

冷却孔结构对燃烧室性能和壁面冷却效果影响的数值模拟研究

杨欢¹, 郭舒², 詹政德³, 文键¹, 王家瑞⁴

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 110015, 沈阳;
3. 西安交通大学金禾经济研究中心, 710049, 西安; 4. 西安交通大学化学工程与技术学院, 710049, 西安)

摘要: 为提高燃烧室出口温度分布均匀性并解决火焰筒前端壁面烧蚀问题,建立了带有多斜孔发散冷却结构的贫燃预混燃烧室三维模型,基于 $k-\omega$ SST 湍流模型、FGM 燃烧模型、离散相模型及 DO 辐射模型等,模拟研究了冷却孔直径和角度对燃烧室性能及壁面冷却效果的影响规律。结果表明:当冷却孔直径从 0.5 mm 增大至 1.0 mm 时,出口温度分布系数从 0.068 增至 0.438,径向温度分布系数从 0.060 增至 0.419,燃烧效率从 99.94% 降低至 99.25%;随着冷却孔直径的增大,燃烧室出口平均温度和燃烧效率不断降低,出口温度场分布逐渐恶化;当冷却孔角度为 20°、40° 和 60° 时,火焰筒前端受到高温旋流燃气直接冲击,冷却效果较差,而冷却空气在火焰筒中后段形成了发展光顺、厚度均匀的温度层,冷却效果较好;当冷却孔角度为 90° 时,垂直布置的冷却孔能够改善火焰筒前端高温旋流燃气冲刷壁面的问题,但火焰筒中后段的壁面冷却效果大幅恶化。该研究结果能够为贫燃预混燃烧室发散冷却结构的设计提供一定的参考。

关键词: 冷却孔;燃烧性能;壁面冷却;数值模拟

中图分类号: TK16 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202411009 **文章编号:** 0253-987X(2024)11-0098-11

Numerical Simulation Research on the Influence of Cooling Hole Structure on Combustor Performance and Liner Wall Cooling Effect

YANG Huan¹, GUO Shu², ZHAN Zhengde³, WEN Jian¹, WANG Jiarui⁴

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China; 3. Jinhe Center for Economic Research, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 4. School of Chemical Engineering and Technology, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To improve the uniformity of the temperature distribution at the outlet of the combustor and solve the wall ablation issue at the front end of the liner, a three-dimensional model of a lean-burn premixed combustor with an effusion cooling structure is established. Based on the $k-\omega$ SST turbulence model, FGM combustion model, discrete phase model, and DO radiation model, the effects of the cooling hole diameter and angle on the performance of the combustor performance and the wall cooling effect is simulated and studied. The results indicate that when the cooling hole diameter increases from 0.5 mm to 1.0 mm, the outlet temperature distribution factor rises from 0.068 to 0.438, the radial temperature distribution factor surges

收稿日期: 2024-05-06。 作者简介: 杨欢(1998—),男,博士生;王家瑞(通信作者),男,副教授,硕士生导师。

基金

项目: 中国航空发动机集团产学研合作项目(HFZL2022CXY010);国家自然科学基金资助项目(22308273)。

网络出版时间: 2024-08-01

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20240731.1718.005>

from 0.060 to 0.419, and the combustion efficiency decreases from 99.94% to 99.25%. As the cooling hole diameter increases, the average outlet temperature and combustion efficiency continuously decrease, and the temperature distribution at the outlet of the combustor gradually deteriorates. When the cooling hole angles are 20°, 40°, and 60°, the front section of the liner is directly impacted by high-temperature swirling gases, resulting in poor cooling effectiveness. However, effective cooling is achieved in the middle and rear sections of the liner, which forms a smooth and uniform temperature layer. When the cooling hole angle is 90°, vertically arranged cooling holes alleviate the issue of high-temperature swirling gases impacting the front section of the liner, but the cooling effect in the middle and rear sections of the liner significantly deteriorates. The research results may provide a certain reference for the design of divergent cooling structures in lean-burn premixed combustors.

Keywords: cooling hole; combustion performance; liner cooling; numerical simulation

随着日益严格的环保标准^[1-2]以及飞速提升的航空发动机性能^[3],发展先进的贫燃预混低污染燃烧室逐渐受到广泛关注。与常规燃烧室相比,贫燃预混燃烧室具有低污染、出口温场均匀的特点^[4-5]。贫燃预混燃烧室的头部进气量更大,燃料与空气混合更均匀,这减少了燃烧室内高温热斑的生成,有效降低了 NO_x 排放^[6-9],但相应分配给火焰筒壁面的冷却气量会减少。如何在更少的冷却气量下确保火焰筒壁面安全可靠,这是燃烧室火焰筒设计面临的严峻挑战。

多斜孔发散冷却具有耗气量低、气膜覆盖均匀的特点,在燃烧室壁面的冷却结构中得到了广泛应用^[10-12]。许全宏等^[13]采用数值模拟方法研究了多斜孔冷却结构下小孔内的对流换热特性,发现小孔进口处的 Nu 最大,小孔进口后形成了典型的涡流区。刘常春等^[14]数值模拟了不同孔阵排列对火焰筒壁面冷却效果的影响,结果表明,叉排孔阵的冷却效果优于顺排孔阵。Ge 等^[15]对比研究了热态和冷态下发散冷却孔对环形燃烧室外环腔壁面冷却效果的影响,发现热态下外环腔壁面的冷却效率更高。芦翔等^[16]研究了不同孔型发散冷却对壁面冷却效率和近壁面流动的影响,发现扇形孔型的平均冷却效率比圆孔高 40%,但孔型对高温区形状和位置的影响不大。Wang 等^[17]以罐式燃烧室为研究对象,分析了冷却孔角度分别为 30°、60°、90°对燃烧性能和冷却效率的影响,结果表明,冷却孔角度为 30°时出口温度分布最均匀,冷却效率最高。Andreini 等^[18]研究发现,20°冷却孔的整体叠加冷却效应最佳。Ji 等^[19]研究发现,90°发散冷却孔对热侧壁面的气膜覆盖效果较差,冷却效率最低;150°的冷却孔

能够改善旋流火焰冲击壁面处的冷却性能。Park 等^[20]研究发现,后倾孔比前倾孔具有更均匀的气膜冷却效果。Singh 等^[21]采用数值模拟方法研究了冷却前倾孔/后倾孔与主流方向夹角 30°~60°范围内的发散气膜冷却特性,发现高吹风比时,后倾孔冷却结构比前倾孔冷却结构的气膜冷却效率提高了 110%~220%。Pang 等^[22]研究发现,增大冷却孔直径会导致燃烧室出口温度分布均匀性变差,燃烧效率显著降低。渠立红等^[23]研究发现,减小孔径和增大开孔率都能改善气膜冷却效率。杨光等^[24]研究了孔布局对切向发散结构冷却效果的影响,结果表明,正对且等间距排布的冷却射流更易形成完整的覆盖气膜。张玉芳等^[25]将源项法模型应用到发散冷却结构的数值模拟中,结果表明源项法能够比较准确地预测综合冷效的变化趋势。

