

冲击/发散冷却层板隔热屏冷却性能及对比

刘友宏¹, 李 英², 杨 旭¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 成都纺织高等专科学校, 成都 611731)

摘 要: 为了分析对比新型冲击/发散冷却层板隔热屏冷却性能, 论证其应用于加力燃烧室的可行性, 在 3 种不同主次流总压比条件下对其进行了三维流固耦合传热数值模拟研究, 并与某型波纹板隔热屏和单层平板隔热屏进行了相同工况的对比分析, 得到了冷却效果、冷气用量、冷气热负荷和次流总压损失系数等的对比结果和变化规律。结果表明: 冲击/发散冷却层板隔热屏具有较好的冷却效果, 但其受主次流总压比变化的影响较大。相比某型波纹板, 冲击/发散冷却层板隔热屏的冷气消耗量平均减少 41.6%, 单位面积冷气热负荷平均降低 65.9%。

关键词: 冲击/发散冷却; 气膜冷却; 层板隔热屏; 波纹板隔热屏; 单层平板隔热屏; 加力燃烧室
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Cooling performance and comparison of impingement/effusion cooling lamilloy used as heat shield

LIU You-hong¹, LI Ying², YANG Xu¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Chengdu Textile College, Chengdu 611731, China)

Abstract: In order to study the cooling performance of impingement/effusion cooling lamilloy contrastively and demonstrate the possibility of using impingement/effusion cooling lamilloy as heat shield in afterburner, a series of three-dimensional numerical simulations using fluid/solid conjugated computation method of heat transfer were conducted under three different total pressure ratio of the primary fluid to the secondary fluid conditions, and contrastive studies were carried out with both a type of corrugated heat shield and a single flat plate heat shield. Contrastive results of cooling performance, coolant consumption, coolant heat load and total pressure loss coefficient of the secondary flow were acquired. The results show that impingement/effusion cooling lamilloy has good cooling performance, but it is most affected by the change of total pressure ratio. Compared with conventional corrugated heat shield, the coolant consumption of impingement/effusion cooling lamilloy decreases by 41.6% averagely, and the coolant heat load decreases by 65.9% averagely.

Key words: impingement/effusion cooling; film cooling; lamilloy heat shield; corrugated heat shield; flat plate heat shield; afterburner

加力燃烧装置作为提高飞机机动性能的重要装置在目前的战机上被普遍采用。其一般是向内

涵涡轮排气与外涵来流的混合气中喷油使之燃烧, 造成气流温度大幅升高并从喷管中高速排出,

从而获得额外推力. 对于为加力筒体提供热防护的隔热屏, 目前国内外设计一般采用波纹板结构形式. 对于波纹板隔热屏的冷却性能^[1-2]和换热特性^[3]等, 国内外已进行了一些相关研究. 有学者总结了近年来航空发动机增推装置的进展并指出, 未来高推质比发动机加力燃烧室的热负荷将进一步增大, 对发动机耐久性的要求进一步提高^[4]. 由于隔热屏的工作环境较为恶劣, 需要冷却面积大, 其设计面临新的挑战. 相关资料^[5]显示, 在某些先进高推质比发动机中, 隔热屏设计采用了双层的冲击加气膜冷却结构(冲击/发散冷却层板隔热屏).

隔热屏的开孔冷却方式有两种: 一种是离散孔冷却; 另一种是全气膜冷却, 即发散冷却. 后者在提高冷却均匀性, 节约冷气消耗方面具有巨大的优势. 现有发散冷却研究基本都针对涡轮叶片^[6]、燃烧室火焰筒^[7-9]、波纹板隔热屏^[2,10-11]等结构, 鲜有针对层板结构的研究报道. 另外, 在对气膜冷却进行数值模拟时, 大多研究对固体壁面做绝热假设, 即只考虑对流换热不考虑固壁导热. 而在层板冷却结构的内部, 气流冲击和反卷强烈, 仅求解流体区域难以确定其换热的边界条件, 且在进行比较研究时, 忽略导热无法从整体上对比研究各种结构的冷却性能. 国外自 20 世纪 80 年代开始采用流固耦合的方法进行传热的计算^[12-13], 近年来国内也有研究^[14]采用流固耦合传热的方法对层板结构进行数值模拟. 全栋梁等^[15]采用 Fluent 软件将层板的数值耦合计算结果与实验结果进行了对比, 证明了耦合计算的可行性. 本文使用 Fluent 软件对隔热屏用冲击/发散冷却层板进行了流固耦合传热的三维数值模拟研究, 并对相同开孔率和相同工况的单层平板隔热屏和某型波纹板隔热屏进行了对比数值模拟, 论证了冲击/发散冷却层板隔热屏在提高冷却性能方面的优越性.

