

筒形五喷嘴燃烧室冷态时均流场特性实验研究*

金明, 陆羽笛, 刘占南, 吉雍彬, 葛冰, 臧述升

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘要: 为深入研究五喷嘴燃烧室的流场特性, 采用高频PIV测量方法对燃烧室中心截面的冷态流场开展实验研究, 主要分析了燃烧室入口速度以及中心喷嘴旋流强度对五喷嘴燃烧室中心截面的时均流场特征的影响。实验结果表明: 中心喷嘴和外侧喷嘴出口均存在主回流区, 外侧喷嘴与燃烧室壁面间存在角回流区, 相邻喷嘴射流相互干涉。喷嘴旋流强度相同时, 入口速度由10 m/s增大到20 m/s, 中心喷嘴和外侧喷嘴的回流区形态、主回流区长度、最大回流速度位置和气流合并点位置基本不变。入口速度为14.3 m/s时, 中心喷嘴旋流强度由0.63增大到0.84, 中心喷嘴回流区长度增大, 外侧喷嘴回流区长度不变, 主回流区最大回流速度显著增大, 且更靠近喷嘴出口, 气流合并点径向位置基本不变, 轴向位置向喷嘴出口移动。

关键词: 五喷嘴燃烧室; 粒子图像速度仪; 入口速度; 旋流强度; 回流区

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2024) 05-2303008-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2303008

1 引言

旋流流动具有高度复杂的三维结构, 由于旋流流动沿轴向流动中引入切向速度, 导致沿轴向产生逆压梯度, 且当旋流数超过临界值时, 一般为0.5~0.6, 能够在下游形成稳定的中心回流区^[1], 中心回流区可以卷吸下游高温已燃气体, 改善预混气体与高温已燃气体的混合, 改变燃料的化学停留时间, 提升火焰稳定性以及降低污染物排放^[2-3], 因此燃气轮机与航空发动机燃烧室普遍采用旋流喷嘴。

近年来, 国内外学者针对单喷嘴的旋流流场特性开展大量研究, 但是在燃气轮机燃烧室中采用的是筒形或环形多喷嘴结构。单喷嘴与多喷嘴燃烧室虽然均存在受限空间内的火焰-壁面、射流-壁面之间的干涉, 但是多喷嘴燃烧室中的流场和火焰结构均是非对称的。尤其在多喷嘴燃烧室中, 相邻喷嘴的旋流气流相互掺混, 相邻火焰相互冲刷, 造成多喷嘴燃烧室的流场特性与单喷嘴有很大不同。Fanaca等^[4]实验研究了单喷嘴燃烧室与12喷嘴环形燃烧室

内的流场结构差异, 揭示了在环形燃烧室内形成了自由旋转射流, 而在单喷嘴燃烧室内则形成了旋转壁面射流。Cai等^[5]通过激光多普勒测速仪测量了单喷嘴与3×3阵列排列的多喷嘴燃烧室的时均流场结构和湍流度变化, 发现多喷嘴的下游湍流度比单喷嘴大, 但回流区比单喷嘴小。Boehm等^[6]通过实验测量发现当燃烧室由单喷嘴转变为多喷嘴时, 回流区的直径以及长度均增大。

相邻喷嘴之间的旋流干涉不仅会改变局部旋流流场特性^[7-8], 同时对于火焰结构^[9-10]、燃烧稳定性^[11]具有重要作用, 因此需要对旋流之间的干涉特性开展深入研究, 但现阶段主要通过调整旋流间距、旋流方向改变旋流干涉方式。Kwong等^[12]针对线性排列的五喷嘴燃烧室研究喷嘴间距对流场结构和熄火特性的影响, 发现当喷嘴间距适中时回流区最大, 而贫燃熄火边界与喷嘴间距不存在线性关系。Kao等^[13]研究了线性排列的三喷嘴和五喷嘴燃烧室的旋流干涉特性, 发现五喷嘴燃烧室的旋流干涉效应更强。Yoo等^[14]对同向旋流和反向旋流七喷嘴燃烧室的流

* 收稿日期: 2023-03-03; 修订日期: 2023-09-19。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-III-0020-0064)。

作者简介: 金明, 博士生, 研究领域为燃烧不稳定性及抑制方法。

通讯作者: 葛冰, 博士, 副研究员, 研究领域为燃气轮机与航空发动机低排放与燃烧稳定性。E-mail: gebing@sjtu.edu.cn

引用格式: 金明, 陆羽笛, 刘占南, 等. 筒形五喷嘴燃烧室冷态时均流场特性实验研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5): 2303008. (JIN M, LU Y D, LIU Z N, et al. Experimental study on characteristics of cold time-averaged flow field in a five-nozzle can combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5):2303008.)

