

微混燃烧器中天然气掺氢燃料与空气的混合特性

李佳宝¹, 凡凤仙^{1,2}, 黄典贵^{1,2}

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室, 上海 200093)

摘要: 燃气轮机天然气掺氢微混燃烧技术可为“双碳”目标提供强有力的支撑, 良好的燃空混合性能是燃料清洁高效燃烧的保证。针对一种燃料横流、空气射流的微混燃烧器, 提出一种圆角矩形空气射流孔新型结构, 通过数值模拟方法, 探讨了空气射流孔特征参数对燃空混合性能及压力损失的影响规律。研究发现: 随着空气射流孔间距增大, 空间混合不均匀度降低, 而压力损失系数变化很小; 随着空气射流倾角的增加, 空间混合不均匀度先显著上升而后趋于不变, 压力损失系数呈增加趋势, 最高增加 0.17%; 随着空气射流孔宽度的增加, 空间混合不均匀度先下降后上升, 压力损失系数趋于增加, 最高增加 0.1%。机制分析表明, 空间混合不均匀度与湍流扩散和分子扩散机制密切相关, 压力损失系数主要与空气射流的湍流强度及由第二排空气孔射流冲击导致的局部压力损失有关。

关键词: 天然气掺氢燃料; 微混燃烧器; 燃空混合; 压力损失; 数值模拟

中图分类号: O 368 **文献标志码:** A

Mixing characteristics of hydrogen-enriched natural gas with air in a micromixer burner

Li Jiabao¹, Fan Fengxian^{1,2}, Huang Diangui^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai 200093, China)

Abstract: The micromixing combustion technology of hydrogen-enriched natural gas for gas turbines provides robust support for achieving the "dual carbon" goal. Superior fuel-air mixing performance serves as a guarantee for high-efficiency fuel combustion. For a micromixer burner featuring fuel crossflow and air jet flow, novel air-injection hole structures with rounded rectangular shapes were

收稿日期: 2025-04-09

基金项目: 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目 (P2021-AB-I-003-001)

第一作者: 李佳宝 (1998—), 女, 硕士研究生。研究方向: 低碳燃烧技术。E-mail: lijiaobao19981005@163.com

通信作者: 凡凤仙 (1982—), 女, 教授。研究方向: 多相流动与传热。E-mail: fanfengxian@usst.edu.cn

引文格式: 李佳宝, 凡凤仙, 黄典贵. 微混燃烧器中天然气掺氢燃料与空气的混合特性[J]. 上海理工大学学报, 2026, 48(4): 439-448.

Citation: Li Jiabao, Fan Fengxian, Huang Diangui. Mixing characteristics of hydrogen-enriched natural gas with air in a micromixer burner[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2026, 48(4): 439-448.

proposed. Numerical simulations were conducted to investigate the influences of characteristic parameters of the air-injection holes on fuel-air mixing performance and pressure loss. The results show that as spacings between two rows of air-injection holes increase, the spatial mixing deficiencies reduce, whereas the variations in pressure loss coefficients are small. As the inclination angles of air jet flow increases, the spatial mixing deficiencies first rise significantly and then tends to a constant value, while the pressure loss coefficients tend to increase with a maximum increment of 0.17%. As the widths of the air-injection hole increase, the spatial mixing deficiencies first decrease and then increase, while the pressure loss coefficients exhibit an increasing trend, reaching a maximum increment of 0.1%. Mechanism analysis reveals that the spatial mixing deficiency is closely associated with the turbulence diffusion and molecular diffusion mechanisms. Meanwhile, the pressure loss coefficients are primarily relevant to the turbulence intensity of the air jets and the local pressure loss caused by the impact of the second row of air jets.

Keywords: *hydrogen-enriched natural gas; micromixer burner; fuel-air mixing; pressure loss; numerical simulation*

“双碳”目标的推进落实,迫切需要电力行业的低碳转型。与燃煤、燃油发电相比,燃用清洁燃料天然气的燃气轮机发电方式能够显著降低碳排放^[1-3]。天然气掺氢燃料燃气轮机可以进一步降低碳排放,为“双碳”目标提供强有力的支撑^[4-5]。然而,与天然气相比,天然气掺氢燃料燃烧时火焰峰面温度和火焰传播速度显著提高,若采用以大型喷嘴、旋流燃烧为特征的传统燃气轮机燃烧器,将造成 NO_x 排放量升高,回火风险增加^[6-9]。因此,亟需发展低污染、安全、高效的天然气掺氢燃气轮机燃烧技术。

与传统的燃气轮机燃烧器不同,微混燃烧器是一种全新的防回火结构,其采用毫米级燃烧器喷嘴阵列,通过弱旋流或无旋流方式组织燃料与空气的混合,可以有效防止回火^[10-11]。同时,微混燃烧缩小了燃料和空气的混合尺度,能够显著改善燃烧器出口的燃空混合性能。此外,微混燃烧器形成小火焰燃烧,能够在很大程度上减少气流在高温区的停留时间,从而显著降低 NO_x 排放^[12-16]。微混燃烧技术在防止回火和降低 NO_x 排放方面的独特优势,日益吸引着相关领域研究者的关注^[17-19]。

自微混燃烧概念提出并应用于天然气掺氢燃料燃烧以来,一些学者对微混燃烧技术进行了大量的实验和数值模拟研究^[20-23]。已有研究发现,燃空混合性能与 NO_x 排放密切相关^[24],因此,对微混燃烧器中燃空混合性能开展研究至关重要。尽管相关研究探讨了几何条件与操作参数对微混燃

烧器中燃料与空气混合性能的影响^[25-29],然而,其集中在燃料射流、空气横流的微混燃烧器。最近,仇园等^[30]构建了一种空气射流、燃料横流的微混燃烧器,通过数值模拟考察了圆形空气孔直径及间距、燃空射流动量比对燃空混合均匀性的影响规律。分析可知,空气流量通常远大于燃料流量,因此,空气射流与燃料横流相结合的燃烧器形式具备更大的穿透深度,能有效强化燃空混合。比较几种常见的射流入口形状与结构,如三角形空气射流孔、文丘里结构空气射流入口段,发现三角形空气射流孔的边长会受到管周长的限制,使得孔面积受限,从而压力损失增加;文丘里结构具有压力损失大的特点,不利于燃烧器的低成本运行。相比之下,两端为半圆、中间为矩形的圆角矩形空气射流孔,能够显著增大孔面积,具有压力损失低的独特优势,有望成为一种兼具高效率与低能耗的新型微混燃烧器的关键结构。