1 研究对象与数值方法

1.1 几何模型与网格划分

本文采用某型发散冷却的波纹板隔热屏与冲击/发散冷却层板隔热屏进行对比研究, 波纹板隔热屏的波纹结构和开孔位置如图 1 所示. 图中, 波纹板的开孔位置与开孔角度均经过优化, 前半波气膜孔开孔方向竖直向下, 后半波气膜孔开孔方向和壁面夹角与前半波相同, 气膜孔交叉排布, 直径 d , 波纹高度为 $14.29d$, 前半周期波长为 $57.14d$, 后半周期波长为 $28.57d$. 隔热屏壁厚 δ 为 $1.14d$, 在每段开孔域内, 孔的流向与展向间距

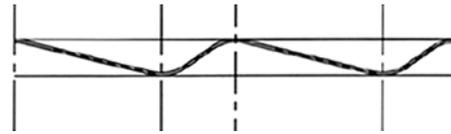


图 1 某型波纹板隔热屏结构

Fig. 1 Structure of a type of corrugated plate heat shield

均为 $5.71d$.

冲击/发散冷却层板隔热屏的典型结构形式如图 2 所示, 图中上层板厚度 δ_1 , 冲击孔径 d_1 , 下层板厚度 δ_2 , 气膜孔径 d_2 , 气膜孔倾角 α , 冲击距离 H_1 . 冷却气流沿垂直于上层板壁面的方向从冲击孔流入供气通道, 对下层板形成冲击冷却, 随后沿着气膜孔流入主流通道, 形成气膜冷却. 本文计算模型中 $\alpha=30^\circ$, $d_1=d_2=d$, $\delta_1=\delta_2=\delta$, $H_1=2d_1$. 气膜孔与冲击孔均交叉排布, 均匀开孔, 如图 3 所示. 与波纹板模型相比, 在相同的开孔面积内保持相同的开孔展向间距和流向孔排数, 即保证相同开孔率, 得到流向间距为 $7.79d$.

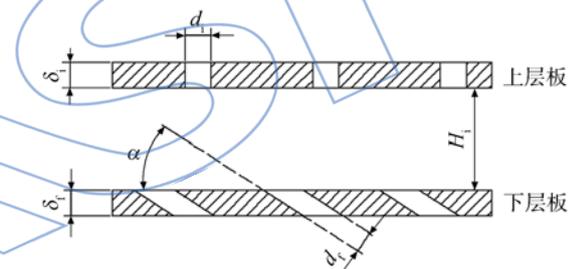


图 2 冲击/发散冷却层板隔热屏的典型结构

Fig. 2 Typical structure of impingement/effusion cooling lamilloy heat shield

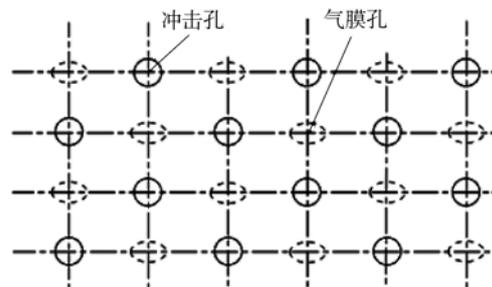


图 3 冲击/发散冷却层板隔热屏开孔方式

Fig. 3 Perforation pattern of impingement/effusion cooling lamilloy heat shield

此外, 增加单层平板隔热屏模型进行对比研究, 其所有结构参数均与图 2 中冲击/发散冷却层板中的下层板相同. 某型波纹板隔热屏、层板隔热屏和单层平板隔热屏这 3 组模型隔热屏与流体换热的展开面积分别为 $618.32, 1184.56, 597.68$

mm^2 . 3 组模型次流通道高度均取为 20δ , 在不影响计算结果的情况下, 为减小计算量, 主流通道高度确定为 60δ , 另外模型两侧面采用周期边界以减少计算量. 计算域的几何模型如图 4 所示, 图中分别规定了笛卡儿坐标系的方向.

