

气动工况参数对切向发散冷却燃烧室性能影响研究

梁红侠^{1,2,3}, 刘付生¹, 卢景旭¹, 李泽林¹, 索建秦¹

- (1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;
2. 中国航发四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;
3. 西北工业大学 陕西省航空动力系统热科学重点实验室, 西安 710129)

摘 要: 为了满足高温升高热负荷燃烧室火焰筒热防护需求,建立了应用切向发散冷却技术的单管燃烧室模型,采用热流固耦合的方法,开展了进气温度、进气压力以及油气比参数变化对火焰筒壁温及冷却性能影响的数值模拟研究。结果表明:进气温度越高,冷却气膜覆盖有效性有所降低,发散小孔内和火焰筒外壁面传热强度降低,平均综合冷效下降,壁面温度和壁温梯度有所升高。本文工况下,进气压力的变化对火焰筒近壁面流动和传热的影响较小,发散冷却有效性差别不大,在冷却空气占比仅约19%,油气比达到0.042,燃烧室升温接近1300 K的高热负荷条件下,火焰筒平均综合冷效依然在70%~90%的较高水平,证明良好的切向发散冷却设计有很大潜力满足更高温升燃烧室的热防护需求。

关 键 词: 高温升燃烧室; 切向发散冷却; 耦合传热; 气动工况参数; 冷却性能

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Study on the influence of aerodynamic and working parameters on the tangential effusion cooling combustor performance

Liang Hongxia^{1,2,3}, Liu Fusheng¹, Lu Jingxu¹, Li Zelin¹, Suo Jianqin¹

- (1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,
Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;
3. Northwestern Polytechnical University,
Shaanxi Key Laboratory of Thermal Sciences in Aero-engine System, Xi'an 710129, China)

Abstract: To address the thermal protection requirements of combustor liners under high-temperature and elevated heat loads, the single-tube combustor model incorporating tangential effusion cooling technology was developed. A conjugate heat transfer analysis was employed to numerically investigate the influence of varying inlet temperature, inlet pressure, and fuel-air ratio on liner wall temperature and cooling performance. The results show that the higher inlet temperatures reduced cooling film coverage effectiveness, weakened heat transfer intensity within effusion holes and on the outer liner wall, decreased average integrated cooling efficiency, and increased both wall temperature and thermal gradients. Under the condition of this paper, variations in inlet pressure exhibited minimal influence on

收稿日期: 2025-04-08

基金项目: 国家科技重大专项(J2022-III-0006-0015); 国家自然科学基金重点项目(12232002)

作者简介: 梁红侠(1979—),女,副教授,博士,研究领域为航空发动机燃烧理论与技术。E-mail: hx_liang@nwpu.edu.cn

引用格式: 梁红侠, 刘付生, 卢景旭, 等. 气动工况参数对切向发散冷却燃烧室性能影响研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250169. Liang Hongxia, Liu Fusheng, Lu Jingxu, et al. Study on the influence of aerodynamic and working parameters on the tangential effusion cooling combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250169.

near-wall flow and heat transfer, with negligible differences in effusion cooling effectiveness. Under extreme conditions that the proportion of cooling air is only about 19%, fuel-air ratio of 0.042, and combustor temperature rise approaching 1 300 K), the liner maintained a high average integrated cooling efficiency of 70%—90%, demonstrating the significant potential of optimized tangential effusion cooling designs for next-generation ultra-high-temperature combustors.

Keywords: high temperature rise combustor; tangential effusion cooling; conjugate heat transfer; aerodynamic parameters; cooling performance

近年来,航空发动机推质比不断攀升,压气机压比及燃烧温度也越来越高^[1],五代机的 F135 发动机,其涡轮前温度提高至 2 000~2 260 K^[2],燃烧室温升超过 1 200 K。为达到如此高的温升需求,燃烧空气占比达到 70%~80%,而用于冷却的空气占比仅为 20%~30%^[3],因此,火焰筒冷却问题是高温升燃烧室设计中亟待解决的关键技术难题。发散冷却以其结构简单、冷却空气需求量小和冷却有效性高的优势,已成为火焰筒热防护最有潜力的冷却技术方案之一。

徐亮等^[4]就基准圆柱孔、扩散孔、收敛孔和双耳发散孔的形状对冷却特性的影响进行研究,发现双耳孔型冷却效率明显高于其他孔型。Arcangeli 等^[5]分析了平板发散冷却小孔参数对冷却影响的关联性,长径比是影响冷却效果的重要因素,长径比越大,冷却效率越高;在相同孔排布条件下,孔径越小,冷却效率越高。Venkatesh 等^[6]和 Ling 等^[7]分别通过数值模拟和试验的方法研究了孔倾角对冷却气膜形成效果的影响,表明存在最合适的孔倾角使得发散冷却有效性最高。许全宏等^[8]通过试验的方法研究了改变不同加温比和速度比等气动参数对发散冷却燃烧室火焰筒壁温梯度和冷却效率的影响。结果表明:降低加温比或增大速度比都可以降低壁温梯度,同时提高冷却效率。Natsui 等^[9]和 Paitich 等^[10]利用温度敏感漆的试验手段,测量了不同吹风比下的发散冷却效率。研究发现,气膜的形成需要一段距离,吹风比增大,冷却效率分布也更为均匀;但吹风比增加到一定程度后,射流穿透深度增加,更容易在主流中消散。栾芸^[11]深入研究了气动参数对发散冷却效果的影响,提出在传统发散冷却驻点区域构造一个迎风的凹腔结构,有利于冷却射流从唇口流出,提高了驻点附近的冷却有效性,且使壁面整体温度和壁温梯度进一步降低。Dong 等^[12]研究发现,旋流强度增大会降低综合冷效率,较高的冷却空气流量有利于在近壁面形

成更为有效的冷却气膜。Ji 等^[13]的研究同样发现强旋流会抑制冷却射流流出,形成不均匀的气膜保护。Chin 等^[14-15]论述了切向发散孔的概念,完全切向入射的冷却射流使得其沿螺旋线前进从而形成更好的气膜贴壁效果。Yang 等^[16]认为,基于圆柱的发散冷却研究较基于平板的研究更适用于实际燃烧室。汪涛等^[17]计算了两种不同工况下切向发散冷却燃烧室的流场特性及壁温水平,同时发现最高壁温及温度梯度随油气比的增大而升高。杨光等^[18]针对切向进气的发散孔火焰筒进行了不同工况下的数值研究,发现随着吹风比的增大,切向发散冷却孔下游气膜的展向均匀性得到显著提高。周子鹤等^[19]通过理论和数值研究发现,发散冷却的冷却能力受冷却工质吸热能力和其与固体壁面间传热能力的共同制约。同时,Arjun 等^[20]和张家祥等^[21]对耦合传热下的发散冷却进行了研究,证明热流固耦合的计算方法更能反映出火焰筒壁面真实的温度分布和冷却效果。

综上所述,针对发散冷却大多选取平板气膜冷却或简化的圆筒开展研究。因此为更好地探究不同气动工况参数对发散冷却性能的影响,本文针对高温升燃烧室模型,分别开展实际燃烧条件下基于热流固耦合方法的不同进气温度、进气压力,以及油气比参数变化对冷却性能影响的数值模拟研究。

1 研究对象和方法

1.1 物理模型

本文设计的高温升单管燃烧室模型如图 1 所示,燃烧室取消了主燃孔,燃烧空气均从头部旋流器进入,是先进的燃烧室设计^[1],模型由进口段、试验段和收敛段构成。进口段调整气流使得气流满足燃烧室进口条件;试验段是进行燃烧室相关参数研究的关键组成部分,其由旋流器、头部法兰、机匣以及火焰筒构成;收敛段用来模拟全环燃烧室出口结构。

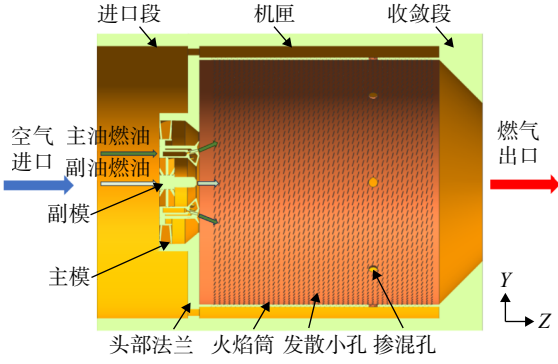


图 1 高温升燃烧室模型图

Fig. 1 Model of high temperature rise combustor

燃烧室头部采用同心圆式主副模分区燃烧组织方案。旋流器分为主模和副模，叶片厚度为 1.25 mm。主模旋流器设计有 18 个直叶片，叶片角度为 60°，非旋空气占比为 1/3，主油设计有 18 个空气助雾化直射喷嘴，喷射角度与轴向方向夹角为 15°。副模旋流器设计有 16 个直叶片，叶片角度为 32°，出口收敛角度为 90°，只有一个喷雾锥角为 75°的离心式雾化喷嘴。