综上,本文提出一种新颖的空气射流孔形状为圆角矩形的空气射流、燃料横流微混燃烧器,采用数值模拟方法对微混燃烧器单管中空气与燃料的流动混合特性开展研究。在模型验证的基础上,考察了空气射流孔特征参数对燃空混合性能与压力损失的影响规律。研究结果对于掌握微混燃烧器内部燃料流体动力学特性具有重要价值,可为天然气掺氢燃料燃气轮机燃烧器的设计与开发提供理论依据和方法指导。

1 模型与方法

1.1 微混燃烧器单管结构

图 1 给出了微混燃烧器单管结构。如图所示, 天然气掺氢燃料由进口管段供应, 空气通过设置于燃料-空气混合管段壁面上的 8 个空气射流孔流入; 空气射流孔沿混合管段轴向呈两排布

置, 每排 4 个空气射流孔均匀分布且孔中心轴线均与管中心的半径为 5 mm 的圆相切; 燃料和空气在混合管段的下游实现混合。表 1 给出了微混燃烧器单管的几何参数。表中, 空气射流孔几何参数, 如轴向间距、射流孔宽度、射流倾角的选取受到燃料-空气混合管段直径的限制, 相应的参数范围基于所考虑的混合管段选取。

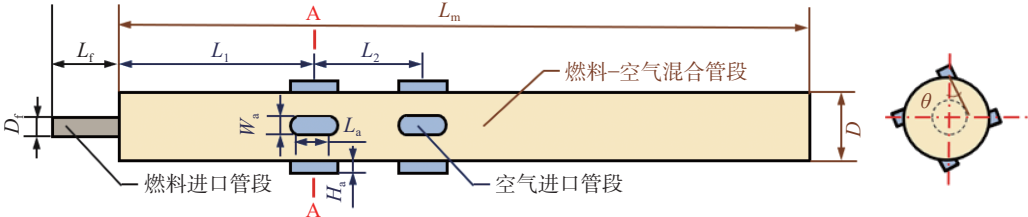


图 1 微混燃烧器单管结构

Fig. 1 Configuration of a single tube in micromixer burner

表 1 微混燃烧器单管的几何参数

Tab. 1 Geometrical parameters of a single tube in micromixer burner

参数	符号	数值
燃料进口管段直径/mm	D_f	3
燃料进口管段长度/mm	L_f	10
混合管段入口与上游空气射流孔间距/mm	L_1	28.5
空气射流孔轴向间距/mm	L_2	8、10、12、14、16
燃料-空气混合管段长度/mm	L_m	100
燃料-空气混合管段直径/mm	D	10
空气射流孔矩形部分长度/mm	L_a	4
空气射流孔宽度/mm	W_a	2.4、3.0、3.6、4.2、4.8
空气射流孔高度/mm	H_a	1.5
空气射流倾角/(°)	θ	0、5、10、15、20

1.2 燃料与空气混合模型

燃料与空气混合过程的控制方程, 即连续性方程、动量方程、能量方程和组分输运方程, 可写为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \tag{1}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = & -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \cdot \\ & \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] \end{aligned} \tag{2}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho h) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i h) + \frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k) = \\ \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho \alpha_{\text{eff}} \frac{\partial h}{\partial x_i} \right) \end{aligned} \tag{3}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho Y_n) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i Y_n) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu_{\text{eff}} \frac{\partial Y_n}{\partial x_i} \right) \tag{4}$$

式中: ρ 为密度; t 为时间; u 为速度; p 为压力; μ 为动力黏度; δ 为克罗内克函数; h 为焓; k 为湍动能; α_{eff} 为有效热扩散率, $\alpha_{\text{eff}} = \alpha + \mu_t/\rho$; α 为动态热扩散率; μ_t 为湍流黏度; Y_n 为组分 n 的质量分数; μ_{eff} 为有效黏度; $\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t$; 下标 i 、 j 、 l 分别表示笛卡尔坐标系中 x 、 y 、 z 向。

湍流模型采用标准 k - ε 模型, 该模型兼具较高的计算效率与良好的计算精度, 适于燃空混合研究^[31], 湍动能 k 与耗散率 ε 的方程可写为

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho k u_i)}{\partial x_i} = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \\ & G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \end{aligned} \tag{5}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \\ & C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \end{aligned} \tag{6}$$

式中: ε 为耗散率; G_k 与 G_b 分别为由平均速度梯度与浮力产生的湍动能; Y_M 表示可压缩湍流脉动膨胀对总的耗散率的影响; σ_k 、 σ_ε 、 $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$ 分别为模型常数, $\sigma_k = 1$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$, $C_{1\varepsilon} = 1.44$, $C_{2\varepsilon} = 1.92$, $C_{3\varepsilon}$ 由主流方向与重力方向的关系确定, 二者平行时 $C_{3\varepsilon} = 1$, 二者垂直时 $C_{3\varepsilon} = 0$ 。

1.3 数值方法

基于开源计算流体力学软件 OpenFOAM 的 reactingFoam 求解器开展数值模拟, 采用 PIMPLE 算法求解压力-速度耦合方程, 对燃料和空气进口

采用质量流量边界条件，对混合气出口采用压力边界条件，对壁面采用无滑移边界条件。表 2 给出了数值模拟采用的燃料与空气的参数。

表 2 数值模拟采用的燃料与空气参数
Tab. 2 Fuel and air parameters used in numerical simulations

参数	符号	数值
燃料中CH ₄ 体积分数/%	V_{CH_4}	50
燃料中H ₂ 体积分数/%	V_{H_2}	50
燃料进口质量流量/(g·s ⁻¹)	m_f	0.795 7
空气进口质量流量/(kg·s ⁻¹)	m_a	0.037 8
燃料进口温度/K	T_f	298
空气进口温度/K	T_a	770
混合管段出口压力/MPa	P	2

