

喷嘴间距对贫油熄火特性和流场结构的影响

姜磊^{1,2}, 王博涵^{1,2}, 肖波^{1,2}, 胡宏斌^{1,2}

(1. 中国科学院工程热物理研究所先进燃气轮机实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

摘 要: 为深入认识喷嘴间距对燃气轮机燃烧室贫油熄火和气动性能的影响, 基于典型的双旋流扩散燃烧喷嘴设计了喷嘴位置连续变化可调的双头部模型燃烧室。实验测量了不同初始当量比条件下喷嘴间的最大传焰距离, 分析了火焰传播的动态过程; 此外还研究了喷嘴间距对贫油熄火当量比、反应流场和方均根速度场的影响。实验结果表明: 当量比每增加 0.1, 无量纲最大联焰间距增大 0.2 左右, 并且喷嘴间的联焰过程大致可分为四个阶段; 单喷嘴的贫油熄火当量比大于任意喷嘴间距下双喷嘴的贫油熄火当量比; 随着喷嘴间距的减小, 贫油熄火当量比先减小后增大; 另外, 喷嘴间距减小导致射流合并, 气流径向速度抵消变小, 中心射流速度峰值增大以及回流区尺寸缩小; 随着喷嘴彼此靠近, 喷嘴间的方均根速度变大, 分布区域变广。

关 键 词: 双头部燃烧室; 喷嘴间距; 联焰; 贫油熄火特性; 流场结构

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effects of nozzle spacing on lean blowout performance and flow fields

JIANG Lei^{1,2}, WANG Bohan^{1,2}, XIAO Bo^{1,2}, HU Hongbin^{1,2}

(1. Advanced Gas Turbine Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. School of Engineering Sciences,

University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to deepen understanding of the influence of nozzle spacing on lean blowout and aerodynamic performance of gas turbine combustor, a dual-head model combustor with continuously adjustable nozzle position was designed based on the typical dual-stage swirling diffusion nozzles. The maximum flame propagation spacing between nozzles was measured and the dynamic process of flame propagation was analyzed with different initial equivalent ratios. Additionally, the effects of nozzle spacing on the lean blowout equivalent ratio, reacting flow field and root mean square velocity field were studied. The experimental results show that: with the increase of the equivalent ratio of 0.1, the dimensionless maximum flame propagation spacing increases by about 0.2, and the flame propagation process between nozzles can be roughly divided into four stages. The lean blowout equivalent ratio of single nozzle is bigger than that of double nozzles with arbitrary nozzle spacing. As the double nozzles spacing decreases, the lean blowout equivalent ratio first decreases and then increases. In addition, the decrease of nozzle spacing leads to jet mergence, decrease of radial velocity, increase of central jet velocity peak and decrease of size of central recirculation

收稿日期: 2019-04-22

作者简介: 姜磊(1991—), 男, 博士生, 主要从事发动机燃烧学研究。E-mail: jianglei@iet.cn

通信作者: 胡宏斌(1982—), 男, 高级工程师, 博士, 研究方向为燃烧室设计。E-mail: huhongbin@iet.cn

引用格式: 姜磊, 王博涵, 肖波, 等. 喷嘴间距对贫油熄火特性和流场结构的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(10): 2098-2107.

JIANG Lei, WANG Bohan, XIAO Bo, et al. Effects of nozzle spacing on lean blowout performance and flow fields[J].

Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2098-2107.

zone. As the nozzles move close to each other, the value and distribution area of root mean square velocity between nozzles become larger and wider.

Key words: dual-head combustor; nozzle spacing; flame propagation; lean blowout performance; flow fields

旋流流动有很多优异特性,它可以产生回流区,降低气流轴向速度以稳定火焰;同时也能促进燃料和空气混合,提高燃烧效率,控制污染物排放,因此旋流器被广泛应用在地面和航空燃气轮机燃烧室中。在过去几十年间,旋涡流动得到了学术界和工业界大量的关注和研究。尽管如此,由于燃气轮机燃烧系统的复杂性,在燃烧室研发初期,仍然经常把问题简化为一个单独的喷嘴进行研究。然而,现代燃气轮机大多使用典型的环形燃烧室结构,独立的喷嘴在环腔中一个挨着一个布置,有些燃烧室还采用径向分级燃烧系统,喷嘴在多坐标方向上受到旋流间的相互作用和干涉。由于每一个旋流喷嘴都产生自己的回流区和火焰,并且湍流流动和燃烧化学反应彼此耦合、相互影响,进而决定喷嘴的性能,因此相较于单个喷嘴而言,相邻喷嘴的回流区和火焰会作用于另外一个,从而影响彼此的流动和燃烧特性。值得注意的是,喷嘴间距是影响喷嘴间相互作用的关键结构参数,可以推断,改变喷嘴间距会显著影响环形燃烧室的许多性能,比如点火联焰特性、贫油熄火特性、流场结构以及污染物排放等。

关于多喷嘴相互作用以及喷嘴间距的研究工作仍然有限,主要包括:Dolan 等^[1]研究了两个喷嘴在不同喷嘴间距下的 NO_x 排放水平和贫油熄火当量比,发现对于所研究的三种喷嘴组合,喷嘴间距越近,NO_x 排放水平越高,但是两个高旋流数的喷嘴在大喷嘴间距条件下产生了流动和火焰不对称的情况导致 NO_x 排放大幅度升高;同时贫油熄火当量比随喷嘴间距减小而变大。Kariuki 等^[2]针对两个钝体稳焰喷嘴,在带旋流和不带旋流两种情况下,研究了它们的贫油熄火当量比。文献^[3]对旋流器阵列的无反应空气动力学特性进行了实验研究,发现喷嘴阵列布置时其回流区尺寸小于单个布置的情况,且不同位置喷嘴的回流强度也不相同。文献^[4-5]对同旋向九个旋流器阵列和反旋向九个旋流器阵列的空气动力学特性分别进行了实验研究。文献^[6]研究了单喷嘴以及直线排列的三喷嘴和五喷嘴的旋流流场,发现与直线排列的三喷嘴阵列相比,直线排列的五喷嘴阵列具有更强的旋流相互作用。此外,五喷

