

旋流杯燃烧室头部冷却设计及其对壁温的影响

赵婷杰^{1,2,3}, 于小兵¹, 卢铭涛¹, 王柏森^{2,3}, 林宇震^{2,3}

(1. 中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;

3. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 102206)

摘 要: 在保证燃烧室流场结构相似、流量分配相当的基础上, 针对旋流杯燃烧室开展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的设计, 通过高温高压扇形燃烧室试验和三维数值仿真对冷却性能进行评估和分析。结果表明: 平直孔板耦合挡溅板冷却结构的壁温远高于斜向导流孔板耦合导流护罩冷却结构的壁温, 其主要原因是斜向导流孔板耦合导流护罩冷却方式为带有一定角度的收敛双锥形冷却构型, 可通过引导气流吹除燃烧室头部近壁面角涡区, 防止燃气在靠近壁面处产生高温区, 从而降低燃烧室头部壁温。斜向导流孔板耦合导流护罩冷却结构的壁温大幅度降低, 且温度分布均匀, 提高了头部的冷却性能, 增强了燃烧室头部结构的可靠性。

关 键 词: 燃烧室头部; 冷却结构; 近壁面角涡; 近壁面流场和温度场; 高温高压扇形试验

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Cooling design for head of swirl-cup combustor and its effect on wall temperature

ZHAO Tingjie^{1,2,3}, YU Xiaobing¹, LU Mingtao¹, WANG Bosen^{2,3}, LIN Yuzhen^{2,3}

(1. Guiyang Engine Design Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Guiyang 550081, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

3. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: On the basis of ensuring similar flow field structure and equivalent flow distributions of the combustor, two cooling structures were designed for the head of a swirl cup combustor: a straight orifice coupled with a splash plate and an inclined flow guide orifice coupled with a guide shield. The cooling performances of the two structures were evaluated and analysed through high-temperature and high-pressure tests of fan-shaped and three-dimensional numerical simulations. Results showed that the wall temperature of the cooling structure of the straight orifice coupled with the splash plate was much higher than that of the inclined fluid guide orifice coupled with the guide shield, primarily owing to the fact that the latter one had a converging biconical cooling configuration with a certain angle which can blow off the angular vortex near the wall of the head by guiding the airflow, prevent the gas from heating up a high temperature area near the wall surface, thus reducing the wall temperature. The wall temperature of the cooling structure of the inclined guide orifice coupled with the guide shield was greatly reduced, and

收稿日期: 2023-03-01

作者简介: 赵婷杰(1988—), 女, 工程师, 硕士, 主要从事燃烧室气动设计研究。E-mail: zhaotingjie2010@163.com

引用格式: 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.

the temperature distribution was more uniform, which improved the cooling performance of the head and enhanced the reliability of the head structure of the combustion chamber.

Keywords: combustor head; cooling structure; near-wall angular vortex;
near-wall flow field and temperature field;
high temperature and high pressure test of fan-shaped

燃烧室是航空燃气涡轮发动机三大部件之一,主要功能是将高温高压空气与燃油混合并点火燃烧,将燃料的化学能转变为燃气的热能。燃烧室工作的可靠性很大程度上决定了航空发动机的工作可靠性^[1]。其中,燃烧室头部和火焰筒筒体的基本功能是组织和控制油气混合和燃烧过程,燃烧室头部要有足够的强度来承载高速气流带来的气动载荷,还需在高温环境中承受高温和高温度梯度引起的应力^[2],易出现高温烧蚀、变形、裂纹、掉块等故障,因而设计一种保证头部冷却且不影响燃烧室性能的结构尤为重要。

目前,国内外燃烧室火焰筒已由最初的纯气膜冷却发展到冲击、发散、气膜、层板等多种冷却的复合冷却形式^[3-6],冷却结构也由最初的单层壁发展到双层壁^[7]、浮动壁^[8-9]等冷却结构。徐剑等^[10]研究了常温常压下多斜孔排列方式、壁厚与孔径比等参数对主燃烧室火焰筒壁冷却的影响,发现长菱形多斜孔和增大壁厚与孔径比可提高冷却效率。刘常春等^[11]通过数值仿真开展了多斜孔中孔阵排列和偏转角对火焰筒冷却效果的影响研究,发现叉排孔阵排列优于顺排孔阵排列,在火焰筒头部偏转角的选取应考虑到旋流器对流场的影响。杨卫华、田美等^[12-13]对常压下气膜-发散组合冷却结构开展仿真及试验验证,发现发散孔复合角对冷却效率的影响随吹风比的变化而变化。林宇震等^[14]研究了高温高压环境下冲击-发散双层壁这一冷却方式,结果表明冲击/发散双层壁火焰筒冷却气量可以控制在总气量的 20%,冷却效率在 0.85~0.96 之间。Briones 等^[15]研究了火焰筒头部冷却结构导流板及火焰筒冷却动量对燃烧室流场的影响,研究结果表明冷却气流附着在火焰筒壁面上,薄膜冷却对燃烧性能影响很小。汤朝伟^[16]研究了火焰筒头部冷却方案、导流板冷却方案等设计及其对回流燃烧室流场的影响,研究结果发现头部旋流器方案与头部冷却导流板方案存在一定的匹配关系。