1.4 网格无关性验证

将计算区域划分为 N 个多面体网格，对壁面附近采用局部网格加密处理，如图 2 所示。在 $L_2=12\text{ mm}$ 、 $W_a=3\text{ mm}$ 、 $\theta=0^\circ$ (参见图 1) 条件下，采用 3 种不同大小的网格 (对应于网格数目 $N=9.5\times10^4$ 、 2.4×10^5 和 4.0×10^5)，开展数值模拟，以验证网格无关性。图 3 给出了不同网格数目下混合管段中心轴线上 CH₄ 质量分数与轴向速度。图中，横坐标 L_m/D 为燃料-空气混合管段长度 L_m 与直径 D 之比。对比 3 种网格数目下的数值模拟结果发现，网格数目为 2.4×10^5 与 4.0×10^5 时的计算结果差异很小，这表明在 $N=2.4\times10^5$ 时已满足网格无关性。因此，后续模拟在 $N=2.4\times10^5$ 的网格数目下进行，此时计算区域内最大网格的体积为 0.064 mm^3 ，最小网格的体积为 $0.001\,64\text{ mm}^3$ 。

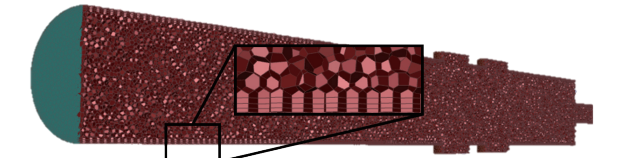


图 2 微混燃烧器单管网格划分
Fig. 2 Cells divided for a single tube in micromixer burner

2 结果与讨论

2.1 模型验证

利用文献 [24] 中的预混燃烧器混合特性实验数据对模型进行验证，燃烧器的结构如图 4 所示，燃料和空气以同轴射流方式供给。其中：燃料经内径为 D_i 的圆管供给，空气经外径为 D_o 的环

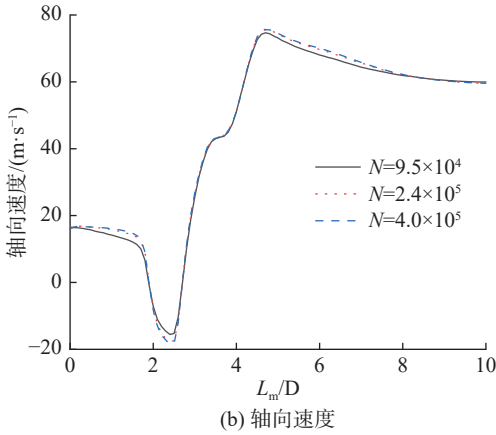
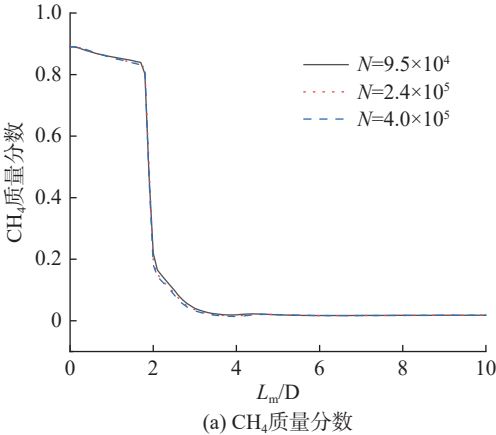


图 3 微混燃烧器单管中心轴线上 CH₄ 质量分数与轴向速度
Fig. 3 CH₄ mass fraction and axial velocity on the central axis of a single tube in micromixer burner

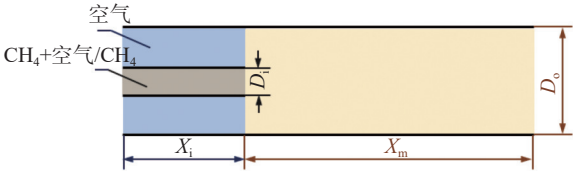


图 4 模型验证采用的燃烧器结构
Fig. 4 Configuration of the burner used for model validation

形管供给；燃料与空气喷管长度采用 X_i 表示，混合管段长度采用 X_m 表示。表 3 给出了模型验证采用的参数，其中，工况 a 采用混合燃料 (体积分数 59% 的 CH₄ 和体积分数 41% 的空气)，工况 b 采用纯 CH₄ 燃料。

图 5 给出了两种工况下混合管段出口截面 CH₄ 摩尔分数分布的数值模拟结果与实验数据的对比。图中，误差条表示实验中多次测量值的均方根误差。相对径向位置是相对于混合管段半径 $R_o=D_o/2$ 而言的，管中心轴线处为 0，管壁处为 1。数值模拟和实验结果均表明，径向位置由管中心向管壁变化时，CH₄ 摩尔分数单调下降，这主

表 3 模型验证采用的参数

Tab. 3 Parameters used for model validation

参数	符号	取值
燃空进气管长度/mm	X_i	10
燃空混合管长度/mm	X_m	160
燃料喷管内径/mm	D_i	4.2 (工况a)、3.2 (工况b)
空气喷管外径/mm	D_o	40
燃料进口速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	U_{fuel}	24.4
空气进口速度/($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	U_{air}	3.0 (工况a)、3.1 (工况b)

要与燃料由中心管喷射的燃料供应方式有关。两种工况下的数值模拟结果与实验数据的相对误差在-13.7%~1.3% 范围内，二者吻合良好，这表明本文的数学模型是可靠的。本文后续研究所针对的天然气掺氢燃料和空气的混合与工况 a 在数学模型(控制方程)的形式上完全相同，只是混合燃料组分的物性参数的数值存在差异。因此，图中的验证可以支撑数学模型在天然气掺氢燃料与空气混合数值模拟研究中的应用。