研究冷却孔结构参数对优化燃烧室出口温场分布及延长火焰筒使用寿命具有重要作用。已有的发散冷却孔研究多集中于直平板或圆筒上^[15,18,23-24],对航空发动机燃烧室发散冷却孔的数值模拟研究较少。本文以具有发散冷却结构的贫燃预混燃烧室为对象,研究了冷却孔直径和冷却孔角度对燃烧性能及壁面冷却效果的影响。研究结果能够为贫燃预混燃烧室发散冷却结构的设计提供一定的参考。

1 几何模型及数学模型

1.1 几何模型

本文的燃烧室构型主要由机匣、扩压器、头部三级旋流器和多斜孔发散冷却壁面组成,燃烧室结构示意图如图 1 所示。一级、二级、三级旋流器的旋流数分别为 0.43、0.65 和 1.04。一二级旋流器与副油路组成值班级预混模,三级旋流器与主油路组成

主燃级预混模。燃烧室头部端壁开有头部冷却孔以及外旋流器冷却孔,火焰筒壁面上开有多斜孔发散冷却孔。出口包含火焰筒出口与内、外环腔出口。

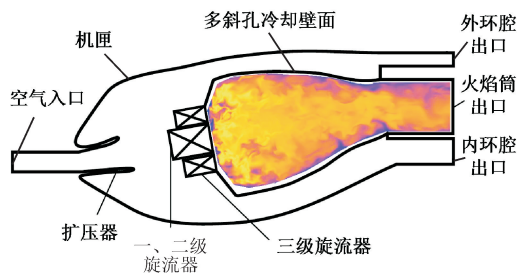


图1 贫燃预混燃烧室的结构示意图

Fig. 1 Schematic of lean-burn premixed combustor

1.2 数学模型及边界条件

湍流模型采用 $k-\omega$ SST 模型。燃烧模型采用 FGM 模型^[22],反应机理为四川大学燃烧动力学中心提出的 RP3 航空煤油 3 组分反应机理^[26],共包含 50 个组分,90 种反应。值班级和主燃级油路均选用空心喷嘴 hollow-cone。辐射模型选用 DO 模型。空气入口质量流量为 3.57 kg/s,温度为 850 K;燃料入口温度为 300 K,燃料喷入总量为 0.08 kg/s;值班级当量比为 1.0;燃烧室运行压力为 3.5 MPa。入口为质量流量入口边界;出口均为自由出流边界,其中内、外环出口气量分别为 0.45 kg/s 和 0.23 kg/s;火焰筒两侧为周期性边界条件。

1.3 网格无关性及数值模拟验证

采用 Fluent meshing 软件对燃烧室进行多面体-六面体网格划分,对火焰筒区域进行 BOI 体加密,网格划分如图 2 所示。网格无关性验证结果如图 3 所示。从图 3 可以看出,不同网格数下的主燃区轴向速度分布特征和轴向温度变化趋势基本保持一致。更精细的网格能够捕捉到更多的流场信息,因此选用 5 728 万量级的网格进行数值模拟。不同工况下的网格数控制在 5 500 万~6 500 万。

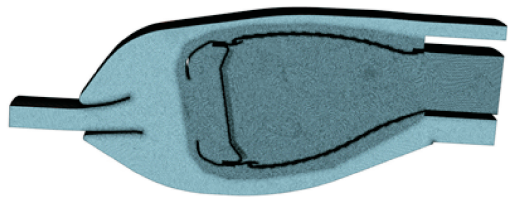
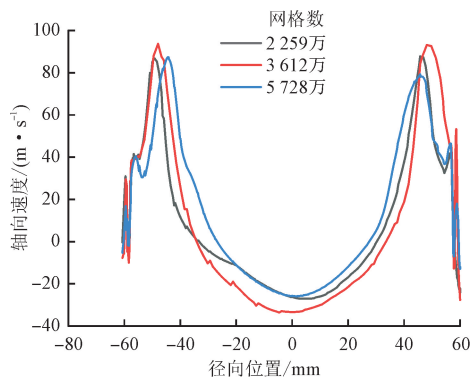
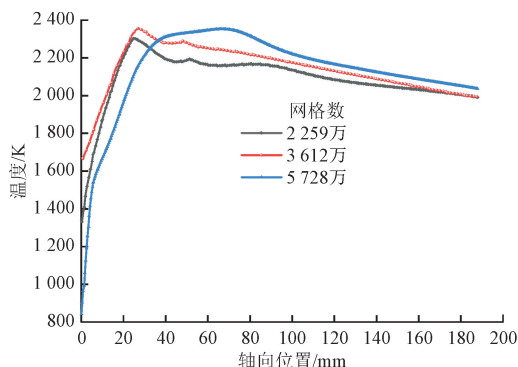


图2 贫燃预混燃烧室的网格划分示意图

Fig. 2 Mesh generation of the lean-burn premixed combustor



(a) 轴向位置 20 mm 处沿径向的轴向速度分布



(b) 轴向温度分布

图3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence verification

对于本文中的燃烧室构型,暂无相应的实验数据对数值模拟的准确性进行验证。目前多是对实验室规模的单头部预混旋流燃烧室进行数值模拟方法的验证,而本文采用的数值模型和边界条件已在燃烧室模拟计算中被广泛验证^[22,27-28]。本文对比了大涡模拟(LES)和 RANS $k-\omega$ SST 模型的计算结果,燃烧室轴向温度的分布对比和燃烧室性能参数对比分别如图 4 和表 1 所示。从图 4 可以看出,尽管 $k-\omega$ SST 模型在值班级文氏管附近的升温速率较慢,但

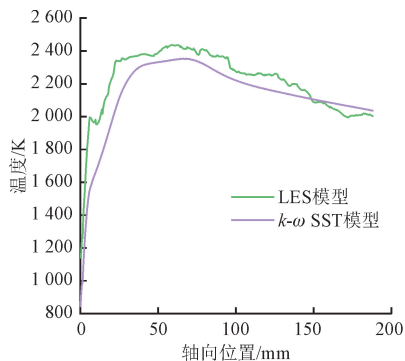


图4 LES模型和 $k-\omega$ SST模型计算的沿燃烧室轴向方向的温度分布对比

Fig. 4 Comparison of axial temperature distribution for LES model and $k-\omega$ SST model

在燃烧室流场的后续发展过程中,轴向温度分布与 LES 模型的计算结果基本一致。从表 1 可以看出, $k-\omega$ SST 模型与 LES 模型在出口温度分布系数以及总压损失系数上的相对偏差较小。可以认为本文采用的数学模型能够较为准确模拟流场。

