

中心分级旋流燃烧室燃烧性能试验研究

左世豪¹, 邵彦博¹, 赵宁波², 颜应文^{1*}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 采用试验方法研究了不同供气方案和有火焰筒气膜冷却对燃气轮机中心分级旋流燃烧室燃烧性能的影响规律。结果表明: ①气膜冷却处理可显著降低出口平均温度, 恶化出口温度分布; ②油气比和供气方式与火焰筒空间燃烧温度都有较强相关性, 当预燃级当量比较大时, 靠近中间区域燃烧温度更高; ③相比于主燃级, 预燃级局部当量比变化对出口NO以及CO浓度的影响更大; ④相较于无气膜冷却, 有气膜冷却时CO排放显著增加, NO排放降低。

关键词: 中心分级旋流燃烧室; 供气方案; 气膜冷却; 燃烧温度; 排放; 燃烧性能

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2024)03-0010-08

DOI: 10.3724/j.GTER.20240028

Experimental study on combustion performance of centrally-staged swirl combustor

ZUO Shihao¹, SHAO Yanbo¹, ZHAO Ningbo², YAN Yingwen^{1*}

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: The effects of different gas supply schemes and with or without flame tube film cooling on the combustion performance of gas turbine centrally staged swirl combustor was studied by experimental method. The results show that: 1) The film cooling treatment can significantly reduce the average outlet temperature and deteriorate the outlet temperature distribution; 2) Both the fuel-air ratio and the air supply mode have a strong correlation with the combustion temperature in the flame tube space. When the value of the class equivalent is relatively large, the combustion temperature near the middle area is higher; 3) Compared with the main combustion stage, the local equivalence ratio change of the pre-combustion stage has a greater impact on the NO and CO concentration at the outlet. 4) Compared with no film cooling, CO emission increases significantly and NO emission decreases with film cooling.

Key words: centrally staged swirl combustion chamber; gas supply scheme; film cooling; combustion temperature; emission; combustion performance

1 引言

燃气轮机作为现代热动力装置中最先进的设备之一, 被喻为机械工业皇冠上的明珠^[1]。由于天然气具备储量丰富、成本低和热值高等优点, 大多数的燃气轮机以天然气为燃料^[2]。目前, 随着燃气轮机输出功率的不断增加, 燃烧室压力和温度不断上升,

导致NO_x等污染物排放增多^[3]。为此, 发展燃气轮机低污染燃烧技术显得尤为重要^[4]。

近年来, 为同时满足高温升和低污染排放的需求, 中心分级低污染燃烧室成为研究的关注焦点^[5]。这种燃烧室通常由中心的预燃级和同心环绕预燃级的主燃级构成^[6], 通过火焰筒头部的旋流

收稿日期: 2024-04-01

作者简介: 左世豪(2003-), 男, 安徽宣城人, 硕士研究生, 主要从事航空发动机燃烧技术研究。

通信作者: 颜应文(1978-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机燃烧技术研究。E-mail: yanyw@nuaa.edu.cn

器形成径向分区的流场,其中预燃级在中心形成低速回流区,主燃级则在外围形成主燃烧区^[7]。在低功率状态,只有预燃级富油工作,以降低CO和UHC的排放量,同时提高点火和贫油熄火裕度;在较高功率(30%功率以上)状态下,预燃级和主燃级将同时工作,实现了高温升与低排放的目标^[8]。中心分级旋流燃烧室的设计基于旋流运动和分级燃烧的结合,通过精确控制燃料和空气的混合比例以及流动特性,实现了燃烧过程的高效和均匀。这种设计不仅提高了燃烧效率,降低了燃料消耗,而且还有效减少了氮氧化物等污染物的生成,满足了日益严格的环保标准^[9]。

针对中心分级旋流燃烧室,国内外研究人员开展了大量的工作。王智辉等^[10]对中心分级环形模型燃烧室进行了实验研究,发现通过在燃烧室头部安装导流环能够有效降低环形燃烧室贫油点火边界。金明等^[11]基于高频粒子图像测速法(Particle image velocimetry, PIV)研究发现,对于中心分级燃烧室,主燃级为旋流火焰时,预燃级的旋流空气会破坏流场中的回流区,加剧主燃级火焰的不稳定性。史挺等^[12]对中心分级燃烧器掺氢进行试验研究,发现随着掺氢体积比的增加,火焰前沿向上游移动,两级火焰间距缩短,火焰干涉对应的脉动模态的能量占比增大,加强了压力与热释放的耦合,导致燃烧室内的压力响应及热释放响应增大。