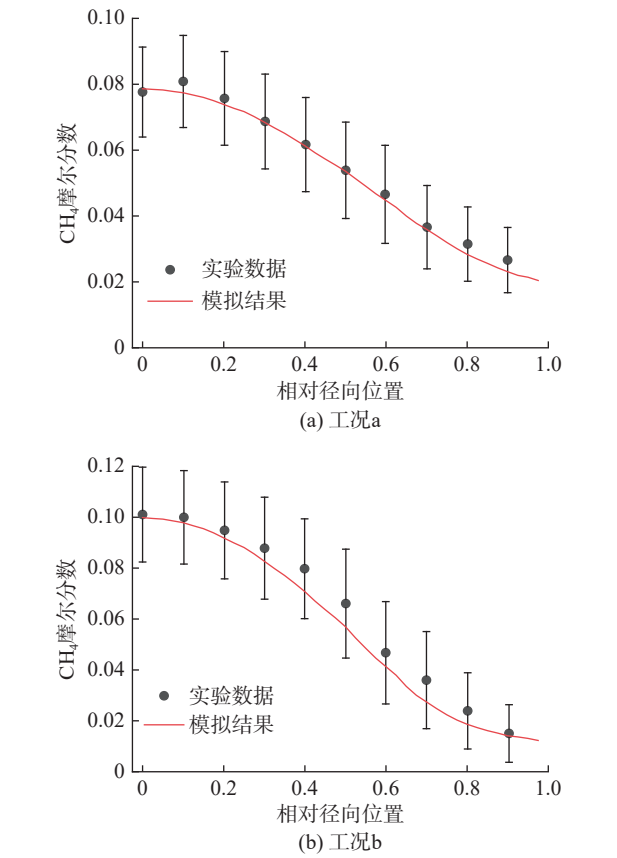


图 5 混合管出口处 CH₄ 摩尔分数径向分布的数值结果与实验数据对比

Fig. 5 Comparison of numerical results and experimental data of radial distribution of CH₄ mole fractions at the mixing tube outlet

2.2 空间混合不均匀度与压力损失系数数值预测

采用图 1 所示的微混燃烧器单管结构，通过数值模拟方法，研究空气射流孔间距、空气射流倾角、空气射流孔宽度对空间混合不均匀度与压力损失系数的影响。空间混合不均匀度通常用于评价特定截面的混合性能，其计算式为^[26]

$$\varepsilon_s = \frac{\iint |f - \bar{f}| dA}{A\bar{f}} \quad (7)$$

式中： ε_s 为空间混合不均匀度； A 为截面的面积； f 为燃料的质量分数； $\bar{f}$ 为截面上燃料的平均质量分数。通常， $\varepsilon_s \leq 0.05$ 可视为燃料与空气混合良好，满足预混燃烧器的低 NO_x 排放要求； $\varepsilon_s \leq 0.01$ 意味着燃料与空气均匀混合。需要注意的是，NO_x 生成量还与掺氢比有关，掺氢比增加会导致 NO_x 生成量上升，本节研究中保持掺氢比为 50%(见表 2)，未来的研究中可深入探讨掺氢比对燃空混合与 NO_x 排放的影响。

图 6 给出了燃料-空气混合管段 CH₄ 和 H₂ 的空间混合不均匀度。模拟时可变参数设定为 $L_2 = 12 \text{ mm}$ 、 $W_a = 3 \text{ mm}$ 、 $\theta = 0^\circ$ 。结果表明，CH₄ 和 H₂ 的空间混合不均匀度几乎完全一致。因此，后续研究中仅采用 CH₄ 的空间混合不均匀度评价燃料与空气的混合性能。

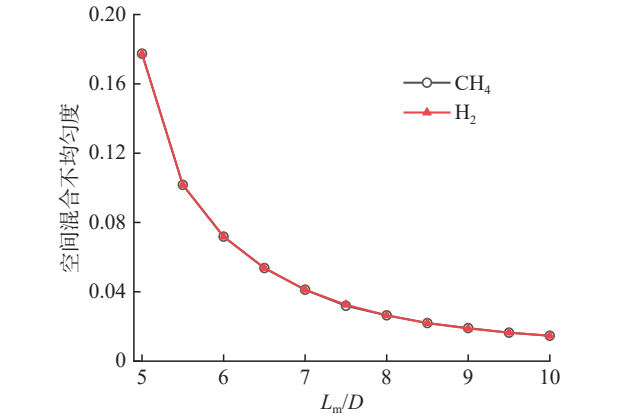


图 6 燃料-空气混合管段 CH₄ 和 H₂ 的空间混合不均匀度

Fig. 6 Spatial mixing deficiency of CH₄ and H₂ along the fuel-air mixing tube

此外，采用压力损失系数表征不同条件下的压力损失，其表达式为

$$\delta_{\text{fuel}} = \frac{P_{\text{fuel,in}} - P_{\text{out}}}{P_{\text{fuel,in}}} \quad (8)$$

$$\delta_{\text{air,l}} = \frac{P_{\text{air,in,l}} - P_{\text{out}}}{P_{\text{air,in,l}}} \quad (9)$$

$$\delta_{\text{air,r}} = \frac{P_{\text{air,in,r}} - P_{\text{out}}}{P_{\text{air,in,r}}} \quad (10)$$

式中： $P_{\text{fuel,in}}$ 为燃料进口压力； $P_{\text{air,in,l}}$ 为左侧空气进口压力； $P_{\text{air,in,r}}$ 为右侧空气进口压力； P_{out} 为燃料-空气混合管段出口压力； δ_{fuel} 为基于 $P_{\text{fuel,in}}$ 计算的压力损失系数； $\delta_{\text{air,l}}$ 与 $\delta_{\text{air,r}}$ 分别为基于 $P_{\text{air,in,l}}$ 与 $P_{\text{air,in,r}}$ 计算的压力损失系数。

