

文章编号: 1000-8055(2024)12-20230017-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230017

层板冷却结构典型参数对流动换热特性分析

宋 伟^{1,2}, 王建华¹, 姚 然¹, 李岳峰¹

- (1. 中国科学技术大学 热科学和能源工程系, 合肥 230026;
2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 通过数值模拟方法对 8 种层板结构进行气热耦合计算, 优选低雷诺数 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 湍流模型, 其平均努塞尔数与冷却效果实验差异只有 0.15%。研究冲击孔和气膜孔开孔率、扰流柱堵塞比、气膜孔孔型和排列形式对层板结构的流阻换热影响。结果显示对流阻影响明显的层板内冷参数依次为扰流柱堵塞比、冲击孔开孔率, 层板燃气侧流阻影响排序依次为气膜孔孔型、气膜孔开孔率; 对换热效果影响大的 4 个层板设计要素依次为气膜孔孔型、气膜孔开孔率、冲击孔开孔率、扰流柱换热面积。以比 1-2-4 层板模型更低的流阻损失系数和更高冷却效果为设计目标, 获得适用于涡轮叶片前缘高温、低供气压力区域的 1-9-5 型层板单元, 将其应用于目前工程设计的超强冷却叶片前缘, 可将涡轮叶片耐温能力有效提升 140 K。

关 键 词: 结构设计; 典型层板单元; 流阻特性; 综合冷却效果; 涡轮叶片设计

中图分类号: V231

文献标志码: A

Influence of typical parameters in laminated cooling structure on flow and heat transfer behaviors

SONG Wei^{1,2}, WANG Jianhua¹, YAO Ran¹, LI Yuefeng¹

- (1. Department of Thermal Science and Energy Engineering,
University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;
2. Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Numerical simulation of fluid and solid zones was carried out to obtain heat transfer and temperature of eight different laminate configurations. The low Reynolds number shear stress transport (SST) $k-\omega$ turbulence model was selected. The relative error between the surface average Nusselt number and the cooling effect experiment was only 0.15%. The influences of the porosity of impingement and film holes, blockage ratio of the ribs, the film hole shape, and film cooling arrangement mode on heat transfer behaviors were studied. For flow resistance, in the interior, the influence level of rib blocking ratio was higher than the impingement hole opening rate; whereas in the gas side, the film hole type was more important than the film porosity. The comprehensive influence levels ranked as film hole type, film porosity, impingement hole opening rate and heat transfer area of the rib. To decrease friction loss coefficient and increase cooling efficiency, the 1-9-5 laminate unit more suitable than the 1-2-4 laminate model for the high temperature environment and low coolant supply pressure ratio at the leading edges of turbine blades was obtained, which can effectively increase the blade temperature by 140 K.

收稿日期: 2023-01-08

基金项目: 国家自然科学基金(U22B20135)

作者简介: 宋伟(1987—), 女, 高级工程师, 硕士, 主要从事涡轮叶片冷却设计研究。

通信作者: 姚然(1992—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事气冷涡轮叶片流动换热机理及设计研究。E-mail: yaoran@ustc.edu.cn

引用格式: 宋伟, 王建华, 姚然, 等. 层板冷却结构典型参数对流动换热特性分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20230017. SONG Wei, WANG Jianhua, YAO Ran, et al. Influence of typical parameters in laminated cooling structure on flow and heat transfer behaviors[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20230017.

Keywords: structure design; typical laminate models; resistance characteristics;
comprehensive cooling effect; turbine blade design

在日益严峻的航空发动机高温运行环境下,亟需研发先进的涡轮叶片冷却结构^[1-2]。层板结构以较少冷气用量达到较高冷却效果独特优势已逐渐被工程化应用^[3-4],较早是用于燃烧室火焰筒,现在被尝试使用在涡轮转静子叶片上。层板冷却的设计需要从内外流动和综合传热两方面考虑,根据实际需求和应用部件进行优化选择^[5-6]。Courtis 等^[7]研究平板双层壁较大气膜孔开孔率会获得更优壁面温度均匀度。Murray 等^[8]研究了典型双层壁结构低维度传热计算方法,可用于方案设计阶段的冷却效果预测。陶智等^[9-10]对典型 1-4-1 型和 1-6-1 型层板结构的不同进出气孔直径、角度的模型进行了流阻换热特性实验研究。Funazaki 等^[11-12]对 1-2-1 型层板不同间距冲击、扰流结构进行了数值模拟和换热分析。罗磊等^[13-15]提出了层板前缘加凹坑的新型组合冷却,给出了层板内壁设计凹坑结构后,内部流体的流动拓扑结构的变化机制;研究凹坑、突起、扰流柱 3 种湍流发生器对前缘冲击靶面换热影响,结果显示传热系数相较光滑靶面提升 1.27~2.22 倍。Yamawaki 等^[16]应用红外热像仪测温方法对两种不同绕流柱堵塞比的层板结构进行了实验和耦合传热计算。Yao 等^[17]基于灰度分析对层板冷却进行了多目标优化,灰度分析的结果表明气膜孔直径是影响总体冷却效率和温度均匀性的主要因素。文献^[18]完成层板冲击气膜冷却换热实验研究,同时基于旋转实验台^[19-20]对涡轮叶片尾缘开展冲击扰流耦合传热特性研究。文献^[21-22]模拟了叶片尾缘通道内短扰流柱排、高堵塞比的流阻换热特性。Song 等^[23]将层板结构应用在涡轮叶片前缘上,实验研究了层板外表面的气膜覆盖瞬时特性。文献^[24]中研究了多孔层板流阻特性多种影响因素。Favaretto 等^[25]对不同冲击孔、气膜孔、绕流柱直径和不同通道高度的层板结构进行了数值模拟和传热优化分析。

