

逆流式旋流一体化双燃料喷嘴性能研究

王文杰¹, 张志浩², 杨家龙², 夏军宏³

(1. 海军装备部驻西安地区军事代表局, 陕西 西安 710000; 2. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
3. 中国船舶重工集团公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘要:以某型 100 kW 微型燃气轮机燃烧室为研究对象, 采用化学回热循环方式, 选择一种可以同时燃用重整气和柴油的逆流式旋流一体化双燃料喷嘴, 通过调整喷嘴结构参数对其重整气喷射部分进行分析。结果表明: 喷嘴吹扫孔角度增加至 60°, 孔径增加至 3 mm 时喷嘴附近温度约降低为 650 K; 增加重整气通道和重整气喷射孔面积, 可有效降低重整气的喷射速度; 燃烧室出口温度场特性良好, 总压恢复系数为 98.1%, 燃烧效率为 99.1%。

关键词: 燃烧室; 化学回热; 双燃料喷嘴; 数值模拟

中图分类号: TK473 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2020.03.005

[引用本文格式] 王文杰, 张志浩, 杨家龙, 等. 逆流式旋流一体化双燃料喷嘴性能研究[J]. 热能动力工程, 2020, 35(3): 37-44.
WANG Wen-jie, ZHANG Zhi-hao, YANG Jia-long, et al. Study on performance of counterflow swirl integrated dual fuel nozzle[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2020, 35(3): 37-44.

Study on Performance of Counterflow Swirl Integrated Dual Fuel Nozzle

WANG Wen-jie¹, ZHANG Zhi-hao², YANG Jia-long², XIA Jun-hong³

(1. Naval Equipment Department in Xi'an Military Representative Office, Xi'an, China, Post Code: 710000;
2. Collage of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001;
3. No. 703 Research Institute of CSIC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: In this paper, a 100 KW micro gas turbine combustor is studied. In order to use chemical regenerative cycle to improve combustion performance, a counterflow swirling integrated dual fuel nozzle that can simultaneously use reformat gas and diesel oil is selected in this paper. The combustion performance of the combustion chamber is improved by adjusting the nozzle structural parameters. The study shows that increasing the air flow of the nozzle hole (the diameter of the hole is 3 mm, and the angle is 60°) reduces the temperature near the nozzle by 650 K. Increasing the area of the gas outlet and the gas passage can effectively reduce the injection speed of the gas. After a series of structural parameters adjustment, the final temperature field characteristics of the exit of the combustion chamber are better. The total pressure recovery coefficient is 98.1%, and the efficiency of the combustion is 99.1%.

Key words: combustor, chemical heat recovery, dual fuel nozzle, numerical simulation

引言

微型燃气轮机具有结构简单紧凑、燃料适应性

好、寿命长、清洁环保和安装维护简单等诸多优点^[1-2]。但微型燃气轮机普遍采用简单循环, 而简单循环燃气轮机系统在能源利用上存在循环效率

收稿日期: 2018-12-17; 修订日期: 2019-01-20

基金项目: 中央高校基本业务费项目 (HEUCFM180302)

Fund-supported Project: Fundamental Research Funds for the Central Universities (HEUCFM180302)

作者简介: 王文杰 (1975-), 男, 山东郓城人, 海军装备部驻西安地区军事代表局高级工程师, E-mail: wenjie.wang@163.com.

低,污染物排放量高等问题。化学回热循环作为一种先进循环,在提高能源利用率和降低污染物排放方面具有巨大的潜力^[3],将化学回热循环应用在微型燃气轮机上将能使微型燃气轮机的燃烧性能得到较大提升。

化学回热循环是将燃油通入化学回热器,经过加热与通入的水蒸气发生裂解反应,产生的裂解气再通入燃烧室进行燃烧。要将化学回热循环应用于微型燃气轮机燃烧室就需要配备能够同时供给燃油和重整气的双燃料喷嘴,这样才能保证化学回热燃烧室的正常运行。双喷嘴作为微型燃气轮机燃烧室的关键部件,其性能的优劣将直接影响流场的组织、温度分布、燃烧效率和污染排放等^[4]。MinChulLee等人^[5-6]设计了具有低 NO_x/CO 排放及防止回火的双燃料喷嘴,对比研究了二甲醚和甲烷的燃烧特性。喷嘴结构改进后, CO 和 NO_x 排放量降低,二甲醚燃烧效率提高。Joseph Burguburu等人^[7-8]给出了预防回火的双燃料喷嘴结构,喷射煤油为主,重整气和氢气为辅,添加气体燃料可改善火焰稳定性、提高燃烧效率。Ibrahim等人^[9]提出了双燃料喷嘴结构,中心为压力旋流油路喷嘴,两侧为气体燃料通道,最外侧为轴向旋流器。对燃用柴油和天然气双燃料燃烧室的燃烧特征进行了试验研究。何敏等人^[10]为燃用低热值气体,设计了双燃料喷嘴,通过增大气路喷口面积提高燃烧效率,单独燃用液体燃料并不能达到设计工况。李雅军等人^[11]设计了可兼烧天然气和轻柴油的气液双燃料喷嘴,以此满足燃料使用性,实现燃料的无扰动切换技术。