2.2.1 空气射流孔间距的影响

图 7 给出了空气射流孔间距对空间混合不均匀度与压力损失系数的影响。模拟时，可变参数设置为 $W_a = 3 \text{ mm}$ 、 $\theta = 0^\circ$ 。从图 7(a) 可以看出，随着空气射流孔间距 L_2 的增大，混合管段出口 ($L_m/D = 10$) 处的空间混合不均匀度减小，这表明燃空混合性能随着空气射流孔间距的增大而提高。特别是， $L_2 = 16 \text{ mm}$ 条件下，当 L_m/D 处于 $6.5 \sim 10$ 范围时， $\varepsilon_s < 0.05$ ；当 $L_m/D > 9$ 时， $\varepsilon_s < 0.01$ ，显示出良好的混合性能。空气射流孔间距较大时，空间混合不均匀度较低的原因主要是：两排空气孔射流间的相互作用随着 L_2 的增加而减弱，因此，喷射的空气能够借助湍流扩散和分子扩散机制与混合管段的燃料流股实现更好的混合。由图 7(a) 还可知， $L_m/D \leq 7$ 时， ε_s 下降迅速，究其原因早期燃料与空气的动量存在显著差异，且燃料浓度梯度大，导致湍流扩散与分子扩散增强，促进了燃空混合。尽管当 $L_m/D > 7$ 时， ε_s 持续减小，但下降速度减缓，这是因为燃料流股和空气射流互相渗透形成混合气流，动量差引发的扩散减弱，并且由于燃空混合性能的改善，质量扩散随之减弱。此外，由图 7(b) 可以看出，压力损失系数对空气射流孔间距的变化并不敏感。具体而言，当空气射流孔间距由 8 mm 增加至 10 mm 时， δ_{fuel} 和 $\delta_{\text{air,l}}$ 略有减小，而 $\delta_{\text{air,r}}$ 略有增大；而当 L_2 在 $10 \sim 16 \text{ mm}$ 范围变化时，3 个压力损失系数均基本保持不变。压力损失系数的变化趋势可归因为空气射流孔间距较小时，两排空气孔喷射气流之间的干扰略强，而随着空气射流孔间距的增大，这种干扰趋于消失。

2.2.2 空气射流倾角的影响

保持 $L_2 = 16 \text{ mm}$ 、 $W_a = 3 \text{ mm}$ 不变，将空气射流倾角 θ 由 0° 增加至 20° ，探究其对空间混合不均匀度与压力损失系数的影响，结果如图 8 所示。由图 8(a) 可以看出， L_m/D 由 5 增大至 10 的过程中，空间混合不均匀度呈现先迅速减小，随后趋于恒定的定性变化趋势，该趋势与空气射流倾角无关。然而，图 8(a) 同样显示空气射流倾角对空

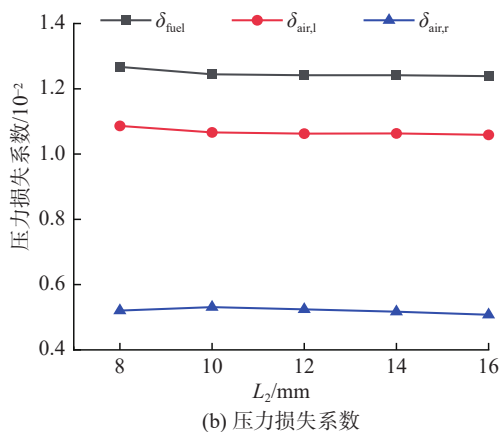
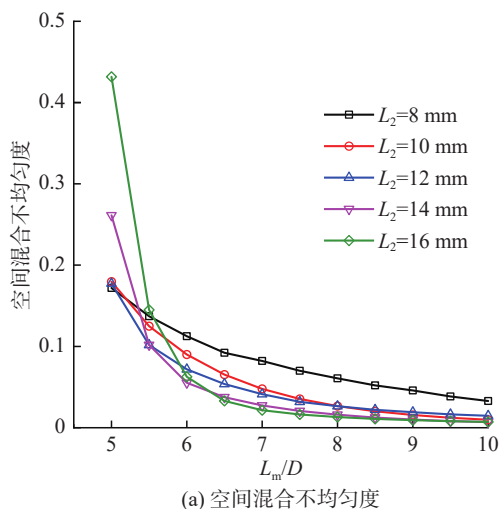
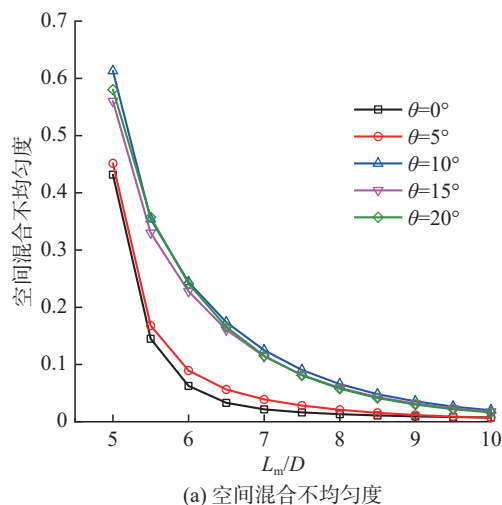


图 7 空气射流孔间距对空间混合不均匀度和压力损失系数的影响

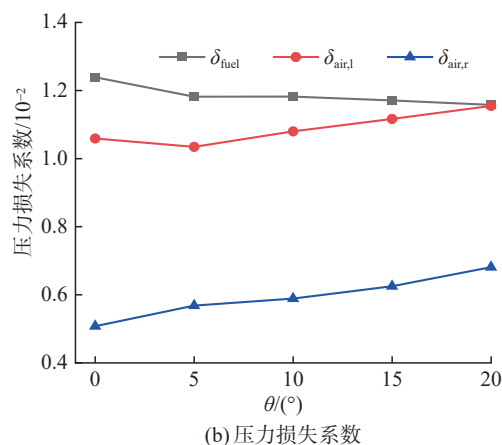
Fig. 7 Effect of spacings between two rows of air-injection holes on the spatial mixing deficiencies and pressure loss coefficients

间混合不均匀度的数值影响显著。当 θ 由 0° 增加至 5° 时，空间混合不均匀度略有增加；而当 θ 进一步增加到 10° 时，空间混合不均匀度显著增加。相比之下，当 θ 在 $10^\circ \sim 20^\circ$ 范围时，空间混合不均匀度保持相对稳定。由图 8(b) 可以看出，压力损失系数 δ_{fuel} 随着空气射流倾角增加而趋于减小。这是因为较大的空气射流倾角导致气流速度的径向分量减小，切向分量增加，从而使空气更不容易集中在管中心区域，降低了燃料在空气进口处的流动阻力，导致 δ_{fuel} 减小。与 $\theta = 0^\circ$ 时相比， $\theta = 5^\circ$ 时压力损失系数 $\delta_{\text{air,l}}$ 略有下降；然而，当 $\theta > 5^\circ$ 时， $\delta_{\text{air,l}}$ 明显增加。 $\delta_{\text{air,l}}$ 的变化主要源于空气射流孔引起的局部压力损失和第二排空气孔射流冲击导致的局部压力损失两方面。具体而言，随着 θ 的增加，同一排空气孔射流之间的干扰更加显著，导致空气射流之间的冲击、摩擦和