表 1 不同湍流模型下的燃烧室性能参数对比
Table 1 Comparison of combustor performance under different turbulence models

模型	出口温度分布系数	径向温度分布系数	总压损失系数/%
LES	0.216	0.146	5.92
$k-\omega$ SST	0.189	0.169	5.77
相对偏差/%	-12.5	15.8	-2.5

1.4 工况参数

冷却孔结构参数示意如图 5 所示,主要工况参数有冷却孔直径 D 和冷却孔角度 λ ,不同冷却孔结构的参数工况如表 2 所示。

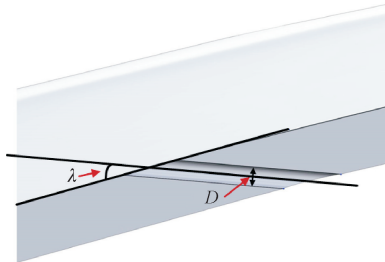


图 5 冷却孔的结构参数
Fig. 5 Structure parameters of cooling holes

表 2 不同冷却孔结构的参数工况

Table 2 Various conditions of structure parameters

工况	D/mm	$\lambda/(\text{^\circ})$	冷却孔总流通面积/ mm^2
A1	0.5	20	225.02
A2	0.6	20	324.02
A3	0.7	20	441.03
A4	0.8	20	576.04
A5	0.9	20	729.05
A6	1.0	20	900.07
B1	0.7	20	441.03
B2	0.7	40	441.03
B3	0.7	60	441.03
B4	0.7	90	441.03

1.5 评估指标

采用出口温度分布系数 ϕ_{OTDF} 和径向温度分布系数 ϕ_{RTDF} 评估燃烧室出口温度分布的均匀程度,计算公式为

$$\phi_{\text{OTDF}} = \frac{T_{\text{o,max}} - T_{\text{o,ave}}}{T_{\text{o,ave}} - T_{\text{i,air}}} \tag{1}$$

$$\phi_{\text{RTDF}} = \frac{T_{\text{cir-ave,max}} - T_{\text{o,ave}}}{T_{\text{o,ave}} - T_{\text{i,air}}} \tag{2}$$

式中: $T_{\text{o,max}}$ 表示燃烧室出口的最高温度,K; $T_{\text{o,ave}}$ 表示燃烧室出口的平均温度,K; $T_{\text{i,air}}$ 表示燃烧室入口的空气温度,K; $T_{\text{cir-ave,max}}$ 表示燃烧室出口沿径向方向周向平均的最高温度,K。

采用总压损失系数表示燃烧室压降,公式为

$$\sigma_{\text{B}} = \frac{p_3 - p_4}{p_3} \tag{3}$$

式中: p_3 、 p_4 分别为燃烧室入口和出口处的总压,Pa。

采用燃气分析法计算燃烧室燃烧效率

$$\eta = \frac{\varphi(\text{CO}_2) + 0.531\varphi(\text{CO}) - 0.319\varphi(\text{CH}_4) - 0.397\varphi(\text{H}_2)}{\varphi(\text{CO}_2) + \varphi(\text{CO}) + \varphi(\text{UHC})} \tag{4}$$

式中: $\varphi(\text{CO}_2)$ 、 $\varphi(\text{CO})$ 、 $\varphi(\text{CH}_4)$ 、 $\varphi(\text{H}_2)$ 、 $\varphi(\text{UHC})$ 分别代表燃烧室出口处 CO_2 、 CO 、 CH_4 、 H_2 、未燃尽碳氢化合物的体积分数,%。

实际数值模拟过程中,火焰筒内外环壁面均为绝热壁面,不能直接得到壁面温度分布,难以对壁温进行合理评估。因此,采用火焰筒近壁面温度评价指标 R_t 对壁面温度分布进行分析评估,其定义为火焰筒内外环腔壁面燃气温度超过 1 223 K 的面积与内外环腔壁面总面积之比。 R_t 的表达式为

$$R_t = A_1/A_2 \tag{5}$$

式中: A_1 为火焰筒近壁面燃气温度超过 1 223 K 的面积, m^2 ; A_2 为火焰筒内外环壁面的总面积, m^2 。

2 结果与讨论

2.1 冷却孔直径对燃烧室性能的影响

冷却孔直径对头部三级旋流器及壁面冷却孔流通空气比例的影响如图 6 所示。可以看出:随着冷

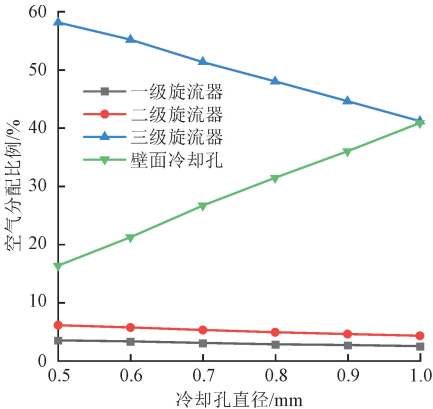


图 6 冷却孔直径对旋流器及冷却孔流通空气比例的影响
Fig. 6 Effect of the cooling hole diameter on the proportion of air in the swirler and the cooling holes

却孔直径的增加,三级旋流器的空气流通比例线性降低,而壁面冷却孔内的空气流量迅速增加;当冷却孔直径从 0.5 mm 增加至 1.0 mm 时,一、二级旋流器的流通空气占比的减小幅度较小,分别从 3.47% 降低至 2.48% 和从 6.08% 降低至 4.26%;三级旋流器的流通空气占比从 58.17% 降低至 41.19%;而壁面冷却孔的流通空气占比从 16.34% 增加至 40.89%。

冷却孔直径对燃烧室出口温度及燃烧室性能的影响如表 3 所示。

表 3 冷却孔直径对出口温度及燃烧室性能的影响
Table 3 Effect of cooling hole diameter variation on outlet temperature distribution and combustor performance

D/mm	$T_{\text{o,ave}}/\text{K}$	$T_{\text{o,max}}/\text{K}$	$T_{\text{cir-ave,max}}/\text{K}$	$\sigma_B/\%$	$\eta/\%$
0.5	1 763.40	1 825.36	1 818.62	7.82	99.94
0.6	1 759.06	1 859.27	1 854.13	6.81	99.87
0.7	1 747.06	1 914.25	1 898.35	5.77	99.76
0.8	1 736.11	1 942.74	1 936.76	4.88	99.61
0.9	1 715.41	2 008.41	1 996.96	4.13	99.36
1.0	1 700.32	2 072.54	2 056.81	3.59	99.25