动干涉特性进行大涡模拟,结果显示旋流方向对燃烧室旋流、旋涡破碎和回流区都有明显影响。对于反向旋流多喷嘴燃烧室,喷嘴下游气流得到加速;对于同向旋流气流,中心气流受到拉伸,中心喷嘴气流下游的回流区几乎消失。

针对多喷嘴燃烧室,调整喷嘴旋流强度同样可以改变旋流干涉方式,从而改变流动特性与火焰稳定性。Vishwanath等^[15]针对三喷嘴直列式燃烧室实验研究不同旋流强度匹配对流场结构的影响,结果表明中心旋流器两侧旋流强度的增加会增大中间回流区的强度,导致气泡型涡破碎。在反应工况下两侧旋流强度的变化以及化学反应和伴随的流动扩张导致涡破碎的尺寸和结构发生显著变化。Kim等^[16]针对筒形两喷嘴燃烧室,通过将两个喷嘴的旋流强度由相等转变为不相等布置,改变流场对称性分布,结果表明相邻喷嘴之间的干涉模式的变化导致全局热释放率脉动与压力脉动之间的相位差改变,进而改变了燃烧的稳定性的。

在实际的燃气轮机筒形燃烧室内,喷嘴数量往往更多,喷嘴干涉更复杂,但喷嘴旋流强度变化对流场特性影响的研究依旧缺乏。本文采用高频PIV首先研究了五个喷嘴旋流强度相同时,入口速度对回流区和旋流干涉特性的影响;其次基于相同入口速度,研究了中心喷嘴旋流强度由0.63增大到0.84,回流区几何尺寸、回流速度和射流干涉区域流场结构的变化规律。旨在研究中心喷嘴旋流强度变化对多喷嘴燃烧室流场特征的影响规律,为多喷嘴燃烧室的结构设计提供参考。

2 实验装置和研究方法

2.1 实验装置

五喷嘴燃烧室非反应态流场测量试验系统如图1所示,包括进气段、五喷嘴可视化燃烧室、测量及其他辅助系统等。空气由100 kW螺杆空压机提供,压缩空气经减压阀后压力减小为0.1 MPa,入口空气温度约为25℃。

五喷嘴可视化燃烧室如图2所示,筒形光学燃烧室内径为209 mm,长度为200 mm。单个喷嘴结构如图3所示,包括燃料/空气预混器、双麦克风测点、低旋流直叶片轴向旋流器。燃料/空气预混器安装在喷嘴进气段的入口,由于本文研究非反应态流动特征,因此实验过程中燃料入口和双麦克风测点均为关闭状态。

低旋流直叶片轴向旋流器包括轮毂、旋流叶片和中心钝体,通过无量纲参数旋流数定义旋流强度,

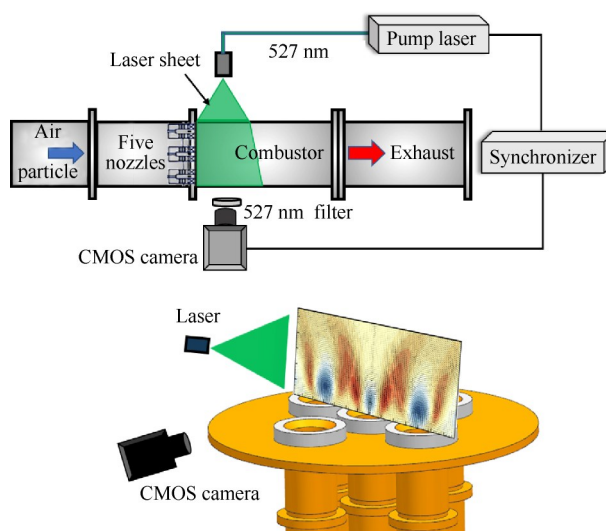


Fig. 1 Schematic of flow measurement system

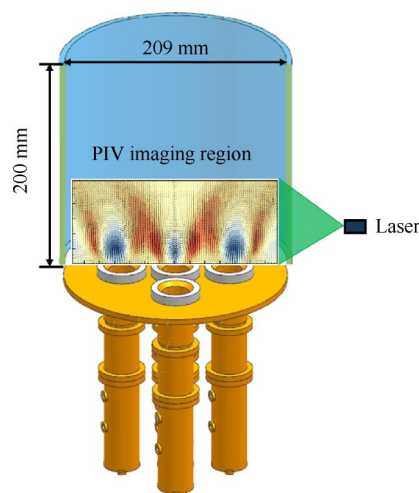


Fig. 2 Schematic of the combustor

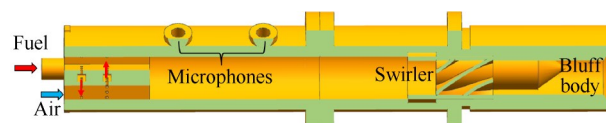


Fig. 3 Schematic of the single nozzle structure

带轮毂的直叶片轴向旋流器的旋流数常通过Lilley^[17]给出的定义式计算,如式(1)所示。

$$S = \frac{2(1 - Z^3)\tan\theta}{3(1 - Z^2)} \quad (1)$$

式中 θ 为旋流器叶片安装角,在本文中不同旋流强度的叶片安装角分别为 37° 、 40° 和 45° ; Z 为旋流器旋流通道内径 D_i 与外径 D_o 比值,本文内径 D_i 为17 mm,外径 D_o 为26 mm,旋流数 S 分别为0.63、0.7和0.84。