本文选取并应用一种旋流一体化双燃料喷嘴结构,将气体喷嘴与旋流器结构耦合为一体,采用化学回热循环,为增加改型燃烧室的重整气通流能力,降低喷嘴处的工作温度,针对喷嘴吹扫孔的角度、孔径以及重整气喷射孔面积等参数进行研究。

1 数值模拟

1.1 燃烧室几何模型

双燃料喷嘴模型是一种将塔式旋流器与喷嘴结合在一起的旋流一体化喷嘴,其结构如图1所示。该喷嘴有两大特点:一是重整气喷射孔布置在旋流器上,有效地利用了旋流器叶片的空间,增强了该喷

嘴气体燃料的通流能力;二是该喷嘴重整气喷射方向采用逆流式,即重整气喷射方向与空气来流方向相反,这种设计能增强重整气与空气的掺混效果,为燃烧室燃烧性能提供保障。一体化喷嘴分为内外两层流道:内流道为燃油通道,外流道为重整气通道,与旋流器上的18个空心旋流叶片内流道相连,重整气通过每个叶片上布置的若干小孔喷出,由通过旋流器叶间流道的空气携带通入燃烧室,另外旋流器颈部布置有喷嘴吹扫孔,以增强喷嘴的头部冷却效果。

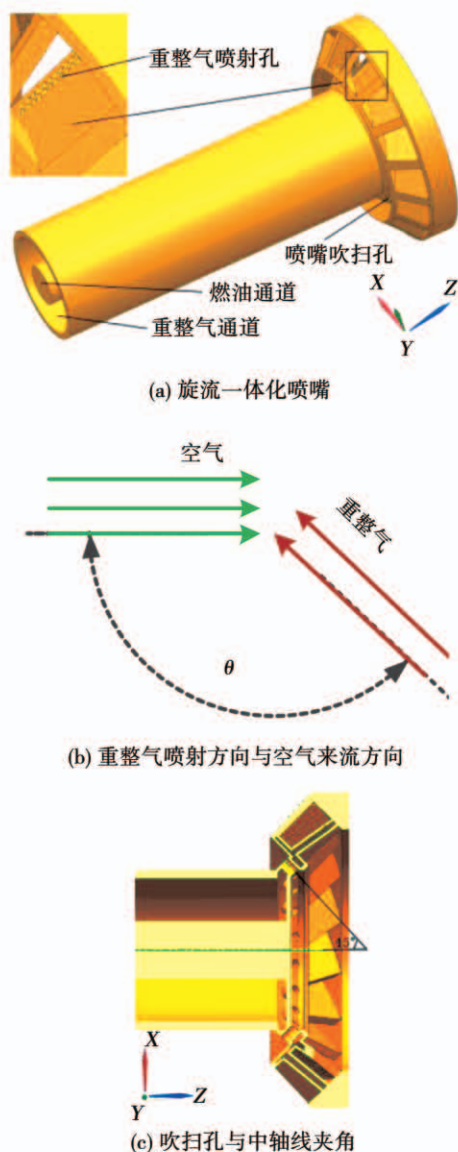


图1 旋流一体化双燃料喷嘴结构图

Fig. 1 The swirling integrated dual fuel nozzle structure

图2为改型100 kW微型燃气轮机燃烧室结构图。采用四面体网格对燃烧室进行划分,并同时

主燃孔、掺混孔、冷却孔和喷射孔等区域进行网格加密处理。

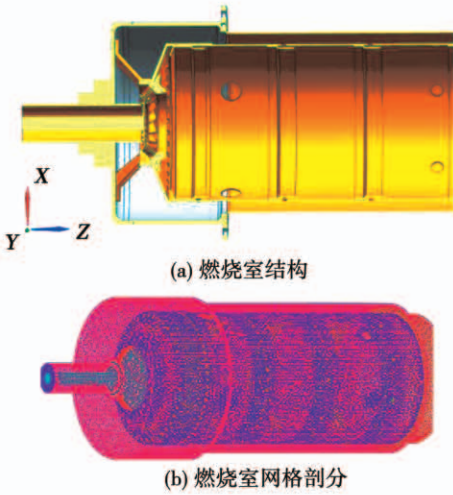


图2 燃烧室结构及网格划分

Fig. 2 Combustion chamber structure and CFD mesh

1.2 数学模型

1.2.1 湍流模型

为了封闭动量方程式中由湍流粘性应力所带来的未知变量,引入湍流模型。Fluent 中提供很多湍流模型,其中 RANS 模型包括:单方程模型、双方程模型、雷诺应力模型等。其中,双方程模型又包括:标准 $k-\varepsilon$ 模型、RNG $k-\varepsilon$ 模型、Realizable $k-\varepsilon$ 模型。