综上,国内外燃烧室火焰筒冷却的研究大多集中对火焰筒总体的壁温和冷却效率的评估及方案参数研究,且对常温常压和单头部模型燃烧室

壁温冷却的研究居多。聚焦于头部流场和温度场结构对头部壁温冷却的研究相对较少,而头部壁温的控制是决定发动机燃烧室可靠性的重要因素^[17]。旋流杯燃烧室头部流场、油雾场相互耦合,形成燃烧高温区,近壁面流场和温度场演化导致壁温出现复杂变化^[18-19],对头部冷却方案提出了严格的要求。耦合燃烧室头部流场,设计头部冷却结构以达到更好的头部冷却效果尤为重要。

1 燃烧室和头部冷却结构

燃烧室的结构示意如图 1 所示,燃烧室头部采用带旋流杯的双级轴向旋流器,布置有一排交错的主燃孔和两排掺混孔,火焰筒冷却采用槽缝气膜冷却。

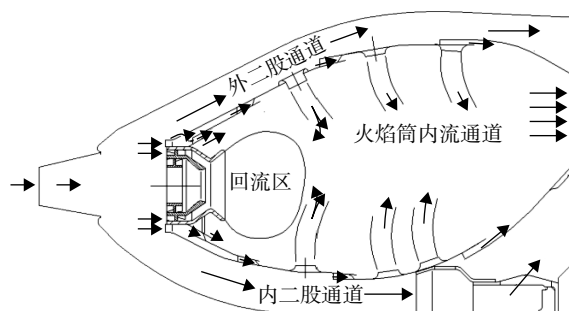


图 1 燃烧室方案示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the combustor

针对该旋流杯燃烧室,基准冷却结构为较常见的直壁孔板耦合直壁挡溅板。对其开展改进设计,创新性地发展了斜向导流孔板耦合导流护罩冷却结构。在此两种头部冷却结构基础上研究燃烧室头部近壁面流场、温度场对其冷却性能和对壁温的影响。

1.1 直壁孔板耦合直壁挡溅板冷却结构

图 2 所示为头部冷却结构基准方案,即直壁孔板耦合直壁挡溅板的结构示意图,包括直壁孔板、挡溅板、整流罩,共同组成燃烧室头部冷却结构,表示为方案 A。单个燃烧室头部孔板均布 44 个孔径为 1.55 mm 和 56 个孔径为 1.4 mm 的冷却孔,冷却气量约占燃烧室进口的 8.9%。

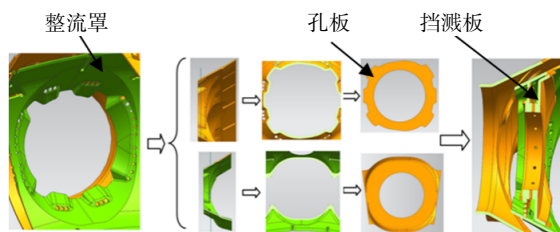


图 2 直壁孔板耦合直壁挡溅板冷却结构

Fig. 2 Structure of straight orifice plate couple splash plate cooling

1.2 斜向导流孔板耦合导流护罩冷却结构

图 3 所示的冷却结构方案 B, 其由导流孔板、导流护罩、整流罩等组成, 采用冲击/气膜复合冷却。导流孔板锥形段与燃烧室中心轴线的夹角为 55° , 在孔板上设计了 30 个孔径为 2 mm 的小孔, 导流护罩锥段与燃烧室中心轴线的夹角为 56° , 其外表面与导流孔板内表面形成略收敛的冷却间隙, 以加强对导流孔板下游的冷却效果, 导

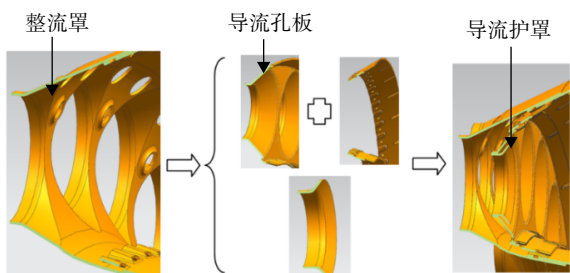


图 3 斜向导流环耦合导流护罩冷却结构

Fig. 3 Structure of inclined orifice plate couple flow shield cooling

流护罩上设计了 30 个孔径为 1 mm 的小孔, 用于吹除角涡及套筒的冷却。该结构冷却气量约占燃烧室进口的 8.5%, 与头部冷却方案 A 的气量分配相当。

2 试验系统及参数测量

2.1 燃烧室气动工况参数

燃烧室采用三头部扇形试验件, 关键几何尺寸与实际燃烧室一致。燃烧室进口参数直接影响火焰筒壁温情况^[20-21], 试验工况采用等速度准则进行模化, 模化时进口马赫数与真实工况相等, 进口温度相同, 燃烧室油气比相同。试验工况参数为进口空气流量为 5.67 kg/s, 燃烧室进口压力为 700 kPa, 进口温度为 527°C ; 燃烧室油气比为 0.028。

2.2 试验系统

试验系统如图 4 所示。试验时, 压气机站空气流经进气阀 K1 进入试验管道, 沿程流经换热器和加热器掺混管路, 通过进、出口调节阀 K3 和副排气蝶阀 K10 共同调节试验件空气流量和压力。通过 K3 调节换热器冷气掺混量, 控制试验件进口温度。若换热器升温能力无法满足试验件进口温度要求, 则通过 K6 调节加热器进口气流参数, 参数稳定后加热器点火进行辅助加温, 以满足试验件进口空气的高温高压需求。燃油系统工作时, 通过调节油泵 D2 转速、回油阀 K13 和出口调节阀 K14 共同调节燃油出口流量和压力, 以满足试验件与加热器供油要求。