从表 3 可以看出,随着冷却孔直径的增大,出口平均温度和燃烧效率不断降低,出口最高温度和周向平均最高温度不断升高,燃烧室出口温度场分布逐渐恶化。当冷却孔直径从 0.5 mm 增加至 1.0 mm 时,出口平均温度从 1 763.40 K 降至 1 700.32 K,燃烧效率从 99.94% 降至 99.25%。这是由于随着冷却孔直径的增大,通过火焰筒壁面进入燃烧反应区域的冷空气量增加,部分燃烧产物受到冷空气直接掺混的影响产生淬熄,导致出口处未燃尽碳氢化合物的浓度较高,燃烧反应未能充分进行,使得出口平均温度和燃烧效率均有所降低。

冷却孔直径对火焰筒出口总温分布的影响如图 7 所示。可以看出,燃烧室出口温度分布呈现中间高、两侧低的分布特点。随着冷却孔直径的增大,中间区域的温度逐渐升高,两侧出现明显的冷却气流薄膜,而且薄膜厚度逐渐增厚。冷却孔直径为 0.5 mm 时,燃烧室出口温度多分布在 1 400~1 800 K 温区。冷却孔直径增加至 1.0 mm 时,出口中间区域存在大范围的 2 050 K 高温区域,且出口内外两侧存在 1 100~1 400 K 的低温区。

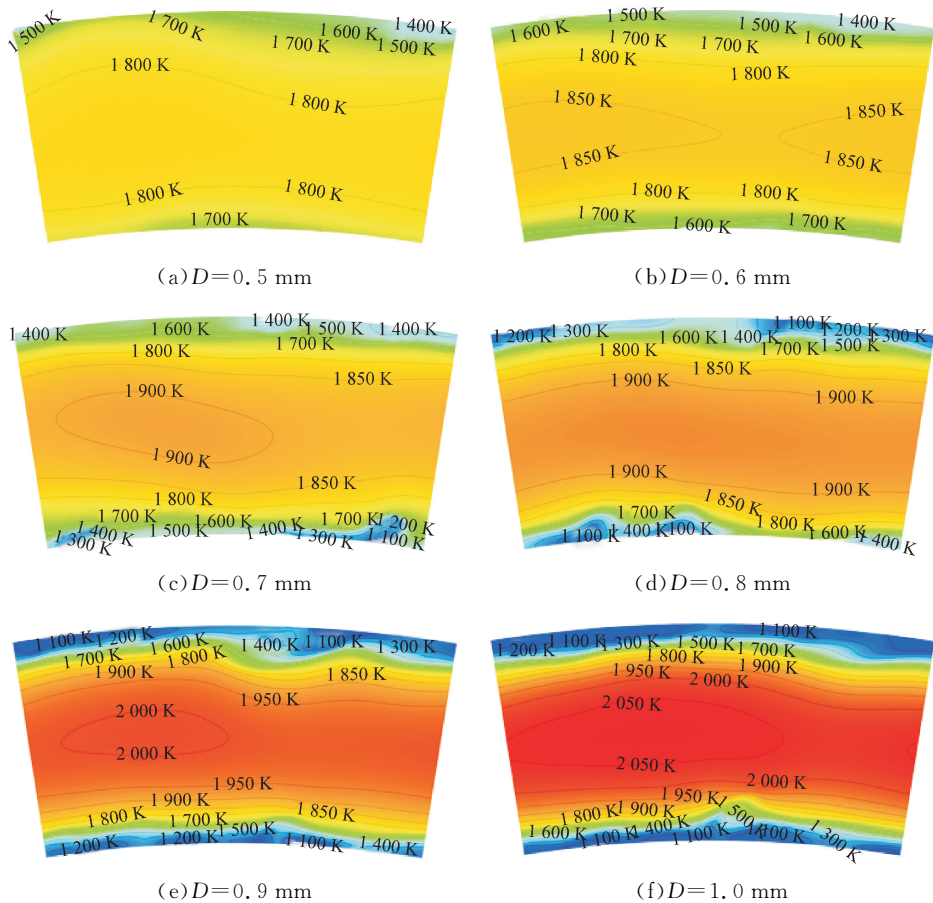


图 7 冷却孔直径对火焰筒出口总温分布的影响
Fig. 7 Effect of cooling hole diameter on the temperature distribution at combustor outlet

冷却孔直径对火焰筒出口沿径向温度分布系数 ϕ_{RTDF} 的影响如图 8 所示。可以看出,随着冷却孔直径的增加,火焰筒出口中间区域的 ϕ_{RTDF} 迅速增加,而外侧和内侧处的 ϕ_{RTDF} 逐渐减小,这意味着出口温度分布的均匀性逐渐恶化。

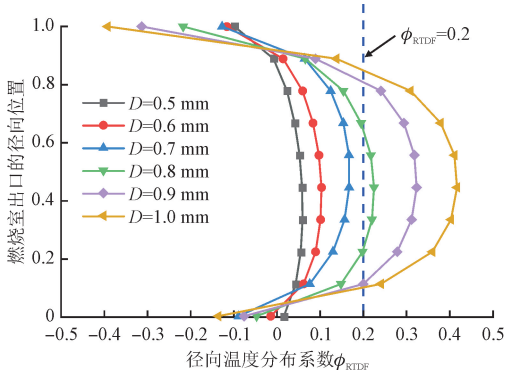


图 8 冷却孔直径对出口径向温度分布系数的影响
Fig. 8 Effect of cooling hole diameter on ϕ_{RTDF}

冷却孔直径与燃烧室出口 ϕ_{OTDF} 或 ϕ_{RTDF} 的线性拟合如图 9 所示。可以看出,随着冷却孔直径的增大, ϕ_{OTDF} 和 ϕ_{RTDF} 呈线性增加的变化趋势。当冷却孔直径从 0.5 mm 增至 1.0 mm 时, ϕ_{OTDF} 从 0.068 增至 0.438, ϕ_{RTDF} 从 0.060 增至 0.419,出口温度分布均匀性急剧恶化。

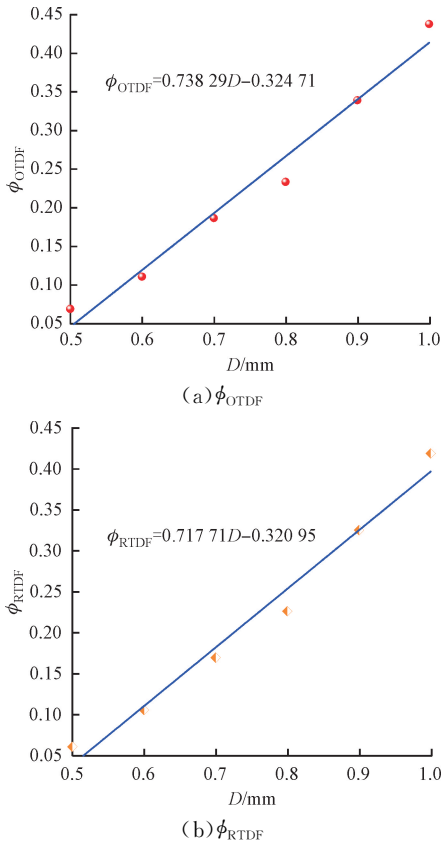


图 9 冷却孔直径与出口 ϕ_{OTDF} 或 ϕ_{RTDF} 的线性拟合
Fig. 9 Linear fitting of cooling hole diameter to ϕ_{OTDF} or ϕ_{RTDF}