燃烧室火焰筒为圆形，火焰筒长度为 210 mm，外直径为 218 mm，壁厚为 2 mm，火焰筒和机匣之间的环腔高度为 10 mm；在距离火焰筒前端 152 mm 处圆周上均匀排布 8 个直径为 8 mm 的掺混孔，用来调节出口温度分布。图 2 为火焰筒上切向发散冷却孔结构示意图，本文选取 $d=0.55$ mm； $\delta=0.55$ mm；轴向角度 $\theta=15^\circ$

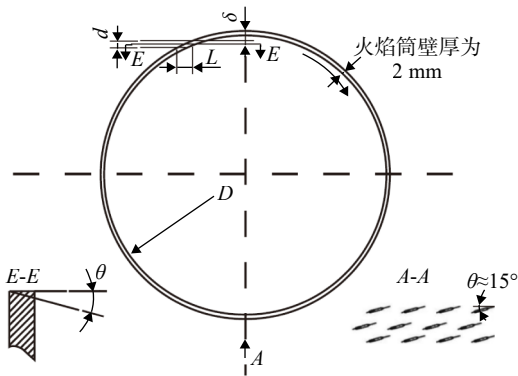


图 2 切向发散孔结构示意图

Fig. 2 Schematic of tangential effusion hole

模型孔排布设计保持轴向孔排数为 45 排，轴向孔间距 $H=4.32$ mm 不变，改变不同区域每排孔周向数量和间距。表 1 为各排孔沿周向排布设计参数， N_c 为每排孔的周向数量， S 为周向间距。

1.2 参数定义

为了分析不同切向发散孔排布方式对燃烧室

表 1 各排孔沿周向排布设计参数

Table 1 Circumferential arrangement design parameters of each row of holes

排数	N_c	S/mm
1~5	60	11.41
6~7	75	9.13
8~9	100	6.85
10~29	120	5.70
30~33	100	6.85
34~35	130	5.27
36~40	90	7.61
41~45	70	9.78

实际工作过程中性能的影响，相关参数定义如下。

总压损失系数定义为：

$$\xi = \frac{p_3 - p_4}{p_3} \times 100\% \quad (1)$$

式中 p_3 为燃烧室模型进口总压， p_4 为燃烧室模型出口总压。

燃烧效率采用燃气分析法计算，定义为：

$$\eta_c = \left(1 - 10 \times 109 \times \frac{E_{co}}{H_c} - \frac{E_{C_x H_y}}{1000} \right) \times 100\% \quad (2)$$

$$E_{(e)} = \left(\frac{\dot{m}_e}{\dot{m}_{C_x H_y}} \right) \times 1000 \quad (3)$$

式中 $C_x H_y$ 为燃烧室出口未燃碳氢的组分， H_c 是燃油燃烧净热值，为 43 100 kJ/kg， $E_{(e)}$ 为燃烧室出口 e 组分的排放指数。

综合冷却效率定义为：

$$\eta_{\text{overall}} = \frac{T_m - T_w}{T_m - T_c} \quad (4)$$

式中 T_m 、 T_w 和 T_c 分别为主流燃气温度、火焰筒壁面温度和冷却气体温度。 T_m 选取沿径向距离火焰筒内壁面 10 mm 处的燃气温度， T_c 与燃烧室进气温度 T_3 相同。

火焰筒壁面温度梯度定义为

$$dT_w = \frac{|\Delta T_{i,j}|}{\Delta x_{i,j}} \quad (5)$$

式中 $\Delta T_{i,j}$ 为火焰筒壁面相邻两点温差， $\Delta x_{i,j}$ 为火焰筒壁面相邻两点间距，其中 $i=j-1$ 。

本文的传热系数定义为：

$$k = \frac{q}{T_w - T_c} \quad (6)$$

式中 q 为流经壁面总的热流密度， k 表示了流固

耦合交界处固体壁面与近壁面流体间总的传热系数。

1.3 边界条件及求解方法

本文数值模拟选取的边界条件为燃烧室进口为质量流量进口,出口采用压力出口,进口质量流量、进出口温度和压力按照最大工况进行设置,基准工况参数如表 2 所示。同时,为计算火焰筒壁面真实温度,对火焰筒的流固交界壁面采用耦合处理,分别对各个区域中的物理问题建立控制方程,保证耦合边界上满足传热第三类边界条件,利用 Couple 的方法进行流固耦合面的数据传输。

表 2 基准工况参数表

Table 2 Reference operating condition parameters

参数	数值
空气流量/(kg/s)	4.887 5
燃油流量/(kg/s)	0.190 6
进气温度/K	900
进气压力/MPa	3.042 4
主模燃油占比/%	86
副模燃油占比/%	14

本文计算采用 ANSYS Fluent 软件,气体设置为理想气体,气体比定压热容选择 Fluent 数据库中自带的 Piecewise-polynomial 分段多项式线性拟合公式。燃料选用航空煤油,替代分子式为 $C_{12}H_{23}$ 。火焰筒使用的材料为高温合金 GH3536,其密度为 $8\,280\text{ kg/m}^3$ 。根据 GH3536 比定压热容和热导率随温度变化的数值^[22],将其分别进行多项式线性拟合如下:

$$C_{ps} = 0.000\,1T^2 + 0.087\,5T + 338.988 \quad (7)$$

$$\lambda_s = 0.023\,6T + 6.069\,7 \quad (8)$$

开启能量方程,湍流模型选择标准 $k-\varepsilon$ 双方程模型^[23-25],壁面函数选用标准壁面函数。采用 Coupled 算法同时耦合求解连续方程、动量方程和能量守恒方程,其中压力项离散为 Standard 格式,动量、能量和密度方程以及湍动能和湍流耗散率的离散格式均选用二阶迎风格式。同时打开 DPM 模型,设置每次迭代即进行一次燃油喷射,同时输入 Cone 喷嘴模型与对应参数;燃烧模型选用非预混 PDF 模型;辐射模型采用 DO 模型。

1.4 网格划分及方法验证

本文采用 Fluent Meshing 软件中的 Watertight Geometry 工作流对燃烧室模型进行六面体核心网格划分。头部旋流器结构复杂,因此划分 boi 区

域进行加密;火焰筒区域采用热流固耦合的方法同时划分共节点流体域和固体域网格并自动加密,模型网格图如图 3 所示,保证所有体网格正交质量在 0.2 左右。为了验证模型网格无关性,划分了 3 种尺寸网格方案,网格总数分别为 7 814 万、9 670 万和 11 311 万。对比火焰筒外壁面沿轴向方向的平均壁温分布,开展网格无关性验证,如图 4 所示。对比发现:7 814 万网格划分方案与其他两套方案的平均外壁温变化差异较大,因此为节省计算资源,同时保证计算精度,最终选择 9 670 万网格划分方案进行计算。

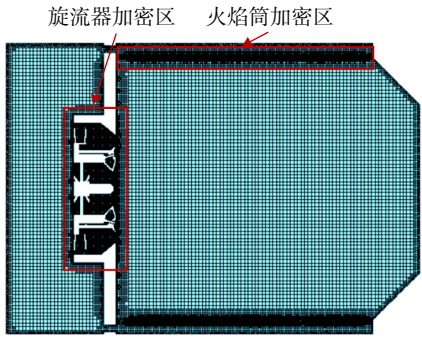


图 3 模型网格划分图

Fig. 3 Schematic of model mesh

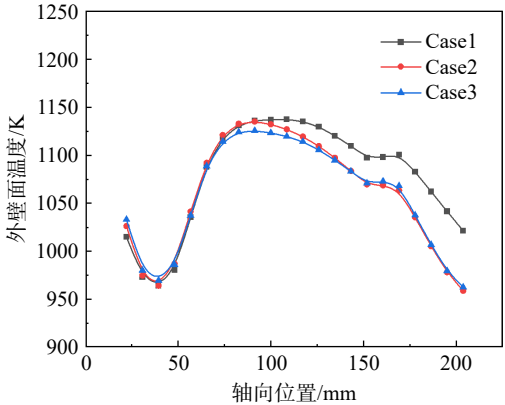


图 4 网格无关性验证

Fig. 4 Mesh independence verification

为验证本文数值方法求解实际燃烧工况下冷却性能的合理性,根据课题组先前的试验结果,对火焰筒壁面温度进行对比验证。火焰筒试验件热电偶排布如图 5 所示。

试验工况为进气温度为 800 K,进气压力为 2.1 MPa,空气流量为 3.5 kg/s,油气比为 0.037,副油占比为 14%。从距离火焰筒前端 33 mm 处开始,沿轴向方向每间隔 15 mm 均匀布置了多个 K 型壁温热电偶,编号 1~8 处为试验过程中采集到有效壁温数据的热电偶所在位置。