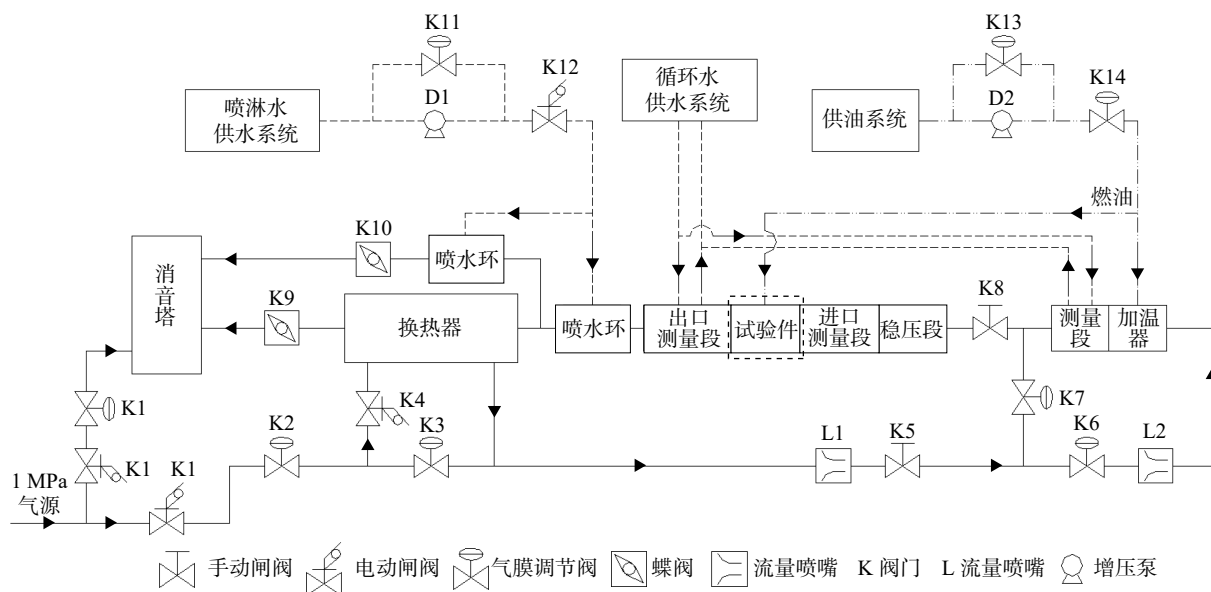


图 4 扇形燃烧室试验系统

Fig. 4 Test system of fan-shaped combustor

2.3 参数测量

对两种燃烧室头部冷却结构敷设热电偶及示温漆, 见图 5 和图 6。热电偶敷设采用 K 型镍铬-镍硅热电偶方式, 测温范围为 $800 \sim 1200\text{ }^{\circ}\text{C}$, 测量精度为 $\pm 1\%$ 。冷却结构 A 测点位置在挡溅板上, 冷却结构 B 布置在导流孔板上, 中间头部布置 4 个点, 分别用 T1~T4 命名, 对应的温度分别为 $t_1 \sim t_4$, 保证其周向位置相同, 半径分别为 $R=25\text{ mm}$ 、 $L=30.5\text{ mm}$ 。示温漆是利用其内示色剂及填料受热会发生物理变化和化学变化, 在不同的温度下相应变化出不同的颜色, 根据试验状态参数及材料长期工作温度, 选取显色范围为 $800 \sim 1200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的示温漆。示温漆分别涂覆在冷却结构 A 挡溅板及冷却结构 B 导流孔板上。热电偶用于壁温监测, 示温漆用于冷却效果的比较。

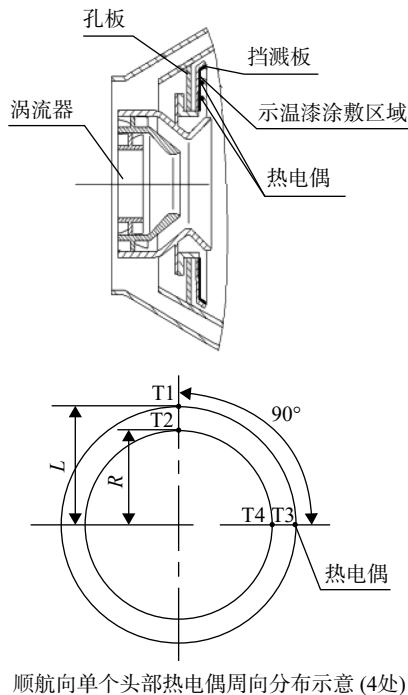
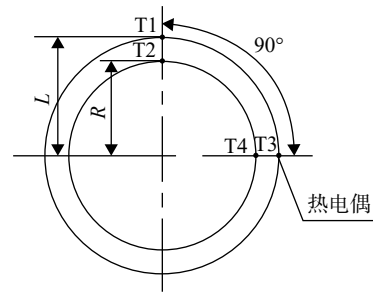
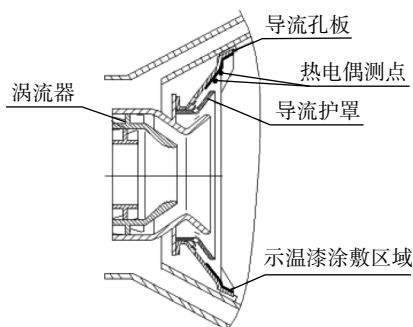


