

不同气体喷嘴的燃气轮机燃烧室性能对比

何敏^{1,2}, 吉洪湖¹, 钟华贵², 李华东², 罗智峰²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团 四川燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703)

摘 要: 将原型使用—10#柴油的燃气轮机燃烧室改为使用天然气燃料的燃烧室,遵循对原型机改动量最少的原则,只对燃油喷嘴做改动设计,其余部分不做改动。为了解改型机的喷嘴与燃烧室的匹配特性,设计了三种不同孔径的天然气喷嘴(气体喷嘴开孔大小决定了燃料的喷射速度、燃料的浓度分布,进而影响燃烧室的燃烧性能),并在改型机上进行燃烧性能试验研究。试验结果表明:改烧天然气后,设计状态燃烧效率增加,但出口温度分布有所变差,而对壁面温度分布影响不大;通过对燃烧性能进行对比分析,天然气3#喷嘴的综合燃烧性能最优。

关 键 词: 航改燃机; 燃烧室; 喷嘴; 天然气; 燃烧性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Comparison of combustion performance for different nozzles in gas turbine combustor

HE Min^{1,2}, JI Honghu¹, ZHONG Huagui², LI Huadong², LUO Zhifeng²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: The gas turbine combustor with —10# diesel was changed to one with burn natural gas, and based on the principle of least change of combustor, only the fuel nozzle design was changed. In order to understand the matching characteristics of the nozzle and combustor, three kinds of natural gas nozzles with different injector hole diameters were designed, nozzle could affect the injecting velocity of natural gas, natural gas concentration distribution, therefore, it could affect the combustion performance of combustor. So the combustion performance experiment for these three kinds of natural gas nozzles was carried out. The experimental results show that when the fuel is natural gas, the combustion efficiency increases, but the exit temperature distribution is poor, there is little effect on the wall temperature distribution. Based on the comparative analysis of the experimental results, the combustion performance of natural gas nozzle No. 3 is the optimum.

收稿日期: 2016-12-01

作者简介: 何敏(1976—),男,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机燃烧试验与数值模拟研究。

引用格式: 何敏,吉洪湖,钟华贵,等. 不同气体喷嘴的燃气轮机燃烧室性能对比[J]. 航空动力学报,2018,33(6):1290-1297. HE Min,JI Honghu,ZHONG Huagui,et al. Comparison of combustion performance for different nozzles in gas turbine combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(6):1290-1297.

Key words: aero-derivative industrial gas turbine; combustor; nozzle; natural gas; combustion performance

随着国民经济的发展,能源需求不断增加,柴油价格不断增长,而天然气具有资源丰富、低污染的优点,因此受到了广泛的关注。近年来国内研究机构对燃用天然气的燃烧室做了一些研究,如杨洪磊等人^[1]对双燃料燃气轮机喷嘴进行了结构设计和数值模拟,从三种结构形式的喷嘴中优选了一种为最终设计方案,达到总体性能的指标。何敏等人^[2]利用天然气掺混氮气进行了低热值气体燃烧性能研究,并设计了双燃料喷嘴。文献^[3]对原本烧轻油燃料的燃气轮机燃烧室喷嘴进行了重新设计,改造后的燃气轮机烧天然气输出功大于使用轻油燃料时的输出功。金戈等人^[4]对原本烧天然气的 QD128 燃气轮机燃烧室进行了改进,重新设计了能使用焦炉煤气和液体燃料的双燃料喷嘴,修改了火焰筒的头部结构,同时减少了火焰筒内壁掺混孔的进气比例,结果表明:温度场与原型燃烧室基本一致,出口截面温度品质(出口温度分布系数(OTDF,记为 f_{otd})、径向温度分布系数(RTDF,记为 f_{rtd}))优于原型燃烧室。李雅军等人^[5]对某型机燃油喷嘴基础上,设计了一款可兼顾烧天然气和轻柴油的双燃料喷嘴,采用 FLU-ENT 软件研究了天然气斜气孔的旋向、径向角度、旋流角度、气孔直径等参数对燃烧性能的影响,最终选出一种烧天然气的喷嘴结构,其燃烧性能与轻柴油基本一致。金戈等人^[6]为实现 R0110 燃气轮机燃烧室改烧中低热值合成气燃料,设计了双燃料多喷嘴燃烧器,利用 CFD 数值模拟了燃烧流场,结果表明改型方案基本能够满足稳定燃烧的要求。

