

燃气轮机双燃料燃烧室温度场优化研究

杨 强^{1,2}, 劳新力², 冉军辉^{1,2}, 宁有智²

(1. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078; 2. 船舶与海洋工程动力系统国家工程实验室—海洋工程燃气轮机实验室, 黑龙江 哈尔滨 150078; 3. 中海石油(中国)有限公司, 北京 100000)

摘 要: 为了优化双燃料燃烧室温度场分布, 针对某型逆流环管双燃料燃烧室, 设计了3种不同的火焰筒配气结构。利用 ANSYS FLUENT 软件, 选用 Realizable k-epsilon 湍流模型及 Finite Rate Chemistry and Eddy-dissipation 燃烧模型对燃烧室额定工况下的温度场及速度场进行了数值模拟。研究表明: 对比液体燃料, 由于气体燃料扩散较快, 燃烧室在使用气体燃料时高温区分布周向收缩并沿火焰筒轴向后移。对于本型燃烧室, 适当增大主燃孔孔径并在火焰筒轴向方向偏后布置, 可以有效解决双燃料燃烧室使用气体燃料时高温区后移的问题, 对气/液两种燃料条件下的温度场组织更为有利。

关 键 词: 燃气轮机; 燃烧室; 双燃料; 数值模拟; 性能分析; 流量分配

中图分类号: TK478.9 **文献标识码:** A **DOI:** 10.16146/j.cnki.rndlge.2021.09.020

[引用本文格式] 杨 强, 劳新力, 冉军辉, 等. 燃气轮机双燃料燃烧室温度场优化研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(9): 154-163. YANG Qiang, LAO Xin-li, RAN Jun-hui, et al. Study on temperature field optimization of gas turbine dual-fuel combustor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 154-163.

Study on Temperature Field Optimization of Gas Turbine dual-fuel combustor

YANG Qiang^{1,2}, LAO Xin-li², RAN Jun-hui^{1,2}, NING You-zhi²

(1. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150001; 2. National Engineering Laboratory for Marine and Ocean Engineering Power System—Gas Turbine Lab of Marine Engineering, Harbin, China, Post Code: 150078; 3. CNOOC(China) Co., Ltd, Beijing, China, Post Code: 100000)

Abstract: In order to optimize the temperature field distribution of dual-fuel combustor, three different flame liner structures were designed for a dual-fuel combustor countercurrent-annular-tube. Using ANSYS FLUENT software, the Realizable K-Epsilon turbulence model, Finite Rate Chemistry and Eddy dissipation combustion model were used to simulate the combustion chamber velocity and temperature field under rated working conditions. The results show that the distribution of high temperature zone in the liner shrinks circumferentially and moves backward along the axis of the flame liner when the gas fuel is used, because the gas fuel diffuses faster than the liquid fuel. For this type of combustor, appropriately increase the aperture of the main combustion hole and placing the flame cylinder in a backward axial direction can effectively solve the problem of the high temperature region moves backward when the gas fuel is used in the dual-fuel combustor, and it is more favorable to the temperature field organization of gas/liquid fuel.

Key words: gas turbine, combustor, dual-fuel, numerical simulation, performance analysis, flow distribution

收稿日期: 2021-02-19; 修订日期: 2021-05-09

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0006-0031, 2017-V-0012-0064); 黑龙江省杰出青年科学基金项目(JC2018012); 黑龙江省“百千万”工程科技重大专项—增材制造在舰船动力装备领域的示范应用(2019ZX03A03)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project(2017-III-0006-0031, 2017-V-0012-0064); Heilongjiang Outstanding Youth Science Fund(JC2018012); Heilongjiang “Hundred- Thousand- Ten thousand” Major Project in Engineering Science and Technology—Additive Manufacturing Application Demonstration in Ship&Warship Power Field(2019ZX03A03)

作者简介: 杨 强(1985-), 男, 内蒙古通辽人, 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所高级工程师。

引 言

根据燃用燃料,双燃料燃烧室目前可分为气/液系统燃烧室和液/液系统燃烧室。其共同特征是在同一个燃烧室内可独立燃烧某一种燃料,也可混合燃烧两种燃料。启动时燃烧室采用单一燃料点火,其它燃料在燃气轮机启动后根据使用需求决定是否参与燃烧。由于燃烧室结构需要同时满足两种不同燃料的使用需求,这意味着燃烧室在不同燃料条件下都必须能够满足相应的要求,双燃料燃烧室的结构限制更多。

数值模拟方面,文献[1]对双燃料燃烧室的掺混孔进行了方案比对与数值优化,计算结果显示,数值模拟方法对于热声震荡、出口温度场分布均匀性均有较好的指导作用。文献[2]对环管型双燃料燃烧室进行了性能仿真分析,计算结果显示,裂解气燃料的各项性能指标均与柴油燃料相似,但在出口温度场分布及 NO_x 分布上均优于柴油燃料。

试验研究方面,文献[3]使用柴油和高炉煤气两种燃料进行了微燃的低压试验研究,试验结果表明,在使用柴油燃料时火焰筒壁温要明显高于高炉煤气;文献[4-5]使用西门子 SGT600 及 SGT700 进行了试验研究,研究结果表明设计良好的双燃料燃烧室对于不同组分气体均有良好的适应性,并给出了两种燃烧室的可用沃泊指数(华白数)范围;文献[6-7]则对 SGT750 双燃料燃烧室进行了不同组分气体燃料及不同液体喷雾条件下的对比测试,结果表明,双燃料燃烧室的优化难点主要在于液体燃料条件下的燃烧场的组织。

