

旋流杯燃烧室头部冷却设计及壁温分析

朱 诚, 于小兵, 陈 思, 卢铭涛, 周 飞

(中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081)

摘 要: 针对旋流杯燃烧室头部复杂、紧凑结构进行冷却设计, 制定了3个冷却设计方案。通过数值仿真计算了不同方案的头部流场、温度场及壁温分布, 结果表明火焰筒头部无冷却时近壁面存在角涡, 卷吸燃气形成高温驻涡, 导致火焰筒头部壁面存在大范围高温, 最高壁温为1 178 K。燃烧室头部冷却设计方案通过引入内、外整流罩间的冷却气形成气膜保护, 同时吹除近壁面角涡, 均能在不同程度上降低头部壁温。隔热屏采用多斜孔冷却时受几何尺寸限制, 气膜未发展均匀且贴壁性较差, 导致冷却效果不佳。通过设计导流环结构可实现紧凑空间分流控制冷却, 同时调整流路设计提高冷却气质量流量及流速, 在隔热屏及旋流器套筒处形成均匀贴壁气膜, 壁温低于870 K。在高温高压条件下通过燃烧室部件试验对优选方案进行验证, 结果表明燃烧室头部壁温未超出材料长期允许工作温度, 通过头部冷却设计可有效控制壁温。

关 键 词: 燃烧室; 旋流杯; 冷却设计; 多斜孔; 气膜冷却; 分流控制; 壁温

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Cooling design and wall temperature analysis of swirl-cup combustor head

Zhu Cheng, Yu Xiaobing, Chen Si, Lu Mingtao, Zhou Fei

(Guiyang Engine Design Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Guiyang 550081, China)

Abstract: For the cooling design for the complex and compact structure of the swirl-cup combustor head, three cooling design schemes were proposed. Numerical simulations were conducted to calculate the flow field, temperature field, and wall temperature distribution for different schemes. The results showed that, without cooling, corner vortices near the wall in the head led to the formation of high-temperature stagnation vortices by drawing in burning gases, causing a wide range of high temperatures on the surface of the flame tube head with a maximum wall temperature of 1 178 K. The head cooling designs involved introducing cooling air between the inner and outer fairings to form a protective air film and disperse the near-wall corner vortices, effectively reducing the head wall temperature to varying degrees. The use of inclined multi-hole in the thermal shield was limited by geometrical dimensions, resulting in uneven development and poor adhesion of the air film, and leading to ineffective cooling. By designing a guide ring structure, it is possible to control the diversion of cooling in a compact space and to adjust the flow path design to increase the cooling airflow rate and velocity, forming a uniform air film adhering to the wall at the thermal shield and the swirler housing, with a wall temperature below 870 K. Under high temperature and high pressure conditions, the optimized scheme was validated through combustor component tests. The results demonstrated that the combustor head wall temperature did not exceed the material's long-term permissible operating temperature, proving that the head cooling design could effectively control the wall temperature.

收稿日期: 2025-05-30

作者简介: 朱诚(1991—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事主燃烧室冷却及热防护研究。E-mail: zhucheng199102@163.com

通信作者: 于小兵(1985—), 男, 研究员, 主要从事燃烧室设计。E-mail: 274957924@qq.com

引用格式: 朱诚, 于小兵, 陈思, 等. 旋流杯燃烧室头部冷却设计及壁温分析[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250258. Zhu Cheng, Yu Xiaobing, Chen Si, et al. Cooling design and wall temperature analysis of swirl-cup combustor head[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250258.

Keywords: combustor; swirl-cup; cooling design; inclined multi-hole; film cooling; diversion control; wall temperature

燃烧室头部负责燃油雾化、油气混合和燃烧组织^[1],是燃烧室的重要组成部分。燃烧室是航空发动机中工作温度最高的部件,头部需承受高速来流的气动冲击和高温燃气的辐射及强对流换热,头部流场和温度场极其复杂,导致壁面冷却效果差,易出现变形、烧蚀及裂纹等故障,从而影响燃烧室性能和工作可靠性。因此,需对燃烧室头部进行合理有效的冷却设计。

燃烧室冷却技术的发展趋势是由纯气膜到高效的主动冷却,由单一冷却到复合冷却^[2],采用多种冷却方式从而吸收各种冷却方式长处、抵消弱点的复合冷却技术^[3]。目前广泛应用的高效冷却技术主要有斜孔冷却、气膜/多斜孔冷却、冲击/多斜孔冷却及层板冷却等。与传统气膜冷却相比多斜孔冷却具有冷却用气量少、壁温梯度小等优点^[4],且开孔面积相同时多斜孔孔径越小冷却效果越好^[5],进气条件^[6]、吹风比^[7]、孔复合角^[8-10]、扩展型面^[11-12]等对冷却效率有重要影响。对于层板冷却,采用水滴形扰流柱时孔板传热系数较高^[13],采用圆形扰流柱时层板内流阻较大^[14],与冲击孔并排的扰流柱面努塞尔数最大^[15],孔径、层板间距及扰流柱直径对冷却效果有重要影响^[16]。气膜/多斜孔复合冷却结构在小吹风比下偏角为 45° 时冷却效率最高,而在高吹风比下不宜设置偏角^[17],随着主流雷诺数和吹风比的增大,传热系数增大^[18]。冲击/多斜孔冷却当多斜孔在冲击孔间对称分布时总体换热效果较好^[19],双层板间有大量的涡可强化冷侧对流换热,多斜孔出口气流存在旋转方向相反的肾形涡结构,将加剧气膜与主流的混合^[20],主流为充分发展湍流时吹风比和几何结构参数是影响燃气侧传热系数的主要因素^[21],通过优化冲击孔排布可有效降低壁温^[22-23]。赵婷杰等^[24]研究了旋流杯燃烧室采用平直孔板耦合挡溅板和斜向导流孔板耦合导流护罩两种头部冷却结构时的火焰筒壁温分布情况。王海等^[25]采用大涡模拟研究了带凹坑的气膜孔传热特性,发现凹坑可诱发反肾形涡对,改善气膜贴壁性从而提高冷却性能。现有研究大多集中在冷却机理及冷却结构几何参数、吹风比等对冷却效果影响方面,模型多为简单的平板结构,试验条件多为常温常压或低温低压,针对燃烧室头部复杂结构的