嘴阵列的旋流流场对喷嘴出口端面相对于头部端壁的位置非常敏感。Kao 等^[7-8]针对直线排列间距可调的五头部燃烧室使用激光多普勒测速仪测量了它们的冷态和热态流场,发现各个喷嘴的回流区尺寸有大有小、交错排列。从喷嘴出来的旋流射流或者贴着头部端壁运动从而产生一个大的回流区,或者像自由射流那样产生一个较小的回流区。文献^[9]使用 PIV (particle image velocimetry) 和 PLIF (plan laser-induced fluorescence) 测量了间距可调双喷嘴的流场和火焰结构,发现喷嘴相互靠近导致射流合并以及喷嘴间的气流轴向速度增大。另外,热态流场相对于冷态流场存在明显的不对称。Durox 等^[10]使用高速像增强相机研究了环形燃烧室中喷嘴间距、初始当量比、入口空气质量流量以及锥形出口段扩张角对火焰形态的影响。实验结果表明喷嘴间的相互作用引起火焰分型,火焰几何张角有大有小交错排列。Fanaca 等^[11]的研究表明,环形多喷嘴燃烧室和单独的喷嘴在气动特性上存在显著差异,导致火焰传递函数存在差别。旋流射流将从单喷嘴的壁面射流流态 (wall-jet regime) 过渡到环形燃烧室的自由射流流态 (free-jet regime)。文献^[12]针对两个锥形旋流环喷嘴,采用数值模拟方法研究了火焰间相互作用对 NO_x 排放的影响,计算了不同喷嘴间距下的流场、温度场以及 NO_x 体积分场。Worth 和 Dawson^[13]研究了环形燃烧室中喷嘴间距对钝体稳燃火焰的影响,分析了火焰面密度、火焰弯曲率和热释放率的变化。Cordier 等^[14]指出,点火过程强烈依赖于旋流器的间距。旋流器间距较小时,火焰传播是通过径向传播机制实现的。随着喷嘴间距的增加,轴向传播机制成为主导,并且传焰时间也变得更长。文献^[15]研究了环形预混燃烧室的点火动态特性。使用高速摄像机拍摄了传焰动态过程并提取了火焰前缘的位置,使用改进的 G 方程模拟了火焰传播过程。国内浙江大学的令狐昌鸿、叶沉然等^[16-17]在环形旋流燃烧室模型实验平台上,利用高速数字成像对丙烷燃料预混气的周向点火和火焰传播过程进行了实验研究。

从以上文献看出,喷嘴间距对多头部燃烧室

的整体气动和燃烧性能产生了重大影响,展现出许多不同于单喷嘴结构的特性,并且喷嘴间距是决定燃气轮机燃烧室喷嘴数量的关键参数,对燃烧室点火及联焰过程也有显著的影响。本文基于典型的双旋流扩散燃烧喷嘴,设计了喷嘴位置连续变化可调的双头部模型燃烧室,测量了不同初始当量比条件下喷嘴的最大联焰间距,随后研究了喷嘴间距对贫油熄火当量比、反应流场和方均根速度场的影响。本文的结果有助于加深对喷嘴间相互作用机制的认识,并为燃烧室设计或改型工作中的喷嘴数目及喷嘴间距选择问题提供指导。

1 实验装置、测量手段及内容

1.1 实验系统及装置

双头部燃烧器性能实验系统主要包括燃料和空气供应系统、滑轨和两个头部实验件、排烟系统、测控系统,如图 1 所示。螺杆空气压缩机将空气压缩并经过滤器除湿除尘后存入储气罐,螺杆空气压缩机额定排气体积流量为 $2.12\text{ m}^3/\text{min}$,排气压力为 0.8 MPa 。从储气罐流出的空气经减压阀降压后分成两个支路,其中一路气体进入示踪粒子发生器携带粒子,然后与另一支路气体汇合后引入实验装置,以便实现示踪粒子的均匀播撒,两个支路上均装有阀门以便调节它们的体积流量比例,进而控制示踪粒子播撒的浓密程度,示踪粒子采用粒径为 $3\text{ }\mu\text{m}$ 的 TiO_2 。非流场测量实验时关闭示踪粒子空气支路的阀门。通过两个量

程为 1000 L/min 的 SevenStar 体积流量控制器为两个喷嘴分别提供空气,它们的精度为 $\pm 2\%\text{ FS}$ (full scale),线性度为 $\pm 1\%\text{ FS}$,实验前均进行准确度校验,满足实验要求。实验在常温常压下进行,燃料为体积分数 99.9% 的甲烷气体,由高压气瓶供给并通过量程为 150 L/min 的体积流量控制器调节流量。随后燃气经两根长度相同的软管引入燃料喷嘴,以保证实现燃料的均匀分配。排风管道将充满示踪粒子的烟气经水冷换热器冷却和布袋除尘器过滤后排出室外,防止造成大气污染。

旋流燃烧器头部结构如图 2 所示。它由充当滑块的底座、集气腔、整流板、燃料喷嘴、旋流器和渐扩段出口组成。旋流器采用 GE 公司 LM2500 航改型燃气轮机燃烧室中的双级旋流杯,如图 3 所示。旋流器叶片倾角 $\varphi=45^\circ$,按照式(1)计算的旋流数 n_s 为 0.78 。

$$n_s = \frac{2}{3} \left[\frac{1 - (d_h/d)^3}{1 - (d_h/d)^2} \right] \tan \varphi \tag{1}$$

式中 d_h 和 d 分别为旋流器的内径和外径, φ 为叶片倾角。旋流器下游采用文氏管将旋流射流分为两个部分:内部旋流用来增强空气和燃料掺混;外部旋流用来补燃、助燃。对于非预混燃烧方式而言,这种旋流杯是较为典型、成熟的结构,具有一定的代表性。旋流器出口设置锥形渐扩流道以适应射流膨胀,并为回流区的形成提供驻定空间。双喷嘴模型如图 4 所示,两个结构完全一样的喷嘴通过各自的底座(滑块)固定在滑轨上,它们在滑轨上的位置连续可调,从而可以实现任意喷嘴间距 D 的调节变化^[18]。喷嘴间距 D 定义为两个喷嘴中心轴线之间的距离,锥形渐扩段方形出口

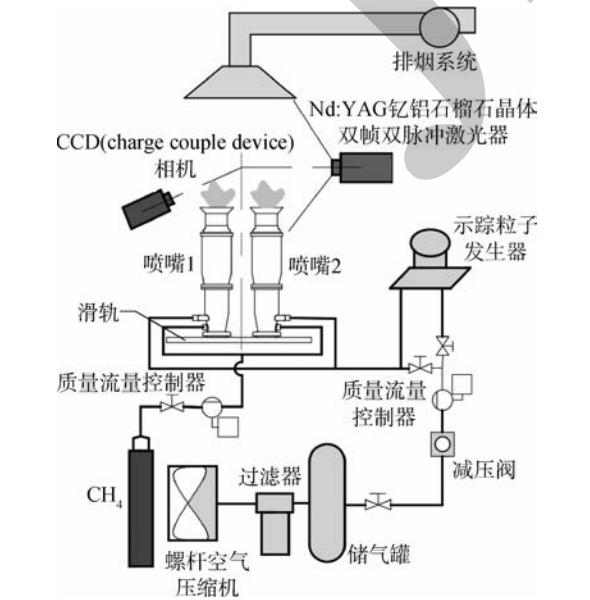


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Sketch of experimental system