GE 公司在燃气轮机燃烧室应用合成气方面开展了大量研究工作^[7-8]。GE 的经验是合成气含氢较高,传统的 DLN(干式低污染)燃烧室无法直接应用合成气燃料,通过注入稀释剂的方法降低 NO_x 排放。ALSTOM 公司对 GT13E2 燃气轮机进行了改烧中热值合成气燃料的修改设计工作^[9]。ALSTOM 公司对标准的 EV 型燃烧器进行了修改设计,采用部分预混燃烧方式,燃料由锥体槽缝处喷射改为由燃烧室端面处喷射,同时使用氮气进行稀释,试验结果表明,NO_x 和 CO 排放均非常低。

综上所述,国内对航改机燃气轮机燃烧室以及烧天然气的燃气轮机燃烧室的研究比较少,主

要是以数值计算进行研究^[10-14],特别是有关其燃烧性能试验的研究很少。本文针对某舰用燃气轮机燃气发生器单管燃烧室进行改型,在保证燃气轮机燃烧室性能不变的前提下,对喷嘴进行重新设计,将原烧-10 号柴油的喷嘴改为烧天然气的喷嘴,其余部分不做变动,这样对原型机的改动最少,节约成本,同时能大幅度缩短改型工作周期。为了考核该燃气轮机燃气发生器由燃烧液体燃料(-10 号柴油)改为燃烧气体燃料(天然气)后对燃烧性能的影响,设计出三档不同喷口尺寸的气体燃料喷嘴,对其开展燃烧性能试验研究,验证其燃烧性能,并优选出最佳喷嘴设计方案,从而满足工业型燃气轮机的研制要求。

1 试验件简介

某型燃气轮机采用的是逆流环管型燃烧室,单个火焰筒结构如图 1 所示,16 个火焰筒沿周向均匀分布,每个火焰筒头部装有一个燃料喷嘴。来自压气机的压缩空气从位于火焰筒后部的扩压器流出,逆向流至火焰筒头部;火焰筒中心线与燃机轴线成一定的夹角,这样可有效缩短整个燃气轮机的轴向长度;采用突扩式扩压器设计,且扩压器出口正对火焰筒后部,这样可以对燃气导流管形成冲击冷却;火焰筒前半部采用气膜冷却结构,后段燃气导管为逐渐收缩平缓转向,由圆形转为扇形,背部开有冷却小孔,并焊接有肋片以保证冷却效果。单管燃烧室头部分别有喷嘴和旋流器组件,本文在保证旋流器以及其他结构均不变的条件 下,分别设计了三种结构不同的烧天然气的喷嘴,试验研究喷嘴结构变化对燃气轮机燃烧室燃烧性能的影响。

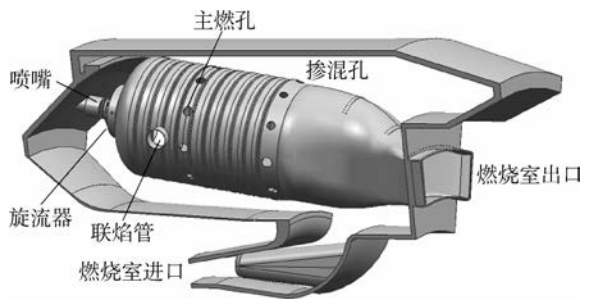


图 1 某燃气轮机燃烧室结构简图
Fig.1 Structure of a gas turbine combustor

2 天然气喷嘴设计

2.1 设计原则

喷嘴是燃烧室的主要组成部件,也是燃烧室设计中的重点和难点,其性能好坏对燃烧过程影响很大。某燃气轮机燃烧室喷嘴燃料为-10#柴油,本文首先将烧柴油的喷嘴改为烧天然气的喷嘴,因此需要对喷嘴进行改型设计。改型机的喷嘴主要考虑的是如何将燃料合适地喷入燃烧区,很好地组织燃烧,并达到原型机的燃烧效率、功率、出口温度分布等。因此天然气喷嘴的设计应该从燃料种类、质量流量大小、可提供的最大可用压力、喷嘴的形式、喷嘴的外形尺寸、喷射锥角度等方面考虑。

为使改型后燃气轮机的功率保持不变,效率不低于原型机的效率,首先是原型机单位时间内燃料的放热量与改型后燃料单位时间的放热量相等,即

$$\dot{m}_{\text{diesd}} H_{\text{udesed}} = \dot{m}_{\text{gas}} H_{\text{ugas}} \tag{1}$$