冷却设计研究较少,同时缺乏高温高压条件下的试验验证。

本文针对旋流杯燃烧室头部复杂、紧凑结构进行冷却设计,通过数值仿真计算了不同方案的头部流场及壁温分布,并在高温高压条件下通过燃烧室部件试验对冷却设计方案进行验证。

1 燃烧室头部冷却结构设计

1.1 燃烧室结构

图 1 为燃烧室结构,以双油路离心式压力雾化喷嘴及带文氏管和套筒结构的双级轴流式旋流器组成的旋流杯作为燃油雾化装置,与隔热屏及内、外整流罩一起组成燃烧室头部,头部结构紧凑、空间狭小,内整流罩通过与隔热屏间的缝槽形成气膜保护,隔热屏及旋流器套筒无冷却结构。以该结构作为基本型,在不影响燃烧室头部流场结构及燃烧组织的条件下,开展燃烧室头部隔热屏及旋流器套筒的冷却设计。根据设计准则,一般推质比为 $6\sim 8$ 的一级发动机燃烧室在 1 atm ($1.013 \times 10^5\text{ Pa}$)压差下单位面积冷却气量约为 1 kg/s ,头部冷却气量可适当增大,一般不超过 1.5 kg/s 。

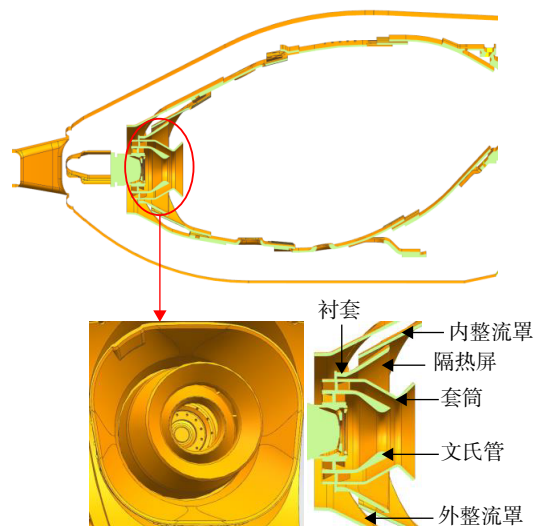


图 1 燃烧室结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the combustor

1.2 头部冷却方案 1

头部冷却方案 1 结构如图 2 所示,在衬套上增加小孔引入内、外整流罩间的冷却气,冷却气

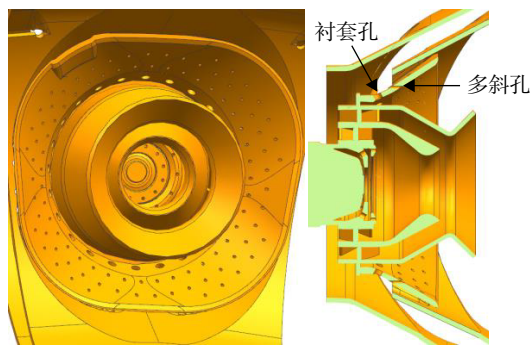


图 2 方案 1 头部冷却结构

Fig. 2 Cooling structure of scheme 1 combustor head

沿旋流器外环收缩壁面流至套筒处形成冷却气膜; 隔热屏采用多斜孔冷却, 共 3 圈孔, 多斜孔沿火焰筒轴线方向, 与隔热屏壁面约成 20° 夹角。

1.3 头部冷却方案 2

头部冷却方案 2 结构如图 3 所示, 增加导流环结构, 相应增大衬套环面直径, 通过衬套孔引入内、外整流罩间的冷却气, 引入的空气一部分通过导流环与隔热屏间的缝槽形成贴壁气膜冷却隔热屏, 另一部分通过导流环孔流至旋流器套筒处冷却套筒, 导流环孔中心线与旋流器外环收缩壁面平行以减小气流损失, 提高套筒处冷却气速度。

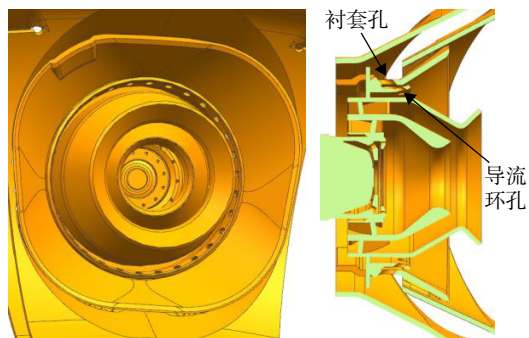


图 3 方案 2 头部冷却结构

Fig. 3 Cooling structure of scheme 2 combustor head

1.4 头部冷却方案 3

头部冷却方案 3 结构如图 4 所示, 在方案 2 的基础上, 调整导流环上冷却孔的轴向位置及方向, 使导流环上的孔与衬套上的孔轴线重合, 从而使导流环孔进气更加顺畅, 减小流阻提高其进气量。同时对旋流器外型面修型, 使旋流器外环收缩壁面与导流环孔方向平行, 以减小气流损失, 提高套筒处冷却气速度。同时套筒外壁保留小段扩张段, 防止冷却气冲击旋流器出来的气流而影响头部流场。

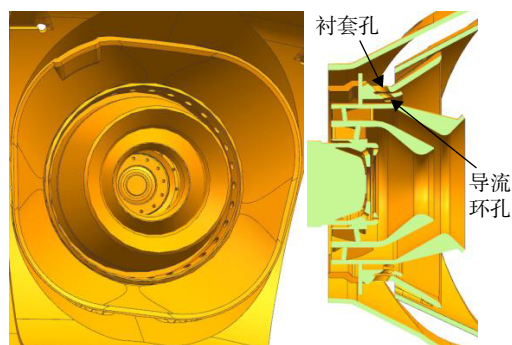


图 4 方案 3 头部冷却结构

Fig. 4 Cooling structure of scheme 3 combustor head

2 计算模型和方法

2.1 计算模型

计算模型如图 5 所示, 为扇形单头部燃烧室, 采用周期性边界, 为使进出燃烧室的气流更平顺, 在进出口位置增加平直段。数值模拟采用 Fluent 软件, 由于结构复杂, 计算区域采用非结构化四面体网格离散, 计算域分为流体域和固体域, 流体域网格特征尺寸控制在 3 mm 内, 固体域网格特征尺寸控制在 1 mm 内, 同时对火焰筒头部、壁面细小结构、气膜孔缝、多斜孔等区域局部加密以提高计算精度, 最小网格尺寸为 0.1 mm , 最小气膜孔处保证至少有 5 个网格节点。为保证计算一致性, 所有算例网格设置相同, 网格数量相当, 网格模型如图 6 所示。为验证网格无关性, 图 7 计算了不同网格数时火焰筒内距模型进口截面 $x=260\text{ mm}$ 处同一位置的速度 V , 可以看到当网格数量大于 2 300 万后计算参数基本不再随网格数的增加而改变, 因此本文计算选择 2 300 万网格。