五喷嘴燃烧室结构布局如图4所示,共包括5个喷嘴,定义中心喷嘴为N1,外侧喷嘴顺时针依次为N2~N5,N1喷嘴与外侧喷嘴的间距为 $2D$, D 为旋流器

旋流通道的外径。图4右图为五喷嘴燃烧室实物图,为改善进气稳定性,在喷嘴入口安装了导流环,喷嘴出口通过喷嘴定位环固定和定位,喷嘴出口距离燃烧室前端面8 mm。

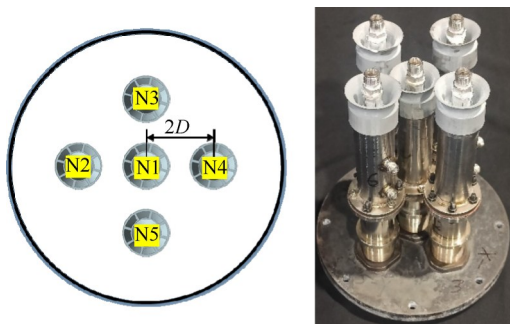


Fig. 4 Schematic of nozzles distribution

高频 PIV 激光由 Nd:YAG 激光器(Beamtech)系统产生,激光器输出波长为 527 nm 脉冲激光,在采样率为 1 000 Hz 时的激光能量约为 31.5 mJ,测量区域的片光厚度约为 1mm。高速 CMOS 相机(VEO 710L)安装 AF MICRO 60 mm F/2.8 NIKKOR 镜头,并在相机镜头前安装窄带滤光片(波长为 532 ± 10 nm)滤除外界杂光。使用脉冲延迟发生器将激光器和高速相机同步,采样频率为 1 000 Hz。采用高频 PIV 有助于分析相邻喷嘴间旋流干涉的非定常特性。高速相机在该帧率下的图片大小为 1 280×780 像素,受测量范围的限制,仅对燃烧室 N1 喷嘴中心轴线右侧区域进行测量,并沿中心轴线镜像得到整个中心截面的流场。综合考虑示踪粒子的跟随性和经济性,采用标称直径为 $2 \mu\text{m}$ 的 $\text{TiO}_2/\text{MgO}_2$ 混合固体颗粒作为示踪粒子。每个工况测量 0.5 s,即 500 对瞬态原始图像,并使用自适应互相关程序(Dantec 公司的 Dynamic Studio 6.3)进行处理得到时均速度场,互相关算法的查询区大小为 16×16 像素,重叠率为 50%。

2.2 实验工况

保证喷嘴入口流动处于湍流流动状态,本文最低的入口雷诺数约为 14 413,对应入口速度为 10 m/s,由于本文的设计入口速度与实际燃气轮机喷嘴入口速度相比要小,而为了研究入口雷诺数的差异对流场特征的影响,分别设置了三个不同的入口雷诺数,雷诺数由 14 413 增大至 28 826,即入口速度由 10 m/s 增大到 20 m/s。

定义五个喷嘴旋流强度均为 0.63 的燃烧室作为基准结构,实验分 5 个工况进行,工况 1 至工况 3 首先研究了基准结构燃烧室在不同入口速度下的流场特征,入口速度 u_0 分别为 10 m/s, 14.3 m/s 和 20 m/s。工

况 4 和工况 5 的喷嘴入口速度为 14.3 m/s,通过将中心喷嘴 N1 的旋流强度增大为 0.7 和 0.84,分别研究不同旋流强度匹配对燃烧室内部流场结构的影响,实验工况如表 1 所示。

Table 1 Main design parameters of nozzles

Parameters	N1 nozzle	N2 to N5 nozzles
Inner diameter/mm		17
Outer diameter/mm		26
Blade number		8
Blade angle/(°)	37/40/45	37
Swirl number S	0.63/0.70/0.84	0.63
Bulk velocity/(m/s)		10.0/14.3/20.0

2.3 数据处理方法

如图 5 所示,相邻喷嘴之间的旋流气流速度波峰相互靠近,速度不断增加,直至轴向速度达到最大值,文献[18]中将该点定义为气流合并点(Mixing point),在气流合并区域,相邻旋流汇合成一股气流。由于相邻喷嘴射流的合并点位于相邻喷嘴之间,且沿轴向位置 y/D 小于 2,通过提取 x/D 位于 0.5~1.5 和 y/D 位于 0~2.0 区域内的轴向速度得到轴向速度分布图,并通过提取速度峰值的坐标得到不同工况下气流合并点位置的变化规律。

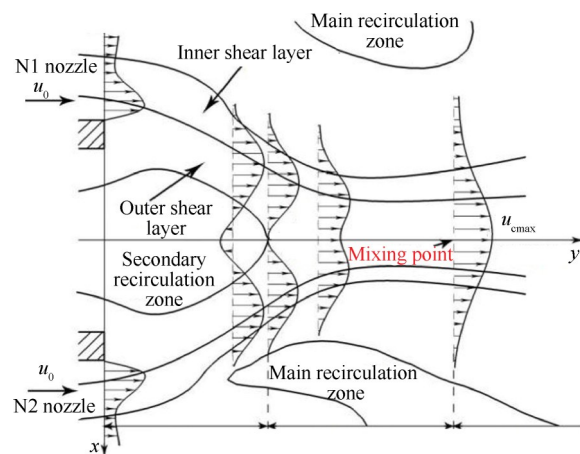


Fig. 5 Schematic of swirling flow interaction

3 结果与讨论

3.1 基准结构时均流场特征

图 6 为中心喷嘴旋流强度与外侧喷嘴旋流强度相同的基准燃烧室结构在不同入口速度下的时均轴向速度云图与速度矢量分布。图中黑色边界线处轴向速度等于 0,表征回流区的边界。结果表明中心 N1 喷嘴和外侧 N2 喷嘴的出口均存在主回流区,且外侧