图 5 冷却结构 A 火焰筒头部测点位置

Fig. 5 Position of measuring point on the cooling structure A head of flame cylinder



顺航向单个头部热电偶周向分布示意 (4处)

图 6 冷却结构 B 火焰筒头部测点位置

Fig. 6 Position of measuring point on the cooling structure B head of flame cylinder

3 数值仿真模型

燃烧室头部壁温分布主要受近壁面流场及温度场的影响, 采用 Fluent 软件进行数值模拟并对其进行分析。燃烧室是由多个头部组成的周向均匀分布的环形燃烧室, 计算模型取主燃烧室 1 个扇形头部, 并设置周期性边界, 壁面速度为无滑移边界。为避免计算时主燃烧室进、出口气流的影响, 在进、出口增加一段平直段。采用非结构化网格离散计算域, 网格设置一致, 网格数量基本相当, 网格质量不低于 0.2, 由于火焰筒头部及火焰筒中冷却孔尺寸较小, 为了提高网格质量, 对小尺寸部位进行加密, 最小网格尺寸为 0.3 mm 。根据燃烧室的燃烧特性及流动特性, 燃烧室区网格特征尺度控制在 2 mm , 掺混区网格特征尺度为 3 mm , 计算网格模型见图 7。图 8 为燃烧室过旋流器中心截面距离进口 120 mm 处轴向速度随网格数量的变化, 其中 x 为与燃烧室进口的距离, 横坐标 V 为轴向速度, 单位为 m/s , 纵坐标 Y 为燃烧室火焰筒径向高度, 单位为 mm 。图 9 为相同位置温度分布随网格数量的变化, 其横坐标 t 为总温, 单位为 $^{\circ}\text{C}$ 。从图中可以看出, 当网格数量大于 2300 万时, 燃烧室中典型参数速度及温度不随网格数量增加而发生变化, 满足网格无关性基本要求。

本文在燃烧室流体域中实现连续性方程、动量控制方程、能量控制方程和组分控制方程的离散求解。采用 realizable $k-\varepsilon$ 模型来描述带复杂旋流特征的湍流流动, 壁面处湍流通过可伸缩壁面函数实现, 壁面处 y^+ 值为 15。燃油雾化建模忽略初始雾化的影响, 燃油喷嘴为压力旋流式雾化喷嘴, 与试验一致, 雾化张角设置为 90° , 喷嘴直径为 2.4 mm , 供油压力为 1.65 MPa 。考虑二次雾化过程, 基于拉格朗日质点粒子模拟了液滴位移、

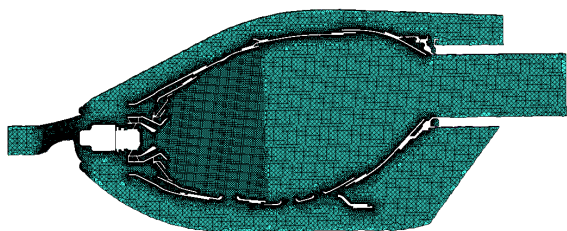
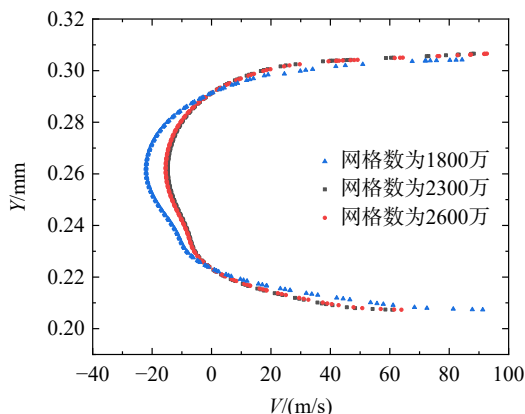
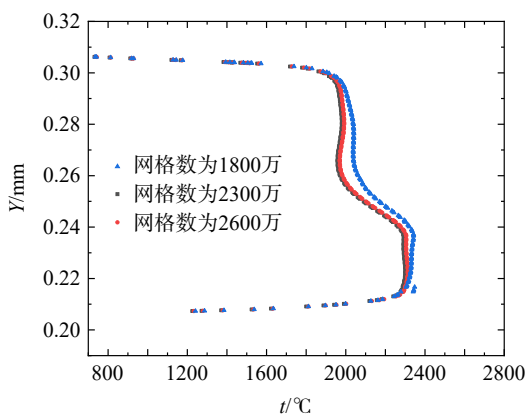


图 7 燃烧室网格划分

Fig. 7 Mesh generation of combustor

图 8 距离燃烧室进口 $x=120$ mm 处轴向速度Fig. 8 Axial-direction velocity at $x=120$ mm from the inlet of combustor图 9 距离燃烧室进口 $x=120$ mm 处总温Fig. 9 Total temperature at $x=120$ mm from the inlet of combustor

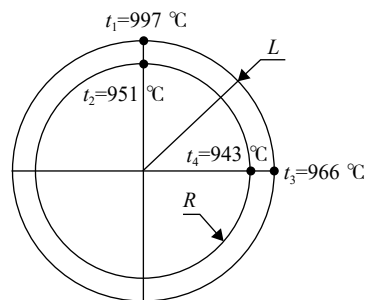
破碎、碰撞和聚结, 以及随后液滴的蒸发和传热。通过壁面反射和传热模型模拟燃油在旋流杯文氏管壁面处燃油液滴与壁面的相互作用; 采用火焰面生成流形方法封闭湍流燃烧反应源项, 其中液雾蒸发造成的焓损失, 通过对火焰面模型加入不同量级的热损失源项来模拟, 燃烧化学反应动力学模型简化为煤油-空气 16 组分 23 步的化学反应机理。燃气组分的平均质量分数场和温度场是