相对于标准 $k-\varepsilon$ 模型和 RNG $k-\varepsilon$ 模型,Realizable $k-\varepsilon$ 模型在湍流粘度计算公式和 ε 方程两方面进行了改进,能够更好地在强流线弯曲、旋流和旋转流动方面模拟出结果。因此,选择 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型。

$$\frac{\partial(\rho k u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \rho \varepsilon + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \cdot \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \quad (2)$$

其中, $\sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.2, C_2 = 1.9, C_1 = \max(0.43, \frac{\eta}{\eta + 5}), \eta = S \cdot \frac{k}{\varepsilon}, S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$ 。

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

式中: ρ —密度, kg/m^3 ; k —湍动能, $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$; ε —湍流耗散率, u_i, u_j —速度, m/s ; x_i, x_j —各方向单

位长度; g_i —重力方向,取 0; a —声速, m/s ; S_k —源项; Pr_t —湍流普朗特数; μ_t —湍流粘度, $\text{N} \cdot \text{s}/\text{m}^2$ 。

1.2.2 燃烧模型

耗散概念燃烧模型 (EDC) 考虑了化学反应动力学细节,EDC 模型是在 ED 模型的基础上改进得到的,不仅能够模拟不同燃料燃烧,同时也能模拟燃烧室内的点火、熄火等现象。

该模型假定化学反应发生在很小的湍流结构中,这种湍流结构被称为良好尺度 ε^* ,在良好尺度内化学反应发生所需时间为 τ^* 。

$$\varepsilon^* = C_\varepsilon \left(\frac{v_\varepsilon}{k^2} \right)^{3/4}, \tau^* = C_\tau \left(\frac{v}{\varepsilon} \right)^{1/2} \quad (4)$$

式中: $C_\varepsilon = 2.1377, C_\tau = 0.4082; v_\varepsilon$ —运动粘性系数。

在组分运输方程中的化学反应源项为:

$$R_i = \frac{\rho(\varepsilon^*)^2}{\tau^* [1 - (\varepsilon^*)^3]} (Y_i^* - Y_i) \quad (5)$$

$$Y_{i,r}^* - Y_{i,r} = M_{i,r} (C_{i,r}^* - C_{i,r}) = M_{i,r} \int_0^{\tau_{i,r}^*} -\omega_{i,r} d\tau \quad (6)$$

$$\omega_{i,r} = k_{f,r} \prod_{j=1}^{N_r} [C_{j,r}]^{\eta'_{j,r}} - k_{b,r} \prod_{j=1}^{N_r} [C_{j,r}]^{\eta''_{j,r}} \quad (7)$$

其中,速率常数遵循 Arrhenius 定律, $k_{f,r} = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/RT}, k_{b,r} = k_{f,r}/K_r$ 。反应前后良好尺度内组分质量分数分别为 Y_i, Y_i^* ,那么在每一个化学反应中化学反应净生成速率为:

$$R'_{i,r} = \Gamma(v'_{i,r} - v''_{i,r}) \omega_{i,r} = \Gamma(v'_{i,r} - v''_{i,r}) (k_{f,r} \prod_{j=1}^{N_r} [C_{j,r}]^{\eta'_{j,r}} - k_{b,r} \prod_{j=1}^{N_r} [C_{j,r}]^{\eta''_{j,r}}) \quad (8)$$

式中: A_r —指前因子; Y_i —良好尺度内组分 i 的质量分数; E_r —活化能, kJ/mol ; $k_{f,r}$ —正向反应速率常数; $k_{b,r}$ —逆向反应速率常数; $v'_{i,r}$ —反应 r 中反应物 i 的化学计量数; $v''_{i,r}$ —反应 r 中生成物 i 的化学计量数; $\eta'_{j,r}$ —反应 r 中反应物 j 的速率指数; $\eta''_{j,r}$ —反应 r 中生成物 j 的速率指数; $C_{i,r}$ —反应 r 中组分 i 的摩尔分数。

1.2.3 反应机理

根据重整气化学反应中主要组分生成率和消耗率敏感性系数,在改进后的 GRI3.0 化学反应机理基础上去除多余反应,得出简化反应机理。为了验证简化机理的准确性和适用性,分别用 GRI3.0 化

学反应机理和简化后的 19 步化学反应机理以及 Davis^[12]、Ranzi^[13] 反应机理计算,得到燃烧室参数对比如图 3 所示。4 种不同机理在燃烧器内温度分布拟合的较好。简化后的机理和详细机理计算出的主要组分摩尔分数几乎没有差别,因此可以使用简化的 19 步反应机理来计算重整气燃烧过程,提高计算效率。