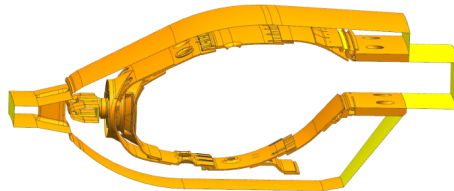


图 5 计算模型

Fig. 5 Calculation model

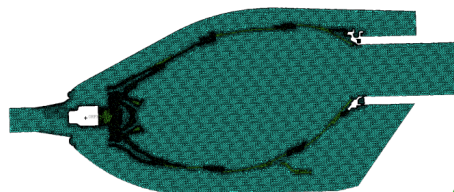


图 6 燃烧室网格

Fig. 6 Mesh generation of combustor

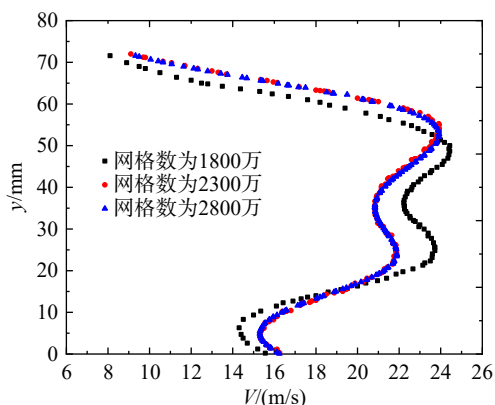
图 7 距离燃烧室进口 $x=260$ mm 处轴向速度

Fig. 7 Axial-direction velocity at $x=260$ mm from the inlet of combustor

2.2 计算方法

通过划分网格将计算域物质连续性方程、动量方程、能量方程和组分控制方程离散求解,采用热-流-固耦合方法对流场和固体壁面内换热进行耦合计算,以提高壁温计算精度。燃烧室内流动为充分发展的湍流,采用 *realizable k- ϵ* 湍流模型,而近壁区函数采用 *scalable wall functions*, y^+ 值为 20。该燃烧室采用双油路离心式压力雾化喷嘴,计算模型选择压力-旋流雾化模型,根据喷雾试验结果设置雾化锥角、主副油路喷嘴直径及油压,使用二次雾化模型考虑液滴破碎和聚并。燃油燃烧采用部分预混燃烧模型,通过求解混合分数方程和反应进程变量来分别确定组分浓度和火焰前缘位置,使用火焰面生成流形模型 (FGM),以煤油-空气 16 组分 30 步化学反应机理简化燃烧化学反应动力学模型,文献 [24] 使用该反应机理进行了计算研究,并通过试验进行了验证。采用离散坐标模型 (DOM) 计算辐射强度和辐射源项。考虑燃气、燃油和壁面物性参数随温度的变化。计算采用分离隐式稳态求解器,速度和压力耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法,各参数均采用二阶迎风格式离散。计算不同方案燃烧室地面最大状态下的流场、温度场及壁温分布,模型进口质量流量为 2.1 kg/s,压力为 2.2 MPa,温度为 780 K。

3 计算结果

3.1 基本型

燃烧室头部隔热屏及旋流器套筒无冷却时的局部流场如图 8 所示,旋流器出口气流部分回流导致在旋流器与火焰筒头部壁面间形成角涡结构,

上方的角涡贴近壁面,下方的角涡离壁面稍远。燃油聚集在旋流器与头部壁面间,壁面附近油气比在 0.056~0.083 (见图 9),恰当燃烧油气比为 0.067,燃油会在近壁区燃烧。燃烧室工作时头部燃气温度高达 2 500 K (见图 10),由于头部角涡中心气压较低,气流将高温燃气卷入角涡内形成高温驻涡,上方近壁面涡温度约为 1 765 K,下方角涡温度约为 1 277 K。从图 11 中燃烧室头部壁温分布可以看到,受头部高温驻涡影响,壁面存在明显高温区,隔热屏及内整流罩外环最高壁温约为 1 178 K,超出材料长期允许工作温度 (1 173 K),内环由于角涡未靠近壁面且气流本身温度不高所以壁温较低;旋流器套筒整体壁温偏高,收缩段壁温在 1 004 K 左右,扩张段最高壁温为 1 132 K。

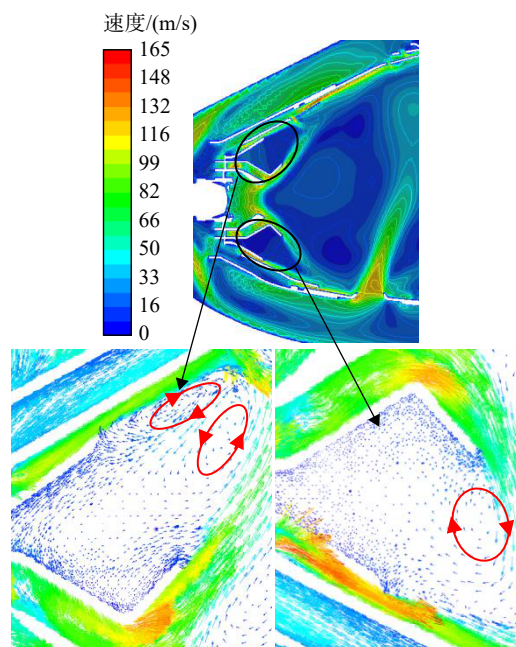


图 8 基本型燃烧室头部速度矢量图

Fig. 8 Velocity vector of the basic type head of combustor

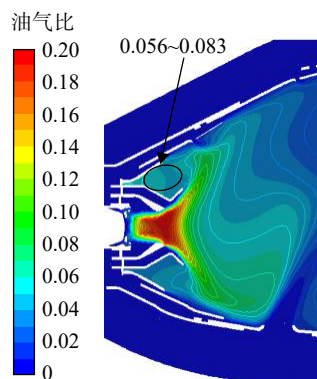


图 9 基本型燃烧室头部油气比分布

Fig. 9 Oil-gas ratio distribution of the basic type head of combustor

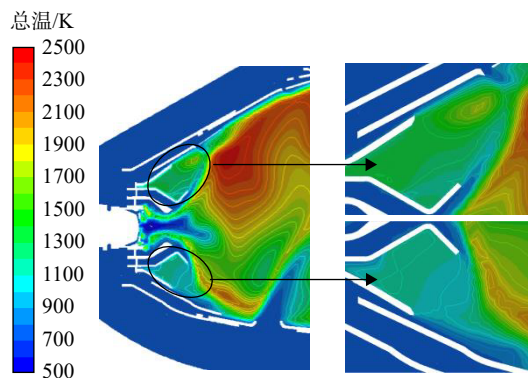


图 10 基本型燃烧室头部温度场

Fig. 10 Temperature field of the basic type head of combustor

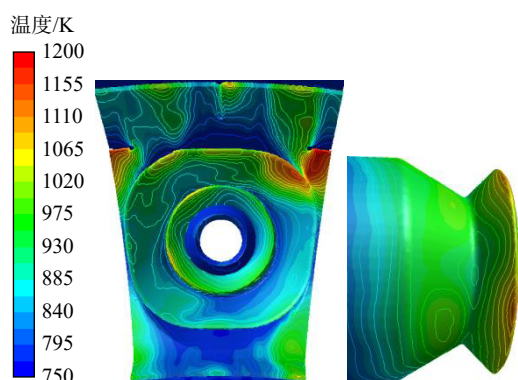


图 11 基本型燃烧室头部壁温

Fig. 11 Wall temperature of the basic type head of combustor

可见基本型燃烧室头部需增加冷却设计以降低壁温。计算燃烧效率为 0.99, 总压恢复系数为 0.947, 出口温度场出口温度分布系数(OTDF)为 0.293、径向温度分布系数(RTDF)为 0.139。