综上,开展燃气轮机双燃料燃烧室性能的数值模拟及试验研究,研究重点应为燃烧室结构对不同燃料条件下燃烧室性能的影响规律,以及燃烧室在使用不同燃料时的性能特点差异。本文针对某型环管式双燃料燃烧室不同空气流量分配条件下的进行了数值模拟,得出双燃料燃烧室在不同空气流量分配条件下的燃烧室性能变化规律,旨在为工程应用提供理论指导。

1 研究对象

图 1 为某型逆流环管结构,双燃料燃烧室,气体

与液体燃料均为扩散燃烧。燃料由喷嘴进入火焰筒后,与旋流器、主燃孔处进入的空气掺混后点燃。掺混孔用以对高温燃气进行掺混,提高出口温度分布均匀性。火焰筒壁上设有气膜冷却孔,用于保护火焰筒材料不被烧蚀。

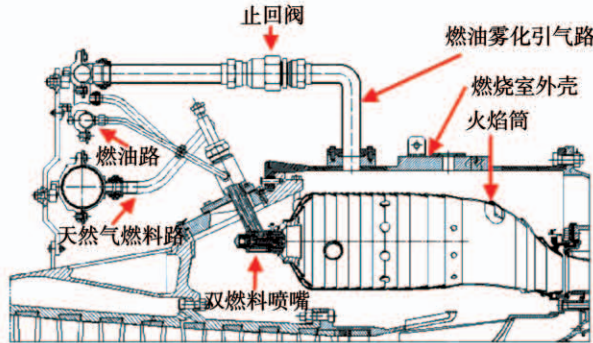


图 1 双燃料燃烧室
Fig. 1 Dual-fuel combustor

图 2 为双燃料喷嘴结构图。喷嘴分为气体燃料路与液体燃料路:液体燃料路位于喷嘴中心位置,采用压力旋流雾化,外部周向布置辅助空气路;气体燃料喷口位于外环,采用多孔式布置;天然气喷口与燃油喷口中增设一路防护气流用于冷却及吹扫喷嘴端面,增加喷嘴使用寿命,防止积炭的产生。

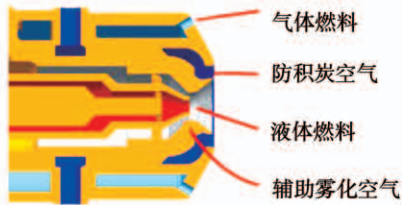


图 2 双燃料喷嘴结构
Fig. 2 Dual-fuel nozzle structure

2 数值计算方法

2.1 几何模型

利用 UG 软件建立含有一个完整火焰筒的 1/16 燃烧室简化几何模型,其外形如图 3 所示。根据不同流量配比,通过初步优化建立了 3 个不同的火焰筒开孔结构,用以对比不同空气配比条件下的额定工况双燃料燃烧室性能。各结构空气流量配比如图 4 所示,孔径分布如表 1 所示。

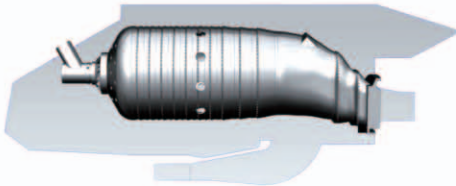


图 3 燃烧室几何模型

Fig.3 Combustor geometry mode

表 1 火焰筒结构区别对照表

Tab.1 Comparison table of Linev structure

名称	方案 1	方案 2	方案 3
主燃孔 相对孔径	1	1(上半部分)/ 1.33(下半部分)	1.65
相对孔数	1	1	1
相对位置	1	1	1.23(相对 头部距离)
掺混孔 相对孔径	1(上半分) /1.27(下 半部分)	1.16(相对 方案 1 上 半部分)	0.83(相对 方案 1 上 半部分)
相对孔数	1	0.5	0.8
相对位置	1	1	1.08(相对 头部距离)

备注:方案 1 结构与母型机火焰筒一致,仅改变混合器结构;方案 2 在方案 1 基础上主燃孔改为非均匀设计,缩小掺混孔;方案 3 在方案 1 基础上增大主燃孔缩小掺混孔。

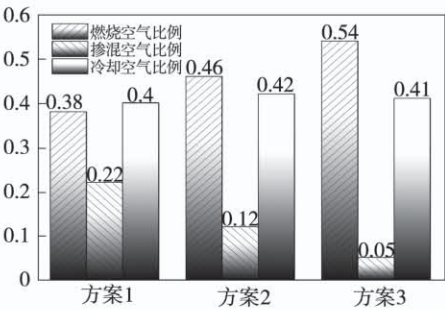


图 4 不同火焰筒方案的空气分配

Fig.4 Air distribution for different flame tube schemes

模型采用 ANSYS ICEM19 软件进行网格划分,全局采用非结构化网格,并对冷却孔、出口段等区域进行局部加密。火焰筒固体域与流体域进行耦合处理;经网格无关性验证后,最终网格数为 2 000 万,局部网格结构如图 5 所示,网格无关性校验如表 2 所示。