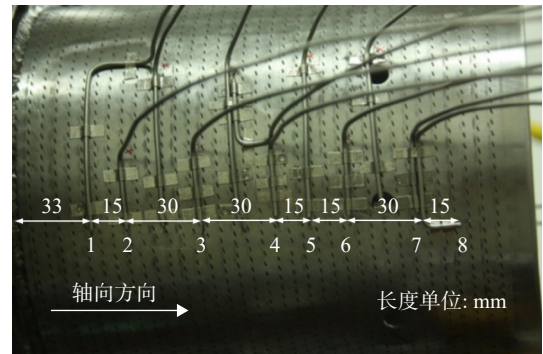


图 5 火焰筒试验件热电偶排布
Fig. 5 Thermocouple arrangement for combustor liner test

提取火焰筒壁温计算值与试验值对比,如图 6 所示。数值计算的壁温结果可以真实反映火焰筒壁温沿轴向先升高,后降低的变化趋势,壁温计算值略高于试验值,最大偏差不超过 4.3%,验证了计算方法的准确性与可靠性。

此外,根据课题组开展的某型涡扇发动机单管燃烧室的燃烧性能试验,试验工况为进气温度 700 K,进气压力 2 MPa,空气流量 3.68 kg/s,油气比 0.033,燃烧室试验系统示意图如图 7 所示,对相应模型开展数值计算,对燃烧性能展开对比验

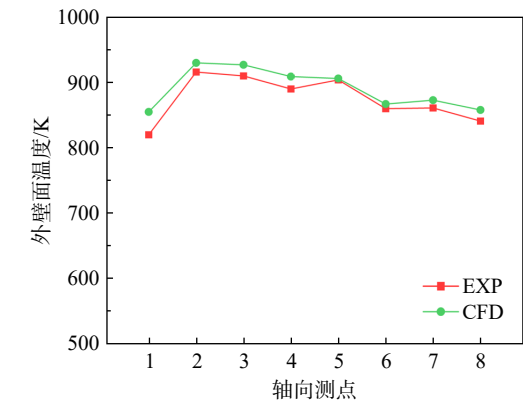


图 6 火焰筒壁温计算值与试验值对比
Fig. 6 Comparison between calculated and test values of liner wall temperature

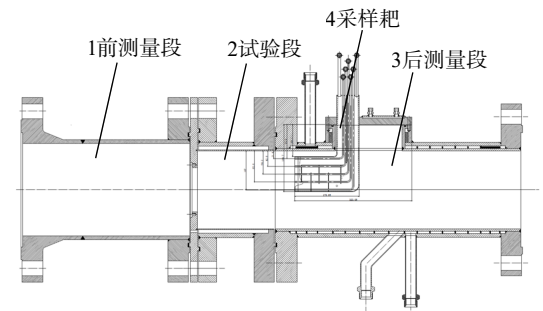


图 7 燃烧室试验系统示意图
Fig. 7 Schematic of combustor test system

证,对比结果如表 3 所示。在相同工况下总压损失、燃烧效率和出口平均温度的数值计算结果与试验结果基本吻合,相对误差最大不超过 2.04%。因此,进一步验证了本文的数值计算方法能够准确计算燃烧室的相关性能。

表 3 燃烧性能参数对比			
Table 3 Comparison of the combustion performance			
参数	试验	数值	相对误差/%
$\xi/\%$	3.92	3.84	2.04
$\eta_c/\%$	99.86	99.67	0.20
T_{4av}/K	1 794	1 777	0.95

2 结果与讨论

2.1 燃烧室流场和温度场特性

火焰筒壁面温度分布与燃烧室内流场结构有着密切的关系^[26],火焰筒内典型流场与区域划分如图 8 所示。热态流场存在角回流区(CRZ)和中心回流区(MRZ)。由于燃烧室空间有限,高速旋转射流会冲击火焰筒的壁面,IZ 区域即为射流的冲击区,轴向位置在 60~110 mm 范围之间;IZ 区域之前是角区(CZ),轴向位置在 10~60 mm 之间,这里冷却射流被角回流区气体带动有向上游流动的趋势;IZ 区域之后是发展区(DZ),轴向位置在 110~160 mm 之间,该区域冷却射流与冲击射流相互影响并逐渐发展,可以形成覆盖效果越来越好的冷却气膜;BZ 为后区,位于掺混孔后轴向位置 160~220 mm 的区域,冷却射流更容易贴壁流动。

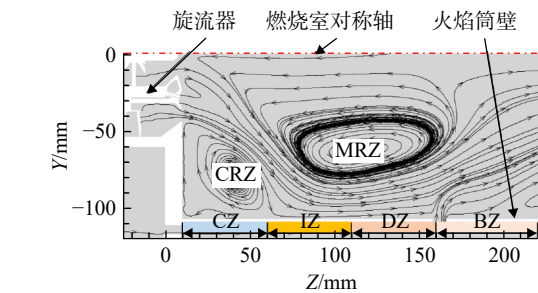


图 8 火焰筒内典型流场与区域划分
Fig. 8 Liner typical flow field and partition

图 9 展示了不同横截面燃烧室温度分布云图。由于来流速度快,主副模旋流空气交汇时受到头部旋流器结构特征带来的影响增大,加之发生剧烈的燃烧反应,使得温度分布受速度分布影响呈现周向不均匀性。在 $Z=75$ mm 横截面处,高温区域沿径向扩展,高速射流冲击火焰筒内壁面破坏

冷却气膜, 这势必增加高温燃气对火焰筒壁面的传热, 降低综合冷却效率。随着燃烧室内湍流的发展和燃烧反应的进行, $Z=100\text{ mm}$ 和 $Z=150\text{ mm}$ 横截面处高温区进一步扩展至几乎充满整个燃烧室。 $Z=100\text{ mm}$ 横截面处火焰筒近壁面局部区域的温度梯度较大, 容易使火焰筒壁面产生局部高温区, 这种周向温度分布不均匀性在 $Z=150\text{ mm}$ 处逐渐随流动发展而趋于平衡, 因此火焰筒冷却性能在轴向 $75\sim 150\text{ mm}$ 位置处会较低。在 $Z=200\text{ mm}$ 横截面处, 由于掺混空气的进入, 高温燃气向燃烧室中心区域流动, 逐渐远离火焰筒壁面, 有利于火焰筒壁面冷却。

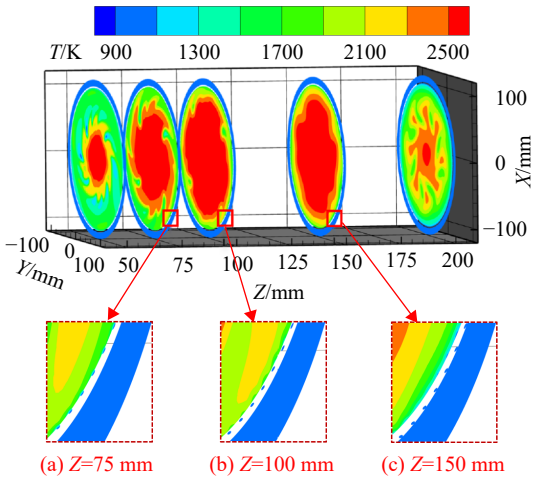


图 9 不同横截面燃烧室温度场分布
Fig. 9 Temperature field distribution of combustor with different cross section

2.2 进气温度对冷却性能的影响

进气温度会对燃烧组织产生较大影响, 直接关系到燃烧室的冷却需求。本节在基准工况的基础上, 保证燃烧室进气压力($p_3=3.042\ 4\text{ MPa}$)、空气流量($q_{m3}=4.887\ 5\text{ kg/s}$)以及燃油流量($q_f=0.190\ 61\text{ kg/s}$)相同的条件下, 研究不同进气温度($T_3=700, 800\text{ K}$ 和 900 K)对冷却性能的影响规律。