GE公司的双环腔预混涡流器(Twin annular premixing swirler, TAPS)系列燃烧室也采用中心分级燃烧方案,取得了显著的技术和商业成功。TAPS I低污染燃烧技术已成功应用于GENx系列发动机,在1个标准LTO循环下,NO_x排放较CAEP/6标准降低了40%~50%,同时CO和UHC排放水平较CAEP/6标准低50%以上,使其成为当前最先进的民用低污染发动机^[13-14]。随后又提出了TAPS II方案,在TAPS I方案的基础上进行了改进。一方面,通过改进主燃级旋流器的数量和布置,增加旋流器数量,并采用多种位置的组合以加强油气混合效果^[15-16];另一方面,通过改进主燃级燃油喷射,在主燃级的燃油直射式喷口外圈开设若干进气孔,实现空气包裹燃油一起进入预混通道,旨在利用空气的气动力增强燃油的雾化效果和与空气的混合效果^[17-18]。

上述工作虽取得了诸多成果,但均未研究中心分级旋流燃烧室内燃烧火焰温度与出口污染物(包

括NO和CO)排放之间的内在联系。为此,本文以某燃气轮机中心分级旋流燃烧室为研究对象,试验研究了油气比、供气方式和有无气膜冷却等对燃烧室中空间燃烧温度与出口CO和NO_x排放的影响,可为燃气轮机低污染燃烧室的设计提供参考。

2 研究对象与试验系统

2.1 研究对象

研究对象为某燃气轮机中心分级旋流模型燃烧室,如图1所示。该燃烧室长324 mm,高129 mm,采用分级分区燃烧原理,其旋流器分为主燃级与预燃级。中心分级旋流模型燃烧室头部旋流器正视图如图2(a)所示,旋流器采用两级旋流叶片,预燃级/主燃级分级面积比为0.176,预燃级布置8个叶片,叶片安装角为40°,主燃级布置16个叶片,叶片安装角为38°。旋流器中心剖面图如图2(b)所示,旋流器每个叶片上有3个甲烷燃料喷孔,甲烷分3路供给,分别称为中心级、预燃级和主燃级。中心级甲烷燃料从中

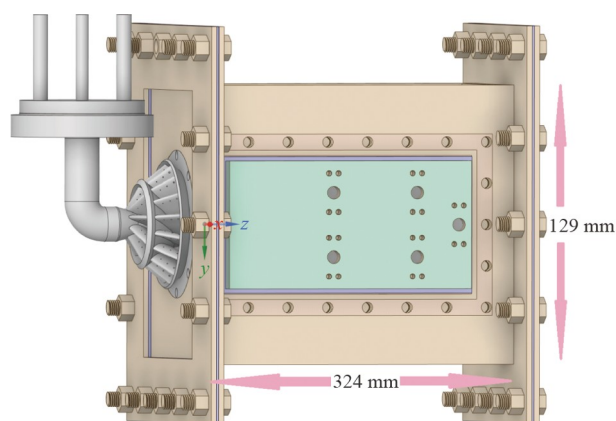
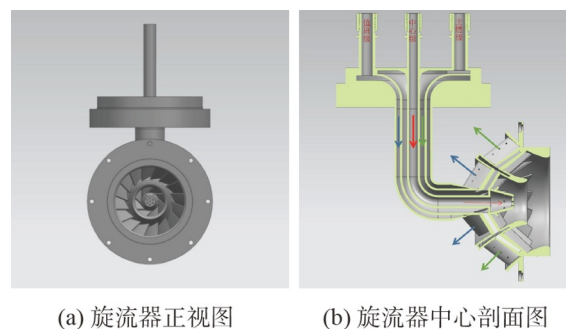


图1 燃烧室模型

Fig.1 Combustion chamber model



(a) 旋流器正视图

(b) 旋流器中心剖面图

图2 中心分级旋流燃烧室头部旋流器几何模型

Fig.2 Geometric model of swirler for centrally staged swirl combustor head

心喷孔喷出,起点火作用,中心级进行扩散燃烧;预燃级和主燃级甲烷燃料从叶片上的小孔喷出与来流空气进行预混,形成预混气,预混气进入燃烧室进行贫油预混燃烧,降低燃烧温度,从而减少热力型NO生成。