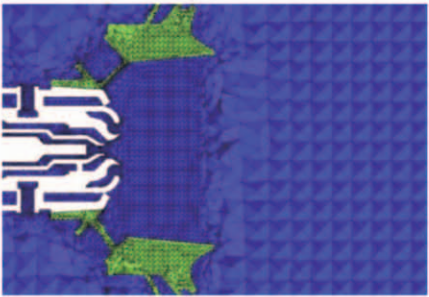


图 5 喷嘴及火焰筒气膜冷却带局部网格分布

Fig.5 Local grid partition of film cooling zone of nozzle and flame tube

表 2 网格敏感度分析

Tab.2 Grid sensitivity analysis

网格数	网格截面	性能指标		
		总压损 失/%	出口均 温/K	OTDF
1 182 万		3.38	1 571	0.423
1 366 万		3.39	1 573	0.345
2 049 万		3.38	1 573	0.248
3 402 万		3.37	1 572	0.247

2.2 数学模型

采用雷诺平均方法(RANS),燃烧室内质量、动量、能量及组分输运方程可以按照通用形式表达为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \Phi) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \Phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right) + S_\Phi \tag{1}$$

式中: Γ_Φ 、 S_Φ 一与变量 Φ 相应的交换系数和源项。

为使方程组封闭,还需增加气体混合物热力学状态方程:

$$p = \sum_{i=1}^N \frac{\rho m_i}{M_i} RT \tag{2}$$

对于基本控制方程和状态方程组成的方程组,只要其中的源项能够确定,再加上适当的定解条件,

就可得出描述燃烧室燃烧过程的数值解。采用 RNS 雷诺平均对方程组进行封闭。

2.3 反应机理

应用的燃料为天然气和轻柴油,天然气计算设

定成分为CH₄, -10 号柴油利用C₁₆H₂₉ 进行物性替代。对于柴油,采用简化的单步反应机理;对于天然气,采用两步反应机理。涉及到的基元反应以及基元反应速率中涉及到的相关参数如表 3 所示。

表 3 反应机理参数表
Tab.3 Parameters of reaction mechanism

反应机理	指数前因子 A	活化能 E/(J · mol ⁻¹)	温度指数 n	反应级数	
				α	β
2CH ₄ + 3 O ₂ = 2CO + 4 H ₂ O	5.012 × 10 ¹¹	2 × 10 ⁸	0	0.7	0.8
2CO + O ₂ = 2CO ₂	2.239 × 10 ¹²	1.7 × 10 ⁸	0	1	0.25
4C ₁₆ H ₂₉ + 93 O ₂ = 64 CO ₂ + 58 H ₂ O	2.58 × 10 ⁹	1.256 × 10 ⁸	0	0.25	1.5

2.4 边界条件

在使用液体燃料时,需要提前给定双燃料喷嘴燃油路喷雾炬的颗粒尺寸分布特性,按文献[8]中给出的经验公式进行预估。模型边界条件设置如表 4 所示。出口边界为压力出口。

表 4 数值计算边界条件设定值(1.0 工况)
Tab.4 Numerical calaulation of boundary conditions setting(rated condition)

参数	数值
进口空气流量/kg · s ⁻¹	4.116
进口空气温度/K	770
进口空气压力/MPa	2.052
气体燃料温度/K	300
液体燃料温度/K	300
气体燃料流量(100%)/kg · s ⁻¹	0.087
液体燃料流量(100%)/kg · s ⁻¹	1.016
液体燃料喷射速度/m · s ⁻¹	50
喷射锥角/(°)	70
最大颗粒直径/μm	299
平均颗粒直径/μm	73
颗粒分布指数	1.04

应用 ANSYS FLUENT 软件,根据母型机试验结果校核,选用 Realizable k-epsilon 湍流模型、Finate Rate Chemistry and Eddy-disspation 燃烧模型。只计算稳态燃烧场,采用 SIMPLE 算法进行流场迭代计

算,使用控制容积的离散方法,空间差分采用二阶精度的迎风格式。通过实施亚松弛以保证控制方程组的收敛;判定解的收敛标准是能量方程的相对残差小于 10⁻⁴,以及进出口流量相对误差小于 0.5%。