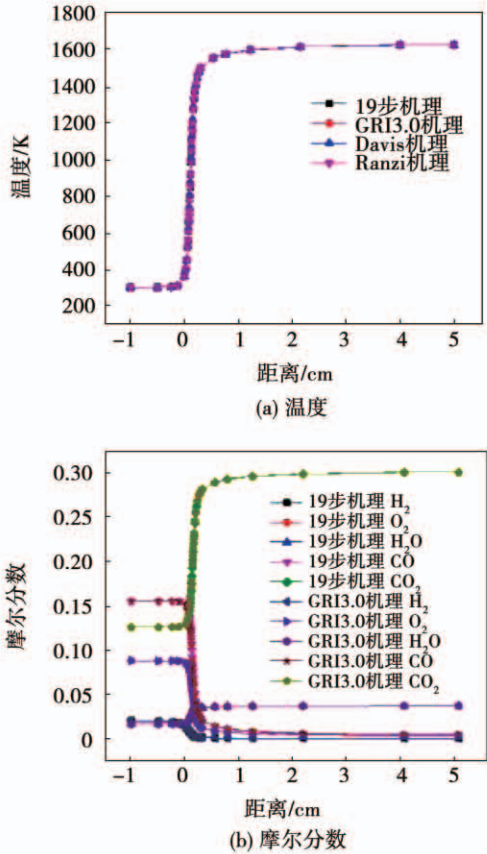


图 3 详细机理与简化机理燃烧参数对比图
Fig. 3 Combustion parameter comparison for detailed mechanism and simplified mechanism

1.2.4 计算方法验证

对双旋流环形燃烧室稳定流场进行计算^[14-15],先验证数学模型的准确性,在此基础上,进行微型燃气轮机燃烧室化学回热工况计算。进口空气温度 500 K,空气流量 0.24 kg/s,燃料流量 7.94 g/s。

图 4 给出了两种不同当量比下,燃烧室出口温度及 CO₂ 质量分数数值计算结果与实验值的比较。从图中可以看到,出口温度和 CO₂ 质量分数沿径向分布的计算结果与实验值吻合良好,误差较小,说明数值模拟的精度是可以接受的。

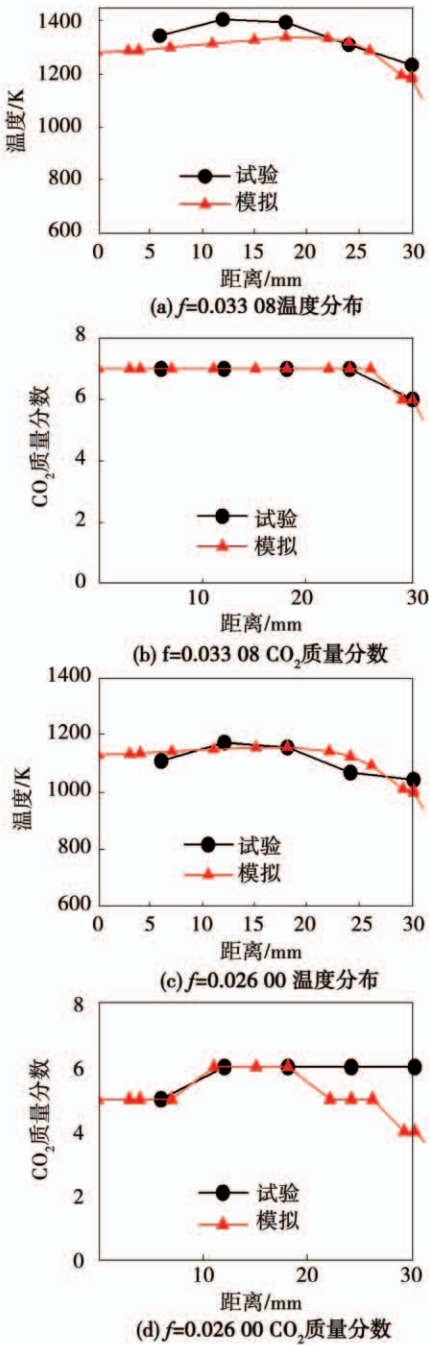


图 4 燃烧室出口温度及 CO₂ 质量分数计算值与实验值对比
Fig. 4 Combustion chamber exit parameter comparison

1.2.5 边界条件与网格划分

以简化后的燃烧室头部为计算模型,使用 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型,EDC 燃烧模型耦合基于 GRI3.0 机理简化的 19 步 CH₄ 燃烧机理进行计算。进口空气流量 0.98 kg/s,空气温度 429.6 K,空气压力 0.313 06 MPa;重整气流量 0.173 kg/s,重整气温度 853 K,表 1 为重整气的组分构成。