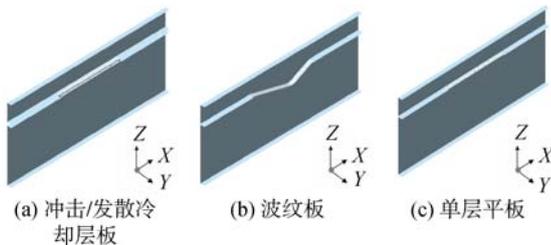


图 4 计算域的几何模型

Fig. 4 Geometry mode of calculation domain

采用分块结构化网格对 3 组模型进行了网格划分, 经过网格调整和无关解验证, 各模型网格总数均在 180 万左右, Y^+ 介于 $1\sim 10$. 以冲击/发散冷却层板隔热屏模型为例, 计算域网格划分结果如图 5 所示.

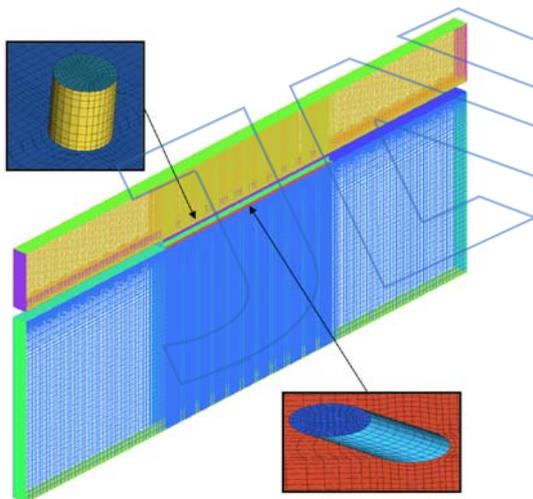


图 5 冲击/发散冷却层板隔热屏网格划分

Fig. 5 Mesh of impingement/effusion cooling lamilloy heat shield

1.2 边界条件

主流与次流均采用压力入口和压力出口边界条件. 为更好地对加力燃烧室的工况进行模拟, 将次流入口总温设为加力燃烧室前发动机外涵流体总温, 次流入口总压设为加力燃烧室前发动机外涵流体总压; 主流入口总温设为发动机在加力燃烧状态下加力燃烧室出口处的流体总温, 主流入口总压设置为加力燃烧室前内、外涵流体在理想状态下完全混合后的压力. 设此工况下的主、次流

总压比 $R_p = p_{tp}/p_{ts}$ (p_{tp} 为主流总压, p_{ts} 为次流总压), 大小为 σ , 算得 $\sigma=0.944$. 保持主流参数和次流流动压不变, 改变次流静压, 即在吹风不变的情况下, 改变次流压力, 使主、次流总压比达到 $1.04\sigma=0.982$ 和 $1.08\sigma=1.020$, 在 3 组工况下分别进行计算, 3 组不同工况下模型主流与次流入口总压大小如表 1 所示.

表 1 不同工况下的总压

Table 1 Total pressure under different conditions

	主、次流总压比 R_p		
	σ	1.04σ	1.08σ
主流总压/Pa	450 415	450 415	450 415
次流总压/Pa	477 070	458 721	441 731

各组模型左右两侧面分别对应地设为平移周期边界. 主、次流流体与开孔段隔热屏的固体域相接触面均设为耦合传热面, 具体包括各层板的内外壁面和冲击孔与气膜孔内表面, 其余除主、次流进、出口和模型两侧面以外的各面均设为绝热壁面. 由于流体, 尤其是主流流体流速较快, 因此采用可压流进行计算, 黏度选用 3 阶 Sutherland 公式, 另外采用拟合的分段多项式设定流体的比热容. 隔热屏材料选取某高温合金, 导热系数按其实质高温参数进行设置^[16].