式中 $\dot{m}$ 为质量流量, H_u 为燃料热值。

为了保证改型后燃烧室的燃烧效率不低于原型机的燃烧效率,燃烧室的燃料浓度分布与原型机相似,由于燃烧室未进行改动,燃烧室中空气质量流量不变,因此使改型后燃料的喷射速度与原型机接近,喷射角度相同(锥角为 80°),大体上与液体燃料的浓度分布规律相似,从而保证同一个燃烧室在燃烧液体燃料或天然气时,都能获得良好的燃烧性能^[15-16]。

气体喷嘴结构形式与 OT-F-2100S-4 型燃气轮机燃烧室喷嘴类似,采用直射式喷嘴设计,这种喷嘴结构简单,加工方便,将原柴油喷嘴内芯取出,外面罩上加一层壳体,在壳体上打孔,即所谓的胡椒瓶式喷嘴,如图 2 所示。

2.2 喷孔设计

试验用天然气组分如表 1 所示,主要组分为甲烷,杂质含量低,热值高,比原型机的液体燃料

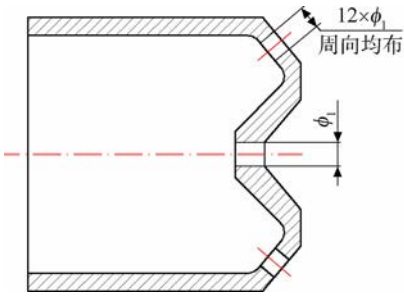


图 2 天然气喷嘴示意图

Fig. 2 Structure of natural gas nozzle

(柴油)更容易组织燃烧,根据燃气喷嘴的设计资料 and 实际使用经验,重要的设计参数是喷嘴压降,推荐的喷嘴压降约为供气压力的 10%,以保证稳定、高效燃烧和满足出口温度分布的要求,过高的压降易造成不稳定工作,易喷射到近壁处造成过高的壁温;过低的压降易造成天然气和空气混合不好,燃烧效率下降,根据试验经验,燃气喷射速度在 100 m/s 左右可达到良好的燃烧效果,因此初步确定设计速度为 100 m/s,天然气在常温下以该速度喷入,在喷口处是亚临界状态,因此喷口处的静压及背压,即为燃烧室内的压力,根据质量流量($\dot{m}$)公式可计算气体喷嘴喉部截面积。

$$\dot{m} = C \frac{p_t}{\sqrt{T_t}} A q(\lambda) \tag{2}$$

式中 C 为常数, $C = \sqrt{\frac{\gamma}{R} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$, γ 为气体比热比, R 气体常数, $q(\lambda)$ 为无量纲密流, p_t 喷口前天然气总压, T_t 喷口前天然气总温, A 为喷嘴喉部截面积^[17]。

根据改型设计准则,天然气喷嘴的安装尺寸与原型柴油机喷嘴一致,在考虑结构强度、加工工艺以及穿透深度等因素,确定天然气喷嘴的喷口开孔数目 $n=13$,设计出 3 档喷嘴,其结构相同,均为单个中心孔和 12 个沿圆周均匀分布孔(如图 2 所示),但喷口直径不同,1#、2#、3# 喷嘴单个喷口直径分别为 2.65、2.45、2.55 mm。

表 1 天然气组分和低热值

Table 1 Compositions and low heating value of natural gas

摩尔分数/%											低热值/ (kJ/kg)	
CH ₄	C ₂ H ₆	C ₃ H ₈	iC ₄ H ₁₀	nC ₄ H ₁₀	iC ₅ H ₁₂	nC ₅ H ₁₂	己烷以上	CO ₂	N ₂	He		H ₂
93.41	3.41	0.96	0.218	0.315	0.124	0.118	0.152	0.16	1.09	0.04	0.003	48017.8

3 试验设备及测试方法

针对上述烧柴油的燃气轮机(原型机)燃烧室改为烧天然气的燃气轮机燃烧室,为了验证改型后的燃烧性能与原型机的差异,本文开展了相应的改型机燃烧性能试验研究。燃烧性能试验在四川燃气涡轮研究院某高温高压燃烧室试验器上进行,燃料供应系统如图 3 所示,天然气经过滤器除去杂质后分为三路(过滤器过滤精度为 10 μm),第 I 路用于试验前天然气管路发散,确保过滤器

前管网内介质为纯净的天然气;第 II 路用于向气体燃料喷嘴供应燃料,此管段安装了质量流量计和电动调节阀,质量流量计测量精度为 0.5%,可对试验过程中天然气质量流量进行精确计量,电动调节阀的作用是试验过程中对天然气质量流量进行动态调节;第 III 路用于向预燃室供应燃料(燃烧室点火),此管段安装了自力式压力调节阀和常闭型电磁阀,自力式压力调节阀的作用是稳定用于燃烧室启动点火的预燃室燃料供应压力,常闭型电磁阀的作用是快速打开/切断预燃室燃料供应。