2.2 单头部模型燃烧室试验系统

单头部模型燃烧室燃烧性能试验在常温常压下进行,试验系统如图3所示,主要由燃料供应系统、空气供应系统、核心段和测量段组成。试验采用纯度为99.9%的甲烷作为燃料,甲烷气瓶出口连接减压阀、甲烷流经3路供气管路,中心级甲烷气从中心喷孔喷出,预燃级和主燃级甲烷气从两级旋流器叶片孔喷出,甲烷流量通过七星D07-60G型甲烷质量流量计测量,准确度 $\pm 2\%$,流量大小通过减压阀控制。由压气机产生的空气经转接段进入矩形流道的前测量段,空气流经旋流器与旋流器叶片孔喷出的甲烷进行混合,进入火焰筒内参与燃烧,空气质量流量由孔板流量计测量。核心段为单头部模型燃烧室,燃烧室火焰筒两侧采用石英玻璃以便于观察燃烧形态,火焰筒上、下壁面则采用2套不同结构,分别为有气膜冷却板和无气膜冷却板的火焰筒(图4),研究有无气膜冷却时火焰筒近壁面燃烧反应淬熄(主要研究近壁面淬熄对污染物CO生成的影响)对燃烧室出口CO排放的影响。有气膜冷却板的火焰筒如图4(b)所示,气膜冷却孔沿流向方向呈菱形排布,与水平方向成 30° 角。

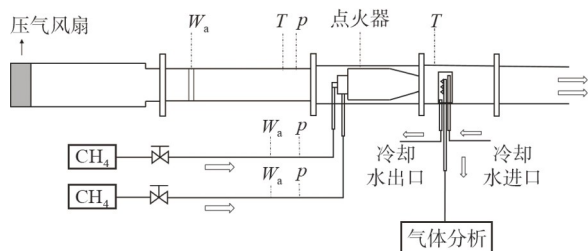
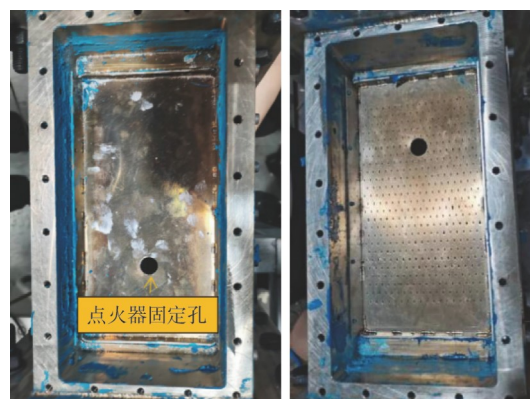


图3 单头部模型燃烧室试验系统示意图

Fig.3 The schematic diagram of the single-dome model combustion chamber test system

2.3 测量系统

对模型燃烧室出口温度和火焰筒空间燃烧温度进行了测量。前者主要评价燃烧室出口温度分布情况,后者主要评价不同油气比和供气方案对火焰筒空间燃烧温度的影响,从而分析对污染物热力型NO生成的影响。



(a) 无气膜冷却孔

(b) 有气膜冷却孔

图4 火焰筒上壁面

Fig.4 Flame tube upper wall

2.3.1 出口温度测量

燃烧室出口温度测量系统如图5所示。图5(a)为测温耙结构,由于燃烧室出口总温不高,因此采用直径为1 mm的K型热电偶进行测温。温度耙沿高度方向上有5个测点,在出口宽度方向横向移动3个不同测量位置,共计15个测点。出口截面测点位置分布如图5(b)所示,其中 x 表示燃烧室的周向宽度, y 表示燃烧室的径向高度。后续对15个测点温度进行平均,用出口平均温度开展定量分析。K型热电偶使用温度为 $-200\sim 1300^\circ\text{C}$ 。K型热电偶的不稳定性、不均匀性、参考端温度变化以及热传导所引起的测量误差,一般是由于加工制造过程中的不确定因素所致,另外是测量系统及仪器本身存在误差或人为因素造成。试验进行多次测量取平均值,尽量减小误差,其测量结果具有较好的重复性。

2.3.2 空间温度测量

试验使用可调谐半导体激光吸收光谱(Tunable diode laser absorption spectroscopy, TDLAS)系统对模型燃烧室火焰筒内空间燃烧温度进行测量。TDLAS技术采用波长可调谐、窄线宽的半导体激光器作为光源,实现对气体组分的高分辨率光谱测量,包括温度、浓度和流速等参数。其高光谱分辨率使其能够通过选择特定的谱线,避开其他气体吸收光谱的干扰,从而在实际测量中不受环境气氛变化的影响。

TDLAS的空间温度测点在火焰筒头部燃烧区域,如图1和图6所示。图6中 z 为燃烧室的轴向尺寸,Point 1和Point 2沿高度对称布置,Point 3和Point 4沿高度对称布置,Point 5处于中间截面上。温度测