1.3 计算方法

本文主要对冲击/发散冷却层板隔热屏性能进行研究, 因此所选取湍流模型应在求解冲击问题方面具有较高的计算精度. Funazaki 等^[17]采用不同湍流模型, 对某型带扰流柱的冲击冷却层板模型进行研究, 结果表明: $k-\omega$ 模型的结果与实验结果最为接近. Rao 等^[18]采用 Standard $k-\omega$ 模型、SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型以及 BSL (Baseline) $k-\omega$ 模型对小孔冲击冷却结构进行了数值模拟和实验对比, 结果表明: SST $k-\omega$ 模型在 3 种 $k-\omega$ 模型当中具有最小误差. 因此, 本文计算的湍流模型选用 SST $k-\omega$ 模型. 计算采用稳态求解方法, 使用商用软件 Fluent 中基于压力的耦合求解器进行求解, 各参数的离散均采用 2 阶精度的迎风格式. 迭代收敛的精度标准为 10^{-5} .

2 计算结果与分析

2.1 冷却效果

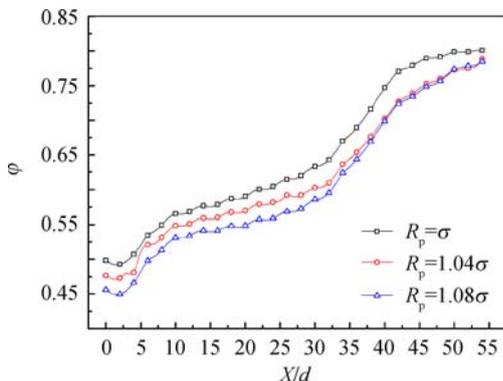
以壁面实际温度作参考, 定义气膜冷却效果

(cooling effectiveness)为

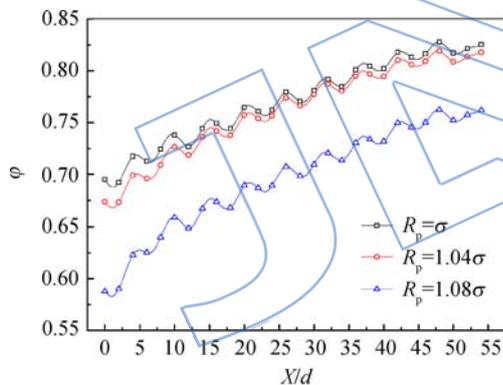
$$\varphi = (T_h - T_w) / (T_h - T_c) \quad (1)$$

其中 T_w 为壁面实际温度, T_h 为主流(热流体)平均温度, T_c 为次流(冷流体)平均温度.

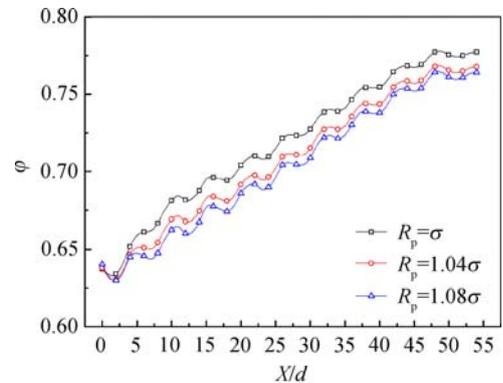
采用式(1)对计算结果进行处理,得到 3 种结构在不同总压比下隔热屏下表面,即气膜冷却表面上的展向平均冷却效果沿流向的变化规律,如图 6 所示.其中, $X/d=0$ 的位置均为冲击/发散层板的第 1 排发散孔的出口末端处所对应的流向位置,各模型均仅对固体壁面的温度取展向平均值.



(a) 波纹板



(b) 冲击/发散冷却层板



(c) 单层平板

图 6 3 种结构在不同工况下的冷却效果
Fig. 6 Cooling effectiveness of the three different structures under different conditions

由图 6 可见,各模型隔热屏内表面,即气膜冷却表面在不同主次流总压比下的展向平均冷却效果沿流向均有增大趋势.随着主次流总压比增大,即随着次流总压减小,气膜冷却表面的整体冷却效果有所减小.对于冲击/发散冷却层板和单层平板,其冷却效果曲线存在小幅振荡,且峰值位置位于气膜孔出口处,对于波纹板此现象并不明显.