3.2 方案 1

方案 1 燃烧室头部局部流场如图 12 所示, 隔热屏及旋流器套筒增加冷却结构后冷却气吹除了近壁面角涡, 仅在上方离壁面较远的位置还有一个角涡。隔热屏在 $1 \text{ atm} (1.013 \times 10^5 \text{ Pa})$ 压差下单位面积冷却气量为 0.93 kg/s , 套筒单位面积冷却气量为 0.77 kg/s , 冷却气能较好地贴套筒外壁流动, 但由于冷却气经衬套进入后冲击旋流器壁面损失较大且气流流程较长, 冷却气到达套筒后端时速度较小, 约为 10 m/s 。多斜孔冷却气可将旋流器与头部壁面间的燃油吹离, 但由于气流较弱, 隔热屏末端仍有燃油聚集, 壁面附近油气比小于 0.009 (见图 13)。

方案 1 燃烧室头部温度场如图 14 所示, 冷却气可有效吹除旋流器与头部壁面间的火焰, 气流温度显著下降, 上方近壁面气流温度约为 1350 K , 下方近壁面气流温度约为 876 K 。图 15 为燃烧室

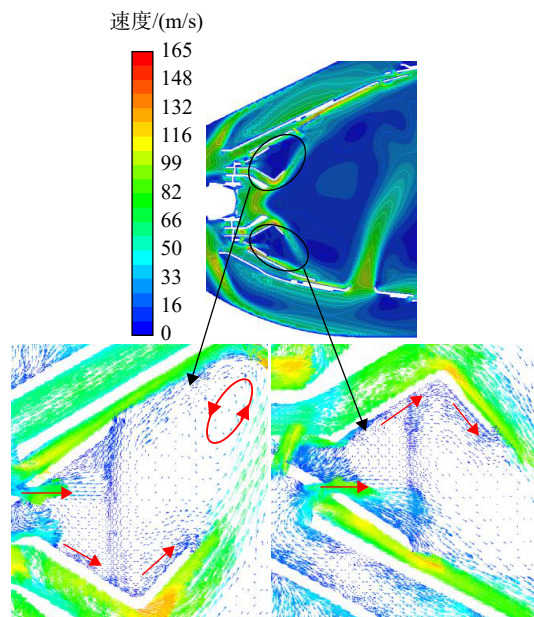


图 12 方案 1 燃烧室头部速度矢量图

Fig. 12 Velocity vector of the scheme 1 head of combustor

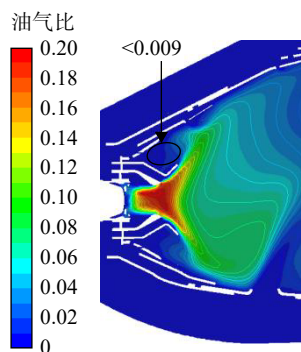


图 13 方案 1 燃烧室头部油气比分布

Fig. 13 Oil-gas ratio distribution of the scheme 1 head of combustor

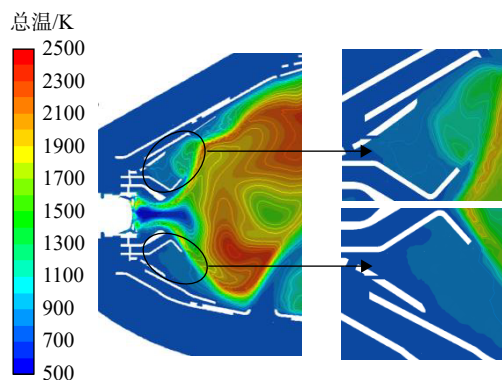


图 14 方案 1 燃烧室头部温度场

Fig. 14 Temperature field of the scheme 1 head of combustor

头部壁温分布情况, 与基本型相比壁温有所下降, 但隔热屏及内整流罩外环左、右转接角处依然存在明显高温, 壁温约为 1020 K , 这主要是由于多斜孔排数太少, 气膜未能发展均匀, 同时该处型

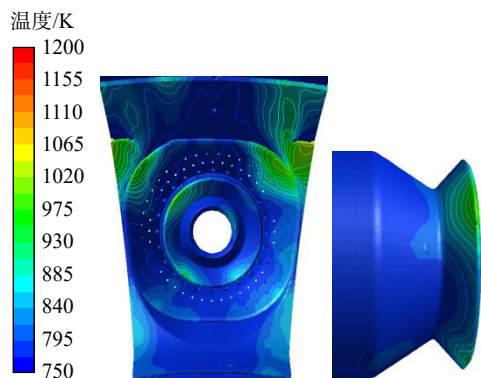


图 15 方案 1 燃烧室头部壁温

Fig. 15 Wall temperature of the scheme 1 head of combustor

面变化较大导致气膜贴壁性差;套筒收缩段壁温较低,扩张段壁温较高,局部高温达 998 K,这是由于该处冷却气速度偏低导致冷却效果较差。计算燃烧效率为 0.99,总压恢复系数为 0.948,出口温度场 OTDF 为 0.301、RTDF 为 0.142。

3.3 方案 2

方案 2 燃烧室头部局部流场如图 16 所示,增加导流环结构后隔热屏的气膜贴壁性较好,且能够有效吹除近壁面角涡。隔热屏在 1 atm ($1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$) 压差下单位面积冷却气量为 1.11 kg/s ,套筒单位面积冷却气量为 0.77 kg/s ,与方案 1 相比,冷却气经导流环流至套筒处时损失减小,流速增大后气流由套筒收缩段流至扩张段时在冲击作用下形成了小的涡结构,这将削弱扩张段的气膜,冷却气到达套筒后端时速度约为 27 m/s 。方案 2 冷却气同样可以吹除旋流器与头部壁面间的燃油,但由于套筒冷却气流较弱,隔热屏末端仍有燃油