质量交换增强, 消耗了气流动能, 从而增加了气流的局部阻力损失。然而, 由于径向气流速度随着 θ 的增加而减小, 第二排空气孔射流冲击引起的压力损失也将减少。当 θ 由 0° 增加至 5° 时, 空气射流孔引起的局部压力损失增加值略低于气流冲击引起的压力损失减少值, 导致 $\delta_{\text{air},l}$ 略有下降。随着 θ 继续增加, 空气射流孔引发的局部压力损失逐渐成为主导因素, 进而 $\delta_{\text{air},l}$ 单调增加。此外, $\delta_{\text{air},r}$ 随着 θ 的增加而逐渐增大, 这主要是由空气射流孔引起的局部压力损失随 θ 的增加而上升造成的。



(a) 空间混合不均匀度



(b) 压力损失系数

图8 空气射流倾角对空间混合不均匀度和压力损失系数的影响
Fig. 8 Effect of air jet inclination angles on the spatial mixing deficiencies and pressure loss coefficients

为进一步理解燃空混合性能, 图9给出了不同空气射流倾角下微混燃烧器单管中 CH_4 质量分数分布。当 $\theta = 0^\circ$ 时, 空气射流孔呈对冲布置, 空气射流在管中心相互冲击, 阻碍了管中心区域燃料的流动, 此时, 空气流对燃料流的渗透作用最强, 显著促进了燃料与空气的湍流扩散混合, 从

而表现出优良的混合性能。与 $\theta = 0^\circ$ 时相比, 当 θ 增加到 5° 时, 管中心区域空气射流的冲击强度有所降低, 燃料穿透深度更大, 引起管壁附近的燃料质量分数明显降低。当 θ 增加到 10° 时, 管中心区域空气射流的冲击强度进一步降低, 使得更多燃料进入管中心区域。空气流的渗透能力大大减弱, 导致空间混合不均匀度增大。当 θ 超过 10° 时, 空气湍流强度保持相对稳定, 燃料穿透深度的变化较小。因此, 空间混合不均匀度基本保持不变, 见图8(a)。

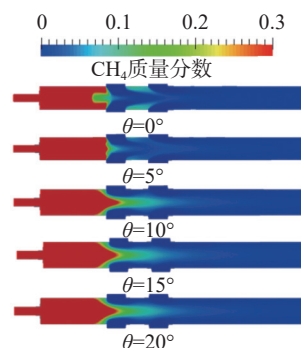


图9 不同空气射流倾角下 CH_4 质量分数分布

Fig. 9 CH_4 mass fraction distribution at different air jet inclination angles

2.2.3 空气射流孔宽度的影响

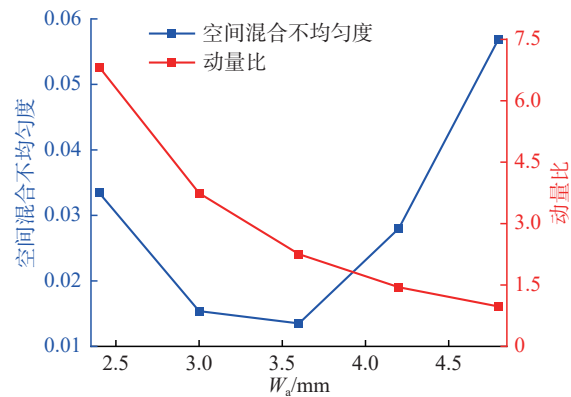
空气射流孔尺寸的变化直接影响燃料-空气动量比, 进而影响流动与混合性能。燃料-空气动量比 J 可写为

$$J = \frac{\rho_{\text{air}} U_{\text{air}}^2}{\rho_{\text{fuel}} U_{\text{fuel}}^2} \quad (11)$$

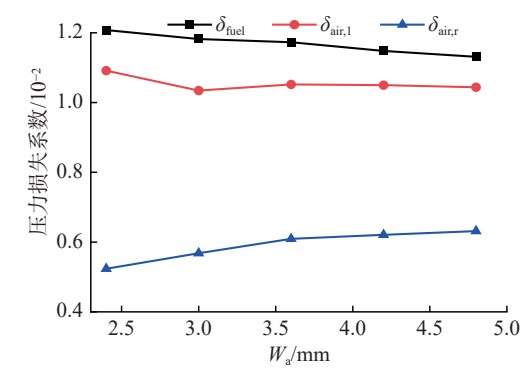
式中: ρ_{air} 为空气密度; U_{air} 为空气流速; ρ_{fuel} 为燃料密度; U_{fuel} 为燃料流速。在燃气轮机燃烧室中, 燃料-空气动量比通常在 $1 \sim 100$ 范围内。

图10给出了燃料-空气动量比及空间混合不均匀度、压力损失系数随空气射流孔宽度的变化情况。由图可知, 随着空气射流孔宽度的增加, 空间混合不均匀度先减小后增大, 在 $W_a = 3.6 \text{ mm}$ 时空间混合不均匀度最小。空气孔宽度由 2.4 mm 增加至 4.8 mm 时, 空气-燃料动量比从 6.8 下降至 1.0 。当 $2.4 \leq W_a \leq 4.2$ 时, 空间混合不均匀度低于 0.05 , 表明燃料和空气实现了良好混合, 对应的动量比在 $1.4 \sim 6.8$ 范围内。压力损失的变化主要由与空气射流速度相关的局部压力损失以及与空气射流影响区域相关的局部压力损失所致。当 W_a 增加时, 空气射流速度降低, 空气更容易被燃

料夹带，与空气射流速度相关的局部压力损失减小，导致 δ_{fuel} 下降。 W_a 增加引起 $\delta_{\text{air,l}}$ 先下降后上升， $\delta_{\text{air,l}}$ 的下降可以通过空气射流速度的降低进行解释，而随后的上升则可以通过空气射流孔面积增加导致空气射流影响区域扩大来解释。相比之下， W_a 增加引起 $\delta_{\text{air,r}}$ 单调增加，这主要是由于与空气射流影响区域相关的局部压力损失趋于增大所致。