表1 重整气组分含量
Tab.1 The content of reforming gas

组分	质量分数	摩尔分数
CO	0.765 8	0.742 4
CO ₂	0.144 4	0.057 3
H ₂	0.004 7	0.002 9
H ₂ O	0.071 4	0.077 7
CH ₄	0.013 8	0.117 9

选择631万、812万、904万3种网格方案进行计算,其速度和温度分布如图5所示。从图中可以看出,在不同网格方案下,火焰筒中轴线上的温度和速度分布趋势一致,当网格数大于812万时,中轴线上的温度和轴向速度分布变化很小。因此,为了保证网格的独立性,同时考虑现有的计算能力,在计算时采用的网格数为812万。

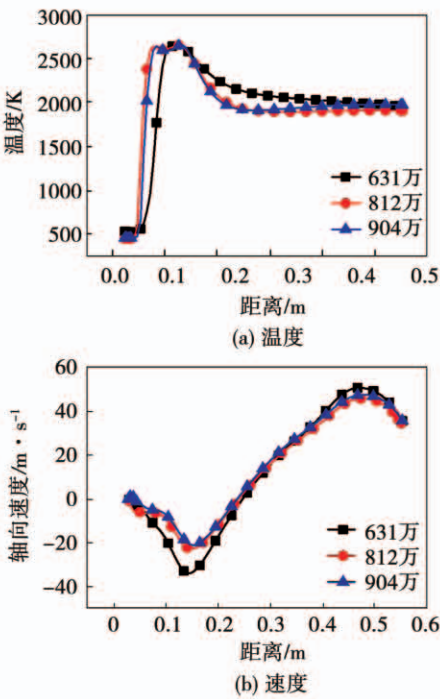


图5 不同网格尺度下的轴向速度和温度分布
Fig.5 Axial velocity and temperature at different grid scales

2 双燃料喷嘴的设计与优化

2.1 原型喷嘴性能分析

原型旋流一体化双燃料喷嘴的结构为旋流叶片40°,每个叶片上有两排孔径为0.9 mm的喷射孔,结构如图6所示。

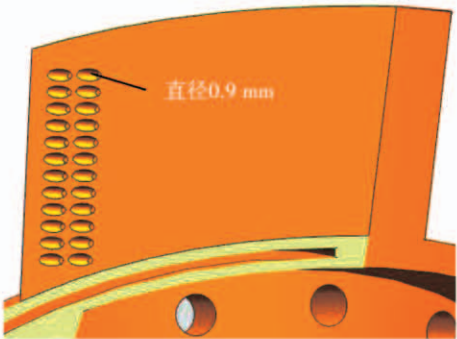


图6 原型喷嘴喷射孔
Fig.6 Prototype nozzle injection hole

2.1.1 热态场

图7给出了原型旋流一体化双燃料喷嘴布置于重整气燃烧室内热态场流线图。由图可知,在燃烧室头部存在两个对称的中心回流区,中心回流区流速在50 m/s左右,有助于火焰的稳定燃烧,在头部锥罩附近存在环形的角涡回流区,有助于头部的冷却,旋流叶片角度布置较为合理;头部回流区的剪切层流速约为200 m/s,有助于燃料和空气的掺混。但由于重整气流量较大,叶片孔通流面积较小,致使叶片喷射孔位置处气流速度较高,约为500 m/s左右。如此高的重整气喷射速度显然是不可取的,因此应增加重整气通流面积,降低重整气流速。

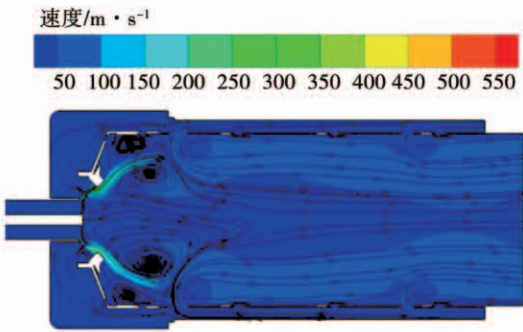


图7 配合原型喷嘴时燃烧室流线图
Fig.7 Streamline in combustion chamber with the prototype nozzle

2.1.2 温度场

图8为原型旋流一体化双燃料喷嘴布置于重整气燃烧室温度分布图。由图可知,燃烧室高温区主要分布于燃烧室头部区域,说明头部空气量配置较为合理,即旋流一体化双燃料喷嘴的整体尺寸较为合理;模拟所得燃烧场最高温度为2 400 K,相对与

真实燃烧温度偏高,这是由采用绝热壁面条件及简化机理计算所致;喷嘴头部靠近油路附近温度较高,约 1 200 K,容易使燃油喷嘴结焦,不利于燃机寿命,因此应对头部吹扫孔进行改进。