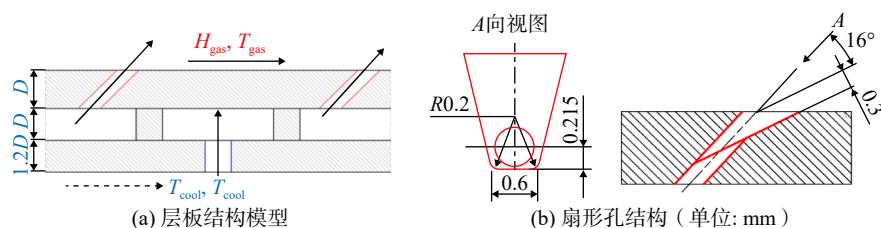
本文以现有涡轮高导叶片层板应用构型 1-2-

4 型(一个层板单元内 1 个冲击孔、2 个扰流柱、4 个气膜孔组合)为基准模型,面对前缘更苛刻的低供气压比时,1-2-4 基准模型阻力损失大,应用于前缘抗逆流裕度不足问题凸显;燃气温度进一步提升时,该构型冷却效果仍然不满足冷却降温需求。在先进冷却设计时,为实现更高冷却效果指标往往以冷气用量消耗增加为代价,但是现有发动机涡轮一级导叶前 2 100 K 以上燃气环境需要的不仅仅是冷却温降和流动阻力的平衡,涡轮高导叶片前缘更为迫切需要冷却效果更高、流阻损失系数更低的传热设计构型。以工程设计可制造性的原则,以提高冷却效果同时降低流阻损失系数双重设计目标,衍生设计了 7 种层板冷却结构,通过流固耦合计算对比分析各层板结构的综合冷却效果和流阻特性,获得一种适用于涡轮叶片前缘的 1-9-5_R0.7 型层板结构,并将异型气膜孔层板结构应用于尾缘和弦中高温区冷却设计,为涡轮层板叶片的工程化设计提供参考。

1 层板分析模型

各个层板单元系列如图 1 所示,虚线框内为单个层板单元。图中根据独立层板单元内冲击孔个数、扰流柱个数、单列气膜孔个数命名 1-2-4、1-9-3、1-9-4 和 1-9-5 层板结构系列,每个系列内根据扰流柱直径不同和气膜孔相对排列进一步命名区分。图 1 中 H 和 T 分别表示传热系数和温度,下标 gas 和 cool 分别表示燃气和冷气。目前已应用的 1-2-4 型层板模型在同样的冷气用量下综合换热特性相比传统冲击-气膜复合冷却构型更优,但当面临更低供气压比且更高燃气温度的发动机工况时,需以 1-2-4 型为基准模型,通过改变扰流柱直径、密度,气膜孔直径、开孔密度、孔型,冲击孔孔径以及孔柱相对排列,以寻求一种更高冷却特性、流动阻力相对较小的层板单元模型。

模型总尺寸均为 7.8 mm × 12 mm × 3.2 mm,



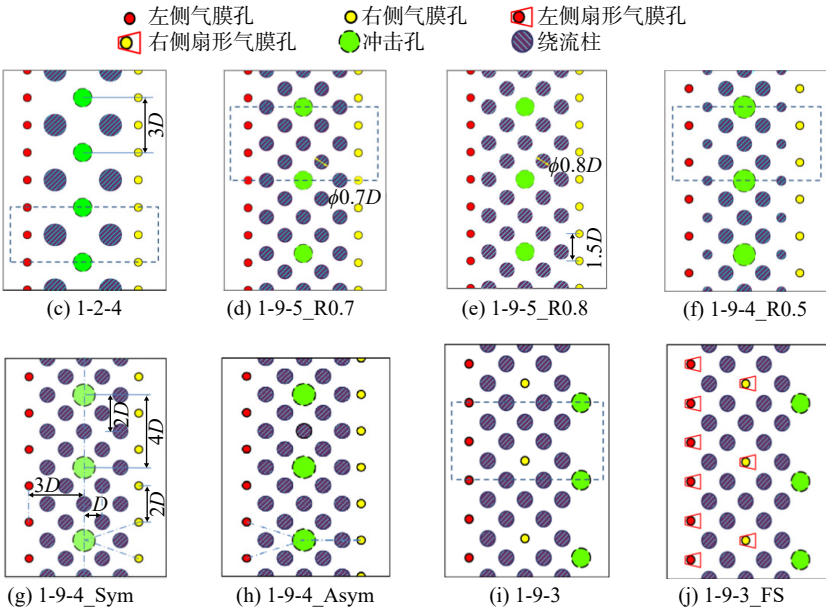


图 1 8 种层板单元结构

Fig. 1 Eight laminated structures

且 1-2-4 基准模型的冲击孔直径 $D=1.0\text{ mm}$, 总厚度包括冲击孔板 $1.2D$ 、柱高度 D 、气膜孔板 D , 模型图例见图 1。除 1-2-4 基准模型冲击孔间距为 $3D$, 其余模型均为 $4D$ 。1-9-5_R0.7 与 1-9-5_R0.8 分别表示扰流柱直径为 $0.7D$ 和 $0.8D$, 其余几何参数一致; 1-9-4_R0.5 表示靠近左右气膜孔的辅助扰流柱直径为 $0.5D$, 中间 3 排扰流柱直径为 $0.8D$; 1-9-4_Sym 与 1-9-4_Asym 分别表示左右两排气膜孔相对冲击孔排中心轴对称和不对称; 1-9-3 与 1-9-3_FS 分别表示气膜孔是柱型和异型孔。所有模型气膜孔均与燃气侧表面法线呈 30° , 能有效降低气膜出流向主流的穿透掺混损失, 提高气膜冷却效果。

表 1 中列出各模型冲击孔、扰流柱和气膜孔

表 1 层板单元几何参数($D=1\text{ mm}$)

Table 1 Geometrical parameters of laminated structures ($D=1\text{ mm}$)

模型	D_i/D	D_r/D	D_f/D
1-2-4	1	1.296	0.372
1-9-5_R0.7	1	0.7	0.372
1-9-5_R0.8	1	0.8	0.372
1-9-4_R0.5	1.2	0.5–0.8($\times 3$)–0.5*	0.43
1-9-4_Sym	1.2	0.8	0.43
1-9-4_Asym	1.2	0.8	0.43
1-9-3	1	0.8	0.43
1-9-3_FS	1	0.8	0.43

注: *数据的含义是中间 3 排扰流柱的直径为 0.8 mm , 边上左右两排扰流柱的直径为 0.5 mm 。

直径(分别记为 D_i 、 D_r 、 D_f), 用 1-2-4 基准模型冲击孔径 D 作为参考。

2 参数定义

2.1 层板模型开孔率和堵塞比

文中 8 个模型的冷气来流迎风面积一致, 基于层板冷气迎风面积 A_0 定义冲击孔和气膜孔开孔率(冲击孔和气膜孔总面积分别为 A_i 和 A_f), 定义扰流柱堵塞比(扰流柱总横截面积为 A_r)和扰流柱表面积比(扰流柱表面积为 A_{rsa}), 以上均是影响层板冷却性能和流阻特性的主要几何特征参数。表 2 给出了各模型的开孔率、堵塞比和扰流柱表面积比。模型 1-2-4、1-9-4_R0.5、1-9-4_Sym、1-9-4_Asym 保持冲击孔和气膜孔开孔率相同, $A_i/A_r \approx 1$, 调整堵塞比以对比相同出流节流面积条件下, 堵塞比对冷却和流阻性能的影响, 以及研究气膜孔分布的影响; 模型 1-2-4 与 1-9-5_R0.7 只有冲击孔