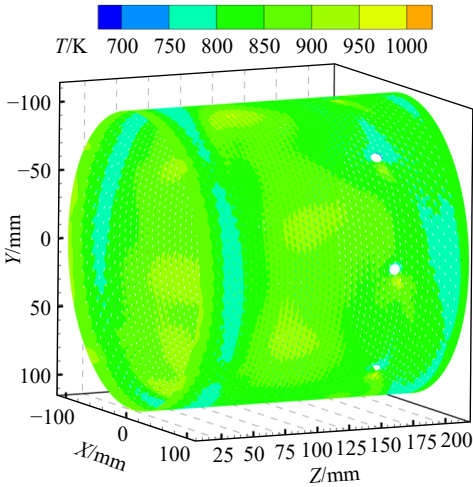
文中冷却空气占比用 ϕ 表示, 平均壁温和最高壁温分别用 $T_{w\text{-ave}}$ 和 $T_{w\text{-max}}$ 表示, 表 4 为 3 种进气温度下冷气占比和外壁面温度对比。进气温度对发散冷却空气占比几乎没有影响; 随着进气温度的升高, 总压损失逐渐增大, 燃烧释热量增加增大了热阻损失; 同时气流速度增大, 湍流度提高, 燃烧室内的湍流掺混和摩擦损失增大, 抑制了冷却射流的流动和发展, 降低了气膜覆盖有效性。火焰筒壁面整体平均温度和最高温度均明显升高, 3 种方案平均壁温相较进气温度升高范围

表 4 不同进气温度条件下冷却空气比例和壁面温度对比
Table 4 Comparison of cooling air ratio and wall temperature of different inlet temperature cases

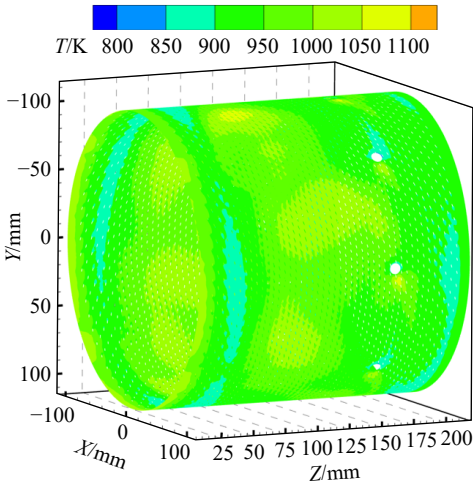
T_3/K	$\phi/\%$	$T_{w\text{-ave}}/\text{K}$	$T_{w\text{-max}}/\text{K}$
700	18.88	840	963
800	18.83	948	1 092
900	18.83	1 056	1 196

在 $140\sim 156\text{ K}$ 之间, 最高壁温相较进气温度升高范围在 $263\sim 296\text{ K}$ 之间, 并且进气温度越高, 火焰筒壁面温度升高的幅度有一定程度的提高。

不同进气温度条件下火焰筒壁温分布云图和沿轴向的周向平均壁温分布如图 10 和图 11 所示。从图 10 可以看出进气温度越高, 火焰筒壁面温升高于 150 K 的面积明显增大, 同时壁温分布的不均匀性提高。 $T_3=700\text{ K}$ 时, 壁面几乎不存在温升超过 250 K 的高温区, 而 $T_3=900\text{ K}$ 时, 壁温升高幅度增大, 高温区面积为 $2\ 568\text{ mm}^2$, 占火焰筒壁面总面积的 1.85% , 并在 IZ 区和 DZ 区出现两个



(a) $T_3=700\text{ K}$



(b) $T_3=800\text{ K}$

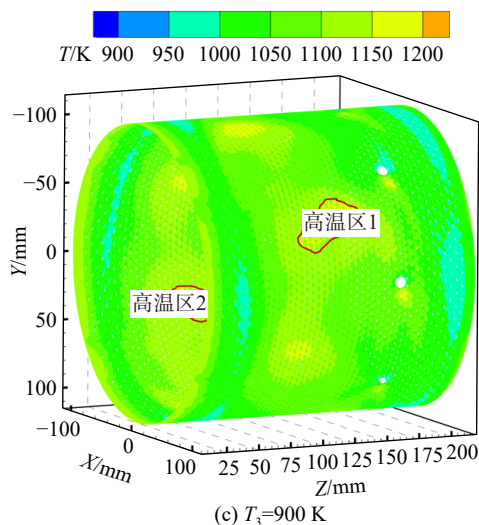


图 10 不同进气温度下火焰筒壁温分布

Fig. 10 Liner wall temperature distribution of different inlet temperature cases

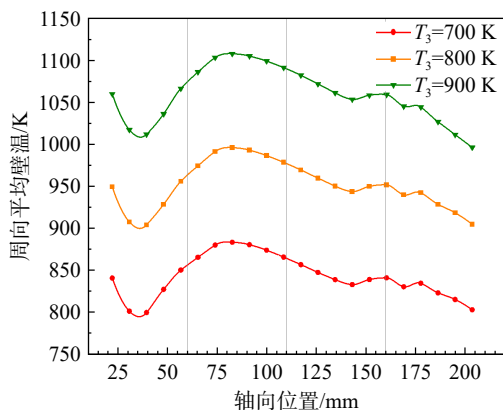


图 11 不同进气温度下沿轴向的周向平均壁温分布

Fig. 11 Circumferential average wall temperature distribution along the axial direction at different inlet temperature cases

主要高温区。以上结果与进气温度升高降低了冷却空气品质以及提高了燃烧效率, 增大了火焰筒的热负荷有关。从图 11 可以看出, 进气温度越高, 火焰筒周向平均壁温越高, 3 种进气温度条件下, 周向平均壁温最高温度为 1 108 K, 比材料的许用温度低 92 K。

图 12 为不同进气温度下沿火焰筒综合冷却效率。整体而言, 综合冷效随着进气温度的升高而降低, 这个规律在高温燃气更靠近火焰筒壁面的 IZ 区和 DZ 区表现更为明显: $T_3=700$ K 方案相较于 $T_3=900$ K 方案综合冷却效率高 2% 左右。原因为进气温度越高, 高温燃气温度升高越明显, 这增强了热辐射, 使传入火焰筒内壁的热流密度增大, 这增大了火焰筒的热负荷, 使整体冷却效

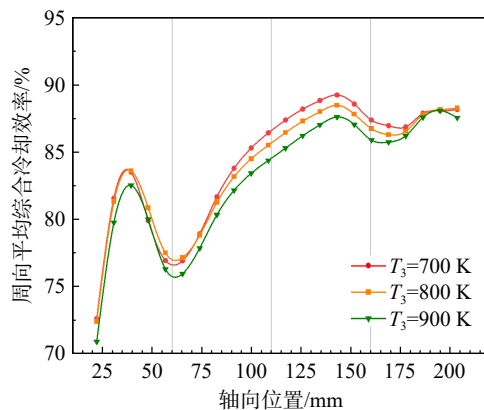


图 12 不同进气温度下火焰筒综合冷却效率对比

Fig. 12 Comparison of liner overall cooling efficiency of different inlet temperature cases

率降低。因此进气温度越高, 综合冷效降低, 导致了火焰筒壁面温升更高。

选取(0, 0, 0)、(-100, 45, 110)和(100, -45, 110)三坐标点确定的特征截面与火焰筒外壁面高温区 1 中心位置相交的轴向直线计算壁温梯度, 壁温梯度计算线所在位置如图 13 所示, 原因是沿该直线的温度分布变化大, 是最有可能因壁温梯度过大造成火焰筒失效的区域。图 14 所示为不同进气温度下火焰筒壁温梯度对比。火焰筒前端和高温区边界处梯度较大; 随着进气温度升高, 壁温梯度整体有所升高, 但最大不超过 44 K/cm。原因为进气温度越高, 燃烧释热量大, 加之冷却效率降低, 使火焰筒前端以及高温区位置受到的热负荷更大, 冷却效果恶化更严重, 导致壁温梯度升高。这表明, 进气温度升高会加剧壁面温度分布的不均匀性, 同时增加火焰筒失效变形的风险。

