

不同淬熄结构下 RQL 燃烧室流场特性的数值研究

张 亮, 吉雍彬, 葛 冰, 臧述升

(上海交通大学 机械与动力工程学院 叶轮机械研究所, 上海 200240)

摘 要: 采用雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方法对不同淬熄结构的富油/淬熄/贫油(RQL)燃烧室内定常掺混流动过程进行了数值模拟,分析了不同截面的流场结构,研究了动量通量比及淬熄孔排布方式的影响。结果表明:射流进入 RQL 燃烧室后发生偏转且偏转方向和旋流方向有关,回流区长度、穿透深度和高湍动能区随着动量通量比的增大而增加;当 $J \geq 80$ 时,淬熄射流下游出现高湍动能区,逐渐与上游融为一体;当 $J \geq 120$ 时,回流区的长度基本不再发生明显变化。此外,非中心对冲结构 C3 具有更大的高湍动能区,掺混更均匀。

关 键 词: 流场特性; 淬熄结构; RQL 燃烧室; 动量通量比; 掺混特性

中图分类号: V231.3; TK474⁺.9

文献标志码: A

Numerical study on flow field characteristics of RQL combustor under different quenching structures

ZHANG Liang, JI Yongbin, GE Bing, ZANG Shusheng

(Turbomachinery Institute, School of Mechanical and Power Engineering,
Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) method was used to simulate the steady flow process in rich-burn/quench/lean-burn (RQL) combustors of different quenching structures. The flow field structure of different cross sections was analyzed to study the effects of momentum flux ratio and quenching hole arrangement. Results showed that the jet deflected after entering the RQL combustor and the deflection direction was related to the swirling direction. The recirculation zone length, jet depth and high kinetic energy zone increased with the increase of the momentum flux ratio. When $J \geq 80$, a high kinetic energy zone appeared downstream the quenching jet, and gradually merged with the upstream. When $J \geq 120$, the length of the recirculation zone was substantially no longer changed. In addition, the non-central opposed jet structure C3 had a larger turbulent kinetic energy zone with better mixing.

Key words: flow field characteristics; quenching structure;
RQL combustor; momentum flux ratio; mixing characteristic

收稿日期: 2019-01-18

作者简介: 张亮(1992—),男,硕士生,研究方向为燃气轮机/航空发动机燃烧室低排放燃烧技术。

通信作者: 葛冰(1977—),男,副研究员,博士,主要从事燃气轮机燃烧不稳定性及抑制技术,低污染燃烧技术,新型燃气轮机装置的研发与工程实践等。E-mail:gebings@sjtu.edu.cn

引用格式: 张亮,吉雍彬,葛冰,等. 不同淬熄结构下 RQL 燃烧室流场特性的数值研究[J]. 航空动力学报,2019,34(8):1688-1698.
ZHANG Liang,JI Yongbin,GE Bing,et al. Numerical study on flow field characteristics of RQL combustor under different quenching structures[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(8):1688-1698.

航空发动机的排放标准日趋严格,使得低污染燃烧技术发展迅速。目前,航空发动机中常用的低排放燃烧技术有:LPP(贫燃预混预蒸发 lean premixed prevaporized)、LDI(贫油直接喷射 lean direct inject)和 RQL(富油/淬熄/贫油 rich-burn/quench/lean-burn)等。其中,在 1980 年,富油/淬熄/贫油燃烧室由 Mosier 等提出,被认为是控制 NO_x 生成最具潜力的燃烧技术^[1],随后 NASA 也在 90 年代将 RQL 作为下一代航空发动机的燃烧方式^[2-3]。该技术采用分级燃烧方式,将燃烧室分为富油、淬熄和贫油三个区域,通过注入淬熄冷空气快速实现从富油燃烧到贫油燃烧的转换,从而使整个燃烧室工作在 NO_x 生成量较少的环境中,降低排放。此外 RQL 燃烧技术还具有良好燃烧稳定性和较强的燃料适应性,已被先进民航发动机燃烧室广泛采用。