表 2 模型开孔率和堵塞比

Table 2 Surface porosity and blocking ratio of models

模型	A_i/A_0	A_f/A_0	A_r/A_0	A_{rsa}/A_0
1-2-4	0.032	0.033	0.114	0.352
1-9-5_R0.7	0.023	0.033	0.114	0.641
1-9-5_R0.8	0.023	0.033	0.147	0.733
1-9-4_R0.5	0.032	0.033	0.107	0.611
1-9-4_Sym	0.032	0.033	0.147	0.733
1-9-4_Asym	0.032	0.033	0.147	0.733
1-9-3	0.023	0.025	0.147	0.733
1-9-3_FS	0.023	0.050	0.147	0.733

开孔率不同; 1-9-5 与 1-9-3 系列模型具有小冲击孔开孔率, $A_i/A_t < 1$; 模型 1-9-5_R0.7 与 1-9-5_R0.8 对比堵塞比的影响; 模型 1-9-3 和 1-9-3_FS 气膜孔开孔率因为孔型不同有差异, 研究气膜孔孔型变化对冷却效果影响。

2.2 综合冷却效果

冲击-扰流-气膜的复合层板冷却技术组合了冲击和扰流强化换热以及气膜冷却技术。图 2 所示为层板换热, 图中 $R_1 \sim R_5$ 分别为燃气、气膜孔板、绕流柱、冲击孔板、冷气的热阻, $Q_1 \sim Q_6$ 代表冷气换热热流, 分别为气膜孔面、冲击靶面、绕流柱面、冲击孔板内侧、冲击孔面、冷气供气腔面换热热流。

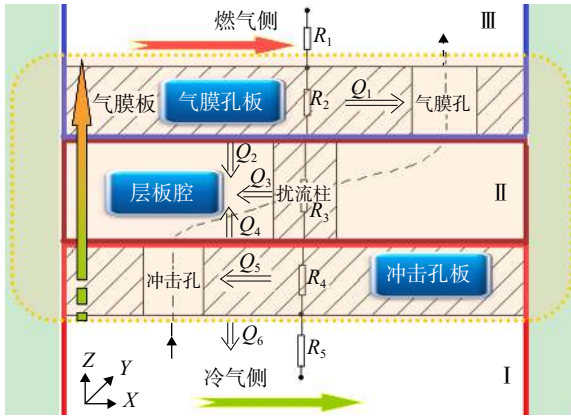


图 2 层板换热

Fig. 2 Heat transfer in lamilloy

郁新华等^[26-27]提出层板热有效性 Q_a 的概念:

$$Q_a = \frac{\dot{m}(c_{pcg}T_{c2} - c_{pcc}T_{c1})}{H_{gas}(T_{gas} - T_{wg})} \quad (1)$$

其中 T_{wg} 为燃气侧平均壁温, $\dot{m}$ 为冷气质量流量, T_{c1} 和 c_{pcc} 为冷气进口总温和比定压热容, T_{c2} 和 c_{pcg} 为冷气出口总温和比定压热容。冷气焓增比例越大, 表示冷气通过层板内部换热带走的热量越多, 内部冷却效果越好。

层板的冷却效果 η 取决于冷侧、燃气侧换热和冷气焓增利用率, 是一个可综合评估涡轮叶片传热设计冷却性能的指标。

$$\eta = \frac{T_g - T_{wg}}{T_g - T_{c1}} \quad (2)$$

2.3 流阻特性

流阻损失系数 ξ 是雷诺数 Re 的函数。

$$\xi = \frac{p_1^* - p_2}{\frac{1}{2}\rho_1 v_1^2} \quad (3)$$

$$Re = \rho_1 v_1 d_1 / \mu \quad (4)$$

其中 p_1^* 为冷气进口总压, p_2 为气膜孔出口压力, ρ_1 、 v_1 、 d_1 和 μ 分别为冲击孔处平均冷气密度、速度、孔径和动力黏度。

冷气在层板内腔结构流动形态较复杂, 但从宏观上主要有经过冲击孔后冲刷流动和冲击靶面后贴壁强湍流流动、经过扰流柱的扰流强旋涡流动, 带来层板内流阻损失, 以及经过内部充分换热之后经气膜孔出流的强节流流动产生的出流损失, 要降低流动损失, 首先通过多个变特征参数的层板模型流阻计算对比, 得到层板流阻损失系数的主要影响因素。

3 数值计算方法及边界条件

3.1 网格划分

本文采用 ICEM CFD 对流体域和固体域进行结构化网格划分(见图 3)。流体域近壁面第 1 层网格设置依据湍流模型的需求, 设置边界层网格。冲击孔、扰流柱、气膜孔壁面作网格加密处理。冲击孔与扰流柱所在层板腔内的网格因为气膜孔 30°角而进行适当的网格适体性调整。

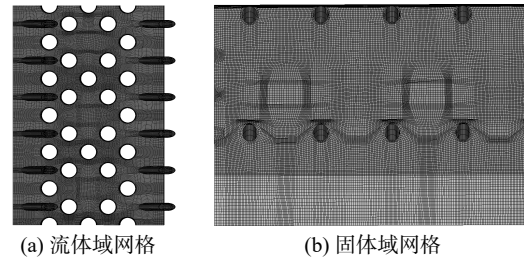


图 3 计算模型的网格划分

Fig. 3 Grid of computation model

为了保证计算结果不受网格数目的影响, 本文应用 3 套网格对模型进行了针对 Case 1($p_1^*/p_2 = 1.034$) 和 Case 4($p_1^*/p_2 = 1.875$) 两个工况的网格无关性验证。表 3 给出了随着网格数目的变化, 层板结构冲击靶面努塞尔数 Nu 的变化。结果表明, 当网格单元数增大至 450 万时, 努塞尔数相对变化量仅为 2.8%, 继续增大网格数的影响较小。因此本项研究采用总网格数约为 450 万。

3.2 控制方程和湍流模型实验验证

本项研究采用三维雷诺平均守恒型 Navier-Stokes(N-S) 方程进行求解。流固耦合传热计算采用整场离散和整场求解的方法。通常计算传热问题关注的就是近壁面处的边界层流动, 边界层