图 15 所示为不同进气温度下近壁面氧气质

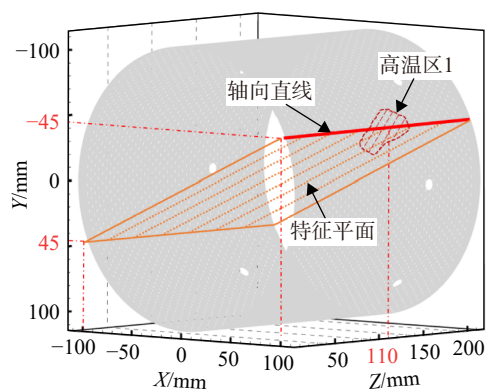


图 13 壁温梯度计算线所在位置图

Fig. 13 Position diagram of wall temperature gradient calculation line

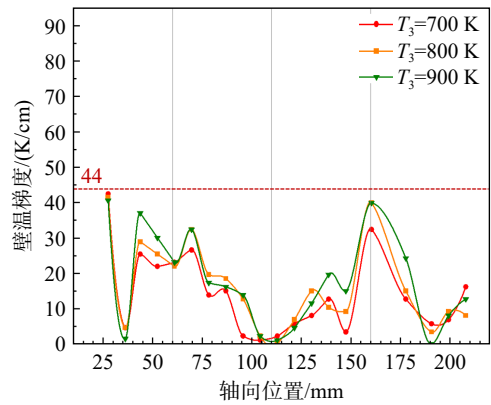


图 14 不同进气温度下壁温梯度对比

Fig. 14 Wall temperature gradient of different inlet temperature cases

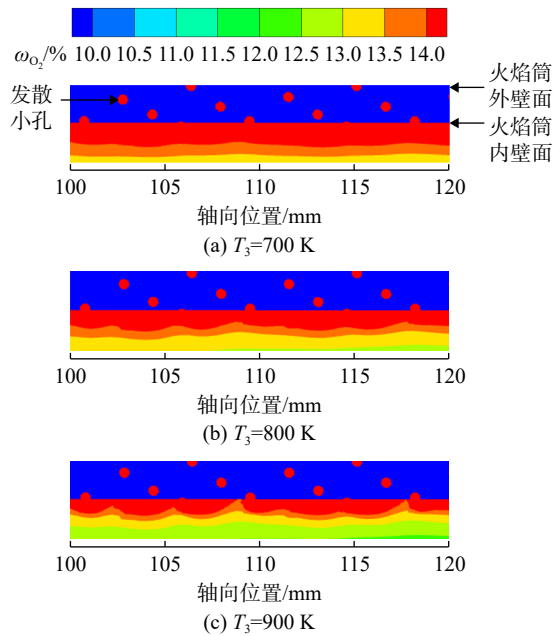


图 15 不同进气温度下近壁面氧气质量分数分布

Fig. 15 Near wall oxygen mass fraction distribution of different inlet temperature cases

量分数分布图, 如图所示, 在轴向位置 100~120 mm 特征截面处, 由于冷却射流的含氧量显著高于燃烧室内, 故近壁面氧气质量分数越高, 代表冷却气膜形成状况越好。从图中可以看出, 随着进气温度的升高, 高温区火焰筒内壁面气膜覆盖的连续性降低, $T_3=700\text{ K}$ 时, 火焰筒近壁面氧气质量分数 $\omega_{\text{O}_2}>14\%$ 的区域紧密且连续, 这说明冷却空气能很好地贴壁流动, 形成均匀气膜; 而 $T_3=900\text{ K}$ 时, $\omega_{\text{O}_2}>13\%$ 的区域缩减至 $T_3=700\text{ K}$ 时的一半, 气膜覆盖有效性下降。分析其中原因为随着进气温度的升高, 周向不均匀高温高速冲击射流的动量增大, 由于动能转化为压力能, 因此内壁面压力更高, 对近壁面流动滞止作用更加明显,

一定程度上抑制了从发散孔中喷出的冷却射流, 使得气膜覆盖有效性降低。

火焰筒热流密度占比最大的部分是热负荷高的 IZ 和 DZ 区域, 且随着进气温度的升高, 该部分冷却效率下降, 相应热流密度占比进一步增大。表 5 为不同进气温度条件下壁面平均传热参数, 进气温度越高, 外壁面的热流密度明显增大, 传热系数也逐渐增大, 但增幅相对较小, 根据式 (6) 可知, 若壁面温升相同, 进气温度高时外壁面换热强度相对较低, 加之 T_3 越高, 热辐射更强烈, 孔内传热强度相对降低且内壁面气膜覆盖有效性较低, 几种因素共同影响使火焰筒整体温升更高。

表 5 不同进气温度条件下壁面平均传热参数

Table 5 Average wall heat transfer parameters of different inlet temperature cases

参数	$T_3=700\text{ K}$	$T_3=800\text{ K}$	$T_3=900\text{ K}$
$q/(W/m^2)$	179 793	200 104	218 479
$k/(W/(m^2\cdot K))$	1 275	1 321	1 372

2.3 进气压力对冷却性能的影响

本节在保证燃烧室进气温度 ($T_3=900\text{ K}$)、空气流量 ($q_{m3}=4.8875\text{ kg/s}$) 以及燃油流量 ($q_f=0.19061\text{ kg/s}$) 相同的条件下, 研究不同进气压力 ($p_3=2.50, 3.04\text{ MPa}$ 和 3.50 MPa) 对冷却性能的影响规律。

表 6 为不同进气压力条件下冷气占比和外壁面温度对比。进气压力的增大会降低燃烧室内气体的流速, 减小湍流度, 使得总压损失有明显的下降; 总压损失的降低有利于增加燃烧产物在回流区内的停留时间, 加之 $T_3=900\text{ K}$, 化学反应速率本身非常快, 使燃烧室内流场和温度场形态变化受进气压力变化的影响减弱, 燃烧效率整体差别不大; 同时由于空气从同一进口分别流入环腔和燃烧室内, 不同进气压力和压损条件下, 冷却射流和燃烧室内高温燃气流速同步变化, 吹风比均维持在 2.7 左右, 因此发散冷却空气占比变化不大, 火焰筒壁面平均温度不受进气压力变化的影

表 6 不同进气压力条件下冷气占比和壁面温度对比

Table 6 Comparison of cooling air ratio and wall temperature of different inlet pressure cases

p_3/MPa	$\phi/\%$	$T_{w\text{-ave}}/\text{K}$	$T_{w\text{-max}}/\text{K}$
2.50	18.79	1 055	1 197
3.04	18.83	1 056	1 196
3.50	18.81	1 055	1 193

响,最高壁温随进气压力的增大有所降低,但变化幅度不大且均低于 1 200 K。

图 16 和图 17 为不同进气压力下火焰筒壁温分布云图和沿轴向的平均壁温分布。改变进气压力对火焰筒壁温分布的影响较小且均呈现 IZ 和 DZ 区壁温较高的分布规律; 计算得到壁温高于