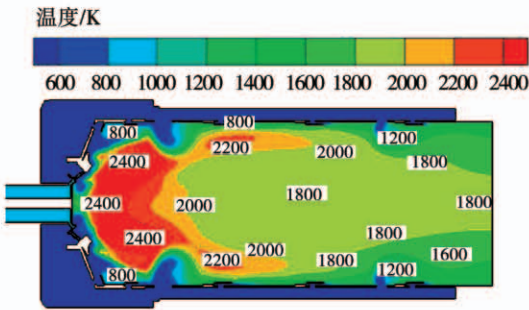


图 8 配合原型喷嘴时燃烧室温度云图
Fig.8 Temperature contour in combustion chamber temperature with the prototype nozzle

2.1.3 燃烧性能

图 9 给出了燃烧室中轴线上温度和轴向速度变化。由图可知,随着轴向距离的增加,重整气燃烧室内中轴线上的温度呈现先增加后下降的趋势,中轴线上的轴向速度呈现先下降后增加再下降的趋势,且在主燃孔之前速度均为负速度,温度最高的位置位于轴向速度接近于 0 m/s 的位置。经计算,重整气燃烧室的效率 η 为 97.1%,燃烧效率较低,这是由燃烧室内流速太高造成燃料燃烧不充分造成的。总压恢复系数是表示燃烧室内流阻损失的一种参数,其大小与燃烧室结构有直接关系。经计算,重整气燃烧室总压恢复系数为 97.9%,较为合理。

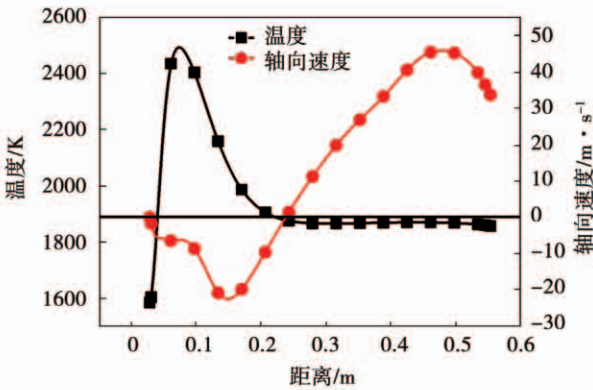


图 9 配合原型喷嘴时燃烧室温度及速度
随轴向距离的变化
Fig.9 Temperature and velocity of combustion chamber with prototype nozzle

2.2 改进喷嘴性能分析

保持旋流一体化双燃料喷嘴整体尺寸不变,叶片安装角为 40°,对旋流一体化双燃料喷嘴进行结构改造。

将喷嘴喉部的头部吹扫孔角度增加,并将孔径增大,如图 10(a)所示。对喷嘴的叶间流道进行整体加宽,增强喷嘴重整气通流能力,如图 10(b)所示。增加旋流叶片上喷射孔数量及孔径,降低重整气喷射速度,如图 10(c)所示。