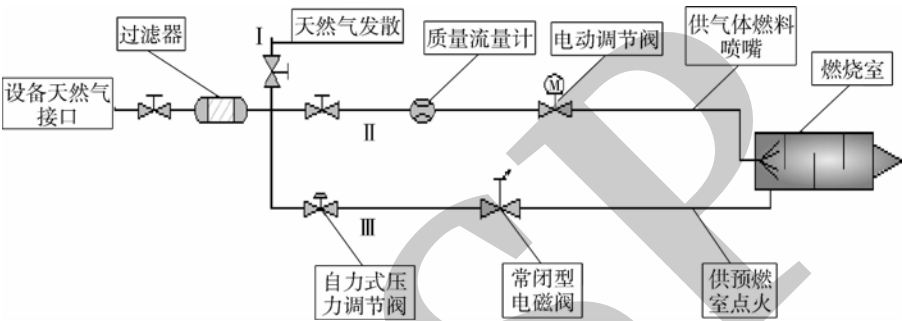


图 3 天然气供给系统原理图
Fig. 3 Schematic diagram of natural gas supply system

燃烧室出口总温采用安装在位移机构上的 1 支 9 点 B 型电偶耙进行测量(热电偶按照等环面积分布),根据燃烧室出口温度场的测点密度要求,欲使由于测点密度造成的热点温度相对极限偏差小于 0.5%,需要在温度场 0.8 cm² 的平均元面积内布置 1 个测点^[18],试验研究只针对该燃气轮机一个单管燃烧室进行出口温度测量,燃烧室出口扇形通道角度为 22.5°,因此位移机构的步进角度为 3°,共计采集 8 个周向位置的温度场数据,两侧边壁预留 1.5°的裕度,从而平均元面积小于 0.8 cm²。

火焰筒壁温采用 K 型热电偶测量,测量不确定度为±1%,沿轴向共布置 15 点;燃烧效率(η)可根据温升法计算,即实际温升与理论温升的比值,其表达式为

$$\eta = \frac{T_{t4} - T_{t3}}{T_{t4th} - T_{t3}} \tag{3}$$

式中 T_{t4} 表示实际燃烧室出口平均温度; T_{t3} 表示实际燃烧室入口平均温度; T_{t4th} 表示理论计算的(完全燃烧时)燃烧室出口平均温度,利用燃烧过程前后焓值守恒计算得到^[19]。

4 试验结果与分析

燃烧性能试验只针对 1 个单管燃烧室进行研

究,由于天然气供应系统最大供气压力仅有 1.0 MPa,为保证不同燃料的燃烧室进口参数相同,采取降压模拟的方式进行燃烧室性能试验,保证燃烧室进口温度和马赫数与原型状态相同,试验状态参数详见表 2,其中状态值 N 为 0.2、0.58、1.0 分别代表燃气轮机输出功率为额定功率的 0.2、0.58、1.0 时对应的燃烧室进口状态参数。原型燃油喷嘴为双油路喷嘴,在进行柴油燃料燃烧室降压模拟试验时,主副油路供油规律与原型机一致,主副油路供油规律见表 3 所示。

4.1 燃烧效率

在进行单管燃烧室性能试验时,由于侧壁对燃烧试验性能有一定的影响,因此,在对试验数据进行处理时只以中间 6 组周向位置的测量数据作

表 2 试验状态参数
Table 2 Parameters of experimental cases

N	进口 温度/K	进口压力/ kPa	余气系数	
			柴油燃料	天然气燃料
0.2	606.9	600	4.53	4.42
0.58	703.6	600	3.40	3.33
1.0	761.4	600	2.87	2.81