表 3 网格无关性验证
Table 3 Confirmation of grid independence

工况	网格数/万	Nu
Case 1	200	39.7
	350	32.1
	450	31.2
	550	30.7
Case 4	200	63.4
	350	54.5
	450	53.2
	550	52.6

内的流态直接影响近壁面的传热系数分布,进而影响固体的温度分布。

本文应用 ANSYS CFX19.2 工具进行气热耦合数值求解。不同湍流模型在近壁面传热求解结果相差很大,为验证并选取适合层板结构传热计算的湍流模型,基于 Funazaki K 经典的平板层板实验模型,采用 6 种湍流模型进行气热耦合计算,分别与 Funazaki K 平板层板传热系数实验值进行对比验证。图 4 所示和参考文献 [12] 对比了层板换热面平均努塞尔数、内腔扰流柱表面、冲击靶面努塞尔数。边界条件为进口雷诺数 $Re=10\,000$, $H/d=1$, H 为绕流柱高度, d 为绕流柱直径,冷气进口总温为 323 K,壁面设定恒温为 303 K,6 种湍流模型包括 $k-\varepsilon$ 、shear stress transfer(记为 SST)、SST $k-\omega$ (记为 $k-\omega$)、SST $\gamma-\theta$ (记为 $\gamma-\theta$)、baseline Reynolds stress(记为 BSL)、Spezla-Sarkar-Gatski Reynolds stress(记为 SSG)。

与文献 [12] 实验结果对比显示,采用 SST $k-\omega$ 湍流模型,层板换热面平均努塞尔数与实验结果的相对误差只有 0.15%。在复杂的流动中尤其是有短距离冲击扰流复杂流动中, SST $k-\omega$ 湍流模

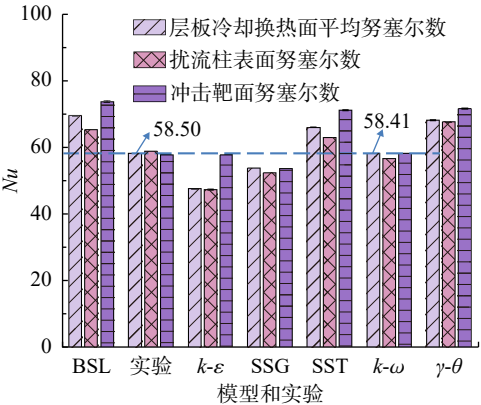


图 4 6 种湍流模型数值结构与实验对比

Fig. 4 Comparisons between experiment and numerical results using 6 turbulence models

型能更好地计算出流体的局部换热特性。

本文研究中湍流模型选择 SST $k-\omega$ 模型。该模型的特点是在近壁处边界层内采用 $k-\omega$ 模型(该模型是低雷诺数模型,在黏性底层具有更好的数值稳定性和准确性),在边界层边缘和自由剪切层采用 $k-\varepsilon$ 模式,其间通过一个混合函数来过渡,通过系数叠加统一写成 $k-\omega$ 形式。由于有效地结合了 $k-\omega$ 模型的近壁特性和 $k-\varepsilon$ 模型对自由流计算的优点,使得 SST 格式 $k-\omega$ 模型的应用范围很宽,对于逆压梯度流动、激波等复杂流动的计算模拟能力相对标准的 $k-\varepsilon$ 模型有较大的提高。在壁面附近采用边界层型网格,并使壁面上第 1 层网格 $y^+=1$,边界层网格增长率 1.1,满足 SST 湍流模型对流体域热边界层和流动边界层计算方程要求。流固耦合传热计算边界条件中设置流体域和固体域换热交界面,保证流体与固体之间的热量传递。

3.3 边界条件

参照高导层板涡轮叶片实际工作环境,给定层板内外换热侧第 3 类边界条件:燃气来流总温为 2 000 K,传热系数为 3 500 W/(m²·K);冷气侧来流总温为 850 K,传热系数为 1 200 W/(m²·K);冷气进气总温为 850 K。针对每种模型用不同冷气压比计算了 4 个工况: Case 1($p_1^*/p_2=1.034$)、Case 2($p_1^*/p_2=1.154$)、Case 3($p_1^*/p_2=1.364$)、Case 4($p_1^*/p_2=1.875$)。流体计算域和固体域径向、周向分别设置周期边界条件。

4 结果分析

4.1 几何参数对阻力损失影响权重分析

图 5 显示了 8 个层板模型的流阻特性曲线,1-9-3 系列层板单元的流阻损失最大,高于 1-2-4 基准模型,其余 5 个模型的流阻损失系数均低于 1-2-4 基准模型;1-9-4 系列层板单元的流阻损失居中;1-9-5 系列层板单元的流阻损失系数最小,且与其余 6 种结构的流阻损失系数存在明显的差异。8 个层板模型的计算结果显示,气膜孔节流损失占层板流阻损失的 60% 以上,而 1-9-3 模型气膜孔开孔率最小,1-9-3_FS 层板单元的流阻损失系数最大,簸箕孔是扩张型孔,由于圆柱过渡到簸箕型存在小尺寸范围内的突扩损失,导致该模型流阻损失系数最大。这说明气膜孔孔型和气膜孔开孔率对层板模型流阻损失影响最大,至于两者谁的影响更大,需要文中第 4.1.2 节详细对比分析。

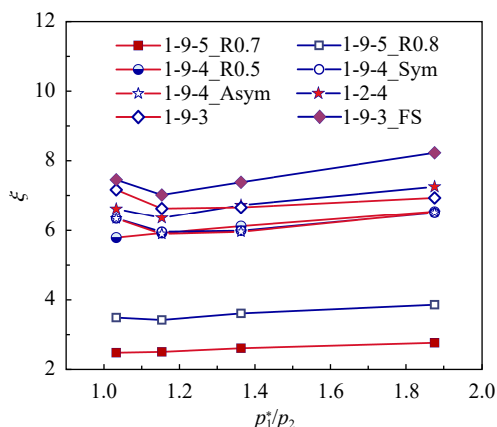


图 5 层板单元流阻特性曲线

Fig. 5 Flow resistance curves of lamilloy models

图 5 中, 1-9-3_FS、1-2-4、1-9-4_Asym 和 1-9-4_Sym 层板单元的流阻特性曲线变化规律一致, 均在压比为 1.2 以下时流阻损失系数降低, 而在压比为 1.2 以上时逐渐升高, 1-9-4_R0.5 型层板单元的流阻损失系数呈线性增长趋势, 1-9-3、1-9-5_R0.8 和 1-9-5_R0.7 层板单元在计算压比工况下增大趋势相对平缓。