波纹板和单层平板的气膜冷却效果随主次流总压比变化较小.对于波纹板隔热屏,当主次流压比为 σ 时内表面的平均冷却效果为 0.6467,压比为 1.08σ 时内表面平均冷却效果为 0.6067,相比前者减小 6.19%;对于冲击/发散冷却层板隔热屏,当主次流总压比增大至 1.08σ 时,冷却效果减小较大,当主次流总压比为 σ 时内表面的平均冷却效果为 0.7710,当主次流总压比为 1.08σ 时内表面平均冷却效果为 0.6958,相比前者减小 9.77%.在实际应用中,波纹板波谷处往往存在上游的气膜滞留,与本文模型的计算状态不尽相同.为综合对比不同结构的冷却效果,仅对波纹板后半周期的内表面冷却效果取平均值,并与冲击/发散冷却层板和单层平板在对应区域的冷却效果均值进行对比,结果如图 7 所示.

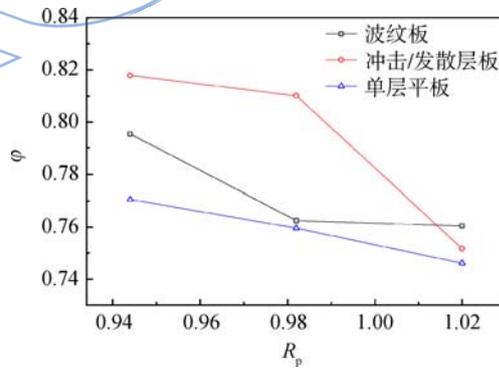


图 7 冷却效果平均值对比

Fig. 7 Comparison of averaged cooling performance

由图 7 可见:综合对比不同工况,冲击/发散冷却层板的冷却效果优于波纹板,而波纹板的冷却效果优于单层平板.冲击/发散冷却层板、波纹板和单层平板在 3 组工况下的冷却效果取平均值的结果分别为 0.7932,0.7727 和 0.7698.相比波纹板,冲击/发散冷却层板的冷却效果平均增大 2.65%.相比单层平板,冲击/发散冷却层板的冷却效果平均增大 3.04%

波纹板和单层平板的冷却效果值随主次流总压比变化较小.对于冲击/发散冷却层板,主次流总压比从 σ 变化至 1.04σ 时平均冷却效果从

0.8179 减小至 0.8101, 减小 0.95%, 主次流总压比从 1.04σ 变化至 1.08σ 时平均冷却效果从 0.8101 减小至 0.7517, 减小 7.21%。在主次流总压比为 1.08σ 时, 冲击/发散冷却层板的平均冷却效果已小于波纹板。为了更好地说明此变化趋势产生原因, 在某列孔中心连线位置截取与 XOZ 截面平行的截面, 对于不同压比下的计算结果, 模型对应区域内流体的速度 (V) 分布等值线云图如图 8 所示。

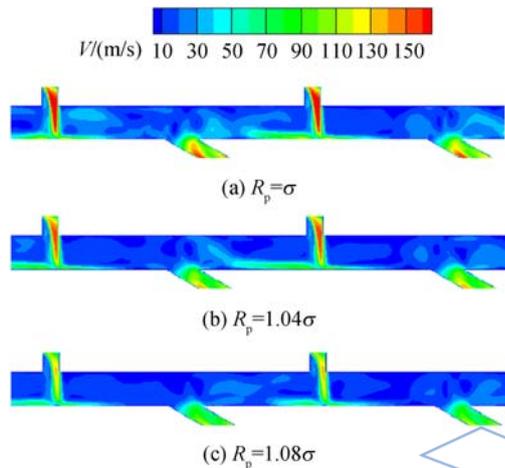


图 8 不同压比下冲击/发散冷却层板模型的流场
Fig. 8 Flow field of impingement/effusion cooling lamilloy model under different total pressure ratio

由图 8 可见: 对冲击/发散冷却层板而言, 在主次流压比较小, 即次流总压较大时, 冲击射流速度较快, 更易形成较为强烈的冲击冷却, 同时由于冲击/发散冷却层板两侧压差较大, 气膜孔出流量较大, 易形成较好的气膜冷却, 因此总体冷却效果较好。但此时, 射流流速和流量在一定程度上受限于冲击孔的流通能力, 因此次流压力的变化对冷却效果的影响较弱; 当主次流总压比较大, 即次流总压较小时, 冲击射流的速度大大减小, 冲击冷却强度大大减弱, 气膜孔出流量减小, 总体冷却效果变差。此时, 次流压力的变化对射流速度和流量影响较大, 因而对冷却效果的影响较为明显。