3 计算结果与分析

3.1 气体燃料计算结果

图 6 为燃烧室 2 000 K 以上的高温区位置。

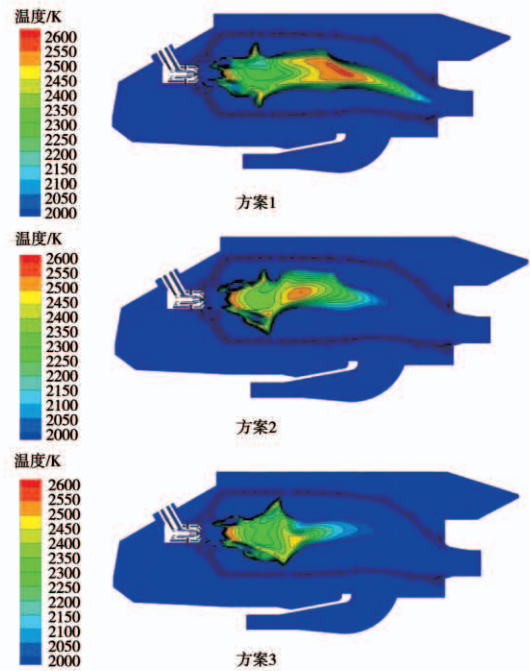


图 6 不同方案下燃烧室高温区

Fig.6 High temperature region of combustor under different schemes

图 7 为气体燃料条件下 3 种结构方案下燃烧室主燃区的流线分布。

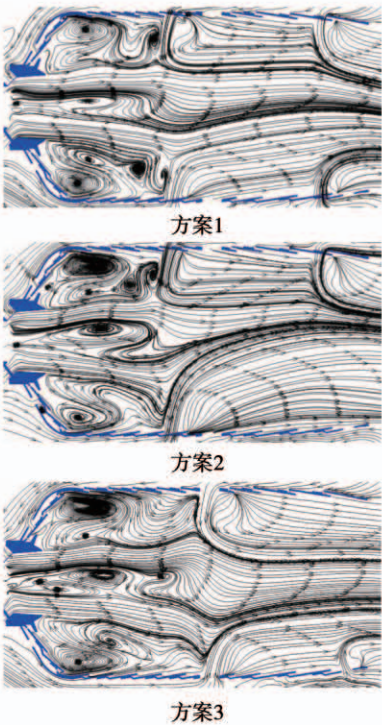


图 7 不同方案燃烧室流场流线图

Fig. 7 Flow field diagram of combustor under different schemes

图 8 及图 9 为主燃孔截面的速度场及温度场。方案 1 结构同单燃料(柴油)版本燃烧室,既母型机方案。方案 1 使用气体燃料时,主燃孔射流对于燃烧区的截断作用较差,且由于位置靠前,燃料喷射尚未充分发展,导致燃料在主燃孔后近掺混孔处形成高温区,液体燃料燃烧室的结构不一定能够满足双燃烧的使用需求。方案 2 与方案 3 则采用了两种不同的布置方案:方案 2 未改变主燃孔轴向位置,但对火焰筒下半部主燃孔孔径进行了扩大,用于平衡空气回流带来的燃烧室环腔上下部的压力差异,主燃孔进气量的增大导致气流截断作用增强,高温区前移;方案 3 则将主燃孔位置后移,并增大了所有的主燃孔孔径,高温区位于主燃孔轴向前侧,对比方案 2,其位置要更靠前一些。

图 10 及图 11 为掺混孔截面的速度场及温度场,图 12 为不同燃烧室方案下的出口温度场分布。

由图可以看出,方案 1 由于主燃孔截断作用过小,导致燃烧区过长,并且掺混孔个数过多,导致空气射流穿透深度不足;燃气由于掺混不良导致出口温度场极不均匀,且由于火焰筒上部射流动量大于下部,导致火焰偏转,高温区位于出口底部;方案 2 在轴向掺混孔截面中心部仍有部分区域温度较高,但由于掺混空气量较大,孔数较少,单股射流动量较大,掺混较为完全,燃气流动至燃烧室出口时均匀性已较为良好,但由于主燃孔非均匀布置,下部主燃孔增大后,火焰筒内高温区向上偏转至近火焰筒壁面处;方案 3 由于主燃孔孔径增大且轴向位置靠后,燃气流动至掺混孔截面时已得到了较好的掺混,掺混空气更多的是起到调节高温区位置的作用。

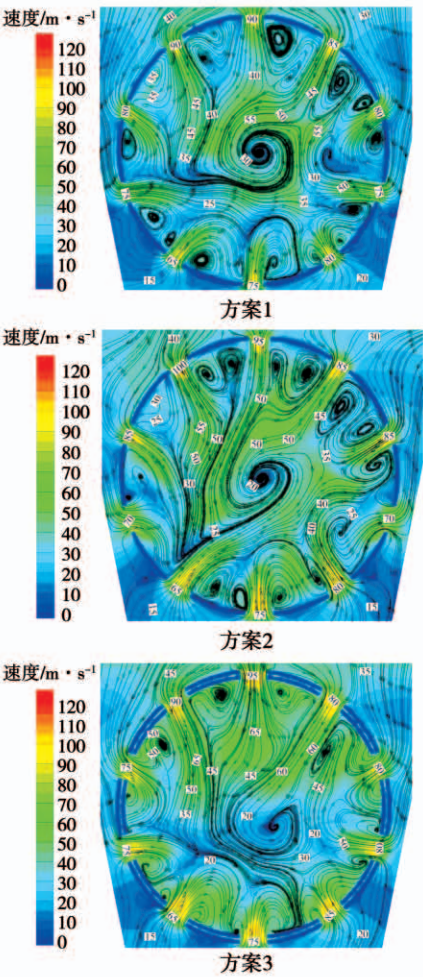


图 8 不同方案下主燃孔流场截面

Fig. 8 Main combustion orifice flow field section under different schemes

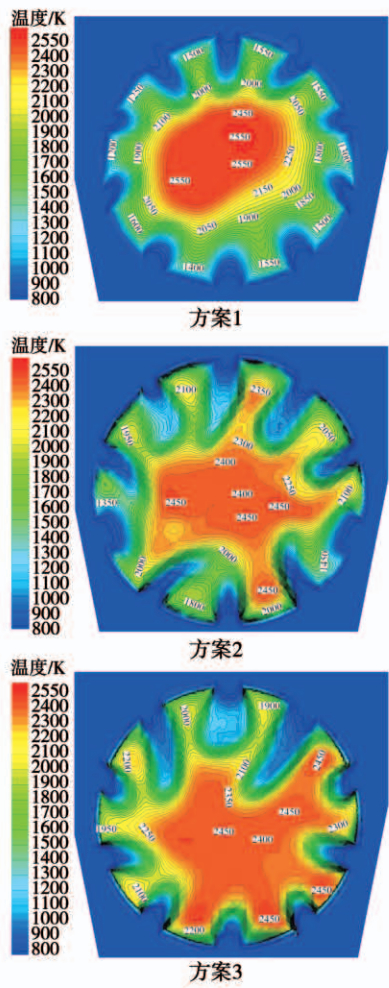


图 9 不同方案下主燃孔温度场截面
Fig. 9 Main combustion hole temperature field section under different schemes