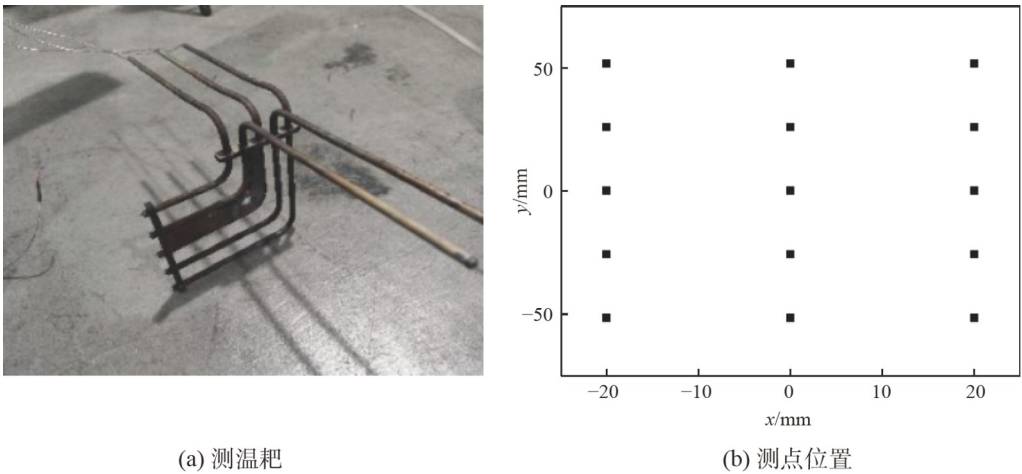


图5 燃烧室出口温度测量系统
Fig.5 Outlet temperature measurement system of combustion chamber

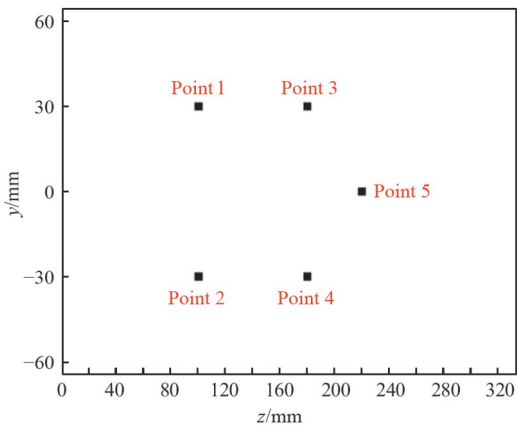


图6 空间温度测点图
Fig.6 Space temperature measuring point diagram

量结果为光穿过对应点之间的光线上所有燃气温度的平均值。TDLAS流速范围为马赫数小于0.3, 温度测量范围为500~2 000 K(在流场速度范围内, 均能实现该温度测量范围,并且保证相应测量误差),与高精度热电偶温度传感器相比温度测量误差<5%。

2.3.3 燃气分析

在火焰筒出口测量段布置采样耙,对出口燃气进行采样,并按照国际民航组织航空环境保护委员会(CAEP)标准送至气体分析仪。气体分析仪基于非分散红外(NDIR)原理进行浓度检测

燃气组分浓度的测量值影响因素较多,主要包括取样器结构、过程温度控制和仪器精度等。通过电伴热保温管基本可以实现样气温度的精确控制,高性能的分析仪器可以保证仪器线性偏差、24 h内

漂移偏差和输出信号波动偏差在1%以内,满足CO与NO测量精度的要求。

2.4 试验工况

所有试验工况来流空气均为常温常压空气。定义油气比*FAR*为甲烷质量流量与空气质量流量之比。主要分析了不同油气比和有无气膜冷却对火焰筒内空间燃烧温度、出口污染物排放的影响。试验各工况的具体参数如表1所示。为了保证增加气膜冷却后,燃烧室总压损失不变,根据调试经验,控制冷却气流量为18 g/s。此时总的空气流量为168 g/s,尽管比无气膜冷却工况下的空气流量增加了12%,但是2种条件下燃烧室压损相同。

表1 试验工况表
Table 1 Test conditions table

Case	空气流量/ (g/s)	冷却气流 量/(g/s)	甲烷流量/(g/s)			油气比	
			中心级	预燃级	主燃级	无气膜 冷却	有气膜 冷却
1	150	18	0.1	1.76	0	0.012	0.011
2	150	18	0.1	1.76	1.84	0.025	0.022
3	150	18	0.1	1.38	1.84	0.022	0.020
4	150	18	0.1	1.38	2.24	0.025	0.022

3 试验结果分析

3.1 火焰筒空间燃烧温度分布

利用TDLAS测得的火焰筒内空间燃烧温度分布如图7所示。由于Point 1和Point 2、Point 3和Point 4均沿中心轴线上上下对称分布,因此4种工况下Point 1和Point 2温度较为接近,Point 3和Point 4温度也较