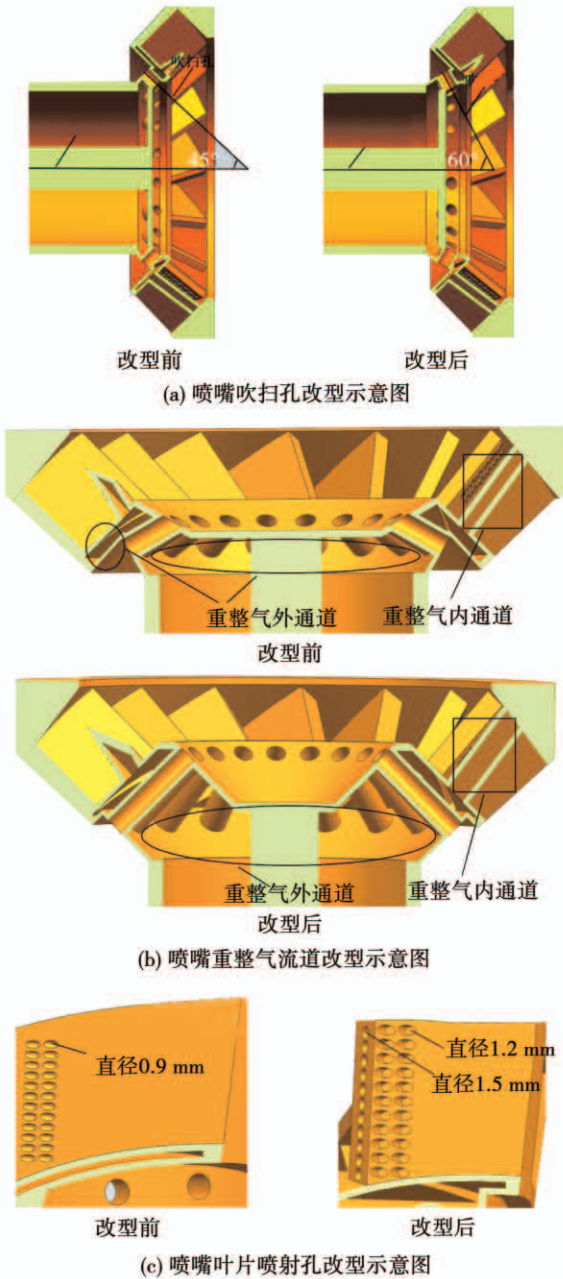


图 10 喷嘴改型示意图
Fig.10 Nozzle modification

经过若干工况的计算研究,最终确定了旋流一体化双燃料喷嘴结构的最终方案。喷嘴喉部的头部吹扫孔角度由 45° 增加为 60° ,孔径由 2 mm 增加至 3 mm。叶片喷射孔由两排增加至 3 排,孔径也增加为 1.2 和 1.5 mm。

2.2.1 热态流场

图 11 给出了改型后的旋流一体化喷嘴配合燃烧室燃烧时的热态场流线图。由图可知,相对于原型喷嘴装配下的重整气燃烧室,改变喷嘴吹扫孔、重整气流道及叶片喷射孔时燃烧室内的流场结构几乎不发生变化;但明显看出燃烧室内最高速度大幅降低,剪切层的高速区速度为 100 m/s 左右,燃烧室最高流速位于旋流叶片重整气喷射出口位置,约 300 m/s,若继续增加喷射孔孔径及数量将影响流场的回流区形状及强度,大幅降低燃烧室的性能,因此选取三排喷射孔为最优结构。

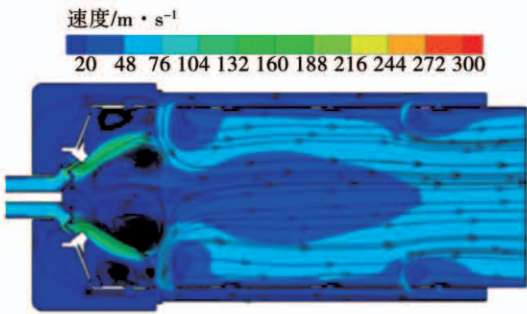


图 11 配合改型喷嘴时燃烧室流线图
Fig. 11 Streamline in the combustion chamber with modified nozzle

2.2.2 温度场

图 12 给出了改型后的旋流一体化喷嘴配合燃烧室燃烧时的温度云图。改变喷嘴吹扫孔、重整气流道及叶片喷射孔时燃烧室内的温度场结构几乎不发生变化,高温区同样集中在燃烧室头部,但喷嘴附近的温度明显降低,为 650 K 左右,这样有利于延长双燃料喷嘴的寿命,增加孔径和角度后的头部吹扫孔在油路喷嘴附近构造出一层冷却空气膜,有效阻碍了高温燃气对喷嘴的侵蚀。

2.2.3 燃烧性能

图 13 给出了改型和改变吹扫孔时重整气燃烧室的性能参数。由图 13(a)可知,改型后的旋流一体化喷嘴配合重整气燃烧室的燃烧效率有所提高,其原因是头部吹扫孔提供了更充足的空气,降低燃

烧室内剪切层流速,使得燃料有更充足的时间进行燃烧,燃烧效率提高至 99.1%。

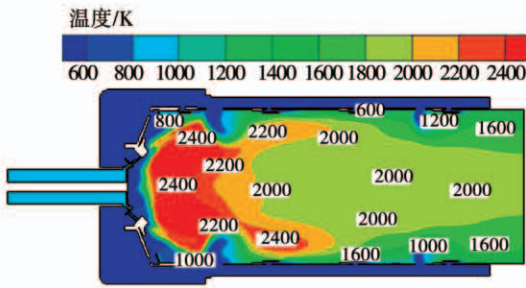


图 12 改型喷嘴配合燃烧室燃烧温度云图
Fig. 12 Temperature contour in the combustion chamber with modified nozzle

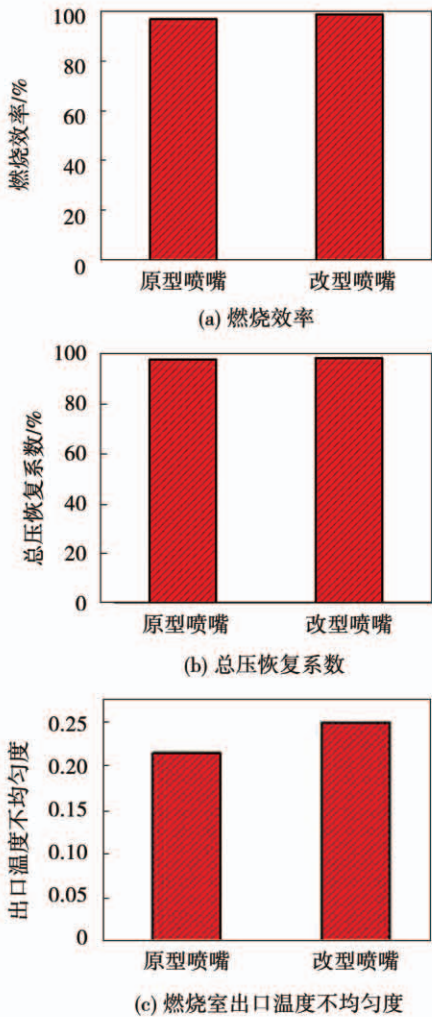


图 13 喷嘴改进前后燃烧室性能参数对比
Fig. 13 Comparison of combustion chamber performance parameters