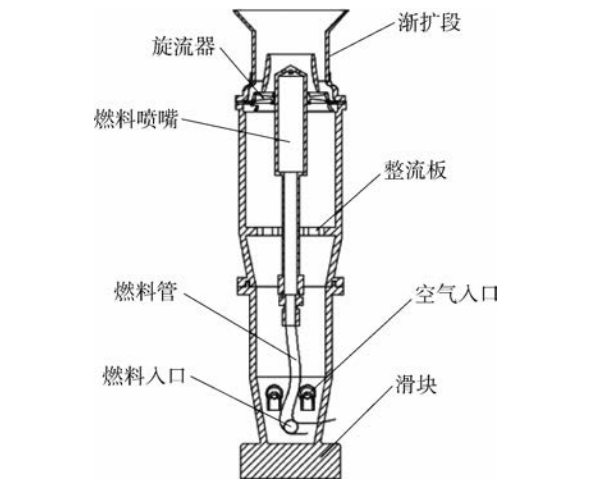


图 2 旋流喷嘴结构

Fig. 2 Configuration of swirl nozzle

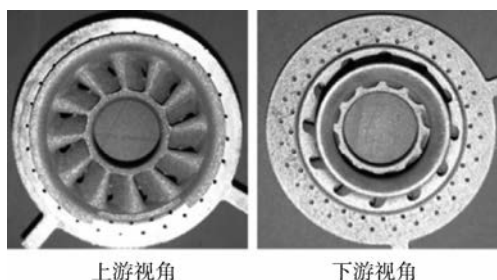


图 3 LM2500 旋流杯

Fig. 3 LM2500 swirl cup

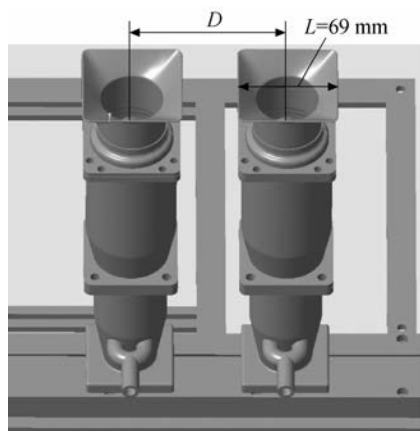


图 4 可调喷嘴间距的双喷嘴模型

Fig. 4 Double nozzles model with adjustable spacing

边长 $L=69\text{ mm}$ 。

1.2 测量内容与方法

本文首先测量不同初始当量比下的最大联焰间距(D_m),然后着重分析喷嘴间距(D)对贫油熄火火当量比、反应流场和方均根速度场的影响。贫油熄火极限是燃气轮机非常重要的性能参数之一,它直接影响燃机可实现的排放水平和稳定工作包线范围,关于喷嘴间距如何影响贫油熄火当量比以及对其背后所隐藏物理机制的探索,将会对燃烧室结构设计工作非常有利。另外,流场结构和火焰形态作为燃烧室中重要的物理信息,也能有助于揭示喷嘴间的相互作用。

实验采用 Lavision 公司生产的 PIV 系统来获得不同喷嘴间距下的双头部流场。PIV 系统包括 12bit CCD 相机、Nd:YAG 钕铝石榴石晶体双腔双脉冲激光器、同步器和控制主机。硬件系统的参数为:相机分辨率 1607 像素 $\times$ 1207 像素(水平方向 $\times$ 竖直方向),激光器发射的激光波长为 532 nm,单束激光最大能量为 200 mJ,PIV 系统的最大工作频率为 15 Hz。在流场测量过程中,激光器产生厚度约为 1 mm 的激光片光平面(法向

$z=0\text{ mm}$)通过两个喷嘴的中心轴线,PIV 相机的位置保持固定不变,拍摄范围为 240 mm $\times$ 180 mm(径向 $\times$ 轴向),空间分辨率 1 像素=0.15 mm。坐标原点位于两个喷嘴中心轴连线的中位线上,径向为 x 方向,轴向为 y 方向,通过同时移动两个喷嘴靠近或远离对方,来实现喷嘴间距 D 的变化。在 PIV 拍摄前,预先估计喷嘴出口平均速度,根据“粒子速度不超过判读区边长的 1/4”准则^[19]设置双脉冲激光时间间隔。每个工况下以 15 Hz 的频率拍摄 300 对粒子照片进行互相关计算得到平均流场。采用“cross-correlation”模式,迭代方式选择“multi-pass(constant size)”,判读区尺寸设置为 24 像素 $\times$ 24 像素,重叠率为 50%,速度场的空间分辨率为 1.8 mm $\times$ 1.8 mm。

2 实验结果及分析

2.1 不同初始当量比下的最大联焰距离

点火及传焰是燃气轮机起动过程中的关键,实现了燃烧室中点火及传焰,燃气轮机不一定能够成功起动,但如果没有燃烧室中平稳的点火传焰,那么燃气轮机起动绝对失败。本节对不同初始当量比下联焰成功发生时所允许的最大喷嘴间距(即最大联焰距离 D_m)以及火焰传播的动态过程进行研究。实验时,对两个间隔一定距离的喷嘴供给相同质量流量的空气和燃料,然后点着一个喷嘴并保持它的位置固定,缓慢移动另一个未着火喷嘴至着火喷嘴旁边,直到火焰成功传播时记录下两个喷嘴的间距,每个实验工况重复测量三次,得出最大联焰间距 D_m 的平均值。

为了增大实验置信度,单个喷嘴入口空气质量流量($q_{m,\text{air}}$)从 8.56 g/s 开始,以 2.14 g/s 的间隔增大到 17.12 g/s,然后根据单喷嘴贫油熄火实验确定火焰可以稳定燃烧的当量比范围。图 5 为不同空气质量流量和当量比下的喷嘴最大联焰间距 D_m 。可以看到增大空气质量流量和当量比都有利于延长联焰距离(促进火焰传播),并且后者的影响程度更大一些,当量比每增加 0.1,最大联焰间距 D_m 则增大 0.2L 左右。联焰现象本质上与湍流火焰传播速度、喷嘴间气流体积膨胀引起的流动混合以及着火喷嘴所产生高温燃气的热对流和热辐射有关。当第一个喷嘴着火时,它产生的高温燃气体积迅速膨胀,火焰在热燃气体积膨胀的驱动作用下开始沿径向快速传播,导致火焰位移速度远高于湍流火焰传播速度^[20]。这种径向传焰机理很大程度上取决于喷嘴间混合物的当