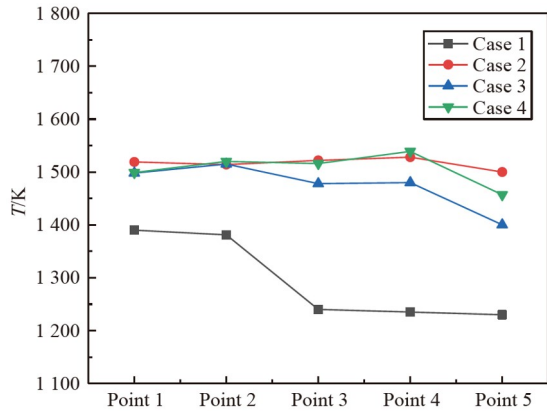


图7 空间温度分布结果图

Fig.7 Spatial temperature distribution results

为接近;从Point 1(Point 2)、Point 3(Point 4)到Point 5温度呈下降趋势,其中Case 1下降趋势非常明显。这是由于Case 1当量比小,且全部为预燃级供气,红外光源在Point 1和Point 2处穿过了火焰面,导致光程下平均温度较高。另外3个工况下温度也有较为明显的下降。Case 2到Case 4增加了2级当量比,空间温度上升明显,在靠近燃烧区域由于燃料供给方式不同温度分布较为复杂,但整体上温度空间分布仍然与当量比有较强的相关性。Point 5靠近出口位置,在此位置燃料燃烧较为充分,此位置处Case 2温度高于Case 4温度,Case 2和Case 4总当量比相同,Case 2主燃级当量比更大。说明相同当量比下的不同燃料供给方式对空间温度分布影响较大,预燃级当量比较大时,靠近中间区域温度更高。

3.2 出口温度分布

中心分级旋流模型燃烧室火焰筒在无气膜冷却下Case 2的燃烧火焰如图8所示。甲烷在燃烧室火

焰筒中贫油预混燃烧,火焰通体呈蓝色。这是由于主燃级预混燃烧,燃烧效率很高,导致整体火焰筒内空间火焰温度较低。火焰锥角约为 120° ,火焰前沿略有波动,但整体相对稳定。蓝色火焰集中于燃烧室前半部分,此处是涡流器所形成的中心回流区,为主要反应区。后续将从平均出口温度以及出口温度分布系数(Outlet temperature distribution factor, OTDF)来分析燃烧室出口温度场。OTDF计算公式为:

$$OTDF = \frac{T_{4\max} - T_{4\text{ave}}}{T_{4\text{ave}} - T_{3\text{ave}}} \quad (1)$$

式中: $T_{4\max}$ 和 $T_{4\text{ave}}$ 分别为燃烧室出口的最高温度和平均温度,由试验测得; $T_{3\text{ave}}$ 为燃烧室进口平均温度,为常温。

有无气膜冷却时,各工况下燃烧室出口温度分布如图9所示。在无气膜冷却模型中,各工况的OTDF均在0.2以内,出口温度场分布较为均匀。对比4种工况可以发现,预燃级和主燃级当量比对出口温度有一定的影响,得出的规律和由TDLAS测得的规律一致,Case 2较Case 1大量增加了主燃级燃料供给,出口温度大幅度提升;Case 3较Case 2降低了预

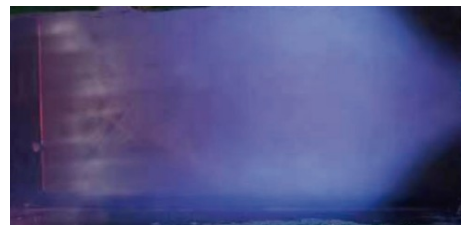
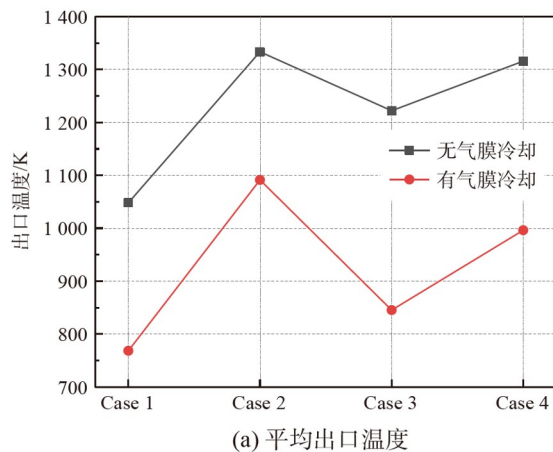
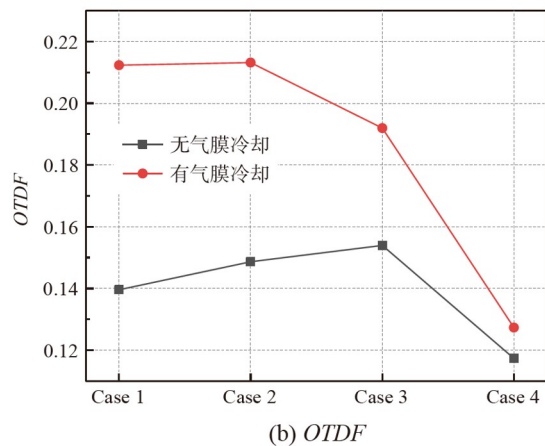


