 所有结构 M_{pa} 对比(试验结果)

Fig. 20 Comparison of M_{pa} of all cooling structures (experimental results)

对更高,而当压差大于 20 kPa 后,其单位面积冷气量与其他结构相比不再明显增加。

综合上述 η_{ave} 和 M_{pa} 的对比情况,全多斜孔的 No.7 方案在消耗最少冷气量的情况下能够提供相对较好的冷却效果, No.1 方案在 M_{pa} 与 No.7 方案相差不大的情况下明显提高了 η_{ave} 。在 4 个压差下, No.1 方案的 M_{pa} 相比 No.7 方案平均提升了 8.7%, η_{ave} 平均提升了 3.5%, 而在 $\Delta p=25.5$ kPa 的大压差条件下,提升约 4.8% 的 M_{pa} 可以使 η_{ave} 提升约 2.9%。可见采用冲击气膜/多斜孔复合形式的冷却结构在解决全多斜孔前排气膜覆盖困难的基础上,对于全程的平均综合冷效提升,也具有进一步优化的空间。

3 结 论

本文在等压差条件下对不同冷却结构开展了综合冷效试验研究,结合数值仿真,在研究参数范围内可以得出:

1) 冲击气膜/多斜孔复合的冷却方案综合了多斜孔和冲击气膜的优点,能够解决气膜初始段综合冷效不高、轴向壁温分布不均匀的问题,且当单位面积冷气量 M_{pa} 相差不大时,整体的面积平均综合冷效 η_{ave} 更高,相比纯多斜孔冷却, η_{ave} 提升约 3.2%。

2) 冷/热流压差的增大提升了单位面积冷气量,也使得 M_s 和 M_d 相应提升,提升了整体的冷却效果。但平均综合冷效和单位面积冷气量的增速随压差的增大都明显降低。

3) 狭缝-多斜孔间距比 L_n 过大不利于下游气膜的叠加,缩短多斜孔与狭缝之间的距离能够使下游的多斜孔具有更好的冷却效果;减小冲击间距比 Z_n 能够降低导流环根部的温度,通过增大狭缝出流冷气的 M_s ,可以提升冲击气膜段的综合冷效。

4) 冲击气膜/多斜孔复合冷却方案的综合冷效在所有压差下基本高于单一多斜孔和冲击气膜,其中 No.4 方案的综合冷效最高、轴向温度分布最均匀, No.1 方案能够在不明显提升 M_{pa} 的情况下提升冷却效果。

本文所构建的冲击气膜/多斜孔复合冷却方案克服了单纯冲击气膜冷却下游冷却效率急剧衰减的缺陷,也改善了单纯多斜孔冷却起始段的冷却效率,是一种新型高效的复合冷却结构。在未来的研究中,可以扩大流动参数和几何结构参数

的变化范围,进一步研究冲击/气膜冷却和多斜孔冷却的匹配关系,并总结出相关经验公式,为冷却结构设计提供设计准则。

参考文献:

- [1] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. Washington, US: Hemisphere Pub, 1983.
- [2] MONGIA H, GORE J, GRINSTEIN F, et al. Combustion research needs for helping development of next-generation advanced combustors[R]. AIAA2001-3853, 2001.
- [3] 臧颖恺. 狭缝引射气膜冷却下的 PIV 实验和数值模拟[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
ZANG Yingkai. Slit ejector gas film cooling of PIV experiment and numerical simulation[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013. (in Chinese)
- [4] ZHANG Jingyu, WEI Jieli. Experimental investigation on the adiabatic cooling effectiveness of impinging-film cooling[R]. Cairns, Australia: 7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2015.
- [5] 王菲. 某型三级旋流燃烧室的冲击/气膜冷却方案研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
WANG Fei. Research on impingement/film cooling technique of triple-swirler combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [6] WEI Jieli, ZHANG Jingyu, LI Shuai, et al. Numerical study on impinging-film hybrid cooling effect with different geometries[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2015, 92: 199-216.
- [7] ZHANG Jingyu, YUAN Ce, JI Pengfei, et al. Experimental investigation on the overall cooling effectiveness of t-type impinging-film cooling[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 128: 595-603.
- [8] 袁策. 带导流板的冲击/气膜流动与换热特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
YUAN Ce. Research on flow and heat transfer characteristics of impinging/film with inducing slab[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [9] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. A proposed method for calculating film-cooled wall temperatures in gas turbine combustion chamber[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013(6): 12-14.
- [10] VIARS P R. The impact of IHPTET on the engine/aircraft system[R]. AIAA-89-2137, 1989.
- [11] 林宇震, 宋波, 李彬, 等. 多斜孔壁冷却方式小孔内对流换热研究[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(1): 87-90. (in Chinese)
LIN Yuzhen, SONG Bo, LI Bin, et al. A study on convective heat transfer in holes of inclined multihole wall film cooling[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(1): 87-90. (in Chinese)
- [12] LIGRANI P, GOODRO M, FOX M, et al. Full-coverage film cooling: film effectiveness and heat transfer coefficients for dense hole arrays at different hole angles, contraction ratios, and blowing ratios[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2013, 135(3): 031707.
- [13] 陈亚林. 高温升燃烧室冷却方案研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
CHEN Yalin. Research on cooling technology of high temperature rise combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [14] BERNHARD GUSTAFSSON K M, JOHANSSON T G. An experimental study of surface temperature distribution on effusion-cooled plates[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Pow-*

- er, 2001, 123(2): 308-316.
- [15] ANDREWS G E, GUPTA M L, MKPADI M C. Full coverage discrete hole film cooling: cooling effectiveness[J]. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 1985, 2(3): 199-212.
- [16] 刘捷, 韩振兴, 蒋洪德, 等. 不同复合角对平板气膜冷却特性影响的实验研究[J]. *工程热物理学报*, 2008, 29(8): 1311-1315.
- LIU Jie, HAN Zhenxing, JIANG Hongde, et al. Experimental research on flat plate film cooling effectiveness at different complex angles[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(8): 1311-1315. (in Chinese)
- [17] 陈伟, 董若凌, 施红辉, 等. 冷却孔复合角和排列方式综合作用对平板气膜冷却效果的影响[J]. *浙江理工大学学报*, 2013, 30(4): 540-545.
- CHEN Wei, DONG Ruoling, SHI Honghui, et al. Influence of combined action of compound angle and arrangement mode of cooling holes on flat air film cooling effect[J]. *Journal of Zhejiang Sci-Tech University*, 2013, 30(4): 540-545. (in Chinese)
- [18] 黄卫东. 涡轴发动机斜流驻涡燃烧室性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- HUANG Weidong. Study on performance of oblique flow trapped vortex combustor for turboshaft engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [19] 王嘉玺. 斜流驻涡燃烧室冷却性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- WANG Jiaxi. Research on cooling technology of an oblique flow trapped vortex combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)