通过对预设的混合分数和反应进度变量概率密度函数积分获得。本研究为了提升近壁面场的计算精度, 考虑了碳烟和辐射模型的影响。碳烟生成通过 Moss-Brookes 模型预测, 采用离散坐标模型 (DOM) 计算辐射强度和辐射源项。

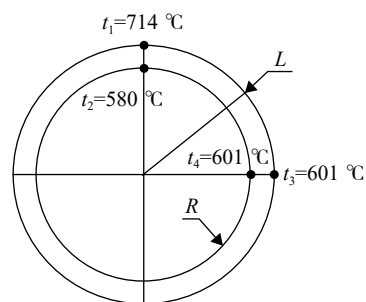
4 结果讨论和分析

4.1 热电偶测量结果

为避免侧边近壁效应对火焰筒头部壁温的影响, 以中间头部结构热电偶温度结果进行分析。扇形燃烧室试验件头部热电偶温度分布如图 10 所示。相比与冷却结构 A, 冷却结构 B 相同周向位置相应热电偶壁温明显低于冷却结构 A, 为进一步比较两种冷却方案, 对示温漆结果进行比较。



冷却结构A



冷却结构B

图 10 壁温测量结果

Fig. 10 Results of wall temperature

4.2 示温漆结果

以中间头部示温漆结果进行分析。冷却结构 A 示温漆判读如图 11 所示, 头部挡溅板存在大面积高温, 高温范围为 $1000 \sim 1200$ °C, 中间头部挡溅板左侧边缘超出示温漆变色范围 (>1200 °C), 从示温漆结果可以看出冷却结构 A 燃烧室头部温度较高, 周向温度分布差异较大, 存在大面积的高温区, 局部超出示温漆范围烧蚀变黑。

冷却结构 B 示温漆温度分布显示如图 12, 中间头部大部分面积未达到示温漆变色温度

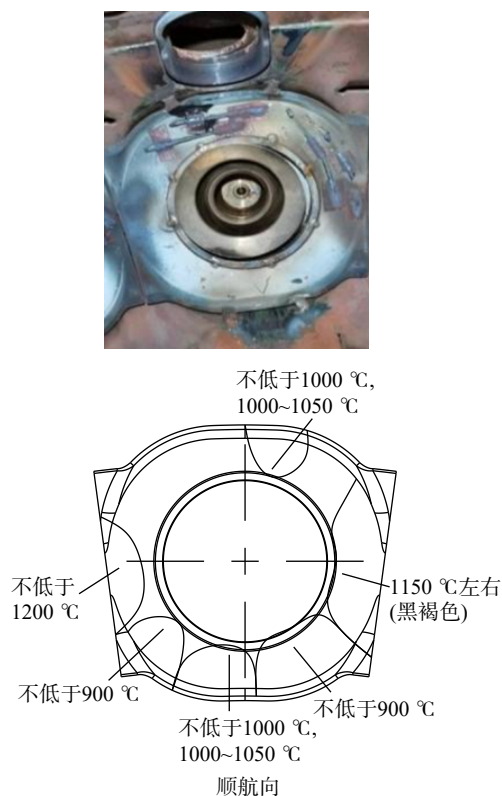


图 11 冷却结构 A 示温漆判断结果

Fig. 11 Result of chameleon paint of the cooling structure A

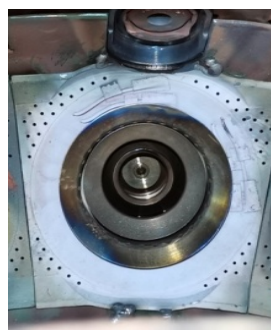


图 12 冷却结构 B 示温漆判断结果

Fig. 12 Result of chameleon paint of the cooling structure B

(<800℃), 仅在孔板 4 个异性边角位置出现局部高温, 温度不超过 900℃, 温度分布较为均匀。相较于冷却结构 A 燃烧室头部冷却结构壁温结果, 头部周向壁温分布更为均匀, 无大面积的高温区

集中, 燃烧室头部壁温主要集中在 600~900℃, 在材料长期使用范围内。

4.3 壁温结果分析

燃烧室的头部壁温分布与近壁面流场分布相关。通过仿真计算比较两种头部的冷却结构典型截面流场的差异。

冷却结构 A 过旋流器中心截面的头部流场如图 13 所示, 可以看出涡流器两侧靠近燃烧室头部壁面处存在明显角涡(见图 13 中 A、B 处, 过旋流器中心截面及过外主燃孔中心截面近壁面气流流动细节见图 14), 从涡流器出来的燃气卷入燃烧室头部低压角涡区, 导致靠近挡溅板壁面处燃油卷入, 近壁面处油气比在 0.055~0.07(见图 15), 恰当燃烧油气比为 0.067, 燃烧较为充分, 燃烧室头部近壁面处温度升高(见图 16, 近壁面燃气温度高至 1748~1932℃), 形成高温驻涡, 进而导致挡溅板壁面存在大面积的高温区, 局部烧蚀变形, 这与冷却结构 A 的示温漆判断结果一致。