2.2 冷气消耗

定义单位面积上次流流体通过隔热屏流入主流中的流量, 即隔热屏单位面积冷气消耗量

$$Q = (\dot{m}_{\text{cin}} - \dot{m}_{\text{cout}}) / A \quad (2)$$

其中 \dot{m}_{cin} 为次流入口质量流量, \dot{m}_{cout} 为次流出口质量流量, A 为隔热屏开孔段面积。由式 (2) 得到不同工况下 3 种结构单位面积的冷气消耗量的对

比, 如图 9 所示。

由图 9 可见, 在不同主次流总压比下, 单位面积冲击/发散层板均消耗最少量的冷气, 波纹板次之, 单层平板最大, 且随主次流总压比增大, 各模型冷气消耗减少。对不同主次流总压比下模型的计算结果取平均值, 得到波纹板的冷气消耗量为 $6.151 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 单层平板的冷气消耗量为 $6.707 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 而冲击/发散冷却层板的冷气消耗量为 $3.593 \text{ kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 相比波纹板减小 41.6%, 相比单层平板减小 46.4%。

冲击/发散冷却层板的双层壁结构对次流流体流入主流的过程产生了更多阻力, 冷流体在层板内部形成强烈的冲击和反卷, 在其内部两层板之间扩展了流体与固体间的对流换热面积, 因而在较少的冷气消耗情况下能达到较好的冷却效果。

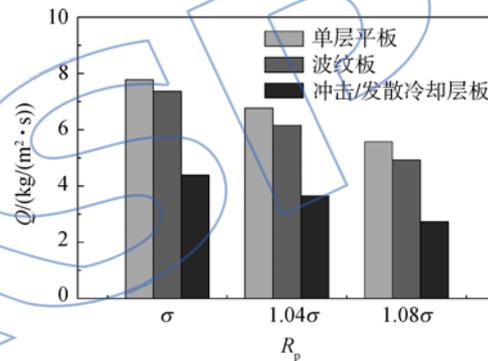


图 9 冷气消耗量对比

Fig. 9 Comparison of coolant consumption

2.3 热负荷

定义单位面积上主流流体向次流传递的热量, 即单位面积冷气热负荷

$$q = \dot{m}_{\text{cout}} \cdot c_{pa} \cdot (T_{\text{cout}} - T_{\text{cin}}) / A \quad (3)$$

其中 c_{pa} 为空气平均比定压热容, T_{cout} 为次流出口流体平均温度, T_{cin} 为次流入口流体平均温度。由式 (3) 得到不同工况下 3 种结构单位面积的冷流体热负荷的对比, 如图 10 所示。

由图 10 可见, 在不同主次流总压比下, 冲击/发散冷却层板均具有最小的单位面积冷流体热负荷, 波纹板次之, 单层平板最大, 且后两者的计算结果较为接近。对不同压比下模型的计算结果取平均值, 得到波纹板的单位面积冷流体热负荷为 $86.48 \text{ kW}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 单层平板的单位面积冷流体热负荷为 $89.43 \text{ kW}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 而冲击/发散层板的单位面积冷流体热负荷为 $29.45 \text{ kW}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$, 相比波纹板减小 65.9%, 相比单层平板减小 67.1%。

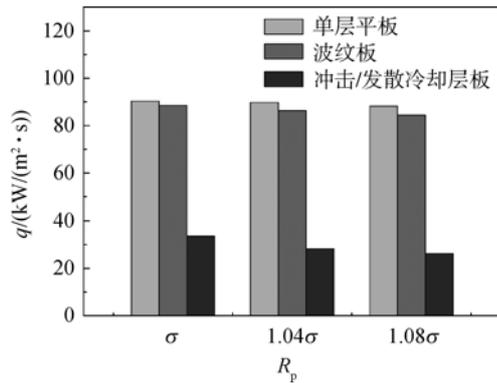


图 10 冷气的热负荷对比

Fig. 10 Comparison of coolant heat load

与单层平板相比,由于冲击/发散冷却层板的两层板间流体层的存在,大大增加了主流与次流间的换热热阻,大幅减小两者间的热量传递,从而使冷流体具有较小的温升.在实际应用过程中,较小的冷流体温升将有助于提高末段隔热屏的冷却效果.