量比,因为当量比影响火焰温度进而控制高温燃气的膨胀程度。另外,随着当量比的增大,可燃混合物在喷嘴下游扩散得更远,火焰体积更大、旋流射流相互作用范围更广、湍流掺混强度更高,这些因素都促进联焰的发生,进而表现为最大联焰间距 D_m 随当量比增大而延长。需要说明的是,当量比对最大联焰间距的影响程度与旋流器结构及渐扩段扩张角都存在关系。

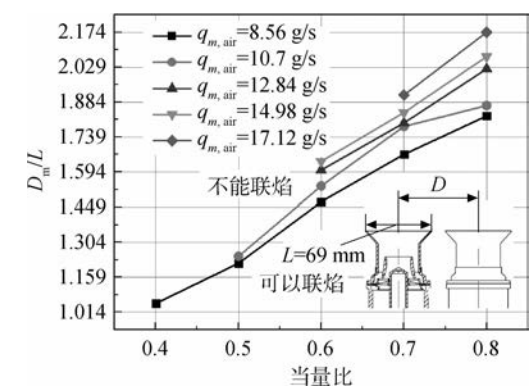


图 5 不同空气质量流量下喷嘴最大联焰间距随当量比的变化

Fig. 5 Maximum flame propagation spacing varying with equivalence ratio at different air mass flow rates

图 6 为空气质量流量 $q_{m,air}=10.7\text{ g/s}$ 时,不同当量比(Φ)下的火焰形态。可以看到火焰体积随着当量比提高而明显变大。图 7 是 $q_{m,air}=10.7\text{ g/s}$, $\Phi=0.6$ 时的火焰传播动态过程。把传焰将要发生还未发生的时刻 t 记为零时刻, $t=16.67\text{ ms}$ 时未着火喷嘴的内侧出现核心火团,随后火团体积不断扩大,在 $t=83.33\text{ ms}$ 时火团跨越旋流射流传播到喷嘴外侧;此后一直到 $t=150\text{ ms}$ 为止,都处于火焰根部的建立与强化过程中, $t=$

166.67 ms 时火焰根部的亮度明显变大,表明此时火焰根部已经建立并且稳定在燃料喷嘴上,紧接着火焰传播到更远的下游,形成一个充分发展、稳定的旋流火焰。这里可以将联焰过程分为四个阶段:相邻侧核心小火团的出现、跨越喷嘴向另一侧传播、火焰根部的建立与强化以及向下游传播并充分发展。

另外,如果用火焰锋面位置代表可燃混合物在喷嘴下游的分布范围,发现此工况下单喷嘴的火焰平均直径约为 140 mm,而此时的最大联焰间距 $D_m=106\text{ mm}$,表明联焰时着火喷嘴的一部分火焰不仅接触到另一喷嘴可燃混合物的边界,而且已经嵌入到其内部。这种剧烈的相互作用和湍流混合使得已经处于可燃极限以上的混合物在得到足够的活化自由基和热量后发生着火,由此表明旋流射流间的相互干扰和影响对火焰传播起促进作用。

2.2 喷嘴间距对贫油熄火当量比的影响

为了增加置信度,设置了三种空气质量流量,在每个空气质量流量下都对五种喷嘴间距进行熄火实验,同步缓慢减小两个喷嘴的燃料质量流量直到至少其中一个喷嘴发生熄火时,记录燃料质