表 3 主副油路供油规律

Table 3 Law of supply gas for main and pilot injectors

<i>N</i>	主油路质量 流量百分比/%	副油路质量 流量百分比/%
0.2	47.2	52.8
0.58	76.0	24.0
1.0	81.4	18.6

为基础。一般来说,天然气燃料比较容易燃烧,假如空气与天然气的混合过程组织得当,烧天然气的燃气轮机燃烧室会有较高的燃烧效率。

图 4 为不同工况下柴油燃料与天然气燃料在不同工况下燃烧效率对比图,从图 4 可以看出,2#天然气喷嘴与 3#天然气喷嘴在三种工况条件下有较高的燃烧效率($\eta \geq 0.98$),均大于烧-10#柴油的燃烧效率,而 1#天然气喷嘴在 0.2 工况下小于柴油喷嘴燃烧效率,在 $N=0.58$ 工况和 $N=1.0$ 工况大于柴油喷嘴燃烧效率,分析原因由于 1#天然气喷嘴射流孔开孔面积最大,其射流速度最小,在 $N=0.2$ 工况 1#天然气喷嘴燃料的穿透深度不够,燃料主要集中在火焰筒中心局部区域,导致局部区域燃料过于富裕,燃烧效率下降,随着油气比的增大,燃料的穿透深度也随之增大,因此,1#天然气喷嘴在 $N=0.58$ 工况和 $N=1.0$ 工况大于柴油喷嘴燃烧效率。

对于不同工况下柴油燃料的燃烧室性能试验,从图 4 可以看出 $N=0.2$ 工况其燃烧效率最高, $N=0.58$ 工况和 $N=1.0$ 工况燃烧效率反而小于 $N=0.2$ 工况的燃烧效率,分析原因由于燃烧室性能试验采取的是降压模拟的试验方法,而主副油路供油规律与原型一致,从表 3 可以看出

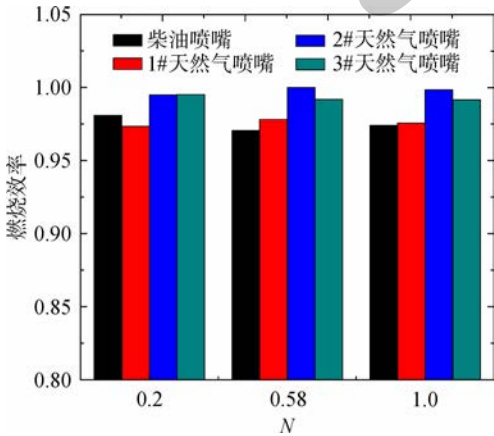


图 4 燃烧效率对比图

Fig. 4 Comparison of combustion efficiency

随着工况的增大,其副油路的分配比例逐渐减小,可能导致在 $N=0.58$ 工况与 $N=1.0$ 工况时副油路的燃油雾化效果低于 $N=0.2$ 工况下的燃油雾化效果,从而导致 $N=0.58$ 工况和 $N=1.0$ 工况燃烧效率小于 $N=0.2$ 工况的燃烧效率。

4.2 出口温度分布

图 5 为 3 档不同喷孔大小的天然气喷嘴燃烧室 OTDF 的比较,从图中可以看出:燃料从柴油改烧天然气后出口温度分布变差,OTDF 变大,3 档天然气喷嘴的 OTDF 各不相同,且 3#天然气喷嘴优于 1#、2#天然气喷嘴。分析原因是燃料浓度分布的不同,由于气体喷嘴开孔大小决定了燃料的喷射速度、燃料的浓度分布,在相同的负荷下,1#天然气喷嘴燃料的射程最近,2#天然气喷嘴燃料的射程最远,燃料浓度分布相对于柴油喷嘴差异也较大,因此 1#、2#天然气喷嘴所对应的燃烧室出口 OTDF 较大。图 6 为 $N=1.0$ 试验

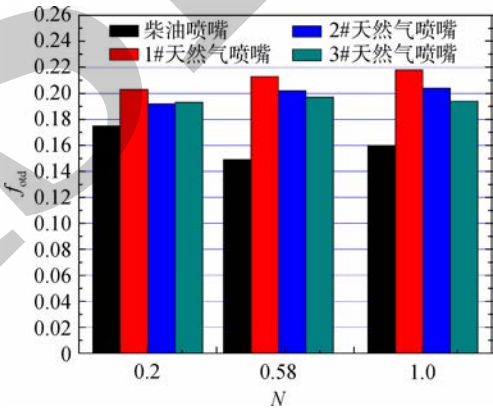
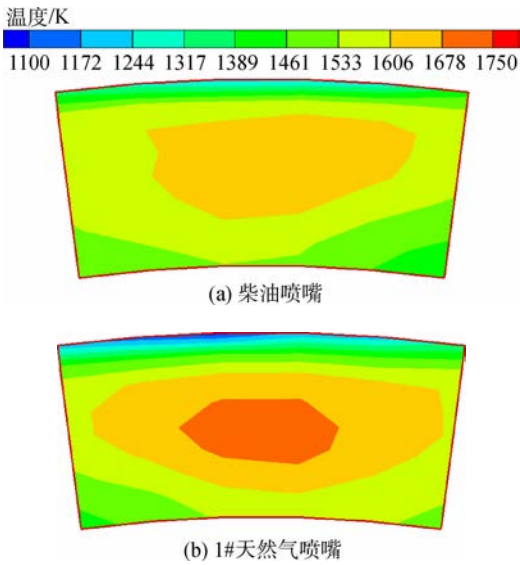