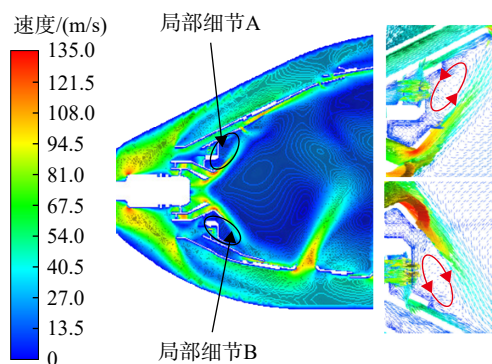


图 13 冷却结构 A 燃烧室头部速度矢量图

Fig. 13 Velocity vector of the cooling structure A head of combustor

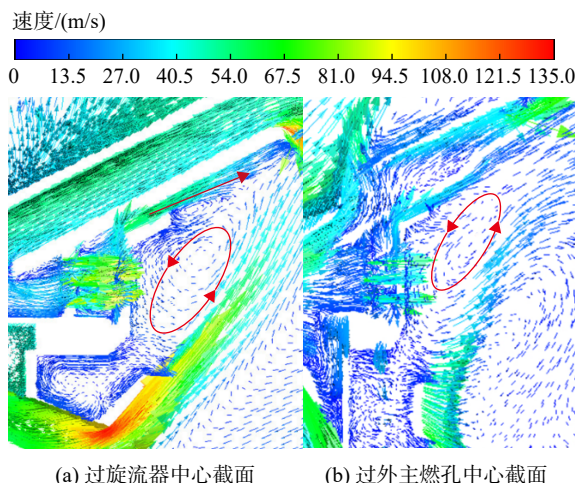
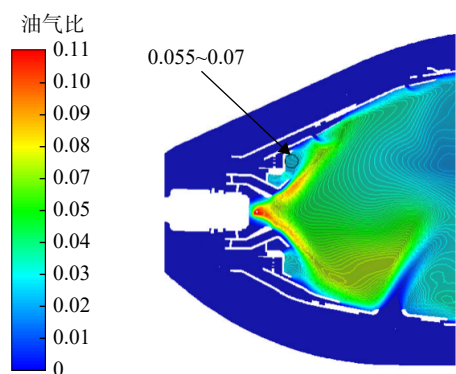


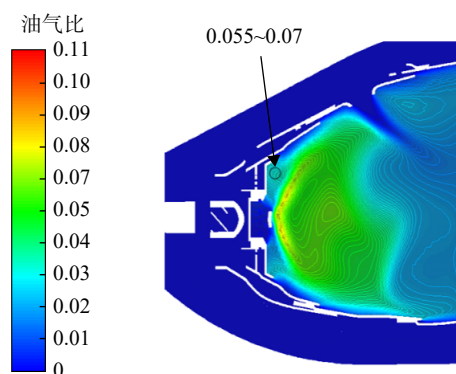
图 14 冷却结构 A 局部速度矢量图

Fig. 14 Local velocity vector of the cooling structure A

冷却结构 B 过旋流器中心截面及过外主燃孔中心截面头部流场如图 17 和图 18 所示, 与结构 A 相比头部冷却气量相当, 燃烧室的流量分配基本相近, 回流区形态变化不大。头部近壁面流场与冷却结构 A 差异较大, 头部冷却气流通过导流孔板上沿周向均布的冷却小孔冲击导流护罩以增强与导流护罩的对流换热, 之后沿导流孔板与导流护罩形成的夹层通道生成气膜以保护导流护罩下游。从夹层通道出来的气流大部分沿导流护罩

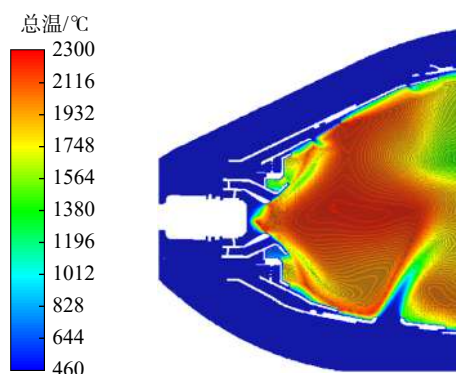


(a) 过旋流器中心截面

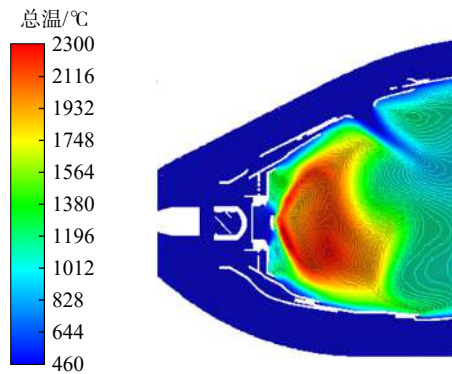


(b) 过外主燃孔中心截面

图 15 冷却结构 A 燃烧室头部油气比分布
Fig. 15 Oil-gas ratio distribution of the cooling structure A head of combustor



(a) 过旋流器中心截面



(b) 过外主燃孔中心截面

图 16 冷却结构 A 燃烧室头部温度场
Fig. 16 Temperature field of the cooling structure A head of combustor

引导方向形成气膜, 增大冷却气流的覆盖面积以保护导流孔板下游; 小部分气流与旋流器出口气流相互匹配, 吹除涡流器两侧的角涡(图 17 中 A、B 处, 近壁面气流流动细节见图 18), 避免燃油随