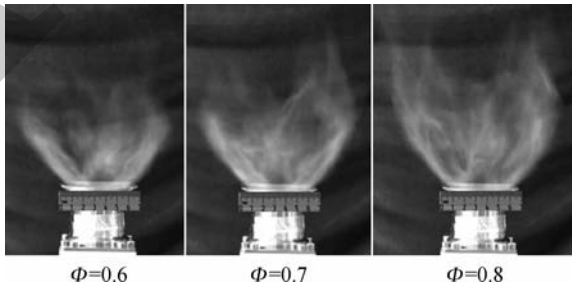


图 6 不同当量比下的火焰形态

Fig. 6 Swirl flame shape with different equivalence ratios

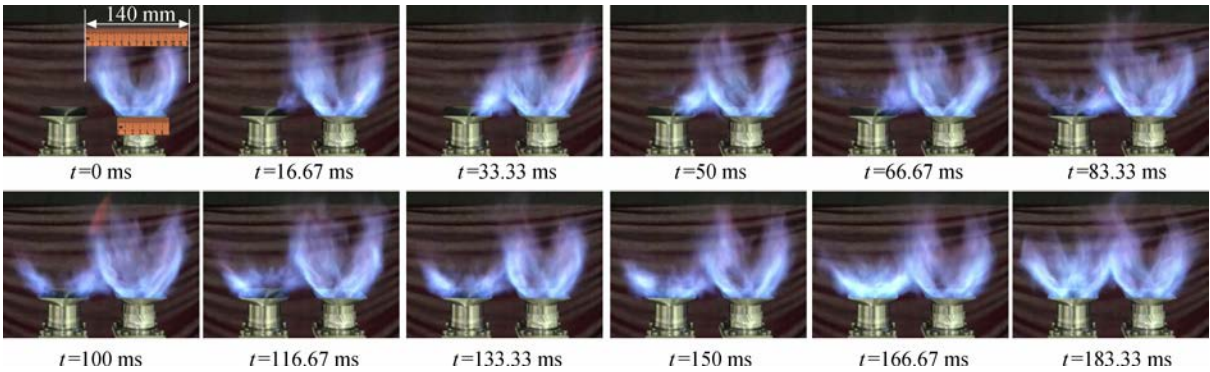


图 7 双喷嘴间的联焰过程

Fig. 7 Flame propagation process between double nozzles

量流量,并计算当量比。在每个空气质量流量、每个喷嘴间距(D)下各进行三次熄火实验得到贫油熄火当量比的平均值。

图 8 是贫油熄火当量比随喷嘴间距的变化曲线图,同等空气质量流量下单个喷嘴的贫油熄火当量比也在图中给出。从图 8 中可以看到,所有喷嘴间距下双喷嘴结构的贫油熄火当量比都比相同空气质量流量下单喷嘴的低。另外随着喷嘴间距的减小,喷嘴靠得越来越近,贫油熄火当量比降低,但当两个喷嘴紧挨在一起时贫油熄火当量比又升高。相对于单喷嘴参考工况,多喷嘴间的热辐射和燃料混合导致热释放率增大和火焰温度升高。在喷嘴间距较大时,旋流射流间的相互干涉较弱,热辐射对火焰温度的升高起主要作用;喷嘴间距较小时,旋流射流合并以及燃料混合占主导地位。由此可知,当两个喷嘴相邻放置时,一个喷嘴充当另外一个喷嘴的热辐射源和热屏障,既为对方提供热量使其火焰温度升高,又能将火焰体积压缩提高其热容密度,还能阻隔周围环境空气对它的稀释和冷却。喷嘴间距越小,这种促进火焰稳定的效果越明显,因此贫油熄火当量比随着喷嘴间距的减小而降低,熄火边界拓宽。然而当两个喷嘴接近到一定程度时(如两个喷嘴挨着的情况),贫油熄火当量比不再降低反而开始升高,一部分原因可能是喷嘴之间的气流轴向速度由于射流合并而迅速变大(由下节的热态流场进行说明)。随着流速的增大,湍流度也随之增大,进而增大火焰面的拉伸率,导致剪切层内的火焰稳定变得困难。另一方面,速度增大也会使气流夹带额外的燃烧产物到反应区,导致反应物体积分数降低。这两方面原因导致贫油熄火当量比随喷嘴间距的变化趋势发生改变。

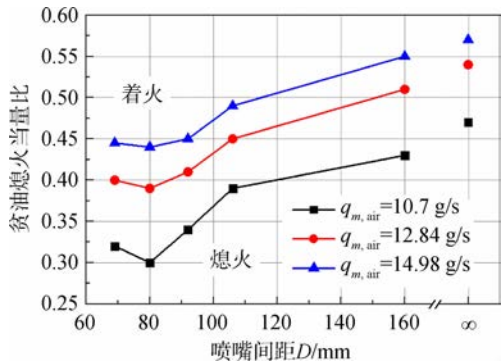


图 8 贫油熄火当量比随喷嘴间距的变化

Fig. 8 Lean blowout equivalence ratio varying with nozzle spacing

由此可见,喷嘴间距对贫油熄火当量比的影响是放热耦合与流动耦合相互竞争的结果,前者促进火焰稳定,而后者对火焰稳定产生不利影响。

2.3 喷嘴间距对反应流场的影响

本节以 $q_{m,air} = 10.7 \text{ g/s}$, $\Phi = 0.6$ 的工况为例,用 PIV 测量了五种喷嘴间距下双喷嘴的热态流场和方均根速度场。这五种喷嘴间距与上节中的设置相同,分别为 69、80、92、106、160 mm,其中 $D = 69 \text{ mm}$ 是两个喷嘴紧挨着的情况, $D = 106 \text{ mm}$ 是联焰成功发生时所允许的最大间距, $D = 160 \text{ mm}$ 是两个喷嘴间隔较远几乎不发生相互作用的情况。

图 9 是五种喷嘴间距下的平均轴向速度 (V_y) 云图及速度流线图。为了便于比较,所有的速度云图采用统一图例,同时在图例旁边标出了 V_y 的最小值和最大值。图中的白色实线为 V_y 等于 0 m/s 的位置,即中心回流区的边界线。从图中可以看到,每个喷嘴间距下两个喷嘴的大尺度流场结构非常相似,且它们关于坐标轴中心线对称,这增大了测量结果的可靠性。但由于喷嘴只有一侧存在旋流相互作用,因此两个喷嘴的流场都偏离各自的中轴线。在喷嘴间隔最远时($D = 160 \text{ mm}$),它们之间的相互作用较弱,可以用这种结构近似代表单个喷嘴独立存在的情况。随着喷嘴间距变小,相邻的两股气流剪切层在下游合并,喷嘴间的射流轴向速度增大,同时回流区尺寸被压缩,回流区径向宽度和轴向长度都有所变小,回流区气流逆向速度也有所增大。从喷嘴间距最远到喷嘴间距最近的情况,最大射流轴向速度增大了 28.3%,最大回流逆向速度增大了 26.2%。在喷嘴间距 $D = 92 \text{ mm}$ 和 $D = 106 \text{ mm}$ 的结构中,发现在两股射流合并作用下形成了一个小的角回流区,这个回流区为中心合并射流提供夹带空气。在更小和更大的喷嘴间距中都没有发现这样的角回流区,这是因为在较小喷嘴间距情况下,向中心射流提供夹带空气的通风道尺寸不足;喷嘴间距较大时,两股射流之间几乎没有相互作用,射流速度较低而通风道尺寸较大。

图 10 是双喷嘴火焰形态随喷嘴间距的变化。发现火焰面基本位于旋流射流与回流区之间的速度剪切层中,并且在速度云图中出现的剪切层气流合并现象也可以在各喷嘴间距的火焰形态中观察到。在最大喷嘴间距 $D = 160 \text{ mm}$ 情况下,两个火焰之间似乎不存在干涉而独立存在,随着喷嘴