图 6 中显示各模型流阻损失系数随雷诺数变化趋势, 同样是 1-9-3 系列流阻损失系数最大, 1-9-5 系列流阻损失系数最小。1-9-5 系列尤其在低压比工况时同样表现优异。航空发动机涡轮高压一级导叶前缘供气压力比低于 1.1, 常面临冷气供气压力比不足导致前缘烧蚀风险, 将 1-9-5 系列层板模型应用于真实涡轮冷气叶片前缘设计即可有效避免此风险。

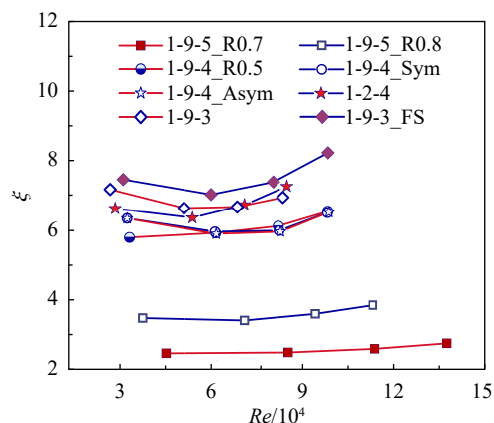


图 6 流阻损失系数随雷诺数变化

Fig. 6 Flow resistance coefficients varying with Re

4.1.1 层板内部扰流柱堵塞比和冲击孔开孔率对流阻损失系数的影响

1-9-5 系列层板单元 $A_i/A_t < 1$, 流阻损失系数最

低, 层板单元 1-9-5_R0.7 相较 1-9-5_R0.8 堵塞比小 22.4%, 其余几何参数一致, 在压比为 1.034 时 1-9-5_R0.7 流阻损失系数比 1-9-5_R0.8 减小 28.6%; 高压比 1.875 时差异为 28.1%。

1-9-4 系列层板单元 $A_i/A_t \approx 1$, 该系列 3 个模型流阻损失相当, 1-9-4_Sym 与 1-9-4_Asym 流阻损失系数在全压比工况内几乎一致(见图 7, 图中 HPR 表示高压比, LPR 表示低压比), 说明开孔率一致前提下气膜孔和扰流柱之间相对排列位置的变化对流阻损失无影响; 层板单元 1-9-4_R0.5 与 1-9-4_Sym 相比堵塞比减少 27.2%, 两者流阻损失系数在低压比 1.034 时仅差异 8.7%; 在压比为 1.154 及以上流阻损失系数相当。

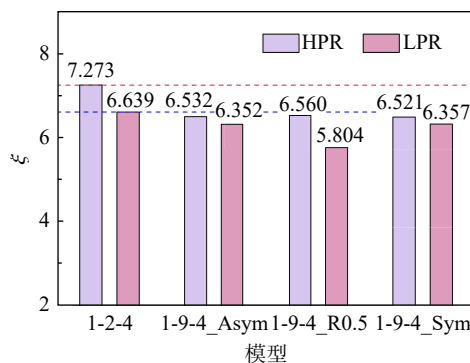


图 7 1-9-4 系列与 1-2-4 基准模型对比

Fig. 7 Comparison between 1-9-4 series and 1-2-4 model

由上述结果分析可知, $A_i/A_t < 1$ 时, 堵塞比对流阻损失系数影响大, 随着堵塞比降低, 流阻损失系数降低; A_i/A_t 接近 1 时, 堵塞比只在低压比对流阻损失系数有轻微影响, 在中高压比时几乎无影响。

1-9-4_Sym 与 1-2-4 基准模型相比扰流柱堵塞比大 28.9%(导致流阻损失系数增加), 扰流柱直径小 38%, 压比为 1.034 时流阻损失系数相当, 中高压比下流阻损失系数降低 10.3%, 说明堵塞比对流阻损失系数的影响比例高于冲击孔开孔率影响。

1-9-4_R0.5 与 1-2-4 基准模型相比扰流柱堵塞比小 6.14%(导致流阻损失系数减小), 扰流柱密度(单位面积内扰流柱个数)高 237.5%(导致流阻损失系数上升); 结果显示全工况压比下 1-9-4_R0.5 型流阻损失系数不困扰流柱密度明显增加而上升, 反而在 1.034 压比下流阻损失系数降低 12.6%, 压比为 1.875 时仍然降低 9.8%; 在同样堵塞比下采取高扰流柱密度设计降低层板结构流

阻损失系数。

1-9-5_R0.8 与 1-2-4 基准模型相比(见图 8), 气膜孔开孔率、孔径和个数一致, 1-9-5_R0.8 的冲击孔开孔率小 28.1%(导致流阻损失系数增加), 扰流柱堵塞比大 28.9%(导致流阻损失系数增加)和扰流柱柱径小 38%(导致流阻损失系数降低), 1-9-5_R0.8 在堵塞比大和开孔率小共同导致流阻损失系数增加的前提下通过减小扰流柱直径仍能使阻力损失大幅降低 47.1%, 说明扰流柱堵塞比参数中扰流柱直径对阻力损失影响系数大。

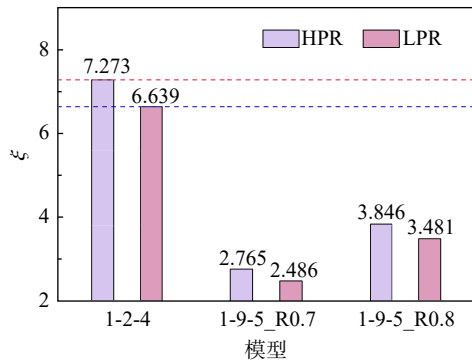


图 8 1-9-5 系列与 1-2-4 基准模型对比

Fig. 8 Comparison between 1-9-5 series and 1-2-4 model

1-9-5_R0.7 与 1-2-4 基准模型相比气膜孔开孔率和扰流柱堵塞比相同, 冲击孔开孔率小 28.1%, 流阻损失系数本会随着冲击孔开孔率降低而增加, 但因扰流柱直径减小 38%, 低压比流阻损失系数反而大幅降低 62.6%, 中高压比降低幅度更大, 说明同样堵塞比下, 扰流柱直径对流阻损失系数影响比例大于冲击孔开孔率影响, 且随着压比和 Re 提升, 影响比例更大。同文中第 4.1.1 节结论, 在设计中可采取小直径扰流柱、高扰流柱密度的低堵塞比设计, 降低层板结构流阻损失系数。