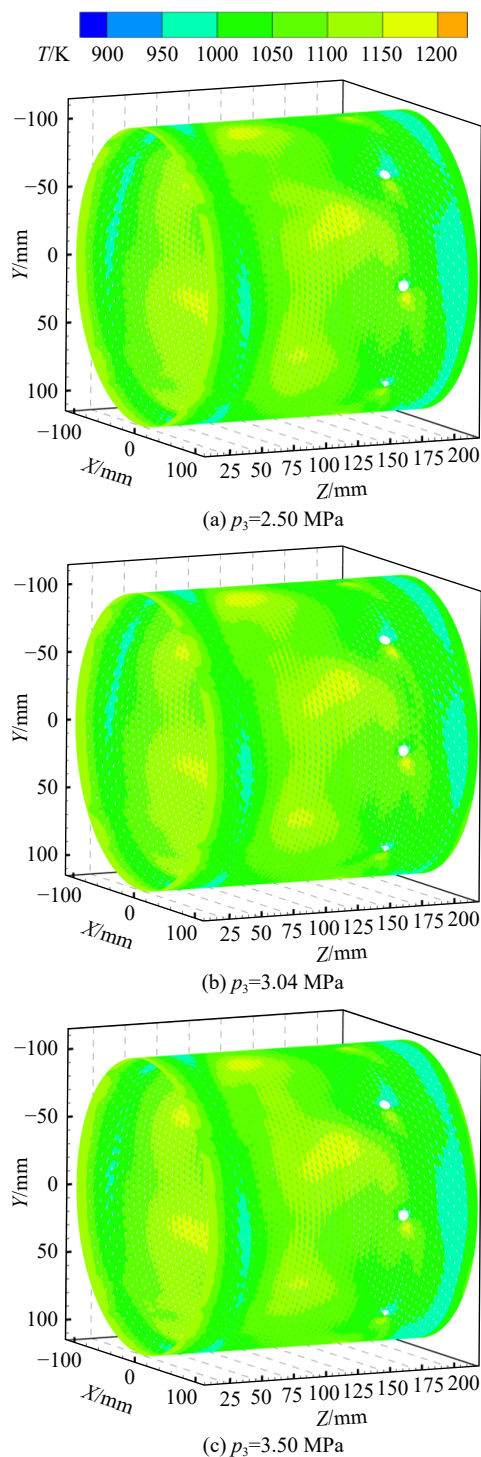


图 16 不同进气压力下火焰筒壁温分布

Fig. 16 Liner wall temperature distribution of different inlet pressure cases

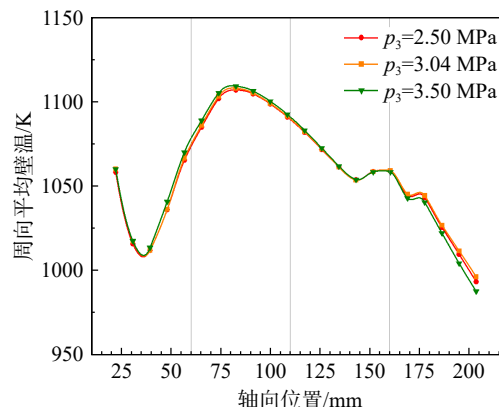


图 17 不同进气压力下沿轴向的周向平均壁温分布

Fig. 17 Circumferential average wall temperature distribution along the axial direction at different inlet pressure cases

1 150 K 的高温区面积随 p_3 的增大而略有增大, p_3 为 3.5 MPa 时高温区面积为 2 739 mm², 较 p_3 为 2.5 MPa 条件下增大了 499 mm², 占火焰筒壁面总面积比例仅增加了 0.4%, 这与 T_3 为 900 K 条件下, 进气压力增大对燃烧组织和火焰筒热负荷影响较小有关。

图 18 为不同进气压力下综合冷却效率对比, 不同进气压力方案下综合冷效均高于 70%, p_3 为 2.50 MPa 时综合冷却效率相对略低。相比于进气温度的改变, 不同进气压力条件下综合冷却效率基本一致, 火焰筒壁面温度分布也大致相同。原因为压力变化在亚声速燃烧中对反应速率的影响远小于温度, 因而不同进气压力条件下, 燃烧效率均在 99.4% 左右, 燃烧释热量基本相同且对燃烧位置和燃烧室内温度场影响较小; 吹风比均在 2.7 左右, 冲击到火焰筒内壁面的燃气温度和与冷却射流的相对速度相差不大, 气膜覆盖效率不会受进气压力变化的影响; 同时, 压力变化对表面

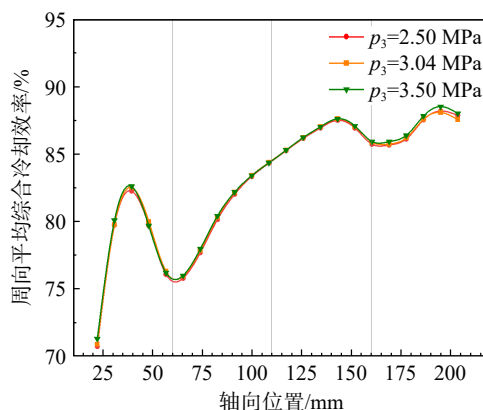


图 18 不同进气压力下综合冷却效率对比

Fig. 18 Comparison of overall cooling efficiency of different inlet pressure cases

传热系数的影响也会被气膜流动的绝热效应削弱,而且不会影响燃气辐射特性。

图 19 所示为不同进气压力下壁温梯度对比。如图所示,不同进气压力下壁温梯度变化趋势大致相同;3 个进气压力下最大壁温梯度均不超过 44 K/cm, $p_3=3.04$ MPa 时,壁温梯度相对其他两个压力方案较小,高温区温度分布更均匀一些。原因为 $p_3=3.04$ MPa 时,火焰筒热负荷最大的 IZ 和 DZ 区域冷却效率略高,此时压损在 4.24%,燃烧非常稳定,而压力降低和增大会使压损过大或偏小,从而不同程度地增大壁温梯度。因此进气压力应在合理范围内确保总压损失符合要求,避免壁温梯度有较大幅度变化。

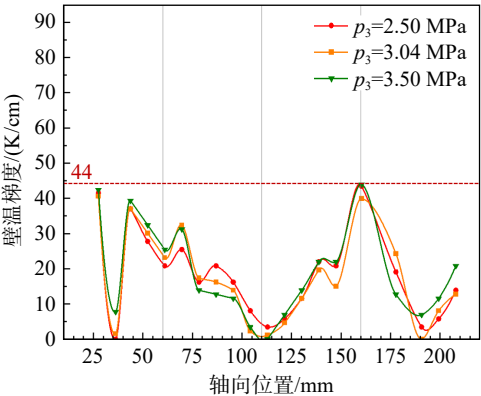


图 19 不同进气压力下壁温梯度对比
Fig. 19 Wall temperature gradient of different inlet pressure cases

图 20 展示了不同进气压力下火焰筒近壁面的氧气质量分数分布,从图中可以看出,在轴向位置 100~120 mm 特征截面处范围内,不同进气压力下的高温区附近火焰筒内壁面冷却空气都能很好地贴壁流动,形成均匀气膜;原因是进气压力增大,吹风比基本不变,高速冲击射流和冷却射流的动量同步降低,发散小孔上下游压差整体变化不大,因而近壁面的流动滞止作用相近,使气膜覆盖有效性基本相同。

3 种进气压力下发散小孔内的平均传热系数在 $(3\,590\pm8)$ W/(m²·K) 区间内且总的传热面积与排布方式相同,所以发散孔内对流传热带走的热量差别不大。同时,3 种进气压力方案外壁面平均热流密度在 $(218\,100\pm1\,200)$ W/m² 区间内,传热系数在 $(1\,374\pm2)$ W/(m²·K) 区间内,因此改变进气压力对火焰筒外壁面的传热强度影响不大且火焰筒外壁面各区域热流密度占比差别不大。综上所述,进气压力的变化对火焰筒近壁面流动和传

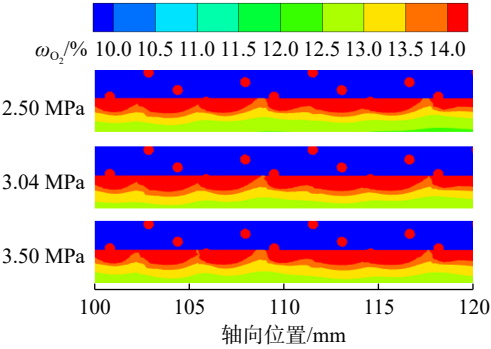


图 20 不同进气压力下近壁面氧气质量分数分布
Fig. 20 Near wall oxygen mass fraction distribution of different inlet pressure cases

热的影响较小,加之燃烧组织和辐射强度相近,使综合冷却效率和火焰筒温度分布整体相差不大。

2.4 油气比对冷却性能的影响

油气比的变化会改变燃烧室内的流场和温度场,进而对冷却性能产生很大影响。因此本节在保证燃烧室进气压力($p_3=3.042\,4$ MPa)、进气温度($T_3=900$ K)以及进口空气流量($q_{m3}=4.887\,5$ kg/s)相同的条件下,只改变燃油流量,研究不同油气比(FAR=0.036, 0.039 和 0.042)对燃烧室冷却性能的影响规律。

对比表 7 中不同油气比下冷却空气比例和外壁面温度变化发现,油气比的变化基本不影响发散冷却空气占比,均维持在 18.8% 左右;随着油气比的增大,火焰筒壁面整体平均温度和最高温度均有一定程度升高,在 $T_3=900$ K 条件下,3 种方案平均壁温较进气温度升高范围在 147~161 K 之间,最高壁温在油气比(FAR)为 0.042 时略高于 1 200 K,但相比于油气比从 0.036 增大至 0.042 使燃烧室升温提高了 140 K 以上,最高壁面温度升高幅度要小很多,仅有不到 20 K,这说明好的切向发散冷却结构设计对提升更高温升条件下燃烧室火焰筒热防护效果有较大的潜力和优势。