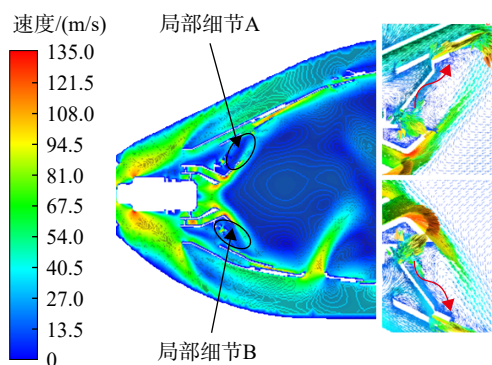
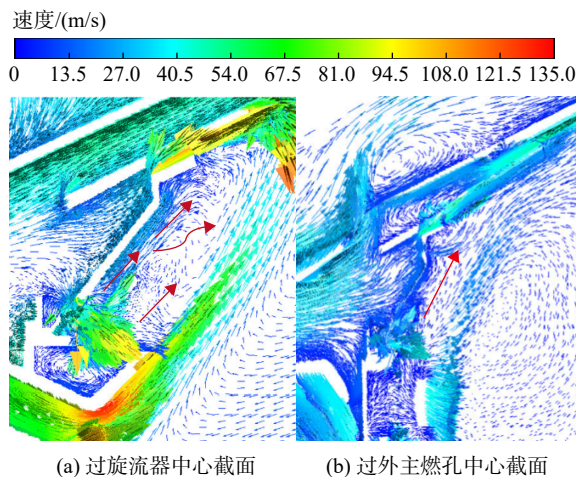


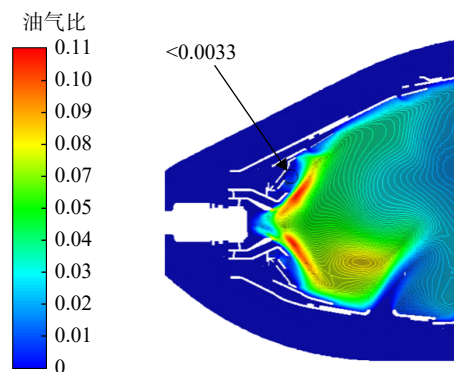
图 17 冷却结构 B 燃烧室头部速度矢量图
Fig. 17 Velocity vector of the cooling structure B head of combustor



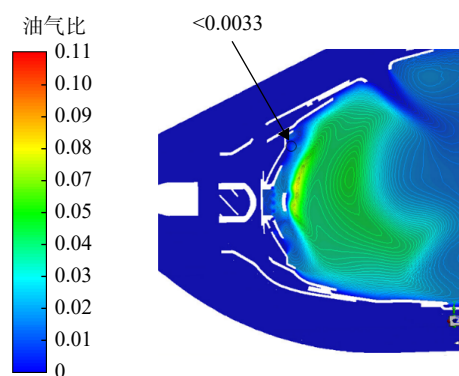
(a) 过旋流器中心截面 (b) 过外主燃孔中心截面

图 18 冷却结构 B 局部速度矢量图
Fig. 18 Local velocity vector of the cooling structure B

气流卷入头部近壁面处(图 19 近壁面燃油油气比低于 0.003 3),防止燃气在燃烧室头部靠近壁面处高温驻涡区的产生,进而降低燃烧室头部的高温,增强燃烧室头部的冷却。图 20 为冷却结构 B 的温度场,相比与图 16,近壁面气流温度较低,无高温回流区的产生,壁面温度分布较为均匀,与示温漆判断结果一致。因而冷却结构 B 通过优化近壁面流场,壁面冷却效果远优于冷却结构 A,这与试验结果相符。



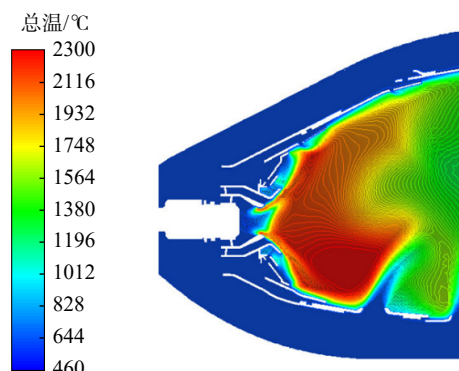
(a) 过旋流器中心截面



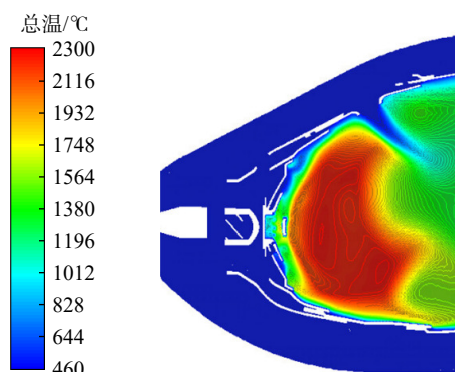
(b) 过外主燃孔中心截面

图 19 冷却结构 B 燃烧室头部油气比分布

Fig. 19 Oil-gas ratio distribution of the cooling structure B head of combustor



(a) 过旋流器中心截面



(b) 过外主燃孔中心截面

图 20 冷却结构 B 燃烧室头部温度场

Fig. 20 Temperature field of the cooling structure B head of combustor

5 结 论

本文的主要结论如下:

1) 通过对燃烧室头部冷却结构试验结果及仿真分析对比,燃烧室头部壁温与头部近壁面流场密切相关,通过设计斜向导流护罩和导流孔板,引导冷却气流吹除了旋流器两侧近壁面的角涡,防止高温燃气靠近壁面,可大大提高燃烧室头部的冷却效果。