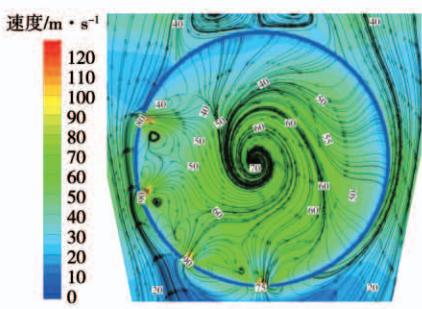


图 10 不同方案下掺混孔流场截面
Fig. 10 Flow field section of mixing hole under different schemes

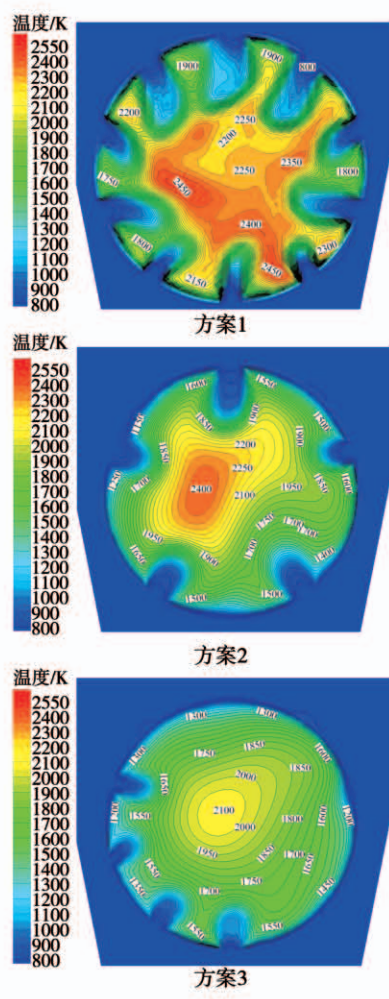
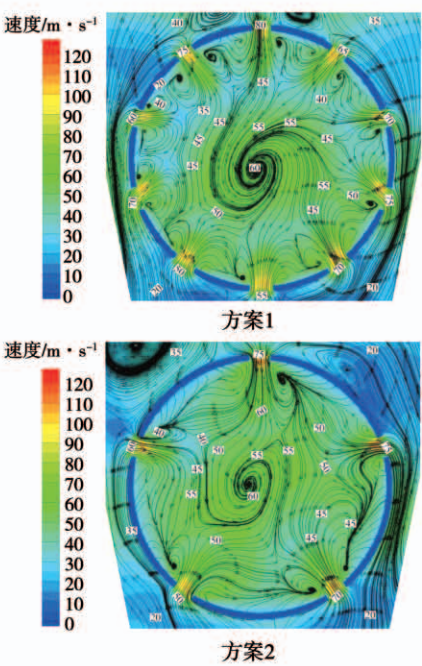


图 11 不同方案下掺混孔温度场截面
Fig. 11 Temperature field section of mixing hole under different schemes



结合图 13 可知,燃烧室在使用气体燃料时,方案 1 配气结构已经不能满足使用要求。具体表现在燃烧室出口温度场指标 OTDF 偏高,且高温区位于

燃烧室出口下部对应涡轮根部位置,长时间工作条件下涡轮叶片使用寿命将受影响;由于压气机出口空气回流导致燃烧室环腔上部总压大于下部,尽管在掺混孔进行了调整,但掺混孔孔数过多导致射流深度不足,出口温度场的均匀性和高温区位置均较差。

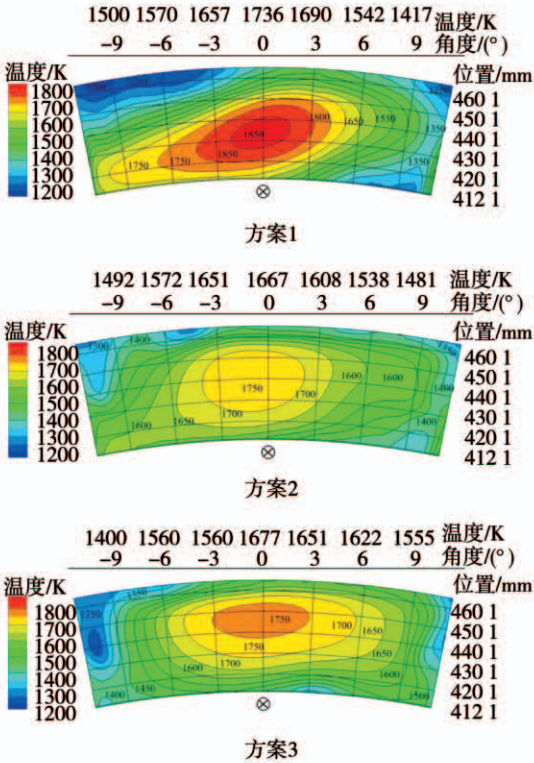


图 12 不同方案下燃烧室出口温度场

Fig. 12 Temperature field of combustor outlet under different schemes

根据计算结果可知,两种方案均能够较好地解决出口温度场均匀性不足的问题。但对于方案 2,尽管出口温度场没有问题,但由于空气逆流旋转的作用,主燃孔后面火焰偏心现象较为严重。