由图 13(b)可知,改型后的旋流一体化喷嘴配

合重整气燃烧室的总压恢复系数几乎一致,为 98.1%,因其与燃烧室结构有关,变化不大。由图 13(c)可知,改型后的出口温度不均匀程度略有增加,燃烧效率的升高使燃烧室出口的最高温度略有提升。

3 结 论

(1) 通过将喷嘴吹扫孔的角度由 45° 增加至 60° ,且将其直径由 2 mm 增加至 3 mm,使燃烧室喷嘴冷却效果得到明显提升,改进后的喷嘴附近的温度为 650 K 左右。

(2) 增加重整气通道及旋流叶片上重整气喷射孔的通流面积,可以有效地降低重整气的喷射速度,改善燃烧室燃烧场,提高燃烧性能。

(3) 最终确定的重整气燃烧室出口温度场特性良好,总压恢复系数为 98.1%,燃烧效率为 99.1%。

参考文献:

- [1] ALANNEK, SAARI A. Distributed energy generation and sustainable development[J]. Renewable & Sustainable Energy Reviews, 2006, 10(6): 539–558.
- [2] MARIBUK M, FIRESTONE R M, MARNAY C, et al. Distributed energy resources market diffusion model[J]. Energy Policy, 2007, 35(9): 4471–4484.
- [3] T NAKAGAKI, T OGAWA, H HIRATA, et al. Development of chemically recuperated micro gas turbine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125(1): 391–397.
- [4] 潘 刚. 气路蒸汽回注双燃料喷嘴设计及其性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2015.
PAN Gang. Design and performance of gas-fired steam reinjection dual fuel nozzle[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2015.
- [5] MINC L, SEO S B, CHUNG J H, et al. Industrial gas turbine combustion performance test of DME to use as an alternative fuel for power generation[J]. Fuel, 2009, 88(4): 657–662.
- [6] LEEM, YOON Y. Development of a gas turbine fuel nozzle for DME and a design method thereof[J]. Fuel, 2012: 823–830.
- [7] BURGUBURUJ, CABOT G, RENOU B, et al. Comparisons of the impact of reformer gas and hydrogen enrichment on flame stability

and pollutant emissions for a kerosene/air swirled flame with an aeronautical fuel injector[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2011, 36(36): 6925–6936.

- [8] J BURGUBURU, G CABOT, B RENOU, et al. Effects of H_2 enrichment on flame stability and pollutant emissions for a kerosene/air swirled flame with an aeronautical fuel injector[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33: 2927–2935.
- [9] IBRAHIMI A, SHABAAN M M, SHEHATA M A, et al. Experimental investigation of dual-fuel combustion characteristics inside a gas turbine combustor [C]//International Conference on Machine Learning, Electrical and Mechanical Engineering, Dubai, 2014.
- [10] 何 敏, 杨 灵, 冯大强, 等. 燃用低热值燃料燃烧室试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 547–551.
HE Min, YANG Ling, FENG Da-qiang, et al. Test of combusting low calorific value fuel combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 547–551.
- [11] 李雅军, 师蓓蓓, 张晨曦, 等. 双燃料燃气轮机喷嘴结构及性能研究[J]. 舰船科学技术, 2015(5): 47–53.
LI Ya-jun, SHI Bei-bei, ZHANG Chen-xi, et al. Research on structure and performance of dual fuel gas turbine nozzle[J]. Ship Science and Technology, 2015(5): 47–53.
- [12] DAVISS G, JOSHI A V, WANG H, et al. An optimized kinetic model of H_2/CO combustion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(1): 1283–1292.
- [13] FRASSOLDATI A, FARAVELLI T, RANZI E. The ignition, combustion and flame structure of carbon monoxide/hydrogen mixtures. Note 1: Detailed kinetic modeling of syngas combustion also in presence of nitrogen compounds[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2007, 32(15): 3471–3485.
- [14] 党新宪. 单头部双旋流器环形燃烧室性能实验研究和数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
DANG Xin-xian. Experimental study and numerical model of single-head double cyclone annular combustion chamber[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [15] 党新宪. 双旋流环形燃烧室试验研究与数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
DANG Xin-xian. Experimental study and numerical simulation of double-swirl annular combustion chamber[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.

(王治红 编辑)