不同油气比下火焰筒壁温分布云图和沿轴向的平均壁温分布如图 21 和图 22 所示。油气比越高,火焰筒壁面温升高于 250 K 的高温区面积越

表 7 不同油气比下冷却空气比例和壁面温度对比

Table 7 Comparison of cooling air ratio and wall temperature of different FAR cases

FAR	$\phi/\%$	T_{w-ave}/K	T_{w-max}/K
0.036	18.82	1 047	1 187
0.039	18.83	1 056	1 196
0.042	18.81	1 061	1 205

大, 油气比为 0.042 时高温区面积为 $3\,953\text{ mm}^2$, 占火焰筒壁面总面积的 2.85%, 是油气比为 0.036 时的近 4 倍; 沿轴向的周向平均壁温也随油气比的增大而升高。原因是油气比的增大使燃烧室内高温区面积增大并向下游移动, 热辐射和局部热对流强度变大, 增大了火焰筒整体和局部的热负荷。

图 23 为不同油气比下火焰筒综合冷却效率

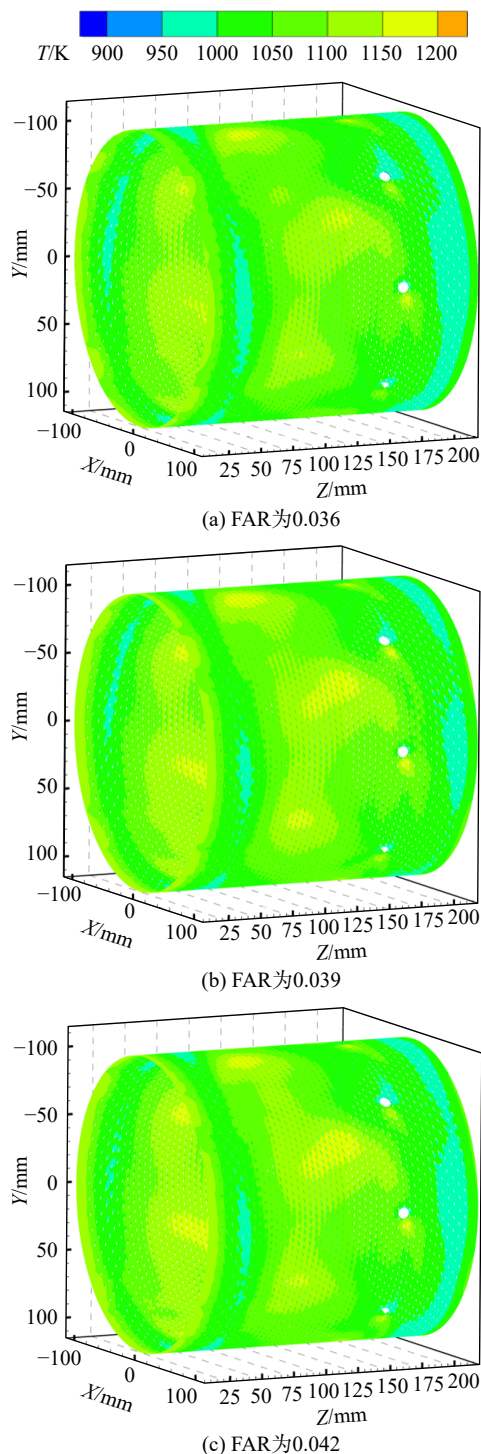


图 21 不同油气比下壁面温度分布

Fig. 21 Wall temperature distribution of different FAR cases

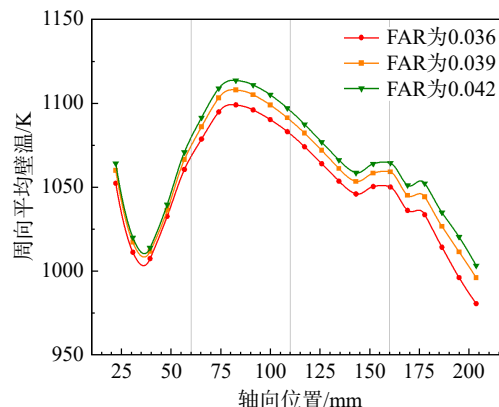


图 22 不同油气比下沿轴向的周向平均壁温分布

Fig. 22 Circumferential average wall temperature distribution along the axial direction at different FAR cases

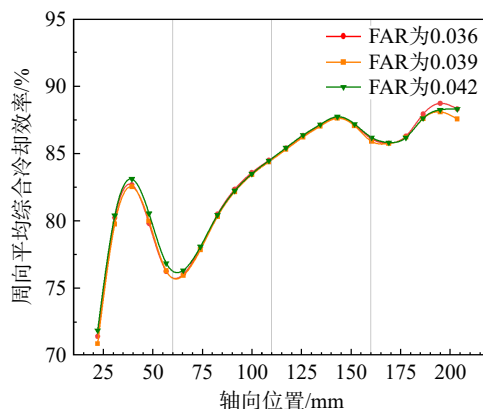


图 23 不同油气比下综合冷却效率对比

Fig. 23 Comparison of overall cooling efficiency of different FAR cases

对比。可以看出, 相比于进气温度, 不同油气比下平均综合冷效整体差距很小。因为在发散冷却空气量相同的条件下, 随着油气比的增大, 燃烧总释热量有所增大, 但整体火焰和高温区径向宽度基本不变, 燃气辐射特性是温度的函数, 因而整体传入壁面的热流密度增量较其总量差距不大, 不同油气比下壁面温升随近壁面燃气温升的增长率基本相同; 同时油气比的变化不会改变冷却射流和燃烧室内高温燃气的动量比和吹风比, 气膜覆盖有效性不会受其影响而显著下降。

图 24 所示为不同油气比下火焰筒壁温梯度对比。在火焰筒前端和壁温 $1\,050\text{ K}$ 边界处温度梯度较大; 随着油气比的提高, 整体壁温梯度有所升高, 在梯度原本就高的位置升高更为明显, FAR 为 0.042 时最高达到 47 K/cm 。原因为油气比越高, 燃烧室内高温区域面积更大, 整体温度更高, 火焰筒前端和局部高温位置受到的热负荷增大更为迅速, 壁温梯度随之升高。提高油气比

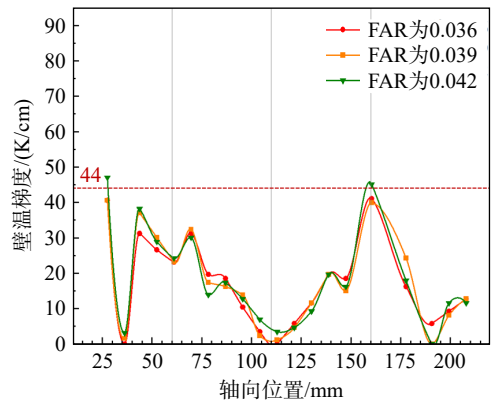


图 24 不同油气比下火焰筒壁温梯度对比

Fig. 24 Liner wall temperature gradient of different FAR cases

会增加火焰筒前端、CZ 与 IZ 交界处以及 DZ 与 BZ 交界处火焰筒变形失效的风险。

图 25 为不同油气比下火焰筒近壁面氧气质量分数分布。从图中可以看出, 油气比越低, 近壁面 ω_{O_2} 越高, 冷却射流与高温燃气掺混作用小, 可以较好地贴壁流动, 而当 FAR 为 0.042 时, $\omega_{O_2} > 14\%$ 的区域集中在发散小孔出口附近, 冷却空气覆盖有效性有所降低。原因为油气比提高, 燃烧室内化学反应更剧烈, 燃气温度和流动速度都有所增大, 这在火焰筒 IZ 区域局部高温位置表现得更加明显: 冷却射流的动量基本不变, 而该区域冲击气流的动量有所增大, 动能转化为压力能后增加了近壁面的流动滞止作用, 这使得发散小孔上下游压差减小进而阻碍了冷却射流的发展, 流动边界层有所破坏, 加之燃气温度更高, 因此近壁面温度梯度变大, 增大了传热强度。

3 种油气比下发散小孔内的平均传热系数在 $(3\,591 \pm 7) \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 区间内, 且发散孔总的表面积与排布方式相同, 因此发散小孔内对流传热带走的热量差别不大。火焰筒热负荷高的 IZ 和 DZ 区域在 3 种工况下热流密度占比均较高, 且随