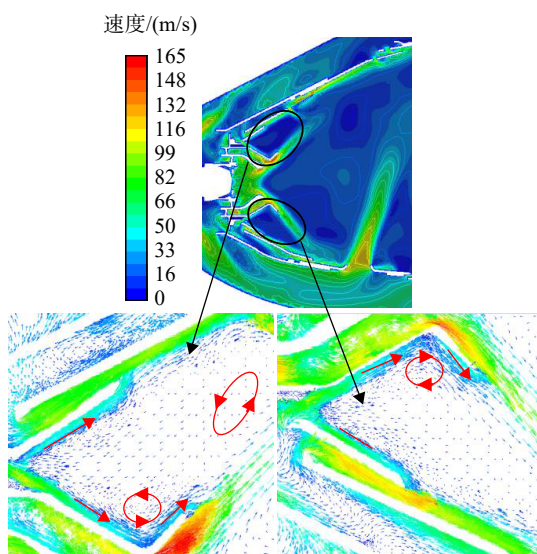


图 16 方案 2 燃烧室头部速度矢量图

Fig. 16 Velocity vector of the scheme 2 head of combustor

聚集,壁面附近油气比小于 0.009(见图 17)。

方案 2 燃烧室头部温度场如图 18 所示,旋流器与头部壁面间的气流温度约为 1147 K 。图 19 为燃烧室头部壁温分布情况,与方案 1 相比,由于隔热屏单位面积冷却气量增大且气膜贴壁性更好,隔热屏壁温大幅下降,最高壁温为 846 K ;套筒处冷却气流速度增大后壁温有所下降,但仍存在局部高温,最高壁温为 975 K 。计算燃烧效率为 0.99,总压恢复系数为 0.948,出口温度场 OTDF 为 0.296、

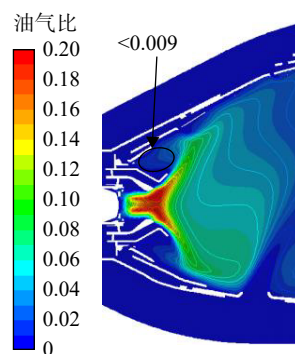


图 17 方案 2 燃烧室头部油气比分布

Fig. 17 Oil-gas ratio distribution of the scheme 2 head of combustor

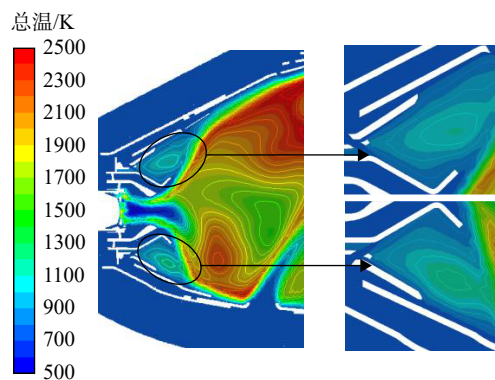


图 18 方案 2 燃烧室头部温度场

Fig. 18 Temperature field of the scheme 2 head of combustor

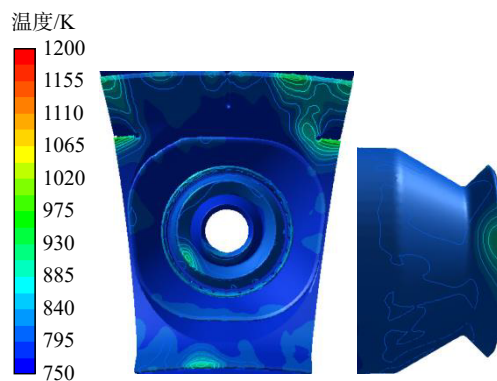


图 19 方案 2 燃烧室头部壁温

Fig. 19 Wall temperature of the scheme 2 head of combustor

RTDF 为 0.134。

3.4 方案 3

为进一步降低旋流器套筒壁温, 在方案 2 的基础上调整导流环孔及套筒外型面, 以提高套筒处冷却气量并减小其流阻。调整后隔热屏在 1 atm (1.013×10^5 Pa) 压差下单位面积冷却气量为 1.09 kg/s, 套筒单位面积冷却气量为 1.29 kg/s, 套筒收缩段与扩张段间的涡消失(见图 20), 冷却气到达套筒后端时速度约为 41 m/s。套筒冷却气流增强后, 旋流器与头部壁面间的燃油基本被吹除, 壁面附近油气比小于 0.005(见图 21)。

方案 3 燃烧室头部温度场如图 22 所示, 旋流器与头部壁面间的流体温度上方约为 1100 K, 下方约为 900 K, 与方案 2 相比套筒冷却气速度提高后可有效吹离边缘的高温燃气, 因此温度大幅下降。图 23 为燃烧室头部壁温分布情况, 隔热屏

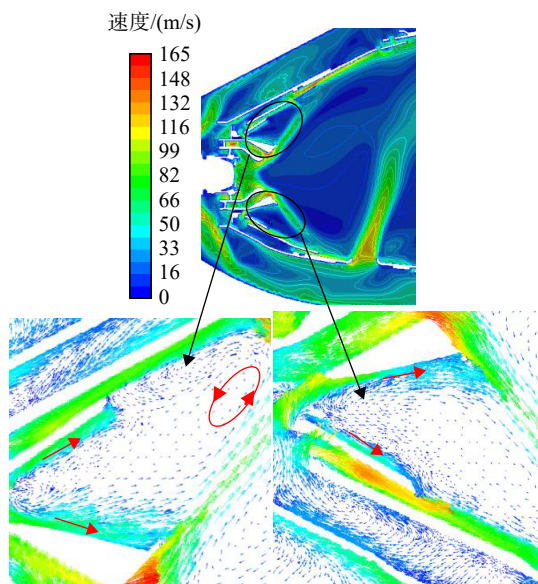


图 20 方案 3 燃烧室头部速度矢量图

Fig. 20 Velocity vector of the scheme 3 head of combustor

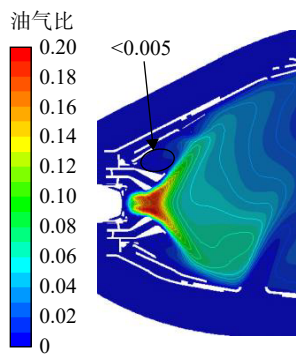


图 21 方案 3 燃烧室头部油气比分布

Fig. 21 Oil-gas ratio distribution of the scheme 3 head of combustor

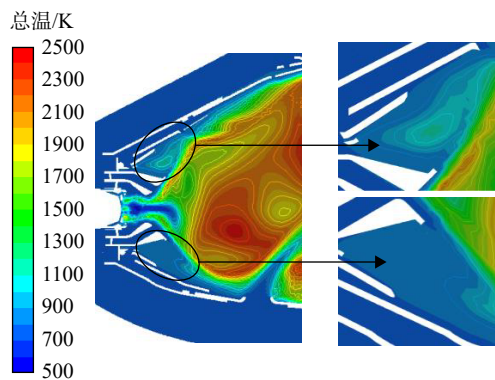


图 22 方案 3 燃烧室头部温度场

Fig. 22 Temperature field of the scheme 3 head of combustor

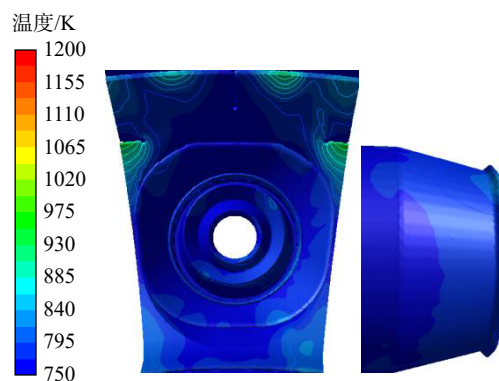


图 23 方案 3 燃烧室头部壁温

Fig. 23 Wall temperature of the scheme 3 head of combustor

最高壁温为 848 K, 套筒处单位面积冷却气量及气流速度增大后壁温显著下降, 已无明显高温区, 最高壁温约为 866 K。内整流罩外环局部存在高温区, 最高壁温为 955 K。计算燃烧效率为 0.99, 总压恢复系数为 0.949, 出口温度场 OTDF 为 0.294, RTDF 为 0.134。