喷嘴与燃烧室壁面之间存在角回流区。由于喷嘴出口距离燃烧室前端面 8 mm, 而测量区域位于喷嘴出口下游, 因此在相邻喷嘴之间未捕捉到次回流区特征。

由图 6 可知入口速度由 10 m/s 增大至 20 m/s, 中心 N1 喷嘴和外侧 N2 喷嘴的主回流区和角回流区形态保持不变, 相邻喷嘴射流之间发生相互干涉的位置以及两股射流合并后向下游发展的流场结构也保持不变。本文的旋流喷嘴入口的雷诺数范围为 14 413~28 826, 由文献[19]可知, 上述旋流器的入口雷诺数已处于流动第二自模区。

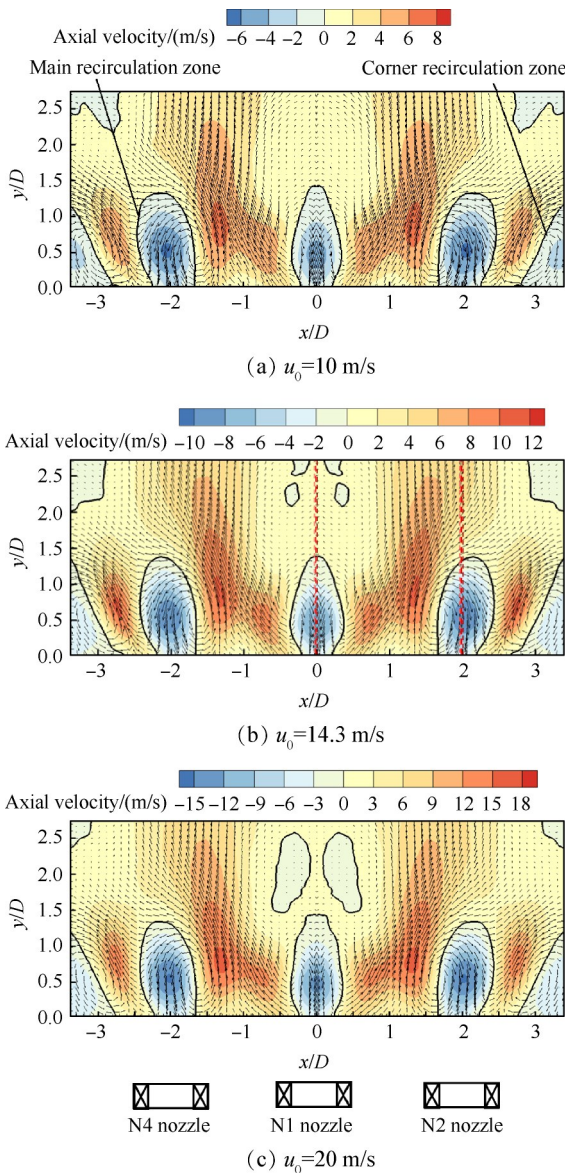


Fig. 6 Time-averaged flow fields with the base structure combustor under different inlet velocity

回流区沿轴向的长度和回流区内回流速度大小可以表征喷嘴对下游气体卷吸能力的强弱。通过分析喷嘴中心轴线上的轴向速度分布曲线可以计算得

到回流区沿轴向的长度, 如图 7 所示为中心 N1 喷嘴和外侧 N2 喷嘴中心轴线上的时均轴向速度分布曲线, 结果表明随着入口速度的增大, 回流区内回流速度增大, N1 和 N2 喷嘴主回流区的最大回流速度均大致位于 $y/D=0.5$ 处, 且回流区最大回流速度的位置与喷嘴出口的距离基本不变, 在下文研究不同旋流强度匹配的燃烧室的流场特征时, 选择入口速度为 14.3 m/s 进行分析。

对比中心喷嘴和外侧喷嘴的回流区长度和最大回流速度, 结果表明中心 N1 喷嘴和外侧 N2 喷嘴回流区长度存在差异, N1 喷嘴的回流区长度 L_1 约为 $1.45D$, 而 N2 喷嘴回流区长度 L_2 约为 $1.3D$, 且外侧 N2 喷嘴回流速度大于中心 N1 喷嘴。

为直观分析相邻喷嘴干涉区域的流场特征, 图 8 为 x/D 位于 $0.5 \sim 1.5$ 和 y/D 位于 $0 \sim 2.0$ 区域内的轴向速度等值线分布图, 不同入口速度工况的等值线分布