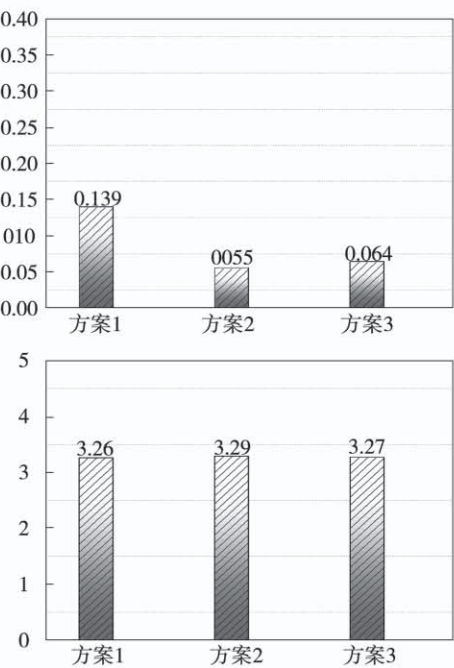
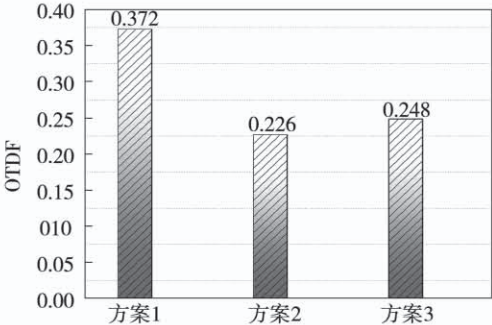


图 13 不同结构的燃烧场计算结果对比

Fig. 13 Comparison of combustion field calculation results of different structures

3.2 液体燃料计算结果

使用相同边界条件,将燃料变更为柴油,计算 3 个方案的燃烧室性能。图 14 为燃烧室 2 000 K 以上高温区的形状变化情况,图 15 为燃烧室在不同燃料条件下的出口温度场分布,图 16 为液体燃料条件下 3 种结构下燃烧室主燃区的流线分布。由于主燃孔及掺混孔的剖面与气体燃料条件相似,这里不再单独给出。可以看出,方案 1 同使用气体燃料时类似,主燃孔孔径不足导致火焰长度过长,并延伸至燃烧室出口,但对比气体燃料,高温区在火焰筒轴向方向上由掺混孔处提前到了主燃孔处,且在火焰筒头部位置径向方向上明显增大;方案 2 出口温度场更为均匀,但由于火焰筒下部主燃孔增大,在下部空气射流的作用下,导致主燃孔与掺混孔中间段的高温区过于偏上,对比气体燃料,液体燃料火焰偏心现象更为严重。对比方案 1 和方案 2,方案 3 主燃孔孔径较大,射流掺混截断作用较好,但掺混气量少于方案 2,导致出口温度场分布均匀性要略差一些。