图 5 燃烧室 OTDF

Fig. 5 OTDF of combustor



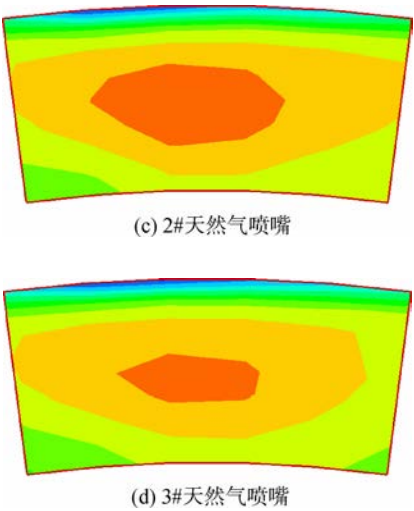


图 6 燃烧室出口温度云图($N=1.0$)
Fig. 6 Exit temperature contours of combustor
($N=1.0$)

状态时采用柴油喷嘴和 1#、2#、3# 天然气喷嘴的燃烧室出口温度场云图(采集 6 遍数据平均结果)。从图中可以看出:3 档天然气喷嘴燃烧室出口温度场的分布趋势基本相同。

图 7 列出了采用柴油与天然气喷嘴时燃烧室出口 RTDF 的数值及径向温度分布曲线,从图中可以发现:采用 3 档天然气喷嘴时的 RTDF 的数值均比采用柴油喷嘴时大;对于 3 档天然气喷嘴,采用 2# 和 3# 喷嘴时 RTDF 的数值非常接近,均明显好于 1# 喷嘴;从 RTDF 的曲线上来看,在燃烧室出口腔道上半部分区域四支喷嘴的出口径向平均温度很接近。在腔道下半部分区域, $N=0.2$ 时,1#、2#、3# 喷嘴径向平均温度依次递增且均比采用柴油喷嘴时大;而在 $N=0.58$ 和 $N=1.0$ 状态时,1# 和 3# 喷嘴轨迹几乎重合,且靠近柴油喷嘴的 RTDF 曲线。

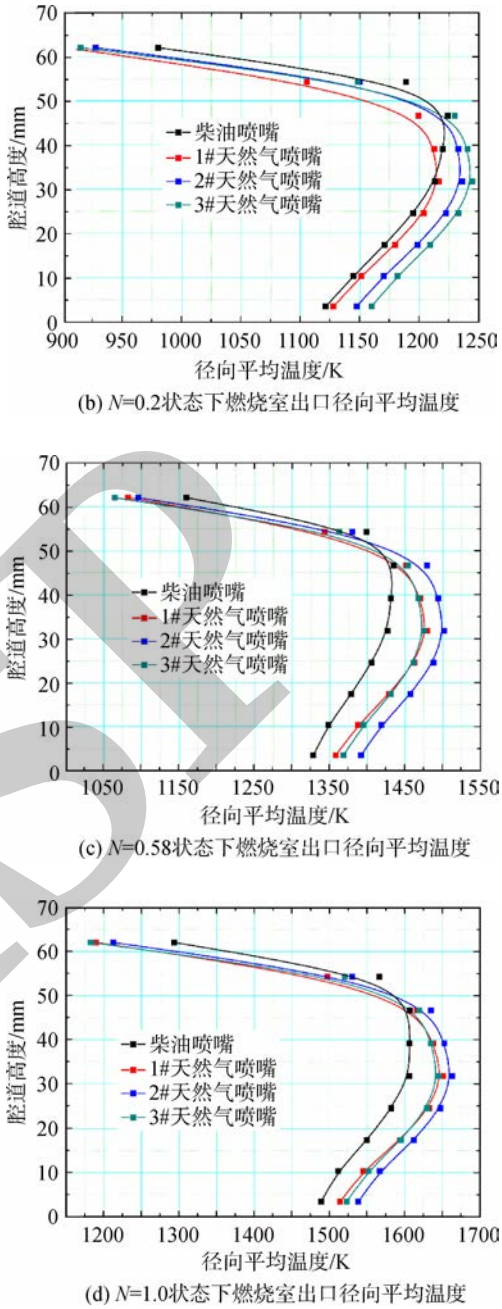
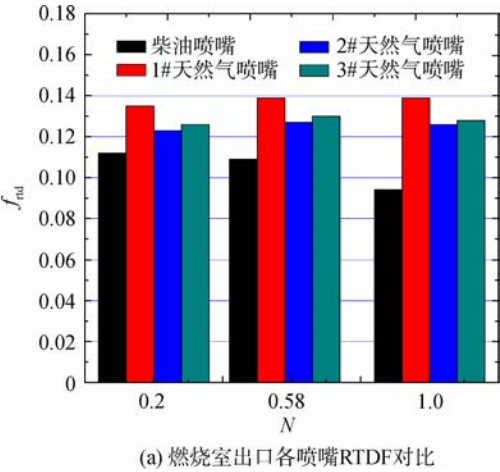