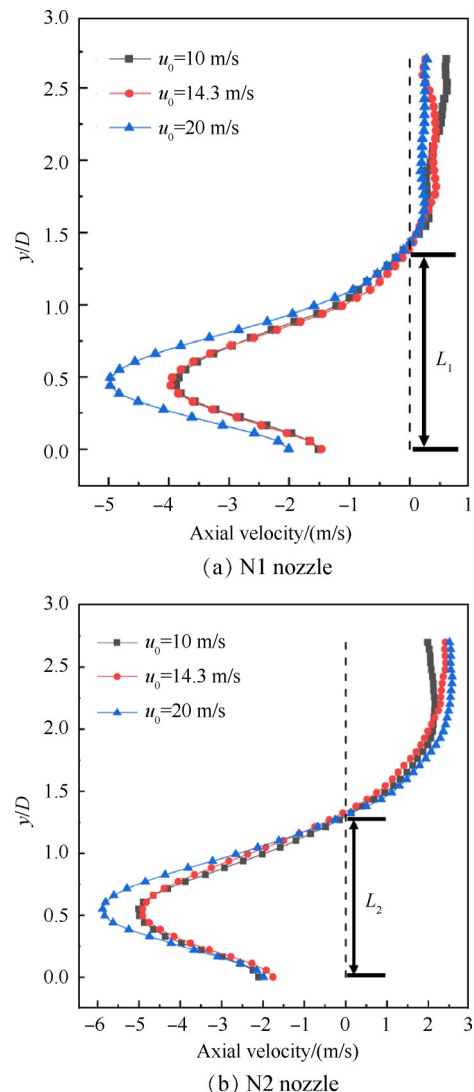


Fig. 7 Recirculation zone length of N1 and N2 nozzles with the base structure combustor under different inlet velocity

沿 x/D 均存在两个峰,分别位于N1喷嘴和N2喷嘴出口下游。且N1喷嘴出口的气流轴向速度峰值沿轴向 y/D 更靠近上游,说明相邻喷嘴干涉位置靠近外侧N2喷嘴出口下游,即N2喷嘴下游的轴向速度峰所处位置为气流合并点,即两股气流合并后轴向速度达到最大。

图9为不同入口速度工况下,提取N2喷嘴下游的轴向速度峰的坐标,得到气流合并点沿轴向和径向的位置分布。结果表明基准结构的燃烧室,不同入口速度对气流合并点的径向和轴向位置分布影响较小,说明两股射流之间的干涉位置基本不变。

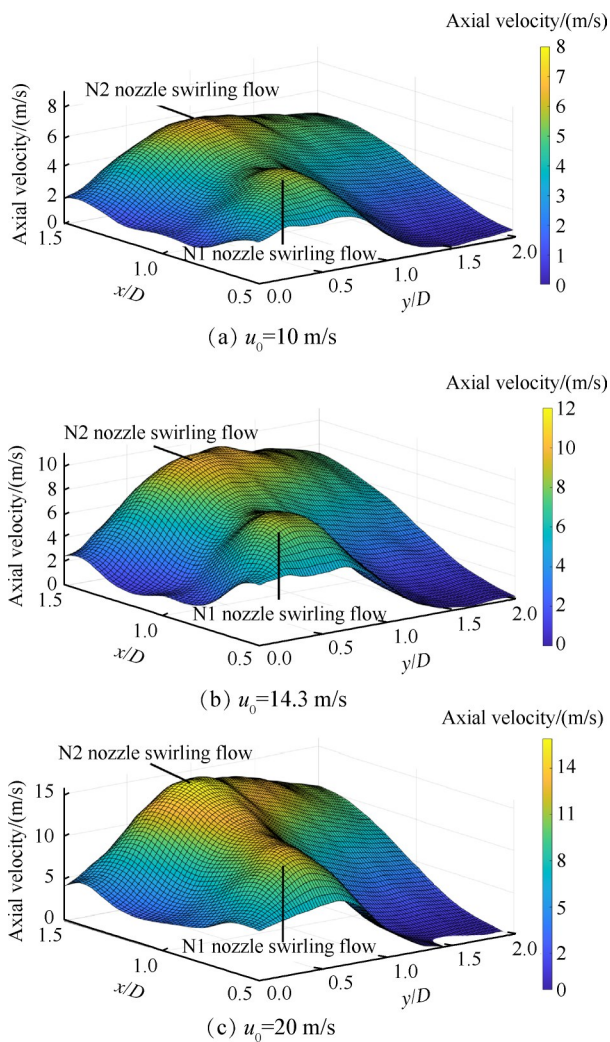


Fig. 8 Axial velocity contours with the base structure combustor with different inlet velocity

3.2 不同旋流强度匹配的时均流场特征

如图10为喷嘴入口速度 $u_0=14.3$ m/s,不同旋流强度匹配的燃烧室时均轴向速度云图与速度矢量分布。

由图可知中心N1喷嘴旋流强度由0.63增大至

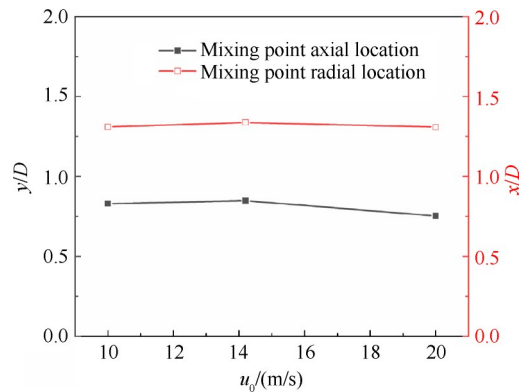


Fig. 9 Mixing point locations with the base structure combustor under different inlet velocity