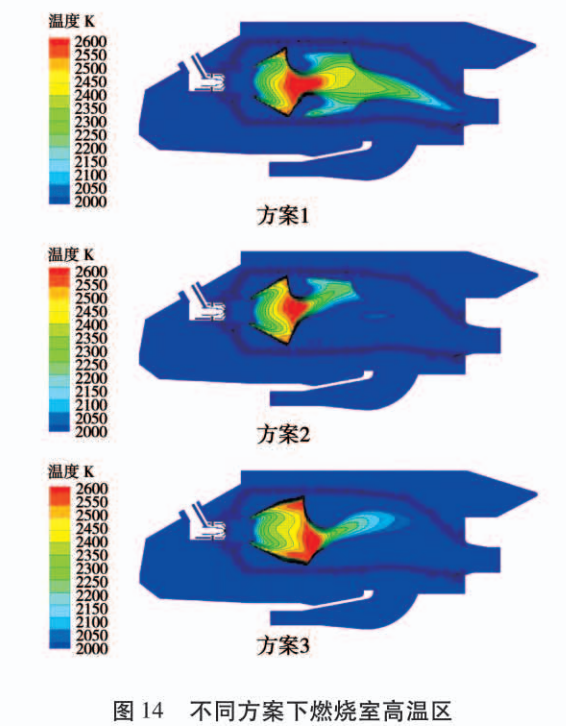


图 14 不同方案下燃烧室高温区

Fig. 14 T High temperature region of combustor under different schemes

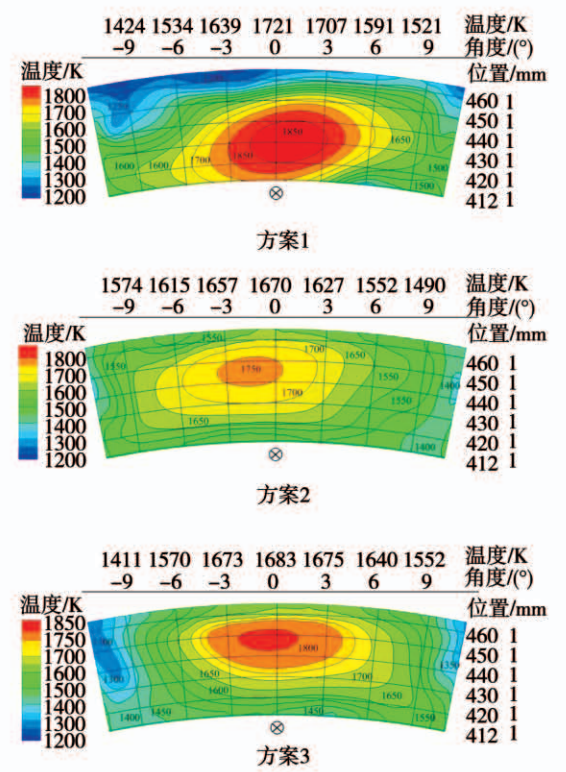


图 15 不同方案下燃烧室出口温度场

Fig. 15 Temperature field of combustor outlet under different schemes

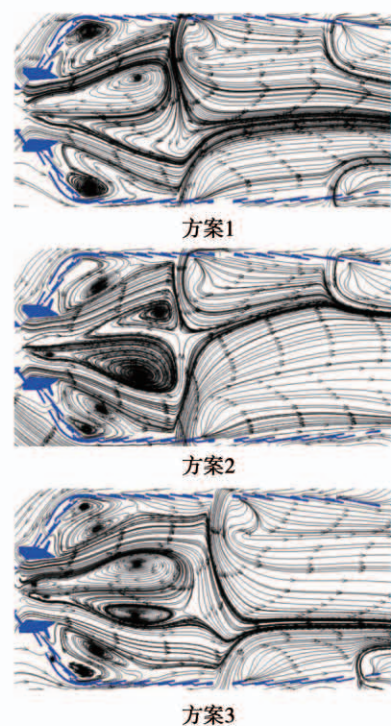


图 16 不同方案下燃烧室流场流线图

Fig. 16 Flow field diagram of combustor at different schemes and fuel

3.3 双燃料条件下燃烧室性能对比分析

根据两种燃料条件下的性能计算结果,对燃烧室主要性能指标进行统计,如图 17 所示。

(1) 使用不同燃料时,燃烧室内 OTDF、RTDF 及总压损失等各项性能指标都比较接近,在火焰筒头部结构不变的前提下,空气流量分配差异是影响双燃料燃烧室性能的主要原因。

(2) 沿燃气流动方向,同一型号燃烧室在使用不同燃料时,轴向高温区位置不同。使用液体燃料时主要集中在轴向主燃孔处,使用气体燃料时主要集中在轴向主燃孔稍后一点的位置,具体形状主要取决于主燃孔的布置方式。

(3) 火焰筒径向方向上,同一型号燃烧室在使用不同燃料时,分布特性不同。使用液体燃料时的火焰筒近壁面处温度明显高于使用液体燃料时的情况。且由图 14 及图 15 可以看出,这一差异在火焰筒头部位置表现得更为明显。

(4) 出口温度场高低温区位置基本不变,但使用液体燃料时,出口温度场的均匀性不如使用气体燃料,温度分布梯度也更大。分析原因:双燃料燃烧室在使用天然气燃料时,燃料气体分子要比液态油滴小得多;当气体燃料通过喷射孔进入火焰筒后,燃料随着气流扩散的速度要大于液体燃料雾化及蒸发的速度,导致燃烧室内燃料分布出现差异,进而影响燃烧场及流场的分布。

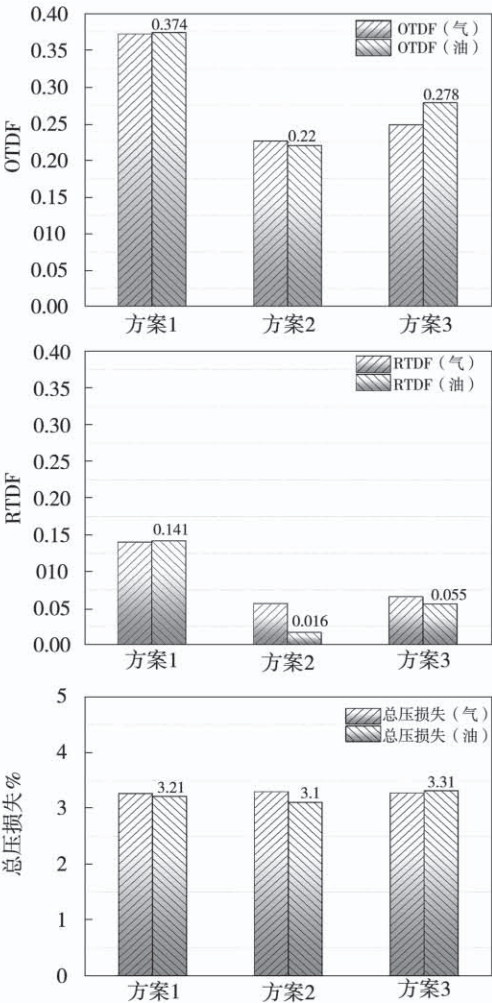


图 17 不同结构/燃料的燃烧场计算结果对比

Fig. 17 Comparison of combustion field calculation results at different stuctures and fuels