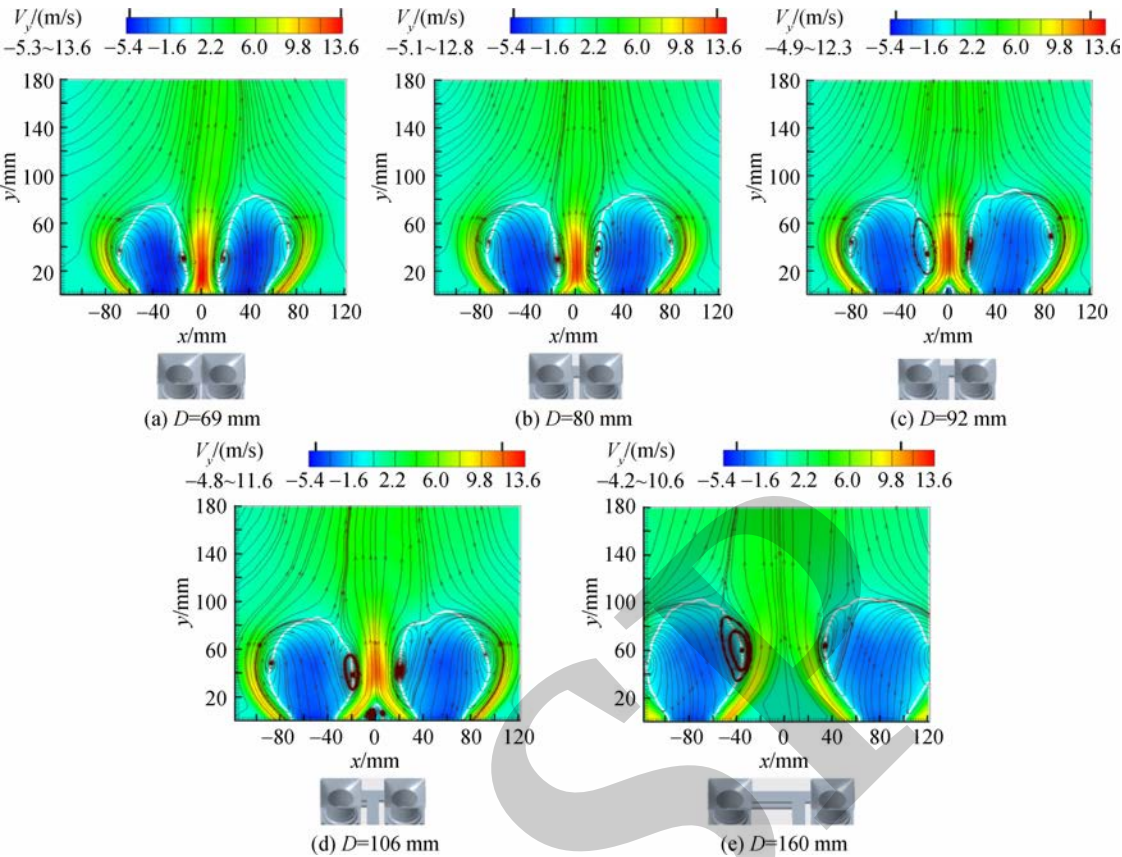


图 9 不同喷嘴间距下的平均轴向速度云图及流线图

Fig. 9 Average axial velocity contours and streamlines with different nozzle spacings

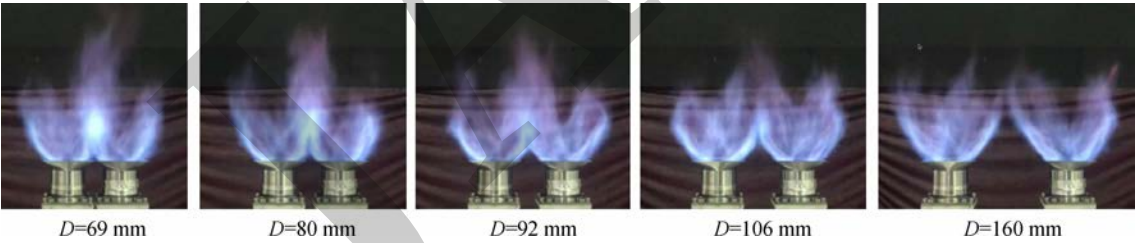


图 10 不同喷嘴间距下的双喷嘴火焰形态

Fig. 10 Double nozzles flame shape with different nozzle spacings

间距变小,喷嘴相邻一侧的火焰发生融合,火焰高度变大、颜色变亮、温度也变得更高。值得注意的是,空气质量流量为 10.7 g/s,当量比为 0.6 时的最大联焰间距 D_m 为 106 mm,从喷嘴间距 106 mm 时的速度云图和火焰照片都可以看到,两个喷嘴的射流剪切层和火焰后缘已经嵌入到彼此内部,而不是刚刚发生接触,由此表明旋流射流间的相互干涉对联焰成功发生起重要作用。

图 9 所示的速度云图非常便于观察流场的整体结构,但是也会隐藏重要信息。图 11 展示了四个下游轴向位置(y)处不同喷嘴间距流场的轴向速度 V_y 的分布曲线。对于 $D=92$ mm 和 $D=106$ mm 的结构,在 $y=5$ mm 时,中心线处出现回流

逆向速度,达到 -2 m/s,这就是上面速度云图中所看到的角回流区。另外,在中心线处两股剪切层气流合并成一股轴向射流,合并点的位置取决于喷嘴间距。例如,对于喷嘴间距 $D=69$ mm,在 $y=5$ mm 处剪切层合并; $D=80$ mm 和 $D=92$ mm 时,在 $y=20$ mm 处射流合并完成; $D=106$ mm 时射流合并位置在 $y=40$ mm 处;而对于最远喷嘴间距,在 $y=70$ mm 处也没有发生融合,说明两个喷嘴几乎没有相互作用。在 $y=5$ mm 处,从两个喷嘴各自最外侧的射流剪切层可以看到,五个喷嘴间距下喷嘴的射流轴向速度相似,约为 9 m/s,而合并后的轴向速度峰值则依赖于喷嘴间距,由于较多的气流被限制在喷嘴间有限的流动空间