0.84,气流旋转动量增强,其回流区沿轴向 y/D 长度也显著增大,且相邻喷嘴射流之间相互干涉位置以及射流合并为一股射流后向下游发展的流场结构发生改变。

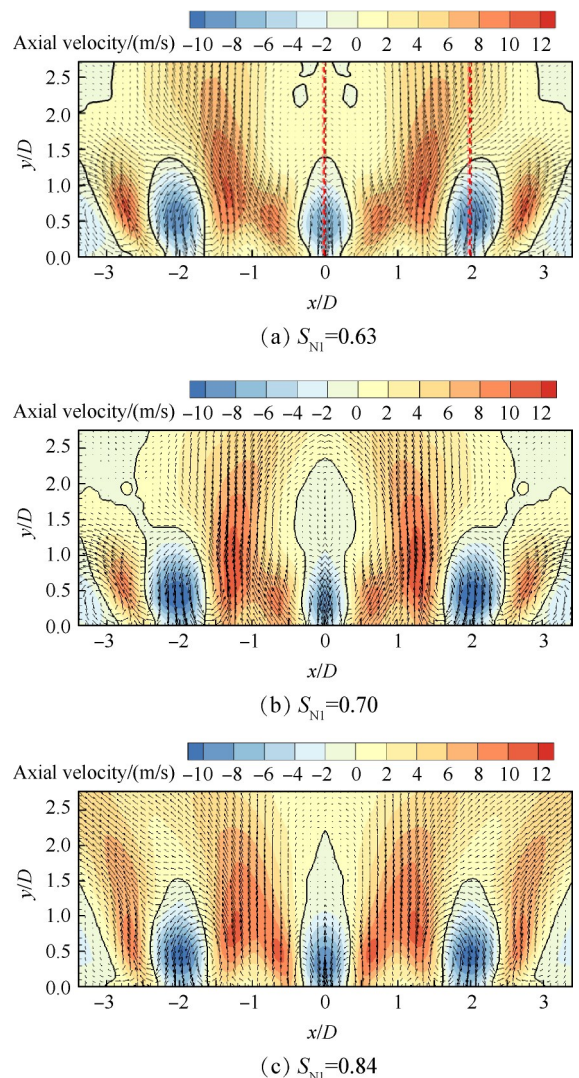


Fig. 10 Time-averaged flow field with different swirl intensity nozzles

如图 11 所示为中心 N1 喷嘴和外侧 N2 喷嘴中心轴向上的时均轴向速度分布曲线。由图 10 可知中心 N1 喷嘴旋流强度增大,其回流区沿轴向长度增大。图 11(a) 显示中心 N1 喷嘴回流区的长度由约 1.45D 增大到约 2.45D。而图 11(b) 则表明中心喷嘴旋流强度增大并未导致外侧喷嘴回流区长度显著改变,回流区长度仍保持约为 1.3D。与基准结构燃烧器相比, N1 和 N2 喷嘴主回流区的最大回流速度显著增大,且最大回流速度的位置向上游移动约 0.1D,在反应态工况下,回流强度增大和回流区向上游移动有利于稳定旋流火焰。

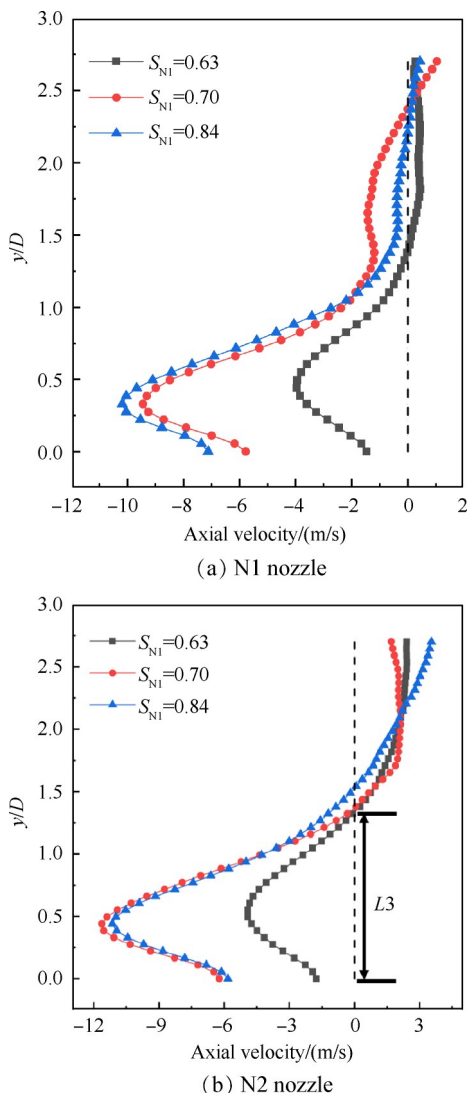


Fig. 11 Recirculation zone length of N1 and N2 nozzles with different swirl intensity nozzles