燃烧场中羟基自由基($\cdot\text{OH}$)分布可以表征火焰结构和火焰强度。冷却孔直径变化对燃烧室子午面 $\cdot\text{OH}$ 质量分数的影响如图 10 所示。可以看出,冷却孔直径增大后,主燃区内的 $\cdot\text{OH}$ 质量分数迅速提高。原因主要在于:经头部旋流器流入燃烧室的空气量减少,主燃区当量比提高,燃烧反应速率加快,火焰强度增强;加之冷却空气减少导致稀释效果减弱,场内的 $\cdot\text{OH}$ 质量分数相应提高。随着冷却孔直径的增加, $\cdot\text{OH}$ 分布逐渐向火焰筒出口方向扩散,这是因为主燃区的空气量减少,煤油液滴雾化后未能充分燃烧,与冷却孔射流进气混合后在主燃区下游进一步进行燃烧反应, $\cdot\text{OH}$ 分布相应向下游方向扩展。

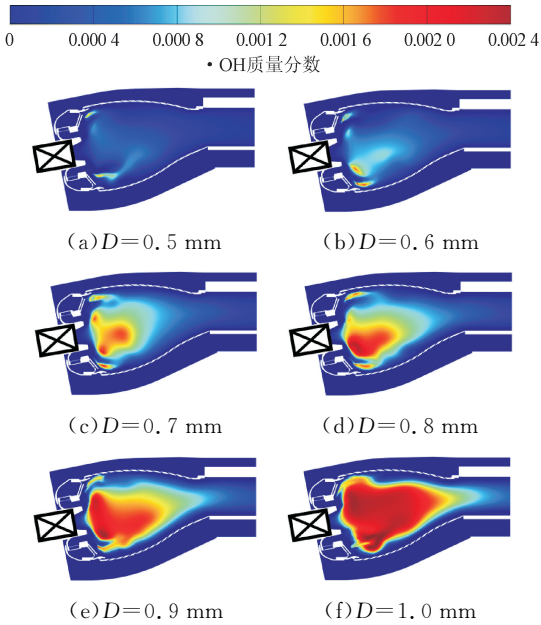
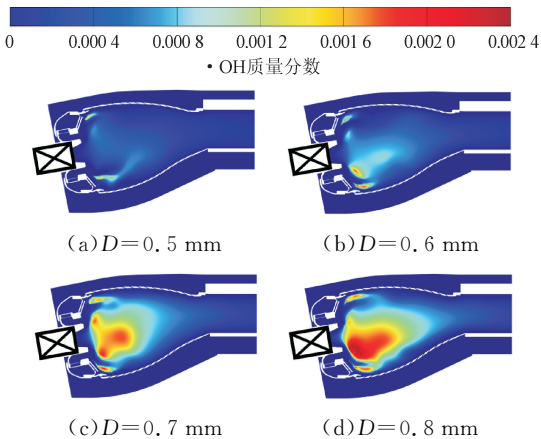


图 10 冷却孔直径对燃烧室子午面 $\cdot\text{OH}$ 质量分数的影响
Fig. 10 Effect of cooling hole diameter on the distribution of $\cdot\text{OH}$ radical at mid-section of combustor

冷却孔直径对燃烧室子午面总温分布的影响如图 11 所示。



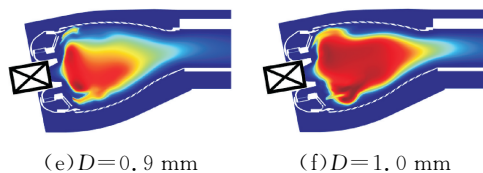


图 11 冷却孔直径对燃烧室子午面总温分布的影响

Fig. 11 Effect of cooling hole diameter on the total temperature distribution at mid-section of combustor

从图 11 可以看出,随着冷却孔直径从 0.5 mm 增至 1.0 mm,主燃区附近由 2 000 K 温区向 2 400 K 温区过渡,主燃区温度明显升高;高温区不断向燃烧室出口扩展,2 000 K 温区向出口方向延伸,高温燃气在火焰筒出口未能有效混合,导致出口温度分布中间高、两侧低的特征趋势更显著,不利于形成均匀分布的出口温度场,这与 Pang 等^[22]的研究结果一致。

冷却孔直径对火焰筒近壁面温度评价指标 R_t 的影响如图 12 所示。可以看出,当冷却孔直径从 0.5 mm 增加至 1.0 mm 时, R_t 分别降低了 20.76%、37.20%、47.05%、52.56% 和 57.89%。冷却孔直径增加使得火焰筒近壁面的气体温度大幅降低,冷却孔直径为 1.0 mm 时,近壁面温度超过 1 223 K 的占比仅有 2.40%。这主要是由于冷却孔直径增大使得壁面冷却空气量大幅增加,冷空气能够较好地黏附壁面流动,防止高温燃气直接冲刷火焰筒壁面,使得壁面得到良好的热防护。

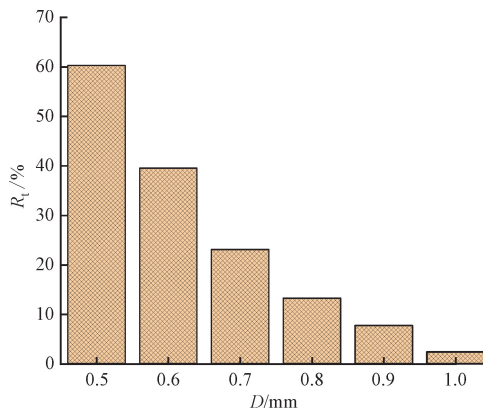


图 12 冷却孔直径对壁面温度评价指标 R_t 的影响

Fig. 12 Effect of cooling hole diameter on R_t

2.2 冷却孔角度对燃烧室性能的影响

冷却孔角度主要控制冷却射流空气的水平分动量和垂直分动量。冷空气能否在火焰筒壁上形成紧密贴壁的冷却气膜是影响壁面冷却效果的关键^[10]。高温合金 GH536 要求的连续工作环境温度不超过 1 223 K,因此以“上游冷却孔流出的冷却空

气能否较好地覆盖壁面,并与下级冷却孔流出的冷却空气共同配合形成完整光滑的 1 223 K 温度层”为判断壁面冷却效果的准则。冷却孔角度对火焰筒外环、内环壁面温度的影响分别如图 13 和图 14 所示。图中所示冷却孔编号对应冷却孔下游完整/非完整覆盖 1 223 K 温度层。冷却孔出口温度分布呈现明显的“烟囱状”温度层,随着冷却孔角度的增加,烟囱状火炬尾迹由紧贴壁面发展至远离壁面。