图8 燃烧火焰

Fig.8 Combustion flame



(a) 平均出口温度



(b) OTDF

图9 出口温度和出口温度分布系数

Fig.9 Outlet temperature and OTDF

燃级燃料供给,出口温度有所下降;Case 4较Case 3增加了主燃级燃料供给,出口温度升高。从出口温度图看,总当量比是影响出口温度的主要因素,4种工况中Case 1当量比最小,温度最低,Case 3当量比次之,Case 2与Case 4当量比最大,但区别在于预燃级与主燃级的燃油流量分配,Case 2的出口温度略高于Case 4。

在有气膜冷却的模型中,4种工况下OTDF均有所增加,出口温度均匀性变差,此时出口温度显著降低300 K左右。这是由于冷却气使总的空气流量增加了12%,达到168 g/s,增加的冷却气对主燃区温度影响很小,但对出口平均温度影响很大。冷却气随着高温气流向后流动,逐渐掺混,吸收一部分高温气流的热量,一定程度上恶化了出口温度场的均匀性,且使得出口温度有所降低。

3.3 出口污染排放性能

3.3.1 出口CO排放规律

4种工况下出口平均CO浓度如图10所示。低当量比状态下,与主燃区燃烧温度负相关,温度越低,化学反应速率越低。反应不够充分,是CO大量产生的原因,此时CO排放会随着当量比的增加而降低。

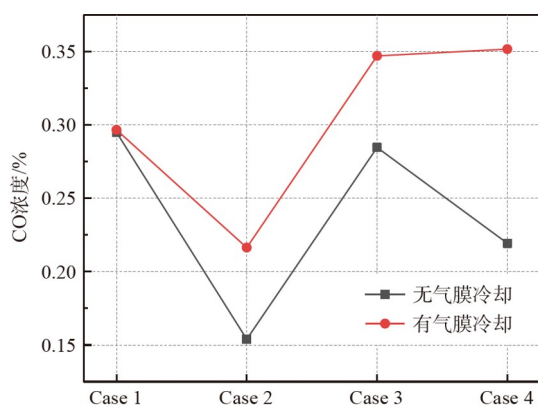


图10 出口平均CO排放

Fig.10 Average CO emission at the outlet

在无气膜冷却的模型试验中,TDLAS与热电偶测得的燃烧温度和出口温度与CO排放趋势恰好相反。Case 2的CO排放最低,其次是Case 4,随后是Case 3,Case 1的CO排放最高。Case 2在Case 1的基础上大幅度增加了主燃级的甲烷流量,使主燃区燃烧温度大幅度增加,导致更多的CO参与反应生成CO₂,故出口CO浓度大幅度降低;Case 3较Case 2降低了预燃级甲烷流量,使得预燃级局部燃烧温度下

降,出口CO浓度上升;Case 4较Case 3增加了主燃级甲烷流量,因此出口CO浓度小幅度降低。对比Case 1到Case 4的燃料供给变化可以发现,Case 1到Case 2主燃级从不供给燃料到供给1.84 g/s的甲烷,出口CO浓度下降0.136 6%,而Case 2到Case 3预燃级只是小幅度下降,从1.76 g/s降低到1.38 g/s,出口CO浓度上升了0.130 6%,由此可见,预燃级局部当量比变化对出口CO浓度的影响相比于主燃级局部当量比变化对出口CO浓度的影响更大,但影响规律相同,CO出口浓度均随着当量比的增加而降低。