图 12 为 x/D 位于 0.5~1.5 和 y/D 位于 0~2.0 区域内的轴向速度等值线分布图。不同旋流强度匹配的燃烧室的等值线分布沿 x/D 仍存在两个峰,分别为 N1 喷嘴和 N2 喷嘴出口的气流轴向速度峰值。N1 喷嘴

的旋流气流轴向速度峰值沿轴向 y/D 更靠近上游,说明相邻喷嘴干涉位置靠近外侧 N2 喷嘴出口下游,即 N2 喷嘴下游的轴向速度峰所处位置为气流合并点。

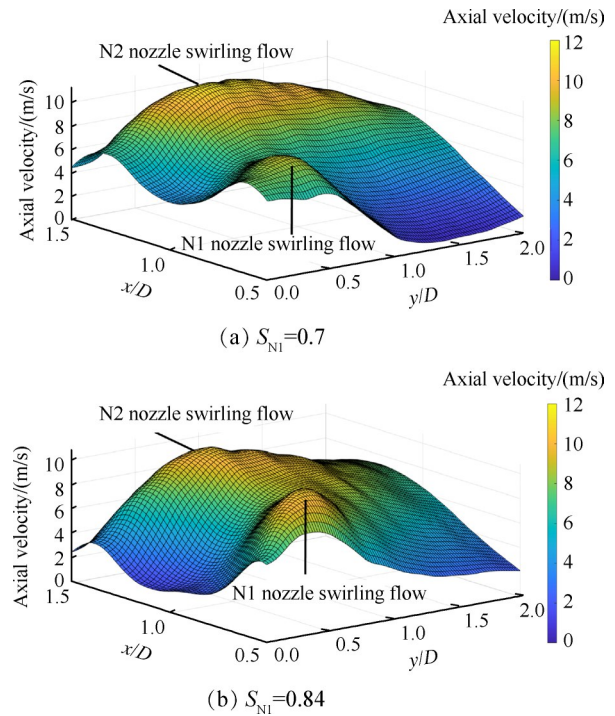


Fig. 12 Axial velocity contours with different swirl intensity nozzles

提取外侧 N2 喷嘴出口的峰值坐标,得到图 13 所示的不同旋流强度匹配的燃烧室气流合并点沿轴向和径向的位置。结果表明中心 N1 喷嘴旋流强度增大,气流合并点的径向位置分布变化较小,轴向位置则明显向上游移动,由 $y/D=0.83$ 减小为 0.71,说明相邻喷嘴的射流之间的干涉位置向上游转移,更靠近喷嘴出口。

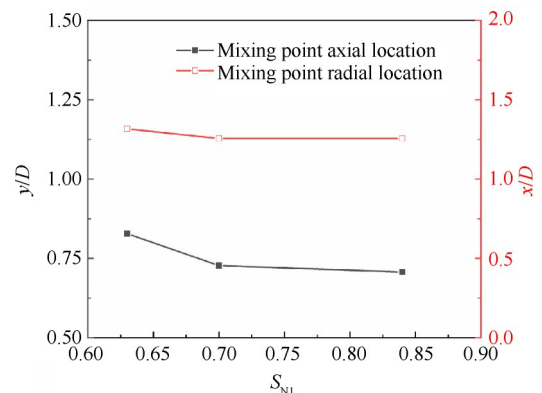


Fig. 13 Mixing point locations with different swirl intensity nozzles

4 结 论

本文对筒形五喷嘴燃烧室出口中心截面的冷态流场进行了实验研究。喷嘴间距 $2.0D$ 保持不变,中心喷嘴和外侧喷嘴旋流强度之比为1时,喷嘴入口速度由 10 m/s 增大到 20 m/s ;中心喷嘴和外侧喷嘴旋流强度之比大于1时,喷嘴入口速度为 14.3 m/s 保持不变,得到以下结论:

(1)五喷嘴燃烧室中心喷嘴和外侧喷嘴出口均存在典型的流场结构,包括主回流区和角回流区,相邻喷嘴射流发生相互干涉后,合并为一股射流向下游发展。

(2)中心喷嘴和外侧喷嘴的旋流强度之比大于或等于1时,中心喷嘴回流区长度大于外侧喷嘴,外侧喷嘴回流速度大于中心喷嘴。

(3)中心喷嘴与外侧喷嘴旋流强度等于1时,喷嘴入口雷诺数增大,当流动进入自模区,中心喷嘴和外侧喷嘴的主回流区和角回流区形态保持不变。回流区长度、最大回流速度沿轴向位置和气流合并点位置基本不变。