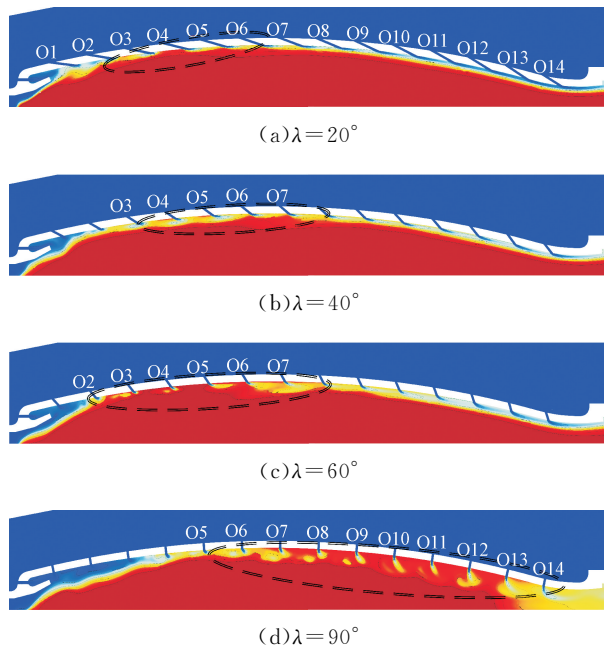
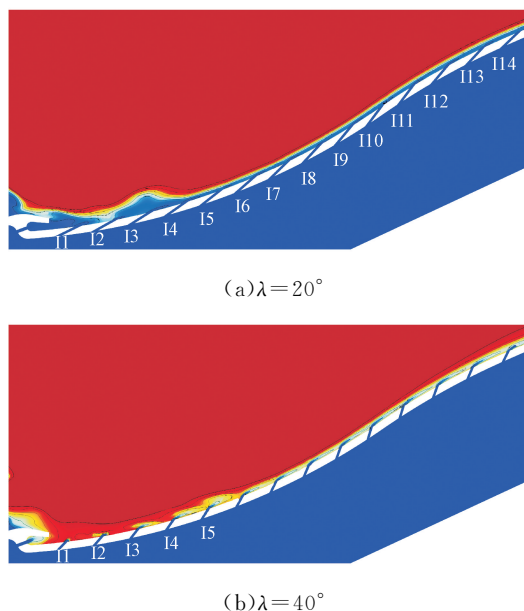
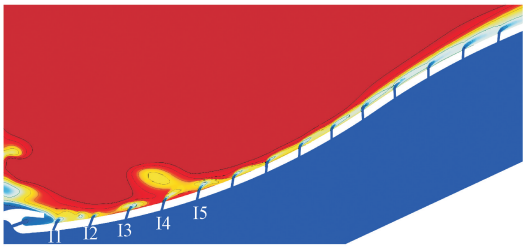


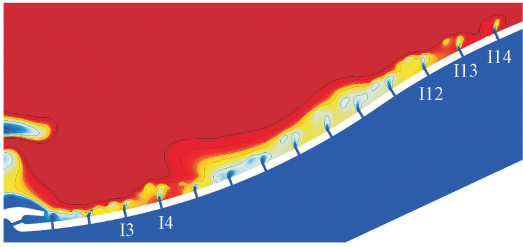
图 13 冷却孔角度对火焰筒外环腔壁面温度的影响

Fig. 13 Effect of cooling hole angle on wall temperature of the outer liner





(c) $\lambda=60^\circ$



(d) $\lambda=90^\circ$

图 14 冷却孔角度对火焰筒内环腔壁面温度的影响
Fig. 14 Effect of cooling hole angle on wall temperature of the inner liner

从图 13 可以看出,当冷却孔角度为 20° 、 40° 和 60° 时,受到旋流高温燃气冲击壁面作用,火焰筒前端的冷却效果均较差,冷却气膜未能对壁面形成良好的覆盖;火焰筒后端的冷却效果均较好,形成了发展光顺、厚度均匀的温度分层。当冷却孔角度为 90° 时,火焰筒前端 O1~O4 段的气膜温度较低,冷却效果较好;而在 O5~O14 冷却段,主流与冷却空气换热剧烈,导致冷却孔出口的温度剧烈升高,未能形成稳定的 1 223 K 温度层,壁面未能得到很好的冷却保护。垂直冷却孔的布置能够改善火焰筒前端高温旋流燃气直接冲刷壁面的问题,这与 Ji 等^[19]的研究结果基本一致。

从图 14 可以看出,冷却孔角度 20° 时,紧贴壁面的温度层延展光顺,厚度均匀,1 223 K 温度层完整覆盖了 I1~I14 壁面冷却段。冷却角度增大至 40° 和 60° 时,I1~I5 段的冷却效果较差,这可能是冷却角度增大导致空气的射流垂直分动量增大,一方面贴附壁面流动能力较弱,另一方面阻碍了头部喉舌出口空气沿壁面流动;I6~I14 段未受到高温气体冲刷,冷却效果良好。对比 20° 、 40° 和 60° 的壁面冷却情况可知,随着冷却孔角度的增加,射流空气的垂直分动量增加,沿壁面发展的温度层厚度不断增加,这可能导致火焰筒出口的内外壁面温度分布不均匀。冷却孔角度为 90° 时,I3~I4 和 I12~I14 段的冷却

效果差,I1~I2 和 I5~I11 段冷却出口附近的温度较低,覆盖温度层厚度大幅增加。主要原因在于,冷却孔角度为 90° 时,大部分内环冷却射流空气存在逆向水平分动量,与上游冷却空气混合后,气流贴附壁面流动速度降低。而该角度下垂直分动量非常大,导致冷却空气向燃烧室内集中,与主流燃气发生剧烈混合的同时补充氧气,造成未燃尽碳氢化合物继续燃烧。

冷却孔角度对燃烧效率和未燃尽碳氢化合物 UHC 摩尔分数的影响如图 15 所示。可以看出,当冷却孔角度从 20° 增加至 60° 时,燃烧室出口的 UHC 摩尔分数从 7.60×10^{-5} 增加至 9.57×10^{-5} ,燃烧效率从 99.76% 降低至 99.72%。这是由于较大的冷却射流角度使得冷却空气的垂直分动量较大,温度较低的冷却空气与燃气主流混合造成火焰淬息,UHC 浓度升高,燃烧效率降低。而当冷却孔角度为 90° 时,冷却空气射流垂直火焰筒壁面,在火焰筒内外环壁面存在逆向射流进气,其与主流逆向混合充分燃烧,出口 UHC 摩尔分数降低至 3.37×10^{-5} ,燃烧效率大幅提高至 99.90%。