有气膜冷却时CO平均浓度均大于无气膜冷却时CO平均浓度。影响CO生成的另一个重要因素是火焰筒壁面附近火焰淬熄^[19],有气膜冷却时,火焰筒壁面附近冷却气与燃烧火焰接触时,火焰发生淬熄,CO生成CO₂的化学反应被冻结,导致大量CO产生。在Case 1时,有无气膜冷却对出口CO浓度差别很小,这是由于Case 1只有预燃级供给甲烷气,火焰靠近中心预燃级,火焰筒壁面附近几乎没有火焰,火焰筒冷却气导致的淬熄作用很弱,因此出口CO排放相差不大。Case 2相较于Case 1大大增加了主燃级燃料的供给,有无气膜冷却的出口CO浓度差异明显增大,由于主燃级燃料的供给,靠近火焰筒壁面附近产生火焰,冷却气使得壁面附近火焰淬熄,产生大量CO,说明火焰筒壁面淬熄对出口CO影响很大。Case 3相较于Case 2降低了预燃级燃料的供给,有无气膜冷却时出口CO浓度差和Case 2时基本相似,这是因为Case 2和Case 3主燃级燃料供给保持不变,说明由于主燃级供给引发的靠近火焰筒壁面淬熄作用对CO生成基本相同。Case 4相较于Case 3又增加了主燃级燃料量,有无气膜冷却时对出口CO浓度差异继续增加,说明随着主燃级油气比的增大,火焰筒壁面淬熄作用更加明显,出口CO排放也更多。

综上所述,火焰筒壁面淬熄现象会使壁面生成大量CO,且主要受主燃级油气比的影响,预燃级油气比对壁面淬熄CO生成基本无影响。

3.3.2 出口NO排放规律

4种工况下燃烧室出口平均NO浓度如图11所示。氮氧化物的生成主要包括3个途径:热力型NO、瞬时型NO和燃料型NO^[20]。热力型NO主要受燃烧温度影响,且产量和生成速度随燃烧温度的升高呈指数增长。瞬时型NO主要产生于碳氢化合物含量较高、氧浓度较低的富燃料区,由于本模型燃烧室主

燃级采用贫油预混燃烧的形式,故瞬时型NO不考虑。燃料型NO的产生是由于燃料中的氮氧化物在燃烧过程中发生氧化反应而生成NO,本试验燃料为甲烷,故不考虑燃料型NO。因此NO生成主要考虑热力型NO,而热力型NO与燃烧温度正相关。

由TDLAS和热电偶分别测得的燃烧区温度和出口温度,均有 $T_{\text{Case 2}} > T_{\text{Case 4}} > T_{\text{Case 3}} > T_{\text{Case 1}}$ 。温度变化规律与图11所示的NO排放规律一致,如图12所示。无气膜冷却工况下,出口平均温度与NO排放变化规律一致;有气膜冷却时,也满足这一规律。

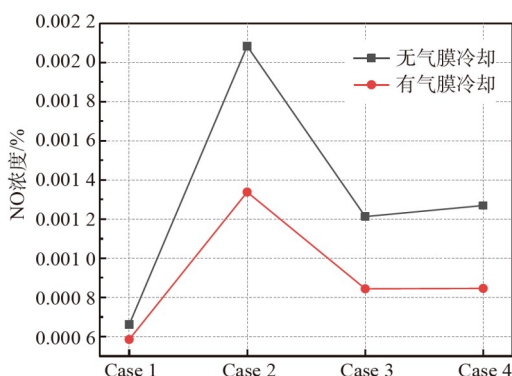


图11 出口平均NO排放
Fig.11 Average NO emission at outlet

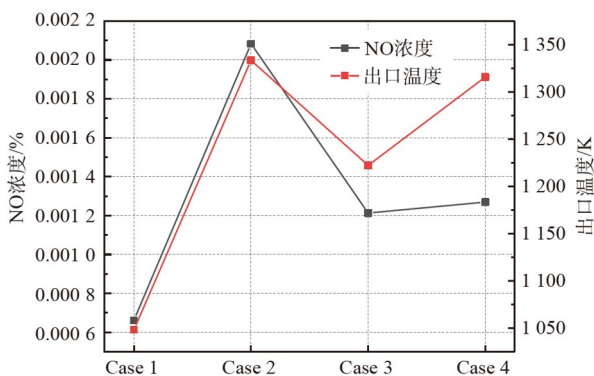


图12 无气膜冷却工况下出口平均温度与NO排放
Fig. 12 Average outlet temperature and NO emission under no film cooling condition

在无气膜冷却工况下,对比Case 1到Case 4的燃料供给变化可以发现,Case 1到Case 2主燃级从不供给燃料到供给1.84 g/s的甲烷,NO浓度升高了0.001 42%,而Case 2到Case 3预燃级甲烷只是小幅度下降(从1.76 g/s降低到1.38 g/s),出口NO浓度下降了0.000 87%,Case 3到Case 4主燃级从供给1.84 g/s的甲烷增加到供给2.24 g/s的甲烷,而出口NO的