(4)中心喷嘴和外侧喷嘴的旋流强度之比由1增大至1.33时,中心喷嘴的回流区沿轴向长度增大约69%,但外侧喷嘴回流区长度保持不变。主回流区的最大回流速度显著增大,且最大回流速度的位置向上游移动,回流区向上游卷吸空气的能力增强。相邻喷嘴的气流合并点径向位置基本不变,轴向位置由 $y/D=0.83$ 减小为0.71。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] LEFEBVRE H. Gas turbine combustion[M]. New York: Taylor & Francis, 1999.
- [2] ZHANG B, SHAHSAVARI M, RAO Z M, et al. Contributions of hydrodynamic features of a swirling flow to thermoacoustic instabilities in a lean premixed swirl stabilized combustor[J]. Physics of Fluids, 2019, 31(7): 075106.
- [3] GOBBATO P, MASI M, TOFFOLO A, et al. Calculation of the flow field and NO_x emissions of a gas turbine combustor by a coarse computational fluid dynamics model[J]. Energy, 2012, 45(1): 445-455.
- [4] FANACA D, ALEMELA P, HIRSCH C, et al. Comparison of the flow field of a swirl stabilized premixed burner in an annular and a single burner combustion chamber[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2010, 132(7): 071502.
- [5] CAI J, JENG S, TACINA R. Multi-swirler aerodynamics: experimental measurements[C]. Salt Lake: 37th AIAA Joint Propulsion Conference, 2001.
- [6] BOEHM B, DREIZLER A, GNIRSS M, et al. Experimental investigation of turbulence structure in a three-nozzle combustor[C]. Montreal: ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air, 2007.
- [7] CAI J, JENG S M, TACINA R. Multi-swirler aerodynamics: comparison of different configurations[C]. Amsterdam: ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air, 2002.
- [8] KAO Y H, TAMBE S B, JENG S M. Aerodynamics study of a linearly-arranged 5-swirler array[C]. Düsseldorf: ASME Turbo Expo 2014: Power for Land, Sea, and Air, 2014.
- [9] SAMARASINGHE J, PELUSO S J, QUAY B D, et al. The three-dimensional structure of swirl-stabilized flames in a lean premixed multi-nozzle can combustor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(3): 031502.
- [10] WORTH N A, DAWSON J R. Tomographic reconstruction of OH* chemiluminescence in two interacting turbulent flames[J]. Measurement Science and Technology, 2013, 24(2): 024013.
- [11] LIU W, GE B, ZANG S S, et al. Large eddy simulation of combustion instability of low-swirl flames in a multi-nozzle combustor[C]. North Carolina: ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [12] KWONG W Y, ADAM M S. Effect of internozzle spacing on lean blow-off of a linear multinozzle combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2020, 36(4): 540-550.
- [13] KAO Y, TAMBE S B, JENG S. Aerodynamics of linearly arranged rad-rad swirlers, effect of number of swirlers and alignment[C]. San Antonio: ASME Turbo Expo 2013: Power for Land, Sea, and Air, 2013.
- [14] YOO K H, KIM J C, SUNG H G, et al. Flow dynamics in combustors with multi-element swirl injectors[C]. Orlando: 49th Aerospace Sciences Meeting, 2011.
- [15] VISHWANATH R B, TILAK P M, CHAUDHURI S. An experimental study of interacting swirl flows in a model gas turbine combustor[J]. Experiments in Fluids, 2018, 59: 38.
- [16] KIM D, PARK J, HAN D, et al. Symmetry-breaking for the control of combustion instabilities of two interacting swirl-stabilized flames[J]. Combustion and Flame, 2018, 194(8): 180-194.
- [17] LILLEY D G. Swirl flows in combustion: a review[J]. AIAA Journal, 1977, 15(15): 1063-1078.

- [18] ASSOUDI A, MAHJOUB SAÏD N, BOURNOT H, et al. Comparative study of flow characteristics of a single offset jet and a turbulent dual jet [J]. *Heat Mass Transfer*, 2019, 55: 1109–1131.
- [19] 袁欢政, 安恩科, 刘 栋, 等. 超低NO_x燃油燃烧器的燃烧相似性研究[J]. *工业锅炉*, 2021(4): 1–8.

(编辑:白 鹭)

Experimental study on characteristics of cold time-averaged flow field in a five-nozzle can combustor

JIN Ming, LU Yudi, LIU Zhannan, JI Yongbin, GE Bing, ZANG Shusheng

(School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: In order to investigate the flow field characteristics of a five-nozzle combustor, the high-frequency PIV experiment was carried out to study the characteristics of the cold flow fields on the central plane of the combustor. Results were mainly focused on the impacts of inlet velocity and central nozzle swirl intensity on time-averaged flow field characteristics of central plane of the five-nozzle combustor. Experimental results indicate the main recirculation zones exist at the outlet of central and outer nozzles, and the corner recirculation zones exist between the outer nozzle and combustor wall. Adjacent swirling flows interact mutually. When swirl intensities of the five nozzles are the same, the shape and length of the main recirculation zones of the central and outer nozzles, the location of maximum reverse velocity and mixing point stay basically unchanged with the inlet velocity increasing from 10 m/s to 20 m/s. When the inlet velocity is 14.3 m/s, the swirl intensity of the central nozzle increases from 0.63 to 0.84, the length of the main recirculation zone of the central nozzle increases, however, the length of the recirculation zone of the outer nozzle remains unchanged. The maximum reverse velocity of the main recirculation zone increases significantly, and the axial position of the maximum reverse velocity moves upstream to the nozzle outlet. The radial position of the mixing point is basically unchanged, and its axial position moves upstream closer to the nozzle outlet.

Key words: Five-nozzle combustor; PIV; Inlet velocity; Swirl intensity; Recirculation zone

Received: 2023-03-03; Revised: 2023-09-19.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2303008

Foundation item: National Science and Technology Major Project of China (J2019-III-0020-0064).

Corresponding author: GE Bing, E-mail: gebing@sjtu.edu.cn