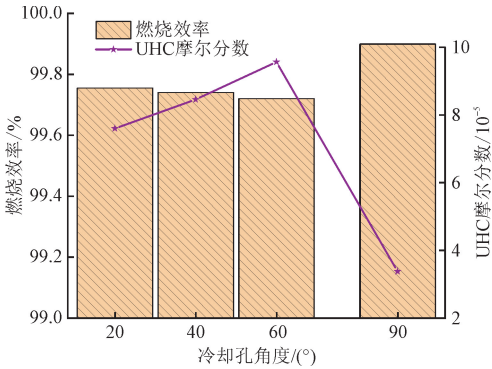
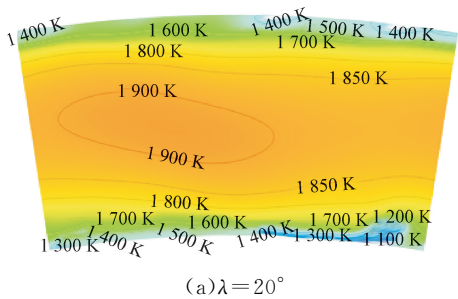


图 15 冷却孔角度对燃烧效率和未燃尽碳氢化合物的影响
Fig. 15 Effect of cooling hole angle on combustion efficiency and UHC

冷却孔角度对出口总温分布和 $\phi_{\text{OTDF}}/\phi_{\text{RTDF}}$ 的影响分别如图 16 和图 17 所示。



(a) $\lambda=20^\circ$

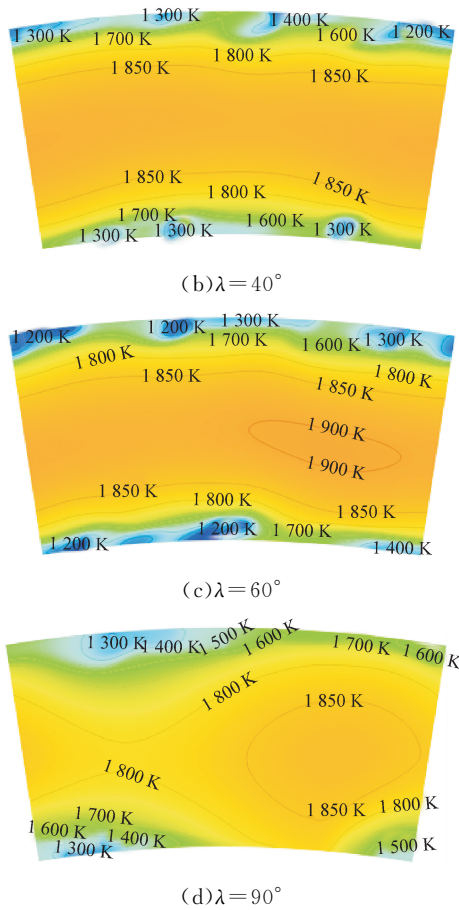


图 16 冷却孔角度对火焰筒出口总温分布的影响
Fig. 16 Effect of cooling hole angle on the temperature distribution

影响较小。当冷却孔角度为 90° 时,冷却射流空气与主流逆向流动,冷却空气与主流剧烈混合,出口 ϕ_{OTDF} 和 ϕ_{RTDF} 分别降低至 0.125 和 0.088,出口温度分布的均匀性显著提高。

冷却孔角度对火焰筒近壁面温度评价指标 R_t 的影响如图 18 所示。可以看出,当冷却孔角度从 20° 变化至 40° 、 60° 和 90° 时, R_t 分别增加了 8.51%、8.12% 和 38.28%。冷却孔角度增大,冷却空气射流贴附壁面流动的能力减弱,未能在壁面上形成冷却薄膜,造成壁面温度超过 1 223 K 的面积增加,壁面冷却效果变差。冷却孔角度从 40° 增至 60° 时,温度评价指标 R_t 略微降低,这可能是冷却射流空气垂直分量增加,沿火焰筒壁面冷空气层逐渐增厚,导致火焰筒出口段的冷却效果加强。

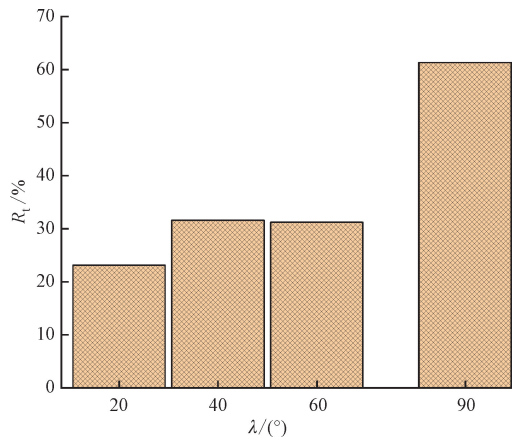


图 18 冷却孔角度对壁面温度评价指标 R_t 的影响
Fig. 18 Effect of cooling hole angle on R_t

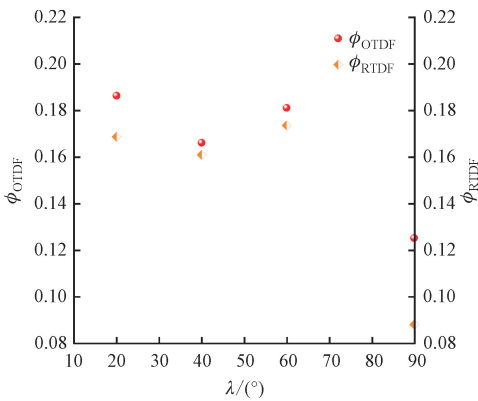


图 17 冷却孔角度对出口 ϕ_{OTDF} 和 ϕ_{RTDF} 的影响
Fig. 17 Effect of cooling hole angle on ϕ_{OTDF} and ϕ_{RTDF}

从图 16 和图 17 可以看出,冷却孔角度为 20° 、 40° 和 60° 时,出口不同径向位置处的周向总温分布较为均匀,出口 ϕ_{OTDF} 和 ϕ_{RTDF} 几乎保持不变。这主要是由于冷却孔内流出的冷却空气大部分贴附壁面流动,因而冷却射流空气穿透深度较浅,与燃气主流的混合扰动能力较差,对火焰筒出口温度分布均匀性

3 结 论

(1)随着冷却孔直径的增大,头部旋流器的流通空气比例逐渐减小,壁面冷却孔内的空气流量迅速增加,燃烧室的总压损失逐渐降低,出口平均温度和燃烧效率不断降低,燃烧室出口的温度场分布逐渐恶化。冷却孔直径从 0.5 mm 增加至 1.0 mm 时, ϕ_{OTDF} 从 0.068 增至 0.438, ϕ_{RTDF} 从 0.060 增至 0.419,燃烧效率从 99.94% 降低至 99.25%,总压损失系数从 7.82% 降低至 3.59%。