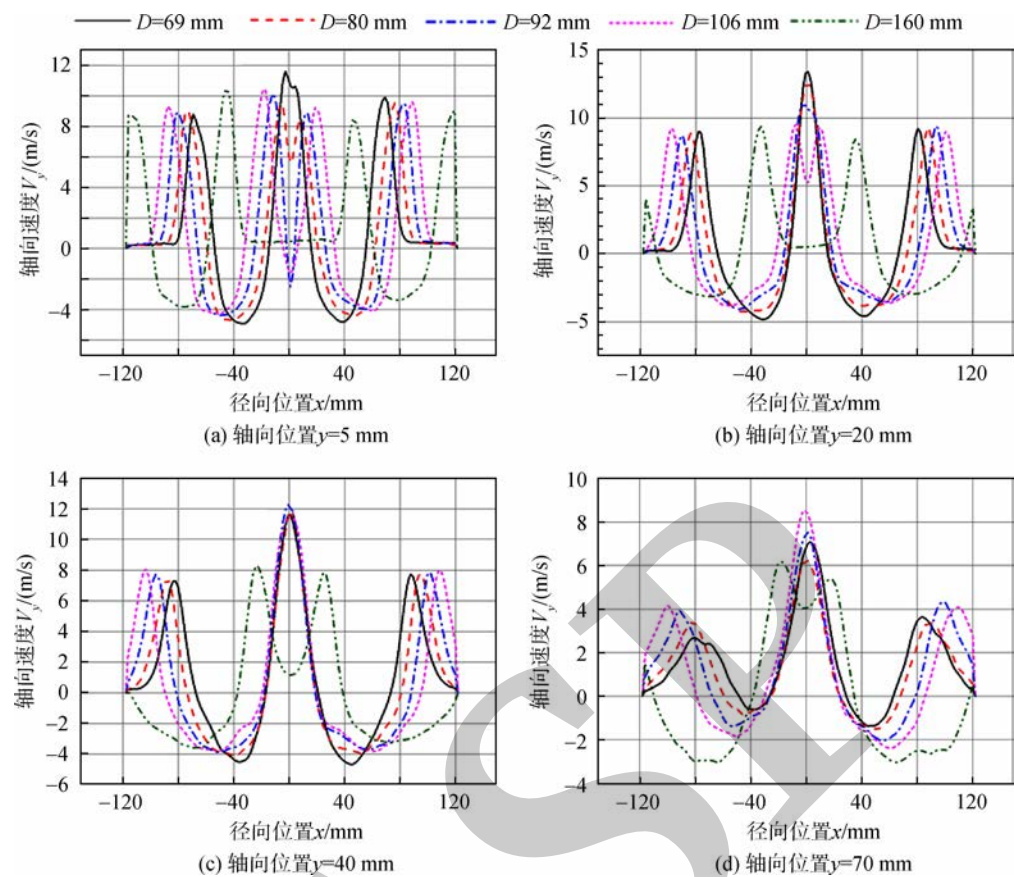
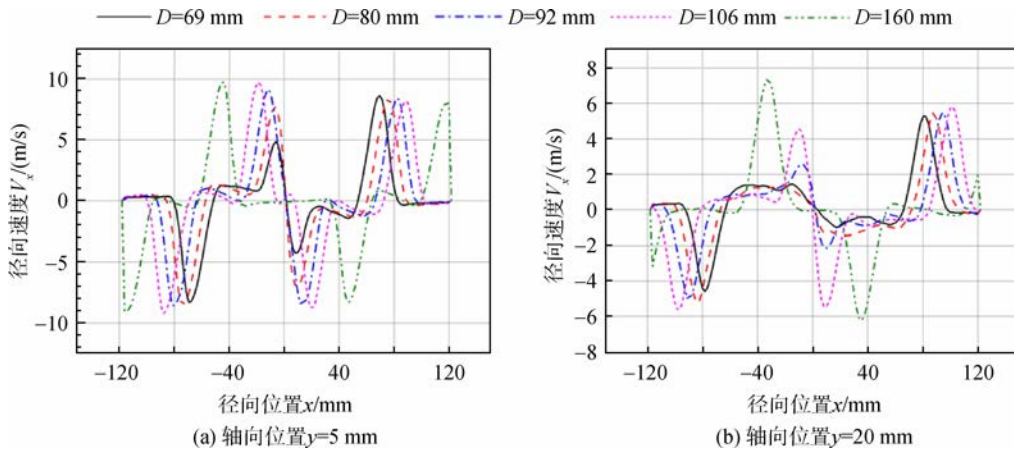


图 11 轴向速度在不同下游位置的分布曲线
Fig. 11 Axial velocity curves at different downstream locations

中,因此较小的喷嘴间距比较宽的喷嘴间距具有更高的射流合并轴向速度。

图 12 展示了四个下游轴向位置处不同喷嘴间距流场的径向速度(V_x)的分布曲线。从图中可以看到,在 $y=5\text{ mm}$ 处,喷嘴间距 $D=69\text{ mm}$ 和 $D=80\text{ mm}$ 的两个喷嘴之间的径向速度小于喷嘴外侧旋流射流的径向速度。在 $y=20\text{ mm}$ 处,喷嘴间距 $D=69\text{ mm}$ 和 $D=80\text{ mm}$ 的径向速度进一步减小到 1 m/s 左右,喷嘴间距 $D=92\text{ mm}$ 和 $D=106\text{ mm}$ 的径向速度也较上游位置有所减小,

这是由于相邻的两股气流剪切层发生相互作用,气流在径向上发生碰撞、抵消引起的。在 $y=40\text{ mm}$ 处,喷嘴间距 $D=69, 80, 92\text{ mm}$ 的喷嘴之间的径向速度已经发生转向,在 $y=70\text{ mm}$ 处喷嘴外侧的旋流射流径向速度也发生转向。最终两股转向的旋流射流在回流区下游滞止点相遇,形成一个完整封闭的回流区。这是由于切向旋转动量在回流区下游滞止点附近已经耗散、消失,喷嘴中心线附近不再需要存在径向逆压梯度去平衡切向旋转动量,因此回流区在此处闭合。



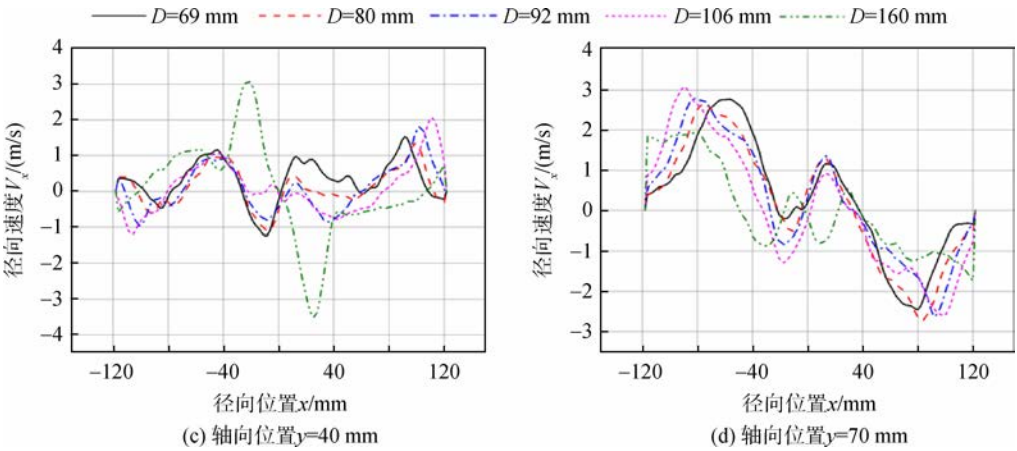


图 12 径向速度在不同下游位置的分布曲线
Fig. 12 Radial velocity curves at different downstream locations

图 13 是喷嘴间距 $D=69, 106, 160$ mm 三种情况下的方均根速度 (V_{rms}) 云图。从图中可以看到,喷嘴间距 $D=160$ mm 时,两个喷嘴之间几乎没有相互作用,速度脉动主要分布在各自的速度剪切层中,方均根速度的最大值为 4.8 m/s。随着喷嘴间距的减小,相邻的气流剪切层

发生相互作用,在它们相互作用的区域脉动速度迅速变大,达到 $5.2\sim 5.3$ m/s,并且大速度脉动区向下游延展的范围更广,达到轴向位置 $y=100$ mm 左右(橘红色区域)。由此可见,喷嘴靠近时会引起旋流射流相互作用增强以及速度波动幅度变大。