对于液体燃料,旋流器带来的空气旋流与主燃孔射流共同作用,大部分燃料在火焰筒头部高度集中,燃烧过程主要在火焰筒前半部完成;对于气体燃料,在其进入火焰筒后,扩散作用导致燃料浓度分布

整体要比液体燃料更均匀,主燃孔气流的截断作用对比液体燃料要明显偏弱;由于燃料气的扩散作用导致向火焰筒出口方向移高温区。同时,由于燃气辐射传热的减弱且整体掺混均匀性更好,使用气体燃料时火焰筒壁温要低一些。

方案 1 出口温度 OTDF 值严重超出设计允许上限,不符合设计要求;方案 2 出口温度场分布均匀性较好,但主燃孔后火焰偏心现象较为严重;方案 3 火焰筒内温度分布较为良好,且燃烧区在两种燃料条件下均在火焰筒中心部,对于火焰筒的壁温分布更为有利;方案 3 主燃孔轴向方向略微靠后布置,可以有效解决燃烧室使用气体燃料时高温区后移的问题,对气/液两种燃料的统一组织更为有利。

4 结 论

(1) 通过对液体燃料燃烧室喷嘴及火焰筒进行重新设计,可以进行气体燃料的燃烧,且燃烧室各项性能指标通过结构优化可以达到要求。

(2) 对于扩散燃烧类型的环管型双燃料燃烧室,主燃孔轴向方向略微靠后布置,可以有效解决燃烧室使用气体燃料时高温区后移的问题,对气/液两种燃料的统一组织更为有利。

(3) 对于本型双燃料燃烧室,由于使用不同燃料导致的燃烧场差异,仅靠掺混孔调节无法获得满足要求的出口温度场分布;当燃烧空气占比大于 50%,主燃孔均匀布置且孔径为母型机主燃孔孔径的 1.65 倍时,双燃料条件下的出口温度场分布才能达到指标。

随着实际工程应用对双燃料燃气轮机燃料适应性更好、排放技术指标更低的要求日益提高,进行中低热值/生物质/富氢燃料以及预混/扩散不同燃烧方式下的双燃料燃烧室性能研究,掌握燃料、燃烧室结构及燃烧方式对双燃料燃烧室性能的影响规律,对于促进双燃料燃气轮机燃烧室的技术发展,具有重要的现实意义。

参考文献:

[1] GOBBATO P, LAZZARETTO A, MASI M. Improvement of the outlet temperature distribution of a dual-fuel gas turbine combustor by a simplified CFD model[C]. Copenhagen, Denmark: ASME Turbo Expo 2012; Turbine Technical Conference and Exposition, 2012.

[2] ZHENG H, MU Y, HE H. Numerical simulation of combustion flows in dual-fuel combustor[C]. Chengdu, China: Power and Energy Engineering Conference(APPEEC), 2010 Asia-Pacific, 2010.

[3] Al-SHAIKHLY A F, MINAi T I, NEERGAARD M O. Development of a dual fuel LBTU gas/diesel burning combustion system for a 4.2 MW gas turbine[C]. New York, USA: ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1994.

[4] ANDERSSON M, LARSSON A, CARRERA A M. Pentane rich fuels for standard siemens DLE gas turbines[C]. Vancouver, British Columbia, Canada: ASME 2011 Turbo Expo; Turbine Technical

Conference and Exposition, 2011.

[5] ANDERSSON M, LARSSON A, LINDHOLM A, et al. Extended fuel flexibility testing of siemens industrial gas turbines; A novel approach[C]. Copenhagen, Denmark: ASME Turbo Expo 2012; Turbine Technical Conference and Exposition, 2012.

[6] LINDMAN O, ANDERSSON M, BONALDO A, et al. SGT-750 fuel flexibility; Engine and rig tests[C]. Charlotte, NC, USA: ASME Turbo Expo 2017; Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017:.

[7] LINDMAN O, ANDERSSON M, PERSSON M, et al. Development of a liquid fuel combustion system for SGT-750[C]. Düsseldorf, Germany: ASME Turbo Expo 2014; Turbine Technical Conference and Exposition, 2014.

[8] 焦树建. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 机械工业出版社, 1981.

JIAO Shu-jian. Gas turbine combustion chamber [M]. Beijing: China Machine Press, 1981.

(丛 敏 编辑)

(上接第 125 页)

[16] MAROS A, BONNAL B, GONZALEZ-MARTINO I, et al. Corner stall prediction in a compressor linear cascade using very large eddy simulation (VLES) Lattice-Boltzmann method [J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(7): 1 – 12.

[17] P Sagaut, YT Lee. Large Eddy Simulation for Incompressible Flows; An Introduction I Clc[M]. Springer, 2001.

[18] 张少江. 大涡模拟在复杂流场中的计算与分析[D]. 南京航

空航天大学, 南京, 2015.

ZHANG Shao-jiang. Computation and analysis of complicated flow field by Large-Eddy Simulation. [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 2015.

[19] MA W, OTTAVY X, LU L, et al. Intermittent corner separation in a linear compressor cascade [J]. Experiments in Fluids, 2013, 54: 1546(6): 1 – 17.

(刘 颖 编辑)