(2)冷却孔角度为 20° 、 40° 和 60° 时,火焰筒前端受到高温旋流燃气直接冲击,冷却效果较差;火焰筒中后段的冷却效果较好,形成了发展光顺、厚度均匀的温度层。冷却孔内流出的冷却空气大部分贴附壁面流动,对主流燃气的混合扰动能力较弱,出口 ϕ_{OTDF} 和 ϕ_{RTDF} 几乎保持不变,对火焰筒出口温度分布

的均匀性影响较小。

(3)当冷却孔角度为 90° 时,垂直布置的冷却孔能够改善火焰筒前端高温旋流燃气冲刷壁面的问题,但火焰筒中后段壁面的冷却效果恶化。 90° 的冷却气射流与主流混合气逆向流动并充分混合燃烧,燃烧效率大幅提高至 99.90%。逆向流动导致冷却空气与主流燃气剧烈混合,出口 ϕ_{OTDF} 和 ϕ_{RTDF} 分别降低至 0.125 和 0.088。

未来可针对多斜孔发散冷却结构,进一步开展冷却孔角度组合方式及排列方式对燃烧室性能及壁面冷却效果影响的数值模拟研究,得到适用于贫燃预混燃烧室的最优发散冷却结构。

参考文献:

- [1] 交通运输部. 交通运输部关于修改《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》的决定; 中华人民共和国交通运输部令 2022 年第 40 号 [EB/OL]. (2023-01-19) [2024-05-01]. https://xxgk.mot.gov.cn/2020/jigou/fgs/202301/t20230119_3740982.html.
- [2] ORGANIZATION I C A. Review and the establishment of medium and long term technology goals for NO_x [EB/OL]. (2010-02-01) [2024-05-01]. https://store.accuristech.com/standards/icao-9953?product_id=2809718.
- [3] ZENG Qinghua, CHEN Xuanwu. Combustor technology of high temperature rise for aero engine [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2023, 140: 100927.
- [4] LIU Yize, SUN Xiaoxiao, SETHI V, et al. Review of modern low emissions combustion technologies for aero gas turbine engines [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 94: 12-45.
- [5] 张弛, 林宇震, 徐华胜, 等. 民用航空发动机低排放燃烧室技术发展现状及水平 [J]. *航空学报*, 2014, 35(2): 332-350.
ZHANG Chi, LIN Yuzhen, XU Huasheng, et al. Development status and level of low emissions combustor technologies for civil aero-engine [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(2): 332-350.
- [6] 李锋, 郭瑞卿, 高贤智, 等. 基于分层和分级燃烧机理的低污染燃烧室设计和排放性能预估 [J]. *航空动力学报*, 2014, 29(12): 2795-2800.
LI Feng, GUO Ruiqing, GAO Xianzhi, et al. Low pollution combustor design and emission performance prediction based on stratified and staged combustion mechanism [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(12): 2795-2800.
- [7] FOUST M J, THOMSEN D, STICKLES R, et al. Development of the GE aviation low emissions TAPS combustor for next generation aircraft engines [C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2012: AIAA 2012-936.
- [8] LEE C M, CHANG C, KRAMER S, et al. NASA project develops next generation low-emissions combustor technologies [C]//51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2013: AIAA 2013-540.
- [9] MONGIA H C. TAPS: a fourth generation propulsion combustor technology for low emissions [C]//AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: the Next 100 Years. Reston, VA, USA: AIAA, 2003: AIAA 2003-2657.
- [10] 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.
- [11] KREWINKEL R. A review of gas turbine effusion cooling studies [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, 66: 706-722.
- [12] ANDREINI A, CACIOLLI G, FACCHINI B, et al. Density ratio effects on the cooling performances of a combustor liner cooled by a combined slot/effusion system [C]//ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2012: 903-914.
- [13] 许全宏, 李涛, 薛航, 等. 多斜孔壁冷却方式小孔内对流换热的数值模拟 [J]. *航空动力学报*, 2009, 24(5): 957-962.
XU Quanhong, LI Tao, XUE Hang, et al. Convective heat transfer simulation in holes of inclined multihole wall film cooling [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(5): 957-962.
- [14] 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.
- [15] GE Bing, JI Yongbin, CHI Zhongran, et al. Effusion cooling characteristics of a model combustor liner at non-reacting/reacting flow conditions [J]. *Applied*

- Thermal Engineering, 2017, 113: 902-911.
- [16] 芦翔, 贾玉良, 吉雍彬, 等. 旋流燃烧室不同孔型发散冷却特性的对比[J/OL]. 航空动力学报. (2023-11-02)[2024-06-09]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220313>.
- LU Xiang, JIA Yuliang, JI Yongbin, et al. Comparison of effusion cooling characteristics in a swirl-stabilized combustor between cylindrical and fan-shaped holes[J/OL]. Journal of Aerospace Power. (2023-11-02)[2024-06-09]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220313>.
- [17] WANG Jin, HU Zhenwei, DU Cong, et al. Numerical study of effusion cooling of a gas turbine combustor liner [J]. Fuel, 2021, 294: 120578.
- [18] ANDREINI A, BECCHI R, FACCHINI B, et al. The effect of effusion holes inclination angle on the adiabatic film cooling effectiveness in a three-sector gas turbine combustor rig with a realistic swirling flow [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 121: 75-88.
- [19] 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.
- [20] PARK S, JUNG E Y, KIM S H, et al. Enhancement of film cooling effectiveness using backward injection holes [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2016, 110: 314-324.
- [21] SINGH K, PREMACHANDRAN B, RAVI M R. Experimental and numerical studies on film cooling with reverse/backward coolant injection [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 111: 390-408.
- [22] PANG Liyao, ZHAO Ningbo, XU Honghao, et al. Numerical simulations on effect of cooling hole diameter on the outlet temperature distribution for a gas turbine combustor [J]. Applied Thermal Engineering, 2023, 234: 121308.
- [23] 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.
- [24] 杨光, 邵卫卫, 张哲巖. 孔布局对切向发散结构综合冷却效率的影响 [J]. 推进技术, 2023, 44(5): 166-175.
- YANG Guang, SHAO Weiwei, ZHANG Zhedian. Effects of hole arrangement on overall cooling effectiveness for tangential effusion cooling [J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(5): 166-175.
- [25] 张玉芳, 黄望全. 用于冲击/发散双层壁冷却数值模拟的源项法模型 [J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S1): 24-29.
- ZHANG Yufang, HUANG Wangquan. Source term model for impingement/effusion double-wall cooling numerical simulation [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S1): 24-29.
- [26] 四川大学燃烧动力学中心. 燃烧动力学平台 CDS 网络版 [EB/OL]. [2024-05-01]. <https://cds.scu.edu.cn/>.
- [27] WANG Tianyi, XUAN Yimin, HAN Xingsi. Investigation on hybrid thermal features of aero-engines from combustor to turbine [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2023, 200: 123559.
- [28] 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.

(编辑 亢列梅)