(a) 空气-燃料动量比及 $L_m/D=8.5$ 截面的空间混合不均匀度



(b) 压力损失系数

图 10 不同空气射流孔宽度下燃料-空气流动与混合特性
Fig. 10 Fuel-air flow and mixing characteristics under different air-injection hole widths

为了更深入理解微混燃烧器单管的燃空混合特性，图 11 给出了不同空气射流孔宽度下 CH_4 质量分数分布。当空气射流孔宽度较小时 ($W_a=2.4\text{ mm}$)，空气-燃料动量比较高。因此，空气射流引起的湍流较强和射流穿透深度较大，管壁周围的空气流把燃料推向管中心，导致较差的混合质量，见图 10(a)。随着空气射流孔宽度的增加，空气-燃料动量比降低，燃料在管中心的集中程度降低，促进了燃料与空气的混合，并导致燃料穿透深度减小。当空气射流孔宽度增加至 4.8 mm 时，空气-燃料动量比过低，从而湍流扩散机制很弱，使得燃料主要集中在管中心区域，空间混合

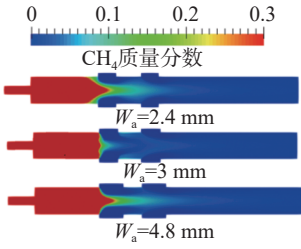


图 11 不同空气射流孔宽度下 CH_4 质量分数分布

Fig. 11 CH_4 mass fraction distribution under different air-injection hole widths

不均匀度显著增加，如图 10(a) 所示。

为阐明空气射流孔宽度对混合性能的影响，图 12 给出了燃料-空气混合管段的三维等涡旋面。等涡旋面可以表征涡旋结构，便于分析湍流混合特性^[32]。基于 Q 准则，通过流体旋转运动与应变运动的对比识别涡旋。 Q 准则的阈值需要根据流场特性进行调整^[33]，本文采用 $Q=5\times10^7/\text{s}^2$ 作为判别标准。由图可见，空气射流孔宽度对涡旋结构有着重要影响。由于空气射流的影响，等涡旋面的分布并非呈圆柱形。当 $W_a=2.4\text{ mm}$ 时，空气-燃料动量比较高，产生了明显的强涡旋结构。当 W_a 增加到 3.0 mm 时，空气-燃料动量比降低，尽管该降低不足以引起等涡旋面形状的显著变化，但明显增加了等涡旋面的面积。因此，湍流扩散增强，促进了燃料与空气的混合，引起空间混合不均匀度降低，见图 10(a)。当 W_a 增加到 4.8 mm 时，空气-燃料动量比很小，使得等涡旋面的长度显著减小，尽管等涡旋面的宽度增加，但其长度的减小起主导作用，导致强湍流区域明显变小。因此，空气与燃料的混合显著减弱，从而空间混合不均匀度较大。

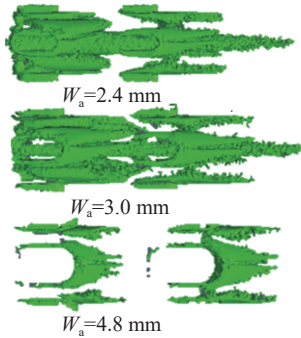


图 12 不同空气射流孔宽度下燃料-空气混合管段的三维等涡旋面

Fig. 12 Three-dimensional iso-vorticity surfaces within the fuel-air mixing tube under different air-injection hole widths

3 结 论

提出了一种天然气掺氢燃料横流、空气由8个双排切圆布置的圆角矩形射流孔注入的新型微混燃烧器单管结构。采用数值模拟方法,研究了空气射流孔间距、空气射流倾角、空气射流孔宽度对微混燃烧器单管中燃空混合特性以及压力损失的影响,并利用文献[24]中的实验数据验证了数值模拟的可靠性,得到以下结论:

a. 空气射流孔间距在8~16 mm范围增加时,混合管段出口空间混合不均匀度减小,而压力损失系数基本保持不变,这表明增大空气射流孔间距可以在合理的运行成本下有效提升混合性能。

b. 空气射流倾角在0~20°增加时,空间混合不均匀度呈现先增加后趋于稳定的变化特性,基于燃料入口压力计算的压力损失系数略有下降,基于左侧空气入口压力计算的压力损失系数先略微下降而后明显上升,基于右侧空气入口压力计算的压力损失系数逐渐上升,综合而言,倾角为5°时最有利于燃空高效混合。

c. 空气射流孔宽度由2.4 mm向4.8 mm增加时,空间混合不均匀度先减小后增大,2.4~4.2 mm宽度条件下,空间混合不均匀度低于0.05,表明燃料与空气混合良好;增加空气射流孔宽度导致与燃料相关的压力损失系数减小,与右侧空气射流孔相关的压力损失系数增加,而与左侧空气射流孔相关的压力损失系数先减小后增加,推荐空气射流孔宽度取3.0~3.6 mm区间。

微混燃烧器具备优良的抗回火特性,本文对微混燃烧器单管中燃空混合与流动性能的研究,可为未来一代低碳零碳排放、低污染、高效率的工业燃气轮机燃烧技术开发提供基础。掺氢燃料及纯氢的微混燃烧与排放特性是后续研究的重要方向。此外,后续工作还可在本文研究基础上,利用遗传算法开展燃烧器中燃空混合多目标优化研究,为燃烧器设计提供切实指导;还可进行更高掺氢比与极端流速下的燃烧器性能研究,以使微混燃烧器适用于更广泛的应用场景。

参考文献:

[1] Pashchenko D, Mustafin R, Karpilov I. Efficiency of chemically recuperated gas turbine fired with methane: effect of operating parameters[J]. *Applied Thermal*

Engineering, 2022, 212: 118578.