4.1.2 层板燃气侧气膜孔开孔率和孔型对流阻损失系数的影响

1-9-3_FS 与 1-9-5_R0.8 模型相比气膜孔孔径和开孔率以及孔型不同: 前者孔径比后者大 15.6%, 前者开孔率比后者大 51.5%, 同样开孔率下气膜孔孔径小阻力损失增大, 同样孔径时开孔率小流阻损失大, 但结果却是 1-9-3_FS 的流阻损失系数比 1-9-5_R0.8 大 53%(见图 9), 因为 1-9-3_FS 气膜孔孔型为异型孔, 流阻损失系数受孔型影响而大幅上升, 且影响权重大于气膜孔开孔率。

1-9-3 与 1-9-3_FS 相比, 冲击孔开孔率和扰流

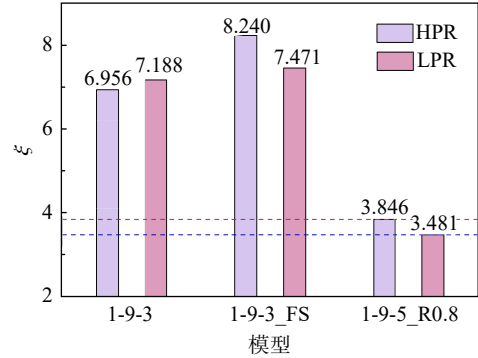


图 9 1-9-3 系列与 1-9-5_R0.8 模型对比

Fig. 9 Comparison between 1-9-3 series and 1-9-5_R0.8 model

柱堵塞比相同, 气膜孔直径一样, 因为孔型不同导致的开孔率不同, 异型孔因为柱形截面扩展到扇形出流截面的突扩损失导致较大的流阻损失系数, 且在低压比影响小, 高压比影响大。

1-9-3 系列与 1-2-4 基准模型相比(见图 10), 冲击孔开孔率小 28.1%(导致流阻损失系数增加), 扰流柱堵塞比大 28.9%(导致流阻损失系数增加), 气膜孔开孔率小 24.2%(导致流阻损失系数增加), 气膜孔孔径增加 15.6%(导致流阻损失系数降低), 扰流柱直径减小 38.3%(导致流阻损失系数降低)。在低压比时 1-9-3 型损失大, 高压比时 1-2-4 基准模型损失大。因 1-9-3 构型在高压比时损失反而较低压比时呈线性下降趋势(图 5 同样说明此问题), 在叶片冷却设计中在高压比、较低温度区域, 例如尾缘叶背、叶身中弦区以及下缘板, 可考虑此典型层板构型, 即可减小气膜孔开孔密度, 进而降低制造成本, 同时节省冷却用气量。

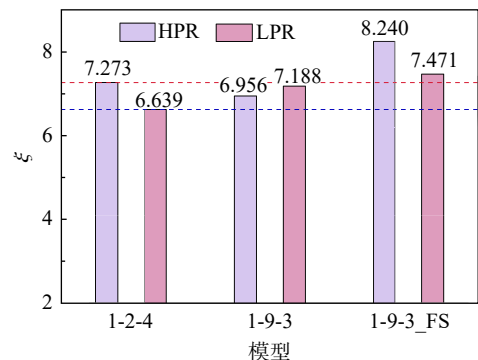


图 10 1-9-3 系列与 1-2-4 基准模型对比

Fig. 10 Comparison between 1-9-3 series and 1-2-4 model

4.2 冷气焓增对比分析

图 11 中显示冷气焓增占整个换热量比例随压比变化关系, 8 个模型的冷气焓增随着压比提升呈整体上升趋势, 只有 1-2-4 和 1-9-3_FS 模型

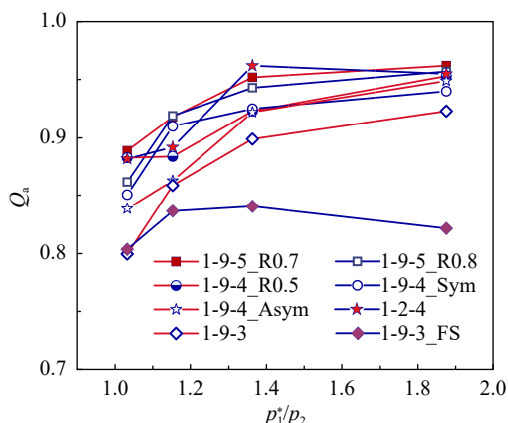


图 11 冷气焓增对比

Fig. 11 Comparison of flow enthalpy

均在压比大于 1.36 时随压比增大呈下降趋势(两个模型在压比为 1.36 时内部冷却达到最佳), 其余 6 个模型在压比为 1.36 以上焓增仍有增长, 但明显趋缓; 1-2-4、1-9-4_Asym、1-9-4_R0.5 模型在压比为 1.15~1.36 之间冷气焓增上升梯度最大, 在该压比区间提高压比最有利内部冷却效果提升; 1-9-3、1-9-3_FS、1-9-4_Sym、1-9-5_R0.7 和 1-9-5_R0.8 模型在压比为 1.15 以下冷气焓增涨幅最大。随着冷气压比提升, 5 个模型内部冷却效果迅速提升, 最能有效利用冷气冷却。

在压比为 1.36 时, 1-9-4 系列的冷气焓增比例均在 0.92, 1-2-4 基准模型高达 0.96, 1-9-3_FS 在 0.83 左右(是 8 个模型中最小的)。在压比为 1.9 时, 焓增比例最小的簸箕型孔的层板模型焓增比例仍然在 0.8 以上, 说明冷气进入层板结构内部能实现充分冷却, 燃气侧进入层板的热量大部分被冷气带走。

与图 5 中流阻损失系数随压比变化趋势对比, 可以发现流阻损失系数最小的 1-9-5 系列, 除压比为 1.36 附近之外全工况压比下冷气焓增均最高; 流阻损失系数最大的 1-9-3 系列在全工况压比下冷气焓增最小。前文已说过, 冷气焓增比例越大, 表示冷气通过层板内部换热带走的热量越多、冷气利用率高、内部冷却效果越好。在设计层板结构时, 要获得更高内部冷却效果, 同样需要降低层板结构流阻损失系数。

4.3 综合冷却效果分析

图 12 中显示不同模型综合冷却效果随压比变化趋势, 图中显示冷却效果最高的是 1-9-5_R0.7, 其次是 1-9-3_FS 的引入簸箕型孔的层板结构, 在压比为 1.36 时冷却效果达 0.753, 与 1-9-5_R0.8