增长很小。究其原因,一方面甲烷流量增大不是太多,另一方面主燃级是贫油预混燃烧模式,少量增大主燃级甲烷流量对温度的提升有限。因此,预燃级局部当量比变化对出口NO浓度的影响,相比于主燃级局部当量比变化对出口NO浓度的影响要更大,但影响规律相同,出口NO浓度均随着当量比的增加而逐渐增加,且有气膜冷却时,也满足此规律。

对比有无气膜冷却时出口NO排放量发现,有气膜冷却时出口NO排放均小于无气膜冷却时。这主要是一方面通入冷却气后总油气比相应降低,导致火焰筒中燃烧温度相应降低,热力型NO生成量降低;另一方面,由于冷却气使总的空气流量增加12%,即使火焰筒中NO生成量保持不变,出口NO浓度也会随之降低。

4 结论

对燃气轮机中心分级旋流燃烧室燃烧性能进行了试验研究,主要分析了油气比、供气方式和有无气膜冷却对火焰筒内燃烧温度、出口温度分布、出口污染(CO、NO)排放的影响。主要结论如下:

- (1) 气膜冷却处理可显著降低出口平均温度,恶化出口温度分布。
- (2) 油气比变化和供气方式都对火焰筒中空间燃烧温度分布产生较强影响,当预燃级当量比较大时,靠近中间区域燃烧温度更高。
- (3) 相比于主燃级,预燃级局部当量比变化对出口NO以及CO浓度的影响更大。
- (4) 相较于无气膜冷却,有气膜冷却时CO排放显著增加,NO排放降低。

参考文献:

- [1] 文 蹈. 燃气轮机:从走马灯到工业明珠[J]. 装备制造,2013,(11):52-55.
- [2] 尉曙明,索建秦. 航空衍生工业燃气轮机双燃料贫燃预混低污染燃烧技术[J]. 航空动力学报,2015,30(9):2049-2057.
- [3] 黄 勇,林宇震,樊未军,等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2009:333-350.
- [4] 彭云晖,林宇震,刘高恩. 三旋流器燃烧室出口温度分布的初步试验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(4):554-558.
- [5] 林宏军,尚守堂,程 明,等. 高油气比燃烧技术工程应用与发展分析[J]. 航空发动机,2021,47(4):72-81.

- [6] 肖茹洁. 双环预混旋流燃烧室燃烧特性研究[D]. 辽宁 大连:大连海事大学,2020.
- [7] 李美烨,程 明,林宏军,等. 主燃级旋流数对中心分级燃烧室流场的影响[J]. 航空发动机,2018,44(6):50-53.
- [8] 林宏军,常 峰,程 明. 中心分级燃烧室技术和工程应用研究[J]. 航空动力,2018,(3):41-44.
- [9] 王 多,李 锋,赵 凯. 3级旋流器各级气量变化对燃烧性能的影响[J]. 航空发动机,2024,50(2):65-76.
- [10] 王智辉,张 弛,甘志超,等. 中心分级环形燃烧室液雾点熄火边界研究[J]. 北京航空航天大学学报,2023,1-11. DOI:10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0352.
- [11] 金 明,陆羽笛,李原森,等. 中心分级燃烧器流-热-声动态特性实验研究[J]. 清华大学学报(自然科学版),2024,64(1):99-108.
- [12] 史 挺,金 明,葛 冰,等. 燃气轮机中心分级燃烧器天然气掺氢燃烧的受迫振荡特性[J]. 上海交通大学学报,2024,58(3):304-311.
- [13] CHANG C T,LEE Chiming,HERBON J T,et al. NASA environmentally responsible aviation project develops next-generation low-emissions combustor technologies (phase I)[J]. Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering,2013,2(4):1000116.
- [14] MONGIA H C. TAPS:A fourth generation propulsion combustor technology for low emissions[R]. AIAA 2003-2657,2003.
- [15] International Civil Aviation Organization,ICAO Engine Emissions Databank[DB]. 2015.
- [16] FOUST M J,MONGIA H C. Method and apparatus for controlling combustor emissions[P]. US Patent,US6418726B1,2002-07-16.
- [17] FOUST M J,MONGIA H C. Methods and apparatus for mixing fuel to decrease combustor emissions[P]. US Patent,US006484489B1,2002-09-26.
- [18] HSIEH S Y,HSIAO G C C,LI S C,et al. Air-assisted fuel injector for mixer assembly of a gas turbine engine combustor[P]. US Patent,US20070028617A1,2007-02-08.
- [19] BAHR D W. Technology for the design of high temperature rise combustors[J]. Journal of Propulsion and Power,1987,3(2):179-186.
- [20] SCHÜTZ H,LÜCKERATH R,KRETSCHMER T,et al. Analysis of the pollutant formation in the FLOX® combustion[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2008,130(1):011503.