2) 冷却结构 B 燃烧室头部周向壁温分布较均匀,无大面积的高温区集中,最高温度不超过 900 °C,满足材料的长期使用要求,相较于冷却结构 A 燃烧室壁温得到大大改善,这与仿真流场及温度场分析结果一致,表明数值仿真结果指导设计具有一定的可行性。

参考文献:

- [1] 何小民,张净玉,李建中.航空发动机燃烧室原理[M].北京:北京航空航天大学出版社,2015:6-11.
- [2] 林宇震,许全宏,刘高恩.燃气轮机燃烧室[M].北京:国防工业出版社,2008:156-169.
- [3] 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)
- [4] 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)
- [5] 许全宏,徐剑,林宇震,等.多斜孔冷却方式气动参数对壁温梯度和冷却效率的影响[J].航空动力学报,2008,23(4):647-650.

- XU Quanhong, XU Jian, LIN Yuzhen, et al. Influence of aerodynamic parameter on the temperature gradient and cooling efficiency for effusion wall cooling method[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 647-650. (in Chinese)
- [6] 杨谦, 林宇震, 张弛, 等. 发散冷却与冲击/发散冷却的冷却效率对比[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 268-276.
YANG Qian, LIN Yuzhen, ZHANG Chi, et al. Cooling effectiveness comparison between effusion cooling and impingement/effusion cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 268-276. (in Chinese)
- [7] 许全宏, 林宇震, 刘高恩. 主燃烧室冲击/发散双层壁冷却方式壁温验证试验研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 197-201.
XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Rig test of impingement/effusion double wall cooling methods for the main combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 197-201. (in Chinese)
- [8] 李彬, 吉洪湖, 江义军. 冲击-发散冷却火焰筒浮动瓦片三维壁温计算分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 370-374.
LI Bin, JI Honghu, JIANG Yijun. Numerical analysis of 3D temperature field of an impingement-effusion cooled flame tube floating tile[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 370-374. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 徐剑, 许全宏, 林宇震, 等. 火焰筒多斜孔冷却方式壁温梯度和冷却效率试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(3): 425-429.
XU Jian, XU Quanhong, LIN Yuzhen, et al. Experimental investigation of the temperature gradient and cooling efficiency for effusion wall cooling methods on combustion liner[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 425-429. (in Chinese)
- [11] 刘常春, 吉洪湖, 杨芳芳, 等. 孔阵排列和偏转角对多斜孔壁火焰筒冷却效果的影响研究[J]. 推进技术, 2013, 34(10): 1369-1375.
LIU Changchun, JI Honghu, YANG Fangfang, et al. Numerical study on cooling effects of hole arrangement and deflected angle of inclined multi-hole on annular flame tube[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(10): 1369-1375. (in Chinese)
- [12] 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 and Astronautics, 2014, 46(4): 517-523. (in Chinese)
- [13] 田美, 冯晓星, 石蕊. 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)
- [14] 林宇震, 俞文利, 刘高恩, 等. 冲击加发散双层壁冷却方式压降分配对斜孔内对流换热影响的研究[J]. 航空学报, 2003, 24(2): 97-101.
LIN Yuzhen, YU Wenli, LIU Gaoen, et al. Influence of pressure drop distribution on the convection heat transfer inside the inclined hole of impingement/effusion cooling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2): 97-101. (in Chinese)
- [15] BRIONES A M, STOUFFER S D, VOGIATZIS K, et al. Effects of effusion and film cooling jet momenta on combustor flow fields[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2018, 140(8): 081503.1-081503.10.
- [16] 汤朝伟. 回流燃烧室火焰筒头部导流板影响燃烧特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2021.
TANG Chaowei. Influence of the dome deflector parameters on combustion characteristics in reverse flow combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [17] 李彬, 程波. 高温升火焰筒壁面及头部复合冷却设计分析[J]. 燃气轮机试验与研究, 2007, 20(3): 8-10, 56.
LI Bin, CHENG Bo. Design analysis for compound cooling of high temperature rise combustor wall & head shield[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 8-10, 56. (in Chinese)
- [18] 党新宪, 赵坚行, 颜应文, 等. 双旋流器燃烧室壁温试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1227-1232.
DANG Xinxian, ZHAO Jianxing, YAN Yingwen, et al. Experiment of wall temperature in a two-stage swirler combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1227-1232. (in Chinese)
- [19] 张荣春, 樊未军, 邢菲. 环形级间驻涡燃烧室壁温分布试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1238-1244.
ZHANG Rongchun, FAN Weijun, XING Fei. Experimental study of wall temperature distribution on annular interstage trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1238-1244. (in Chinese)
- [20] 金捷, 马继华, 金如山. 燃烧室室壁冲击/气膜复合冷却壁温分布研究: (一)实验部分[J]. 推进技术, 1994, 15(1): 14-17.
JIN Jie, MA Jihua, JIN Rushan. Studies on the distribution of wall temperature of impingement and film cooling of combustion chambers: (1) experimentally[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(1): 14-17. (in Chinese)
- [21] 金捷, 马继华, 金如山. 燃烧室室壁冲击/气膜复合冷却壁温分布研究: (二)理论部分[J]. 推进技术, 1994, 15(2): 34-40.
JIN Jie, MA Jihua, JIN Rushan. Studies on the distribution of wall temperature of impingement and film cooling of combustion chambers: (2) theoretically[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(2): 34-40. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)