图 7 燃烧室 RTDF
Fig. 7 RTDF of combustor exit

4.3 壁面温度分布特性

图 8 为火焰筒壁温变化曲线图,从图中可以看出:在相同的试验工况下采用柴油喷嘴和 3 档天然气喷嘴得到的燃烧室火焰筒上各点壁温状况相差不大,仅 $N=1.0$ 和 $N=0.58$ 工况使用柴油燃料比天然气燃料在火焰筒头部所获得的壁温高。对于同一支喷嘴,壁温随工况变化显著,壁温主要和燃烧室的工况,即油气比有关,当油气比增大时,火焰筒壁温也有所升高,壁温最高点在两掺混孔中间后端位置(横坐标 14 对应位置)。

如图1所示,在燃烧室火焰筒头部至掺混孔之间壁面布置了很多致密气膜孔,而在掺混孔之后没有大量的气膜孔,因此掺混孔之前的壁面温度相对于掺混孔之后的壁面温度低。由于掺混孔的气流冷却的作用,因此壁温最高点出现在两掺混孔中间后端位置。对于天然气喷嘴的燃烧室壁面温度,在 $N=1.0$ 和 $N=0.58$ 工况下,2#天然气喷嘴较1#和3#天然气喷嘴的燃烧室壁温高一些。分析原因是由于2#天然气喷嘴燃料的穿透深度最深,燃料靠近壁面,因此导致壁温较1#和3#天然气喷嘴的燃烧室壁温高。

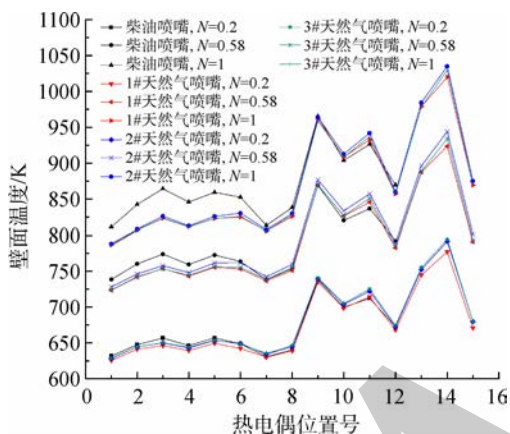


图8 火焰筒壁温变化图

Fig. 8 Wall temperature distributions of flame tube

5 结论

本文对3种不同孔径的天然气喷嘴燃气轮机燃烧室进行了试验研究,获得了燃烧效率、出口温度分布和壁面温度分布等性能参数,并与原型机烧-10#柴油的燃烧室性能进行对比分析,主要得到以下基本结论:

- 1) 2#、3#天然气喷嘴有较高的燃烧效率($\eta \geq 0.98$),均大于烧-10#柴油的燃烧效率;
- 2) 使用-10#柴油的燃气轮机燃烧室改烧天然气后出口温度分布变差,OTDF、RTDF变大,不同开孔大小的天然气喷嘴燃烧室OTDF各不相同,但分布趋势基本相同,且3#天然气喷嘴优于1#、2#天然气喷嘴;
- 3) 各喷嘴在不同工况下火焰筒壁面温度分布差别不大,壁温最高点均出现在两掺混孔中间后端位置;
- 4) 综合来看,3#天然气喷嘴燃烧室燃烧性能最优。

综上所述,改型机中天然气喷嘴的开孔大小

决定了燃料的喷射速度、燃料的浓度分布,因此会相应影响着燃烧室的燃烧性能。上述试验结果,可为燃气轮机燃烧室的改型设计与优化提供试验数据支撑。

参考文献:

- [1] 杨洪磊,郑洪涛. 双燃料燃气轮机喷嘴结构与数值模拟[J]. 热科学与技术, 2010, 9(3): 262-269.
YANG Honglei, ZHENG Hongtao. Structure design and numerical simulation of dual-fuel gas turbine nozzle[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2010, 9(3): 262-269. (in Chinese)
- [2] 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 Daqiang, et al. Experimental study of combustor using low calorific value fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 547-551. (in Chinese)
- [3] 范雪飞,陈洪溪,钟小萍,等. 孟加拉 W251B11 燃气轮机改烧天然气技术的研究[J]. 燃气轮机技术, 2003, 16(1): 65-67.
FAN Xuefei, CHEN Hongxi, ZHONG Xiaoping, et al. Technology research on changing fuel from diesel to gas and diesel for W251B11 in Bangladesh[J]. Gas Turbine Technology, 2003, 16(1): 65-67. (in Chinese)
- [4] 金戈,李孝堂,尹家录,等. 改烧焦炉煤气后燃气轮机燃烧室的改进[J]. 动力工程, 2008, 28(6): 875-879.
JIN Ge, LI Xiaotang, YIN Jialu, et al. Design modification of combustor for gas turbine converted to burn coke-oven gas[J]. Journal of Power Engineering, 2008, 28(6): 875-879. (in Chinese)
- [5] 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, 37(5): 47-53.
LI Yajun, SHI Beibei, ZHANG Chenxi, et al. Research on structure and performance of dual fuel nozzle[J]. Ship Science and Technology, 2015, 37(5): 47-53. (in Chinese)
- [6] 金戈,齐兵. R0110 合成气燃烧室方案设计和数值模拟[J]. 燃气轮机技术, 2013, 26(3): 28-32.
JIN Ge, QI Bing. R0110 syngas combustor conceptual design and simulation[J]. Gas Turbine Technology, 2013, 26(3): 28-32. (in Chinese)
- [7] JONES R M, SHILLING N Z. IGCC gas turbines for refinery applications[R]. Schenectady, US: GE Power Systems, 2003.
- [8] BRDAR R D, JINES R M. GE IGCC technology and experience with advanced gas turbines[R]. Schenectady, US: GE Power Systems, 2000.
- [9] REISS F, GRIFFIN T, REYSER K. The ALSTOM GT13E2 medium BTU gas turbine[R]. ASME Paper GT-2002-30108, 2002.
- [10] 何敏,蔡文祥,赵坚行,等. 数值研究低热值燃料环管燃烧室流场[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 324-330.

HE Min,CAI Wenxiang,ZHAO Jianxing, et al. Numerical investigation of combustion flow fields in low heating value fuel cannular combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(2):324-330. (in Chinese)

[11] 徐纲,聂超群,黄伟光,等. 燃气轮机燃烧室燃烧天然气和燃烧中低热值煤气的比较[J]. 工程热物理学报,2003,24(1):141-144.

XU Gang,NIE Chaoqun,HUANG Weiguang, et al. Comparison of burning nature gas and low heat synthesize gas in gas turbine combustor[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2003,24(1):141-144. (in Chinese)

[12] 刘富强,张栋芳,崔耀欣,等. 某重型燃气轮机环形燃烧室的数值模拟[J]. 燃气轮机技术,2011,24(1):20-25.

LIU Fuqiang,ZHANG Dongfang,CUI Yaoxin, et al. Numerical simulation of combustion flow in the heavy gas turbine annular combustor[J]. Gas Turbine Technology, 2011,24(1):20-25. (in Chinese)

[13] 王成军,艾延廷,张宝诚. 航改燃气轮机环形燃烧室三维全场数值模拟[J]. 航空发动机,2009,35(6):21-23.

WANG Chengjun, AI Yanting, ZHANG Baocheng. Numerical simulation of three-dimensional flow field of annular combustor for aero-derivative gas turbine[J]. Aero-engine,2009,35(6):21-23. (in Chinese)

[14] 王朝晖,王成军,王丹丹,等. 燃气轮机燃烧室燃烧气体燃料的数值模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报,2010,27(2):11-14.

WANG Zhaohui,WANG Chengjun,WANG Dandan, et al. Combusting gas fuel simulation for the combustor of gas turbine engine[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering,2010,27(2):11-14. (in Chinese)

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

[16] 尚守堂. QD-128 航改燃机燃烧室设计分析[J]. 航空发动机,2002(3):1-4.

SHANG Shoutang. Design and analysis of QD-128 aero-derivative industrial gas turbine combustor [J]. Aero-engine,2002(3):1-4. (in Chinese)

[17] 《航空发动机设计手册》总编委. 航空发动机设计手册:第1册 通用基础[M]. 北京:航空工业出版社,2000:521.

[18] 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002:500-504.

[19] 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1988.

(编辑:陈 越)