2.4 总压损失

定义各模型次流通道内流体的总压损失系数

$$\zeta = (p_{\text{cin}}^* - p_{\text{cout}}^*) / p_{\text{cin}}^* \quad (4)$$

其中 p_{cin}^* 为次流入口总压, p_{cout}^* 为次流出口总压.总压损失系数 ζ 的大小衡量了模型次流通道的流阻特性.由式(4)得到 3 种结构在不同工况下次流通道的总压损失系数的对比,如图 11 所示.

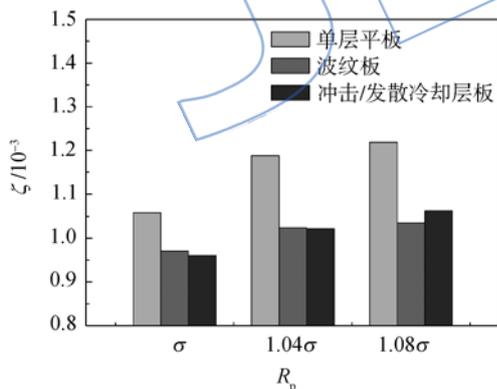


图 11 次流总压损失系数对比

Fig. 11 Comparison of total pressure loss coefficient of secondary flow

由图 11 可见,在不同主次流总压比下,单层平板计算模型中次流的流动损失最大,冲击/发散冷却层板与波纹板的次流总压损失系数较为接近.对不同压比下模型的计算结果取平均值,得到波纹板的次流流体总压损失系数为 1.0099×10^{-3} ,单层平板的次流总压损失系数为 $1.1549 \times$

10^{-3} ,而冲击/发散冷却层板的次流总压损失系数为 1.0134×10^{-3} ,相比波纹板增大 3.5%,相比单层平板减小 12.3%.

由于本文所采用的单层平板模型在相同孔径下采用了 $\alpha=30^\circ$ 的气膜孔倾角,使结构对次流流体产生更大摩擦阻力,造成流体总压损失较大,相比之下,波纹板和冲击/发散冷却层板的流动损失较小,而其中气膜孔角度经过优化设计的波纹板模型具有最小的次流总压损失.另外考虑到计算量,本文仅采用 1 个周期波纹板作为计算域进行对比,在实际应用中,波纹板的多重波纹结构往往对流动造成更大阻力.

3 结论

本文对单层平板隔热屏、某型发散冷却的波纹板隔热屏和冲击/发散冷却层板隔热屏在 3 组不同压比工况下进行了数值模拟对比研究,可以得到以下结论:

1) 在相同开孔率条件下,相比某型发散冷却波纹板隔热屏,冲击/发散冷却层板隔热屏具有更好的冷却效果,同时其冷却效果受压比变化影响较大.对不同工况下的计算结果取均值,冲击/发散层板的平均冷却效果相比波纹板增大 2.65%,相比单层平板增大 3.04%.

2) 在单位面积冷气消耗量和冷气热负荷方面,冲击/发散冷却层板均具有较大优势,其冷气消耗量相比波纹板平均减小 41.6%,单位面积冷气热负荷相比波纹板平均减小 65.9%.两者在次流总压损失方面的性能较为接近.单层平板在上述方面性能均较差.

3) 为了方便对比各种结构的冷却性能,本文建立了与某型纵向波纹板模型开孔率相同的冲击/发散冷却层板模型和单层平板模型,并采用相同壁厚、均匀的孔布局 and 相同孔径.在实际应用中,冲击/发散冷却层板的厚度、两层孔径比和冲击距离等参数都存在优化的可能性.另外,本文仅对不同结构的隔热屏在流动和换热方面的特性进行研究对比,对于层板隔热屏防振段的设计还有待进一步研究.