- [2] Nemitallah M A, Rashwan S S, Mansir I B, et al. Review of novel combustion techniques for clean power production in gas turbines[J]. *Energy & Fuels*, 2018, 32(2): 979–1004.
- [3] Zhang H Q, Fan F X, Huang D G, et al. Multi-objective optimization of steam methane reformer in micro chemically recuperated gas turbine[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2024, 62: 307–320.
- [4] Zhou H Q, Xue J Y, Gao H B, et al. Hydrogen-fueled gas turbines in future energy system[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2024, 64: 569–582.
- [5] Burnes D, Saxena P, Kurz R. Study to adapt industrial gas turbines for significant and viable CO₂ emissions reduction[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2023, 145(1): 011021.
- [6] Laget H, Griebel P, Gooren L, et al. Demonstration of natural gas and hydrogen cocombustion in an industrial gas turbine[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2023, 145(4): 041007.
- [7] Chtereve I, Boxx I. Effect of hydrogen enrichment on the dynamics of a lean technically premixed elevated pressure flame[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 225: 149–159.
- [8] Sun Y H, Zhang Y F, Huang M M, et al. Effect of hydrogen addition on the combustion and emission characteristics of methane under gas turbine relevant operating condition[J]. *Fuel*, 2022, 324: 124707.
- [9] Ouali S. Numerical simulation of H₂ addition effect to CH₄ premixed turbulent flames for gas turbine burner[J]. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, 2024, 17(8): 1746–1758.
- [10] Ayed A H, Kusterer K, Funke H H W, et al. Improvement study for the dry-low-NO_x hydrogen Micromix combustion technology[J]. *Propulsion and Power Research*, 2015, 4(3): 132–140.
- [11] 姜悦辉,李玉刚,郑康东,等.燃气轮机掺氢技术及应用现状综述[J]. *内燃机与配件*, 2023(20): 102–104.
- [12] Hussain M, Abdelhafez A, Nemitallah M A, et al. A highly diluted oxy-fuel micromixer combustor with hydrogen enrichment for enhancing turndown in gas turbines[J]. *Applied Energy*, 2020, 279: 115818.
- [13] Xing C, Chen X Y, Qiu P H, et al. Effect of fuel flexibility on combustion performance of a micro-mixing gas turbine combustor at different fuel temperatures[J]. *Journal of the Energy Institute*, 2022, 102: 100–117.
- [14] Lopez-ruiz G, Alava I, Blanco J M. Study on the feasibility of the Micromix combustion principle in low NO_x H₂ burners for domestic and industrial boilers: a numerical approach[J]. *Energy*, 2021, 236: 121456.
- [15] Zhang Y S, Zhang H L, Tian L, et al. Temperature and

- emissions characteristics of a micro-mixing injection hydrogen-rich syngas flame diluted with N_2 [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(36): 12550–12559.
- [16] Zhu R F, Weng W B, Liu S Y, et al. Flame stability and NO_x emission characteristics of a high H_2 -content CH_4/H_2 fueled micro-mixing burner[J]. *Fuel*, 2024, 375: 132506.
- [17] Lopez-ruiz G, Alava I, Blanco J M. Impact of H_2/CH_4 blends on the flexibility of Micromix burners applied to industrial combustion systems[J]. *Energy*, 2023, 270: 126882.
- [18] Lu C, Zhang L Y, Chen X Y, et al. The effects of steam dilution on flame structure and stability for a H_2 /air Micromix burner[J]. *Journal of the Energy Institute*, 2023, 107: 101188.
- [19] Liu X W, Shao W W, Liu C, et al. Numerical study of a high-hydrogen micromix model burner using flamelet-generated manifold[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(39): 20750–20764.
- [20] Haque A, Nemitallah M A, Abdelhafez A, et al. Review of fuel/oxidizer-flexible combustion in gas turbines[J]. *Energy & Fuels*, 2020, 34(9): 10459–10485.
- [21] Beltrán L, Sandoval J, Llain J, et al. Hydrogen combustion in micromix burners: present stages, opportunities, and challenges[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2024, 96: 622–638.
- [22] Wu R B, Zeng Z X, Liu H, et al. Numerical investigation of CH_4/H_2 /air micro-mixing combustion flow in a micro gas turbine combustor with different head-end structures[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2024, 238(7): 1173–1185.
- [23] Tamang S, Son J, Park H. Numerical investigation of combustion performance and pollutant emissions of methane/hydrogen fuel mixture in Micromix combustor[J]. *Fuel*, 2025, 387: 134377.
- [24] Fric T F. Effects of fuel-air unmixedness on NO_x emissions[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1993, 9(5): 708–713.
- [25] Araoye A A, Abdelhafez A, Ben-mansour R, et al. On the quality of micromixing in an oxy-fuel micromixer burner for gas turbine applications: a numerical study[J]. *Chemical Engineering and Processing-Process Intensification*, 2021, 162: 108336.
- [26] Chen X R, Wang H, Wang X Y, et al. Fuel/air mixing characteristics of a micromix burner for hydrogen-rich gas turbine[J]. *Energy*, 2023, 282: 128786.
- [27] Chen X R, Wang H, Wang C, et al. Numerical investigation into fuel-air mixing characteristics and cold flow field of single hydrogen-rich Micromix nozzle[J]. *Fuel*, 2023, 332: 126181.
- [28] Wang H, Chen X R, Wang C, et al. Numerical investigation into the pressure loss and air distribution uniformity of a hydrogen-rich micromix combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2023, 48(67): 26375–26393.
- [29] Liu X W, Shao W W, Liu Y, et al. Cold flow characteristics of a novel high-hydrogen micromix model burner based on multiple confluent turbulent round jets[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2021, 46(7): 5776–5789.
- [30] 仇园, 张哲巖, 雷福林, 等. 单管微混燃烧器燃料/空气掺混规律研究[J]. *热能动力工程*, 2022, 37(5): 62–71.
- [31] Tang C W, Yao Q, Jin W, et al. Effect of swirler geometry on the outlet temperature profile performance of a model gas turbine combustor[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2025, 260: 124946.
- [32] Salewski M, Stankovic D, Fuchs L. Mixing in circular and non-circular jets in crossflow[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2008, 80(2): 255–283.
- [33] Dehdarinejad E, Bayareh M. Analysis of the vortical flow in a cyclone using four vortex identification methods[J]. *Powder Technology*, 2023, 428: 118897.

(编辑: 丁红艺)