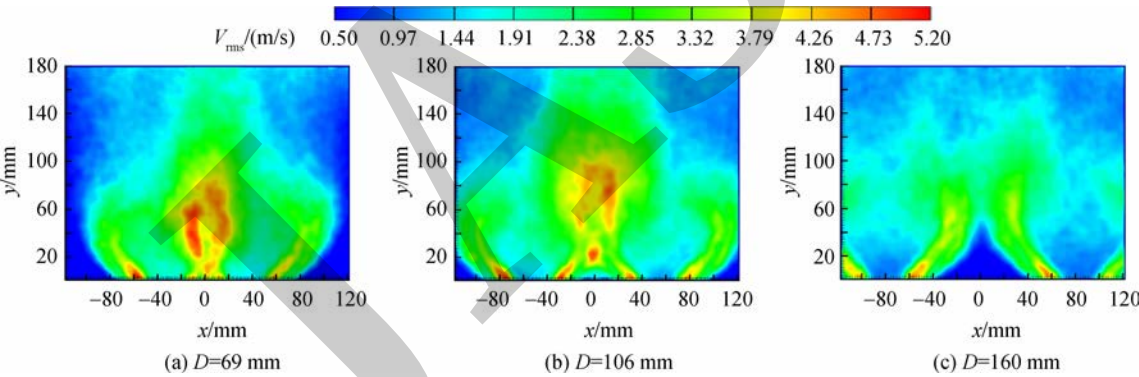


图 13 不同喷嘴间距下的方均根速度云图
Fig. 13 Root mean square velocity contours with different nozzle spacings

3 结 论

本文通过实验研究了双喷嘴实验件在不同初始当量比下的最大联焰距离 D_m 、火焰传播动态过程以及喷嘴间距 D 对贫油熄火当量比、平均热态流场和方均根速度场的影响规律,主要结论如下:

1) 增大空气质量流量和初始当量比都有利于延长联焰距离,当量比每增加 0.1 ,无量纲最大联焰间距 D_m/L 增大 0.2 左右。

2) 喷嘴间旋流射流的相互作用和干涉促进联焰的成功发生。联焰过程分为四个阶段:相邻侧核心小火团出现、火团跨越喷嘴向另一侧传播、

火焰根部建立与强化以及向下游传播并充分发展。

3) 在实验范围内,所有双喷嘴结构的贫油熄火当量比都小于相同空气质量流量下单喷嘴的贫油熄火当量比。随着喷嘴间距减小,贫油熄火当量比先减小后增大,这种影响规律是放热耦合与流动耦合相互竞争的结果。

4) 喷嘴间距减小导致射流合并、喷嘴间气流径向速度抵消变小以及合并射流峰值速度变大;脉动速度主要分布在速度剪切层和喷嘴间相互作用的区域,喷嘴间距越小方均根速度越大,分布区域越广。

参考文献:

[1] DOLAN B,GOMEZ R V. Effect of nozzle spacing on NOx emissions and lean operability[R]. AIAA-2016-2150,2016.

[2] KARIUKI J,WORTH N A,DAWSON J R,et al. Visualization of blow-off events of two interacting turbulent premixed flames[R]. AIAA-2013-0692,2013.

[3] CAI J,JENG S M,TACINA R. Multi-swirler aerodynamics: experimental measurements[R]. AIAA-2001-3574,2001.

[4] CAI J,JENG S M,TACINA R. Multi-swirler aerodynamics:comparison of different configurations[R]. ASME Paper GT-2002-30464,2002.

[5] FU Y,JENG S M,TACINA R. Characteristics of the swirling flow in a multipoint LDI combustor[R]. AIAA-2007-0846,2007.

[6] KAO Y H,TAMBE S B,JENG S M. Aerodynamics of linearly arranged rad-rad swirlers,effect of number of swirlers and alignment[R]. ASME Paper GT2013-94280,2013.

[7] KAO Y H,TAMBE S B,JENG S M. Aerodynamics study of a linearly-arranged 5-swirler array[R]. ASME Paper GT2014-25094,2014.

[8] KAO Y H,DENTON M,WANG X,et al. Experimental spray structure and combustion of a linearly-arranged 5-swirler array[R]. ASME Paper GT2015-42509,2015.

[9] DOLAN B,GOMEZ R V,GUTMARK E. Optical measurement of interacting lean direct injection fuel nozzles with varying spacing[R]. ASME Paper GT2015-43706,2015.

[10] DUROX D,PRIEUR K,SCHULLER T,et al. Different flame patterns linked with swirling injector interactions in an annular combustor[J]. Journal of Engineering of Gas Turbines and Power,2016,138(11):101504. 1-101504. 8.

[11] FANACA D,ALEMELA P R,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 of Gas Turbines and Power,2010,132(7):071502. 1-071502. 7.

[12] CHO C H,SOHN C H,CHO J H,et al. Effects of burner interaction on NOx emission from swirl premix burner in a gas turbine combustor[R]. ASME Paper GT2014-26174,2014.

[13] WORTH N A,DAWSON J R. Modal dynamics of self-excited azimuthal instabilities in an annular combustion chamber[J]. Combustion and Flame,2013,160(11):2476-2489.

[14] CORDIER M V,EL A,RENOU B,et al. Experimental and numerical analysis of an ignition sequence in a multiple-injectors burner[R]. ASME Paper GT2013-94681,2013.

[15] BOURGOUIN J F,DUROX D,SCHULLER T,et al. Ignition dynamics of an annular combustor equipped with multiple swirling injectors[J]. Combustion and Flame,2013,160(8):1398-1413.

[16] 令狐昌鸿,王高峰,钟亮,等. 环形旋流燃烧室模型点火过程的实验[J]. 航空动力学报,2018,33(7):1767-1778.

LINGHU Changhong,WANG Gaofeng,ZHONG Liang,et al. Experiment on ignition process in annular swirling combustor model[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(7):1767-1778. (in Chinese)

[17] 叶沅然,王高峰,马承彪,等. 斜喷环流环形燃烧室点火实验研究[J]. 工程热物理学报,2018,39(11):2549-2558.

YE Chenran,WANG Gaofeng,MA Chengbiao,et al. Experimental investigations of ignition process in an annular combustor with circumferential flow via oblique injection[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2018,39(11):2549-2558. (in Chinese)

[18] 中国科学院工程热物理研究所. 一种燃气轮机燃烧室多头部试验件试验:201811158184. 9[P]. 2019-01-18.

[19] RAFFEL M,WILLERT C E,KOMPENHANS J. Particle image velocimetry:a practical guide[M]. Berlin:Springer,1998.

[20] BOILEAU M,STAFFELBACH G,CUENOT B,et al. LES of an ignition sequence in a gas turbine engine[J]. Combustion and Flame,2008,154(1/2):2-22.

(编辑:陈 越)