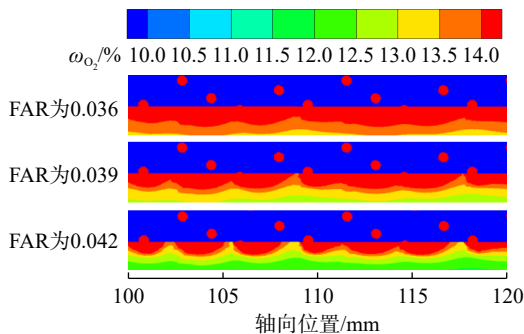


图 25 不同油气比下近壁面氧气质量分数分布

Fig. 25 Near wall oxygen mass fraction distribution of different FAR cases

着油气比的增大, 火焰筒下游的 DZ 和 BZ 区域热流密度占比增大, 这是油气比增大后, 燃烧室内高温区域面积扩大且向下游移动的缘故。不同油气比下壁面平均传热参数如表 8 所示, 火焰筒外壁面的热流密度和传热系数随油气比的提高均有所增大, 但传热系数增长幅度相对较小, 总体相差不大。综上所述, 提高油气比会降低火焰筒高温区域内壁面气膜覆盖有效性, 增大对流和辐射传热量, 使火焰筒壁温升高, 但对发散小孔内和火焰筒外壁面传热强度的影响较小。

表 8 不同油气比下壁面平均传热参数

Table 8 Average wall heat transfer parameters of different FAR cases			
参数	0.036	0.039	0.042
$q/(\text{W}/\text{m}^2)$	208 228	218 479	224 424
$k/(\text{W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}))$	1 371	1 372	1 376

3 结 论

本文对进气温度、进气压力以及油气比参数变化在实际燃烧室工作过程中对发散冷却性能的影响规律开展了数值模拟研究, 得到结论如下:

1) 随着进气温度的升高, 火焰筒内壁面冷却气膜保护有效性有所降低、发散小孔内和火焰筒外壁面传热强度相对降低, 这使得进气温度升高, 火焰筒各区域的综合冷效下降, 火焰筒壁面温升提高, 壁温梯度有所升高, 但仍满足相关技术指标要求。

2) 在本文工况下, 进气压力的变化对火焰筒近壁面流动和传热的影响较小, 综合冷却效率变化趋势基本一致, 数值上均在 70% 以上, 火焰筒壁面温度分布亦差别不大, 壁温梯度在压力过大或过小时会有所波动, 整体上进气压力变化对发散冷却有效性的影响较小。

3) 随着油气比的提高, 火焰筒内壁面冷却气膜保护有效性有所降低, 通过对流和辐射传热传入火焰筒壁面的热流密度变大, 火焰筒高温区面积和壁温梯度也均有所增大, 但对发散小孔内和外壁面传热强度的影响较小且综合冷却效率差别不大。

4) 在发散冷却空气占比仅约 19%, FAR=0.042, $T_3=900 \text{ K}$, 温升接近 1 300 K 的高热负荷条件下, 火焰筒综合冷效依然在 70%~90% 之间, 证明切向发散冷却设计对提升火焰筒热防护效果有很大

潜力, 为新一代更高温升燃烧室设计提供了理论支撑。

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.
Jin Rushan, Suo Jianqin. Advanced gas turbine combustor[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016. (in Chinese)
- [2] 陈炫午, 曾青华, 甘晓华. 航空发动机高温升燃烧室技术分析[J]. *推进技术*, 2023, 44(2): 2208054.
Chen Xuanwu, Zeng Qinghua, Gan Xiaohua. Analysis of combustion technology of high temperature rise for aero engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(2): 2208054. (in Chinese)
- [3] 李季. 基于某型燃烧室多种冷却方案对比分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
Li Ji. Analysis of various cooling schemes on a combustion chamber[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [4] 徐亮, 田秋霞, 席雷, 等. 燃气轮机火焰筒双耳孔冷却特性的分析[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2023, 55(1): 55-63.
Xu Liang, Tian Qiuxia, Xi Lei, et al. Analysis of cooling characteristics of gas turbine flame tube with binaural hole[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2023, 55(1): 55-63. (in Chinese)
- [5] Arcangeli L, Facchini B, Surace M, et al. Correlative analysis of effusion cooling systems[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2008, 130(1): 011016.
- [6] Venkatesh V, Sriraam J, Vignesh D B, et al. Studies on effusion cooling: Impact of geometric parameters on cooling effectiveness and coolant consumption[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 77: 58-66.
- [7] Ling J C P W, Ireland P T, Tumer L. Full coverage film cooling for combustor transition sections[C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. Amsterdam: ASME, 2002: 1011-1021.
- [8] 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)
- [9] Natsui G, Claretti R, Ricklick M A, et al. Experimental evaluation of large spacing compound angle full-coverage film cooling arrays: adiabatic film cooling effectiveness[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2016, 138(7): 071001.
- [10] Paitich L C, Richer P, Jodoin B, et al. Directional effects of effusion cooling on the cooling film effectiveness[J]. *AIAA Journal*, 2021, 60(1): 423-434.
- [11] 栾芸. 发散冷却及其内冷流道的机理和结构优化设计研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2022.
Luan Yun. Investigations on mechanism and structural optimization design of transpiration cooling and internal cooling passage[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2022. (in Chinese)
- [12] Dong Gengyi, Liu Yingjie, Wang Min, et al. Experimental and numerical investigation of swirling flow on the conjugate cooling efficiency of an effusion-cooled combustor[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2024, 198: 108846.
- [13] Ji Yongbin, Ge Bing, Zang Shusheng. Analysis of effusion cooling under realistic swirl reacting flow in gas turbine combustor[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2022, 216: 119101.
- [14] Chin Jushan, Suo Jianqin. Design of aero engine lean direct mixing combustor[C]//54th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference. Cincinnati: AIAA/SAE/ASME, 2018: 4921.
- [15] 金如山, 党进, 刘富强. 新一代航空发动机燃烧室[J]. *工程热物理学报*, 2022, 43(2): 543-552.
Jin Rushan, Dang Jin, Liu Fuqiang. New generation aero-engine combustor[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2022, 43(2): 543-552. (in Chinese)
- [16] Yang Guang, Shao Weiwei, Zhang Zhedien. Experimental and numerical study on heat transfer characteristics of tangential effusion cooling for a combustor liner[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 218: 119374.
- [17] 汪涛, 索建秦, 梁红侠, 等. 火焰筒切向进气发散小孔冷却数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(5): 1052-1058.
Wang Tao, Suo Jianqin, Liang Hongxia, et al. Numerical study of tangential effusion cooling for combustor liner[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(5): 1052-1058. (in Chinese)
- [18] 杨光, 邵卫卫, 张哲巖. 新型切向发散孔气膜冷却特性数值研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(11): 210579.
Yang Guang, Shao Weiwei, Zhang Zhedien. Numerical investigation on film cooling performance of novel tangential effusion holes[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11): 210579. (in Chinese)
- [19] 周子鹤, 苏浩, 贺菲, 等. 发散冷却系统冷却能力的数值分析[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(11): 2363-2371.
Zhou Zihe, Su Hao, He Fei, et al. Numerical analysis on cooling capacity of transpiration cooling system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(11): 2363-2371. (in Chinese)
- [20] Arjun C K, Jayakumar J S, Babu Y G, et al. Experimental and numerical investigation of effusion cooling effectiveness of combustion chamber liner plates[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2018, 140(8): 082201.
- [21] 张家祥, 蔡志斌, 翟维阔, 等. 某型回流燃烧室壁温数值研究[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(4): 20220812.
Zhang Jiaxiang, Cai Zhibin, Zhai Weikuo, et al. Numerical study on wall temperature of a reverse-flow combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(4): 20220812. (in Chinese)
- [22] 颜鸣皋, 刘伯操, 李金桂. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社, 2002.
Yan Minggao, Liu Bocao, Li Jingui. China aeronautical materials handbook[M]. Beijing: Standards Press of China, 2002. (in Chinese)
- [23] Launder B E, Spalding D B. The numerical computation of turbulent flows[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1974, 3(2): 269-289.
- [24] Jin Yi, He Xiaomin, Jiang Bo, et al. Effect of cavity-injector/radial-strut relative position on performance of a trapped vortex combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 32(1): 10-18.
- [25] Dai Huwei, Zhang Junhong, Ren Yanyan, et al. Effect of cooling hole configurations on combustion and heat transfer in an aero-engine combustor[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2021, 182: 115664.
- [26] 吉雍彬. 燃气轮机燃烧室发散冷却耦合传热特性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2019.
Ji Yongbin. Conjugate heat transfer characteristics of gas turbine combustor effusion cooling[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)