参考文献:

- [1] Champion J L, Deshaies B, Curtelin R, et al. Aerodynamical structure of the wall flow over a wavy surface partially cooled by air injection through multiperforations [R]. AIAA 99-1016, 1999.
- [2] 唐婵,常海萍. 发散孔纵向波纹隔热屏气膜冷却特性研究

- [J]. 燃气轮机技术, 2009, 22(1): 38-41.
TANG Chan, CHANG Haiping. Numerical simulation on air film cooling characters of the longitudinal ripple heat shield with effusion holes[J]. Gas Turbine Technology, 2009, 22(1): 38-41. (in Chinese)
- [3] 陆永华, 常海萍, 谈浩元. 纵向波纹隔热屏通道的换热特性[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 230-232.
LU Yonghua, CHANG Haiping, TAN Haoyuan. Heat transfer of longitudinal ripple heat shield tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 230-232. (in Chinese)
- [4] Jeffery A L, Torrence P B, Derk S P. Development needs for advanced afterburner designs[R]. AIAA 2004-4192, 2004.
- [5] Jobin T R, Gamble E J, Bachmann J G. Development of a computer program for thermal analysis of aircraft cooling liners[R]. AIAA 2006-986, 2006.
- [6] 张宗卫, 朱惠人, 刘聪, 等. 全气膜冷却叶片表面换热系数和冷却效率研究[J]. 西安交通大学学报, 2012, 46(7): 103-107.
ZHANG Zongwei, ZHU Huiren, LIU Cong, et al. Heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on a full-film cooling vane[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2012, 46(7): 103-107. (in Chinese)
- [7] 谢浩, 张靖周. 致密孔阵气膜冷却绝热温比和对流换热系数的数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1229-1235.
XIE Hao, ZHANG Jingzhou. Numerical study on adiabatic wall cooling effectiveness and convective heat transfer coefficient of effusion cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1229-1235. (in Chinese)
- [8] 胡超, 许全宏, 徐剑, 等. 冲击/发散冷却壁温分布和冷却效率研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1080-1084.
HU Chao, XU Quanhong, XU Jian, et al. Investigation of the wall temperature distribution and cooling efficiency for impingement/effusion cooling scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1080-1084. (in Chinese)
- [9] 张荣春, 樊未军, 宋双文, 等. 驻涡燃烧室发散冷却方案试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(12): 2667-2675.
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, SONG Shuangwen, et al. Experimental investigation on transpiration cooling of trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(12): 2667-2675. (in Chinese)
- [10] 王寅会, 常海萍, 王玉梅. 纵向波纹隔热屏气膜孔流量系数的实验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1758-1762.
WANG Yinwei, CHANG Haiping, WANG Yumei. Experimental investigation on discharge of film holes in a longitudinal ripple insulated liner[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1758-1762. (in Chinese)
- [11] 常国强. 正弦型波纹壁面气膜冷却研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
CHANG Guoqiang. Research on film cooling of sinusoidal corrugated wall[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [12] Thornton E A. Coupled flow thermal and structural analysis of aerodynamically heat panels[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(11): 1052-1059.
- [13] Barozzi G S, Pagliarini G. A method to solve conjugate heat transfer problems: the case of fully developed laminar flow in a pipe[J]. Journal of Heat Transfer, 1985(107): 77-83.
- [14] 王梅娟, 宋双文, 胡好生, 等. 冲击+同向对流+气膜冷却的三维壁温计算与分析[J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2282-2286.
WANG Meijuan, SONG Shuangwen, HU Haosheng, et al. Numerical computation and analysis of three-dimensional wall temperature of impingement + identical flow convection + film composite cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2282-2286. (in Chinese)
- [15] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 层板冷却特性的实验与数值模拟研究[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 134-138.
QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental and numerical investigation of the cooling characteristics in a laminate porous plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 134-138. (in Chinese)
- [16] 《高温合金手册》编写组. 高温合金手册[M]. 北京: 冶金工业出版社, 1972.
- [17] Funazaki K, Hachiya K. Systematic numerical studies on heat transfer and aerodynamic characteristics of impingement cooling devices combined with pins[R]. ASME Paper GT2003-38256, 2003.
- [18] Rao G A, Kitron-Belinkov M, Yeshayahou L. Numerical analysis of a multiple jet impingement system[R]. ASME Paper GT2009-59719, 2009.