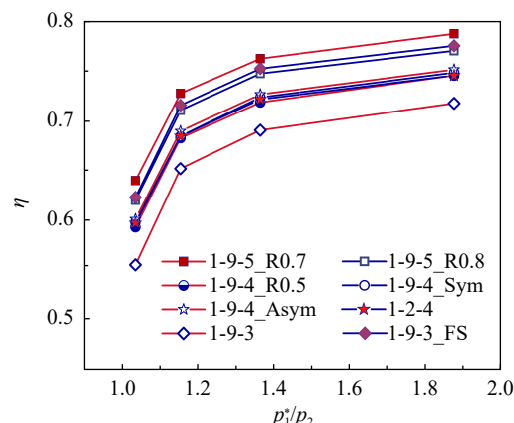


图 12 综合冷却效果曲线

Fig. 12 Flow cooling efficiency curves

的冷却效果接近, 1-9-3 模型冷却效果最低, 在压比为 1.36 时是 0.691, 因该模型冷气膜孔开孔率低, 同样压比条件下参与冷却换热冷气量少。

1-9-4 系列与 1-2-4 基准模型相比扰流柱表面积比差异接近 2 倍, 冷却效果相当; 1-9-5 系列扰流柱表面积比差异 12.3%, 1-9-4 系列扰流柱表面积比差异 16.4%, 两个系列模型扰流柱换热面积差异相当, 1-9-5 系列的冷却效果差异 2.0%, 大于 1-9-4 系列差异 1.1%, 说明低冲击孔开孔率 A/A_0 下扰流柱表面积比对换热有影响, 高冲击孔开孔率时该参数对换热无影响。1-9-3 系列因为气膜孔型的差异, 异型孔的应用使得 1-9-3_FS 的冷却效果明显高于 1-9-3 模型的 9.0%。1-9-5_R0.8 与 1-9-3 相比只有气膜孔开孔率差异 24.2%, 两者冷却效果差异 7.6%。1-9-5_R0.8 与 1-9-4_Sym 相比冲击孔开孔率差异 28.1%, 冷却效果差异 3.3%。综合看来, 影响层板结构综合冷却效果的 4 个主要因素影响排序为气膜孔孔型、气膜开孔率、冲击孔开孔率、扰流柱表面积。

可将 1-9-3_FS 应用于叶片高温低燃气压力区域, 如近前缘叶背、尾缘叶盆以及上缘板, 相比 1-9-5 系列可减少气膜孔数。同时提高气膜冷却效果。但是为了达到良好的气膜覆盖效果, 要求簸箕型气膜孔保持 15° 以上的扩张角, 这就需要层板气膜孔侧壁面厚度至少 1 mm 以上。叶片前缘大曲率位置不宜设计簸箕型异型孔, 易导致孔边应力集中, 进而出现裂纹失效模式, 此时 1-9-5_R0.7 模型更适合前缘冷却设计。

1-9-5_R0.7 模型与 1-2-4 基准模型相比, 全压比工况内冷却效果均相差 0.04 以上, 在典型工况压比为 1.36 时, 1-9-5_R0.7 冷却效果达到 0.763,

1-2-4 基准模型冷却效果为 0.722。基准型已经应用于涡轮导叶设计, 按照冷却效果定义, 壁面温度按照 1323.15 K(1050 °C)来考虑, 冷气温为 850 K, 若将 1-9-5_R0.7 层板单元应用于导叶前缘冷却, 依据前缘低压比工况 1.034 对应的冷却效果计算, 可耐受的涡轮前温度可提升 140 K, 满足 2100 K 以上环境温度的涡轮高导叶片设计选型要求。

5 结 论

针对某型发动机涡轮前 2100 K 以上燃气温度设计需求, 以目前应用的 1-2-4 型层板模型为基准, 通过改变层板单元内冷冲击孔、扰流柱和外冷气膜孔排列形式、直径等参数, 衍生设计 7 种层板单元, 综合比较流阻损失和综合冷却效果, 结论如下:

1) 1-9-3 系列的流阻损失最大且高于 1-2-4 基准模型, 其余 5 个模型流阻损失系数均低于 1-2-4 基准模型; 1-9-4 系列居中; 1-9-5 系列流阻损失系数最小; 1-9-5_R0.7 模型冷却效果最高, 压比为 1.36 时达到 0.763, 其次是 1-9-3_FS 的层板结构, 冷却效果达 0.753, 与 1-9-5_R0.8 的冷却效果接近, 1-9-3 模型冷却效果最低, 在压比为 1.36 时是 0.691。

2) 对层板流阻影响因素排序, 内部因素为扰流柱堵塞比、冲击孔开孔率, 燃气侧影响为气膜孔孔型、气膜孔开孔率; 对换热效果影响大的 4 个层板设计要素依次为气膜孔孔型、气膜开孔率、冲击孔开孔率、扰流柱表面积。在工程设计中高温区若外壁厚限制低于 1 mm 时可考虑设计低绕流柱堵塞比配合较高气膜孔开孔率有效降低流阻损失、提升冷气焓增同时有利于提高换热效果。

3) 1-9-3_FS 簸箕型气膜孔引入层板结构可以明显提升综合冷却效果, 要求气膜孔壁厚大于等于 1 mm, 簸箕型气膜孔方才达到叶片表面扩展覆盖的效果, 需匹配好层板结构内外壁的壁厚分布, 满足低热应力分布, 综合其局部突扩损失大, 建议在高热应力影响区域: 叶片前缘叶背和尾缘盆侧以及上缘板高温低燃气背压位置采用此构型气膜孔; 在较低温尾缘叶背、叶身中弦区以及下缘板采用 1-9-3 层板构型, 降低制造成本。

4) 1-9-5_R0.7 相较其余 7 个模型在全压比工况内有着优异的冷却效果和流阻特性, 尤其在低压比工况时同样表现优异, 在研航空发动机涡轮一级导叶前缘面临 2400 K 以上燃气峰值温度, 冷

却供气压比低达 1.03, 常规冲击气膜已不足以应对, 此时将 1-9-5_R0.7 层板模型应用于真实涡轮气冷叶片前缘设计, 能有效提升叶片前缘逆流裕度, 保证前缘充分冷却, 若采用 1-9-5_R0.7 层板模型可将涡轮高导叶片耐受的涡轮前温度提升 140 K, 收益非常可观。

参考文献:

- [1] CHEN Jinfu, YAO Ran, WANG Jianhua, et al. Novel multi-stage vortex cooling with bypass for turbine blade leading edge design considering rotational effect[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 226: 120347.
- [2] YAO Ran, CHEN Jinfu, WANG Jianhua, et al. Large eddy simulation on treched film cooling with forward and backward injections under pulsed conditions[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 215: 124516.
- [3] NEALY D A, REIDER S B. Evaluation of laminated porous wall materials for combustor liner cooling[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980, 102(2): 268-276.
- [4] Rolls-Royce Aerospace Group. 喷气发动机 [M]. 第 4 版. 北京: 罗尔斯-罗伊斯公司技术出版部, 1986.
- [5] 郭隽, 毕良传, 丁水汀, 等. 扰流柱排列形式对层板流阻的影响研究[J]. *航空发动机*, 2008, 34(1): 31-34.
GUO Jun, BI Liangchuan, DING Shuiting, et al. Effect of pin-fin arrangement on flow resistance of lamilloy[J]. *Aeroengine*, 2008, 34(1): 31-34. (in Chinese)
- [6] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 多孔层板冷却有效性的研究[J]. *航空动力学报*, 2004, 19(4): 520-524.
QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental investigation of cooling effectiveness of laminate porous plates[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2004, 19(4): 520-524. (in Chinese)
- [7] COURTIS M, IRELAND P. Influence of porosity on double-walled effusion-cooled systems for gas turbine blades[R]. ASME GT2022-80377, 2022.
- [8] MURRAY A V, IRELAND P, ROMERO E. An experimentally validated low order model of the thermal response of double-wall effusion cooling systems for hp turbine blades[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(11): 111015.
- [9] 陶智, 魏豪杰, 丁水汀, 等. 典型层板冷却结构中流体流阻与换热特性的实验[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(2): 193-198.
TAO Zhi, WEI Haojie, DING Shuiting, et al. Experimental investigation of flow resistance and heat transfer characteristics of typical lamilloy models[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(2): 193-198. (in Chinese)
- [10] 吕东, 陶智, 邓宏武, 等. 两种层板性能对比[J]. *北京航空航天大学学报*, 2008, 34(5): 546-550.
LÜ Dong, TAO Zhi, DENG Hongwu, et al. Performance evaluation and comparison of 2 porous laminated plates[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2008, 34(5): 546-550. (in Chinese)
- [11] FUNAZAKI K, TARUKAWA Y, KUDO T, et al. Heat transfer characteristics of an integrated cooling configuration for ultra-high temperature turbine blades: experimental and numerical investigations[R]. ASME, 2001-GT-0148, 2001.
- [12] FUNAZAKI K, HACHIYA K. Systematic numerical studies on heat transfer and aerodynamic characteristics of impingement cooling devices combined with pins[R]. ASME GT 2003-38256, 2003.

- [13] FAN X J, LI L, WANG J F, et al. Heat transfer enhancement for gas turbine blade leading edge cooling using curved double-wall/vortex cooling with various disturbing objects[R]. ASME GT 2019-90211, 2019.
- [14] 罗磊. 涡轮高效冷却结构设计方法及换热机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- LUO Lei. On the design method and heat transfer mechanism of high efficiency cooling structure in a gas turbine[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)
- [15] 张议丰. 涡轮前缘层板冷却流动换热特性及凹陷涡强化换热机理[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- ZHANG Yifeng. The flow and heat transfer characteristics of the cooling lamilloy of the leading edge of the turbine and the heat transfer mechanism of the dimple[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019. (in Chinese)
- [16] YAMAWAKI S, NAKAMATA C, IMAI R, et al. Cooling performance of an integrated impingement and pin fin cooling configuration[R]. ASME GT 2003-38215, 2003.
- [17] YAO Ran, LIU Taolue, HUANG Xin, et al. Multi-objective design of laminated cooling configuration applied in gas turbine based on fuzzy grey relational analysis[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2023, 207: 124035.
- [18] WANG Kai, LI Haiwang, ZHU Jianqin. Experimental study of heat transfer characteristic on jet impingement cooling with film extraction flow[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2014, 70(1): 620-629.
- [19] DENG Hongwu, LI Liang, ZHU Jianqin, et al. Heat transfer of a rotating two-inlet trailing edge channel with lateral fluid extractions[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2018, 125: 313-323.
- [20] DENG Hongwu, WANG Jiasen, BAI Lei, et al. Heat transfer characteristics in a rotating wedge-shaped ribbed trailing edge with impingement jet[J]. *Experimental Heat Transfer*, 2021, 34(1): 18-35.
- [21] 张丽, 朱惠人, 刘松龄, 等. 变流向梯形通道内短扰流柱排的流量分配实验[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(3): 518-522.
- ZHANG Li, ZHU Hui ren, LIU Songling, et al. Experimental investigation on flow in pin-fin trapezoidal duct[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(3): 518-522. (in Chinese)
- [22] 朱惠人, 许都纯. 不同直径及形状的短扰流柱群的流阻及换热[J]. *航空动力学报*, 2002, 17(2): 246-249.
- ZHU Hui ren, XU Duchun. Heat transfer and pressure drop of short pin-fin array with different diameter and shape[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(2): 246-249. (in Chinese)
- [23] SONG Wei, YAO Ran, WANG Jianhua. Transient film outflow performances of laminated cooling configurations in leading edges of turbine vane[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 233: 121209.
- [24] 董志锐, 郁新华, 刘松龄, 等. 多层多孔层板内流阻特性试验与计算方法研究[J]. *航空动力学报*, 2000, 15(4): 381-386.
- DONG Zhirui, YU Xinhua, LIU Songling, et al. Experimental and numerical investigation of internal-flow resistance characteristics in laminate porous plate[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(4): 381-386. (in Chinese)
- [25] FAVARETTO C F F, FUNAZAKI K. Application of genetic algorithms to design of an internal turbine cooling system[R]. ASME GT 2003-38408, 2003.
- [26] 郁新华, 全栋梁, 刘松龄. 层板结构冷却有效性的研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(5): 615-622.
- YU Xinhua, QUAN Dongliang, LIU Songling. Investigation of the cooling effectiveness of lamilloy[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(5): 615-622. (in Chinese)
- [27] 全栋梁, 刘松龄, 李江海. 层板冷却结构传热优化数值模拟研究[J]. *西北工业大学学报*, 2004, 22(6): 816-820.
- QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai. Numerical investigation on optimizing heat transfer in lamilloy[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2004, 22(6): 816-820. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)