3.5 结果分析

仿真计算结果表明, 燃烧室头部无冷却时壁温较高, 3 个燃烧室头部冷却设计方案通过引入冷却气吹除近壁面角涡并形成气膜, 均能在不同程度上降低头部壁温(见表 1)。不同方案总压恢复系数差异较小, 头部采用发散孔时出口温度场不均匀性变差, 其余方案温度场分布相当。对于头部复杂、紧凑结构, 发散孔的倾角和排数均受到限制, 导致气膜贴壁性差且无法完全覆盖壁面, 因此方案 1 壁温依然偏高。方案 2 设计导流环分流冷却隔热屏和旋流器套筒, 在少量增加冷却气的情况下隔热屏壁温大幅降低。方案 3 在方案 2 基础上, 通过调整流路设计提高套筒处冷却气质量流量及流速, 使套筒处壁温大幅降低; 通过优化隔热屏结构保证冷却间隙, 内整流罩壁温有所

表 1 不同冷却方案对比				
Table 1 Comparison of different cooling schemes				
方案	冷却气量/(kg/s)		最高壁温/K	
	隔热屏	套筒	隔热屏	套筒
基本型			1 178	1 132
方案 1	0.93	0.77	1 020	998
方案 2	1.11	0.77	846	975
方案 3	1.09	1.29	848	866

降低。方案 3 头部在 1 atm(1.013×10^5 Pa)压差下单位面积冷却气量小于 1.3 kg/s,符合相关设计准则,壁温分布较均匀且远低于材料长期许用工作温度,综合考虑确定方案 3 为火焰筒头部冷却设计优选方案。

4 试验系统及试验结果

4.1 试验条件

对采用方案 3 的全环燃烧室在部件试验台上

进行巡航状态和地面最大状态下燃烧室性能试验,以测取火焰筒壁温。地面最大状态试验参数采用等速度准则进行模化,保持进口马赫数及温度与真实工况一致,以保证壁温能反映真实工况水平,可验证仿真计算结果。试验时燃烧室进口压力为 0.6~1.6 MPa,进口温度为 630~800 K。

4.2 试验系统

试验系统如图 24 所示,由空气、燃油、冷却水、氮气吹扫、电控、测试等系统组成,图中 K 表示阀门,L 表示流量喷嘴。空压站的高压空气经 K3 进入全环试验管道,通过调节 K2、K3、K5、K16、K17 得到试验所需的空气质量流量和压力。利用试验件排出的高温燃气在换热器内加热燃烧室进口气流,若温度无法达到燃烧室进口温度要求,则通过加热器辅助加热。试验时调节试验件油、气供给逐步升温,达到试验状态要求后稳定状态并进行参数测量。

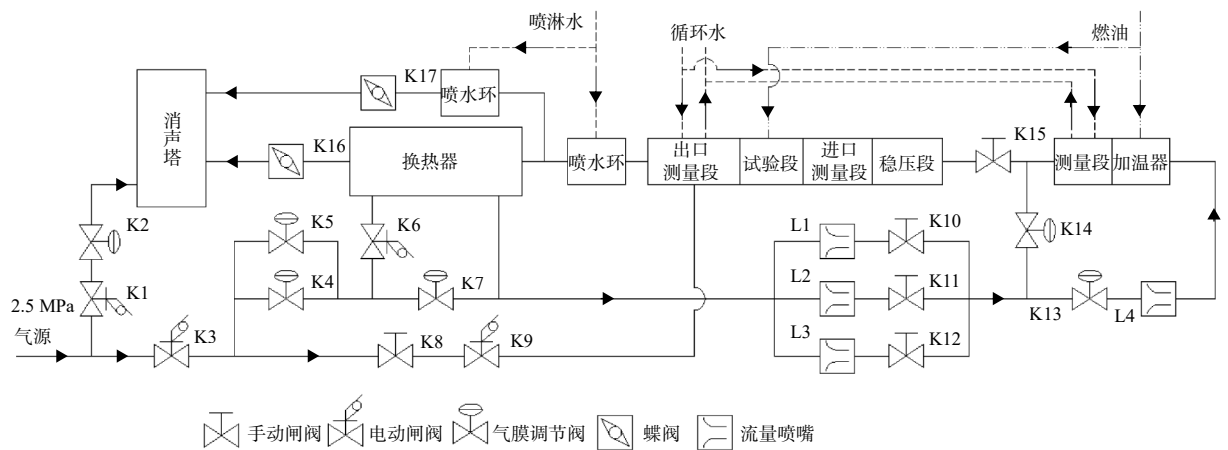


图 24 试验系统示意图
Fig. 24 Schematic diagram of the test system

4.3 参数测量

在试验件进、出口转接段通道内,分别布置压力、温度感头以测取燃烧室进、出口参数。旋流器套筒处无法引线布置热电偶,采用喷涂示温漆的方式测取壁温,选用国产示温漆 SW-M-5,测温范围为 773~1 173 K,误差为 ± 50 K。试验后分解燃烧室,将套筒与标准样片比对以判断套筒温度。隔热屏焊接在内整流罩上,两者间隙极小,无法引线布置热电偶,同时头部流场复杂,燃油及炭烟粒子易飞溅至隔热屏上导致示温漆无法判读,因此也无法采用示温漆测取壁温。根据头部流场及温度场特点分析认为隔热屏壁温低于内整

流罩壁温,因此通过测取内整流罩壁温来间接评估隔热屏壁温。内整流罩通过布置热电偶测取壁温 t ,测点 1~4 见图 25,采用 K 型热电偶,测量范围为 443~1 373 K,测量精度为 $\pm 0.75\%|t|$ 。

4.4 火焰筒壁温测量

示温漆结果见图 26,局部黏附燃油及炭烟粒子导致无法判读,整体上根据示温漆色卡对比判读套筒壁温未超过 800 ℃,说明套筒冷却设计可有效保护旋流器可靠工作。

分别在巡航状态和地面最大状态测取了内整流罩壁温值(见图 27),可以看到同一位置地面最大状态的壁温远高于巡航状态,内整流罩外环壁

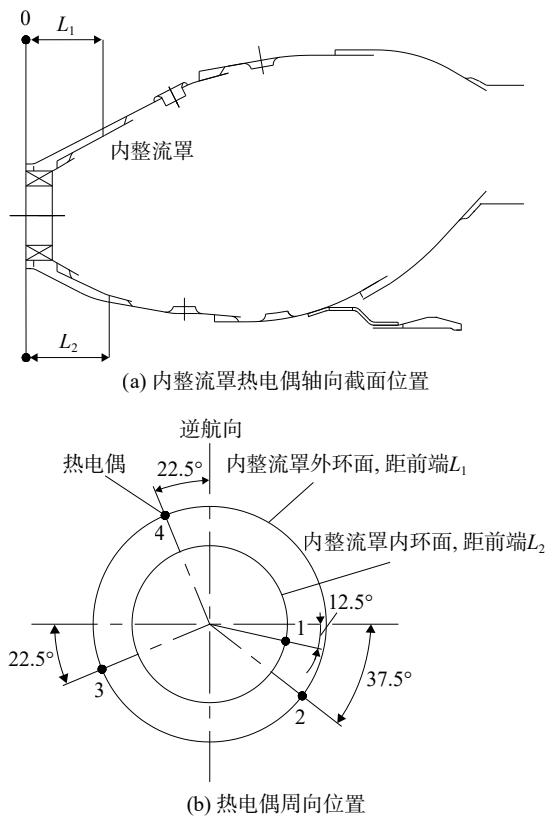


图 25 火焰筒壁温测点位置
Fig. 25 Positions of measuring point of flame

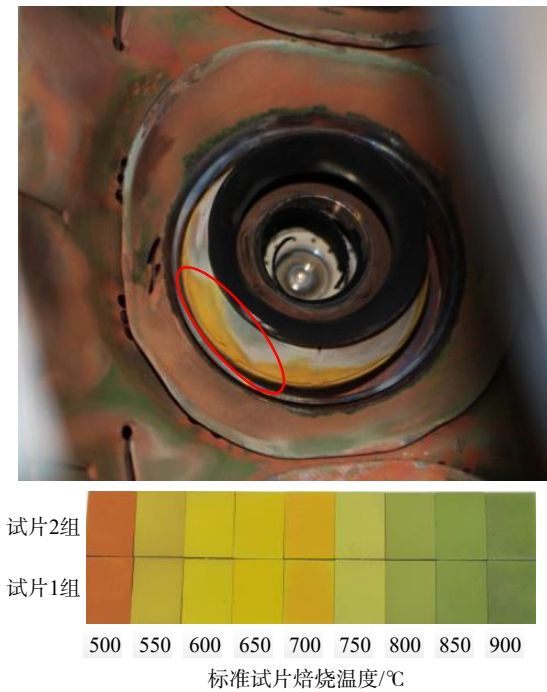


图 26 旋流器套筒示温漆结果
Fig. 26 Result of chameleon paint of the hydrocyclone

温高于内环壁温,最高壁温约为 954 K。地面最大状态计算结果与试验结果对比见表 2,计算的壁温低于试验结果,主要是由于雾化及燃烧模型

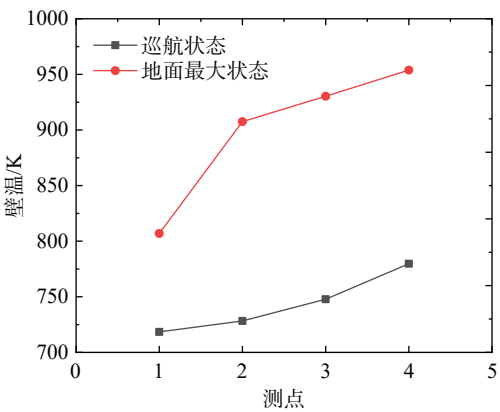


图 27 火焰筒内整流罩壁温值
Fig. 27 Wall temperature of the inner fairing of flame

表 2 计算结果与试验结果对比

Table 2 Comparison of the calculation results and experimental results

测点	计算结果	试验结果	差值
1	806.9	793.9	13.0
2	907.5	849.4	58.1
3	930.3	922.1	8.2
4	953.8	922.1	31.7

为理想状态,但计算结果与试验结果差值小于 60 K,两者较为吻合,说明计算结果是可信的。分析认为隔热屏壁温应不超过 950 K,燃烧室头部冷却设计可隔绝高温燃气烧蚀,使壁温在合理范围内。

5 结 论

本文针对旋流杯燃烧室头部复杂、紧凑结构进行冷却设计及壁温分析,主要结论如下:

- 1) 燃烧室头部无冷却时近壁面存在角涡,卷吸燃气形成高温驻涡,导致头部壁温超出材料长期允许工作温度。通过引入内、外整流罩间的冷却气流改善近壁面流场结构,消除近壁面角涡同时形成气膜隔绝高温燃气,不同方案壁温降幅在 130~330 K。
- 2) 旋流杯燃烧室头部复杂、紧凑结构不宜采用发散孔冷却,通过导流环实现分流控制冷却可使壁温降低近 300 K,其关键在于利用冷却气吹除近壁面角涡并形成贴壁气膜,同时调整流路设计提高冷却气质量流量及流速。
- 3) 内整流罩壁温偏高,后续可通过调整隔热屏型面及冷却间隙尺寸进一步加强内整流罩的冷却。

参考文献:

[1] 金如山,索建秦.先进燃气轮机燃烧室[M].北京:航空工业

- 出版社, 2016.
- [2] 林宏军, 迟雪. 火焰筒先进热防护技术发展及工程应用分析[J]. 航空动力, 2020(3): 66-70.
Lin Hongjun, Chi Xue. Development and engineering application analysis of advanced thermal protection technology of flame tube[J]. Aerospace Power, 2020(3): 66-70. (in Chinese)
- [3] 商体松, 赵明, 涂冰怡. 航空发动机燃烧室冷却结构的发展及浮动壁结构的关键技术[J]. 航空工程进展, 2013, 4(4): 407-413.
Shang Tisong, Zhao Ming, Tu Bingyi. Development of aero-engine combustor cooling structure and the key technologies of floating-wall[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(4): 407-413. (in Chinese)
- [4] 刁瑶朋, 王少波. 多斜孔冷却火焰筒燃烧性能试验研究[J]. 航空发动机, 2016, 42(1): 84-87.
Diao Yaopeng, Wang Shaobo. Experimental study on combustion performance of multiple incline holes cooling flame tube[J]. Aero-engine, 2016, 42(1): 84-87. (in Chinese)
- [5] 渠立红, 张靖周, 谭晓茗. 发散孔结构参数对横向波纹表面气膜绝热冷却效率的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 590-596.
Qu Lihong, Zhang Jingzhou, Tan Xiaoming. Effects of structural parameters of effusion holes on adiabatic film cooling effectiveness over transverse corrugated surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 590-596. (in Chinese)
- [6] 宋坤, 张净玉, 王嘉玺, 等. 等压差条件下多斜孔综合冷效实验研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1842-1849.
Song Kun, Zhang Jingyu, Wang Jiaxi, et al. Experimental study on overall cooling effectiveness of inclined multihole under the same pressure differential[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(8): 1842-1849. (in Chinese)
- [7] Hu Y, Ji H. Numerical study on the effect of blowing angle on cooling effectiveness of effusion cooling[R]. ASME GT2004-54043, 2004.
- [8] 谭晓茗, 赵乃芬, 房人麟, 等. 出流孔复合角对发散孔板冷却效率的影响研究[J]. 推进技术, 2016, 37(6): 1092-1097.
Tan Xiaoming, Zhao Naifen, Fang Renlin, et al. Research on cooling characteristics of effusion wall with compound angle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(6): 1092-1097. (in Chinese)
- [9] 林宇震, 宋波, 李彬, 等. 不同偏角多斜孔壁气膜冷却绝热温比研究[J]. 推进技术, 1998, 19(5): 43-46.
Lin Yuzhen, Song Bo, Li Bin, et al. Investigation of adiabatic wall film effectiveness of inclined multihole wall film cooling with different delected angle[J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(5): 43-46. (in Chinese)
- [10] Zhang Chi, Lin Yuzhen, Xu Quanhong, et al. Cooling effectiveness of effusion walls with deflection hole angles measured by infrared imaging[J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(5/6): 966-972.
- [11] 周晨, 丁亮, 冯晓星. 扇形气膜孔几何参数对气膜冷却效率的影响[J]. 科学技术与工程, 2022, 22(16): 6734-6743.
Zhou Chen, Ding Liang, Feng Xiaoxing. Effect of hole geometry on the film cooling effectiveness of fan-shaped cooling holes[J]. Science Technology and Engineering, 2022, 22(16): 6734-6743. (in Chinese)
- [12] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1974, 17(5): 595-607.
- [13] 高宇, 谭晓茗, 单勇. 不同形状扰流柱对溢流层板腔内流动与换热特性的影响[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2019, 33(1): 75-82.
Gao Yu, Tan Xiaoming, Shan Yong. Effect of pin-fin shapes on internal flow and heat transfer characteristics of overflow laminate[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2019, 33(1): 75-82. (in Chinese)
- [14] 何跃龙, 徐华胜, 刘堃, 等. 扰流柱形状对层板流阻特性的影响研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4): 39-43.
He Yuelong, Xu Huasheng, Liu Kun, et al. Research on the effect of laminate plate pin-fin shape on internal-flow resistance characteristics[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 39-43. (in Chinese)
- [15] 张魏, 刘传, 刘松, 等. 带扰流柱阵的双层壁间隙冲击传热特性[J]. 科学技术与工程, 2024, 24(2): 834-841.
Zhang Wei, Liu Chuan, Liu Song, et al. Impinging heat transfer performance inside double-wall structure with pin-fin array[J]. Science Technology and Engineering, 2024, 24(2): 834-841. (in Chinese)
- [16] 季钧, 张靖周, 王春华. 稀疏孔阵层板冷却结构的主要参数影响数值研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(6): 848-856.
Ji Jun, Zhang Jingzhou, Wang Chunhua. Numerical investigation on influence of main structural parameters in lamilloy cooling configuration with a sparse hole array[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(6): 848-856. (in Chinese)
- [17] 杨卫华, 卢聪明, 郑建文. 气膜-发散冷却结构冷却效果的实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(4): 517-523.
Yang Weihua, Lu Congming, Zheng Jianwen. Experimental investigation on cooling effectiveness of film-effusion cooling[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(4): 517-523. (in Chinese)
- [18] 田美, 冯晓星, 石蕊, 等. 气膜-发散组合冷却结构换热特性的实验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(8): 1771-1779.
Tian Mei, Feng Xiaoxing, Shi Rui, et al. Experimental investigation on heat transfer characteristics of film-effusion combined cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(8): 1771-1779. (in Chinese)
- [19] 张勃, 李继保, 吉洪湖, 等. 冲击多斜孔壁中冲击孔与多斜孔相对开孔位置对换热特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(1): 25-29.
Zhang Bo, Li Jibao, Ji Honghu, et al. Effect of relative position between impinging hole and effusion hole on heat transfer characteristics of impinging/effusion composite cooling[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(1): 25-29. (in Chinese)
- [20] 杨卫华, 王立, 宋双文, 等. 冲击发散冷却流场结构 PIV 测量[J]. 航空动力学报, 2010, 25(3): 483-487.
Yang Weihua, Wang Li, Song Shuangwen, et al. PIV measurement of flow field for impingement-effusion cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 483-487. (in Chinese)
- [21] 许全宏, 林宇震, 刘高恩. 冲击/发散复合冷却方式发散壁换热系数研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 213-218.
Xu Quanhong, Lin Yuzhen, Liu Gaoen. Study of the effusion wall film heat transfer coefficients of impingement/effusion double wall cooling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 213-218. (in Chinese)
- [22] 韦宏, 祖迎庆. 双层壁冷却结构中多排射流冲击冷却的换

- 热和流阻特性[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(8): 1621-1632.
- Wei Hong, Zu Yingqing. Heat transfer and flow resistance characteristics of multi-row jet impingement cooling in double-wall cooling structure[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(8): 1621-1632. (in Chinese)
- [23] 陆成, 胡凯斌, 杨力. 非均匀热负荷条件下的平板冲击冷却优化[J]. *热能动力工程*, 2023, 38(12): 106-113.
- Lu Cheng, Hu Kaibin, Yang Li. Optimization of impingement cooling on plate under the condition of non-uniform thermal load[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2023, 38(12): 106-113. (in Chinese)
- [24] 赵婷杰, 于小兵, 卢铭涛, 等. 旋流杯燃烧室头部冷却设计及其对壁温的影响[J]. *航空动力学报*, 2023, 38(8): 1975-1983.
- Zhao Tingjie, Yu Xiaobing, Lu Mingtao, et al. Cooling design for head of swirl-cup combustor and its effect on wall temperature[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(8): 1975-1983. (in Chinese)
- [25] 王海, 范芳苏, 浦健, 等. 带凹坑圆孔气膜冷却流动传热特性[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(3): 492-501.
- Wang Hai, Fan Fangsu, Pu Jian, et al. Flow and heat transfer characteristics of round-hole film cooling with crater[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(3): 492-501. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)