实现淬熄射流在富油燃烧区产物横流中的快速掺混是 RQL 燃烧技术的关键。因此,国内外进行了大量的基础研究。Blomeyer 等^[4]实验研究了矩形燃烧室在非反应条件下的射流掺混,发现相比于均匀主流,射流的穿透深度在旋流主流状态下会明显的减小。Oechsle 等^[5]实验研究了圆形燃烧室中射流分别在反应横流和非反应横流中掺混的温度分布特征,发现没有明显区别,因此指出可以用非反应条件下的掺混特性去模拟反应条件下的掺混情况。Leong 等^[6-7]通过实验研究发现筒形燃烧室淬熄孔数目对掺混射流的穿透深度有影响。Zhu 等^[8-9]在圆柱形燃烧器喉部向主流中射入径向空气并对其掺混进行了参数研究,指出射入空气动量通量是掺混效果的最主要影响因素,Shih 等^[10]数值模拟也验证这个结论。上海交通大学的吉雍彬等^[11]通过数值模拟的方法研究了环形燃烧室内非定常的掺混流动过程,指出射流穿透行为与雷诺数无关,穿透深度受动量通量比的影响,这个结论也被虞江鹏等^[12]实验研究所验证;Mohammad 等^[13]利用 PIV(粒子图像测速仪技术)完成了单喷嘴燃烧室淬熄孔尺寸对掺混特性影响的分析研究。这些研究表明,在旋流状态下,掺混特性不仅仅取决于动量通量比,还受到射流结构的影响,然而针对和实际环形多喷嘴燃烧室接近的多旋流主流下的多股射流掺混流动的研究还很欠缺。RANS 模拟^[14-16]可以研究不同射流结构下的燃烧室内流动状态,同样对射流掺混过程的研究也具有很大的帮助,并被验证可以较好的符合实验结果。

本文采用 RANS 方法,对等温条件下的布置有圆形淬熄孔结构的 RQL 燃烧室三头部试验段淬熄区的流动特性进行了实验与数值研究,总结了动量通量比和不同淬熄结构对流动掺混特性的影响规律。

1 模拟对象

本文的数值研究是在实验的基础进行的,实验系统如图 1 所示,主要包括四部分:主流空气及示踪粒子系统、淬熄空气及流量控制系统、RQL 模型燃烧室测试段、激光控制与图像采集处理系统。

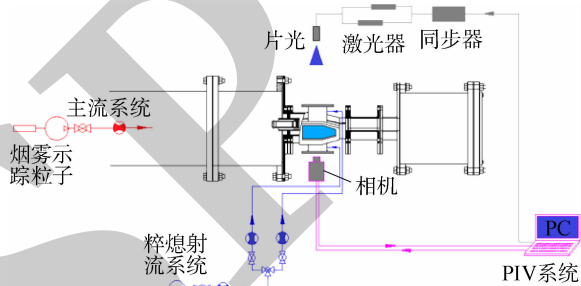


图 1 实验系统图

Fig. 1 Experimental system diagram

本文研究的燃烧室模型如图 2(以上下壁面上均布 6 个淬熄孔非中心对冲结构为例)所示,为三头部直列式燃烧室。燃烧室长 444 mm,高 98 mm,宽 320 mm。燃烧室壁面由三段组成,第一段长为 190 mm,其中圆形淬熄孔布置在离旋流器出口下游 100 mm 处,第二段为收缩段,收缩段轴向距离为 78.5 mm,收缩角度为 14°,最后一段靠近燃烧室出口,该段长为 105.5 mm。

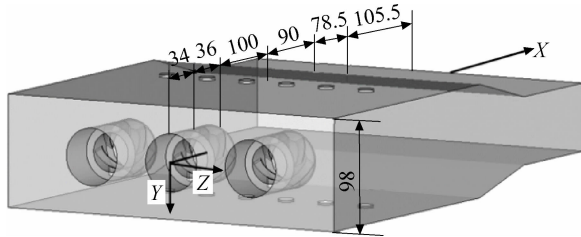


图 2 RQL 燃烧室结构(单位:mm)

Fig. 2 RQL combustor (unit:mm)

本文研究了三种淬熄结构对流场的影响,分别为 C1(7-7)中心对冲、C2(6-7)错冲和 C3(6-6)非中心对冲,其示意图如图 3 所示。淬熄孔直径为 14 mm,头部旋流器为简单直叶片式轴向旋流器,共 6 个 45°导流叶片。旋流器的环形空气通道

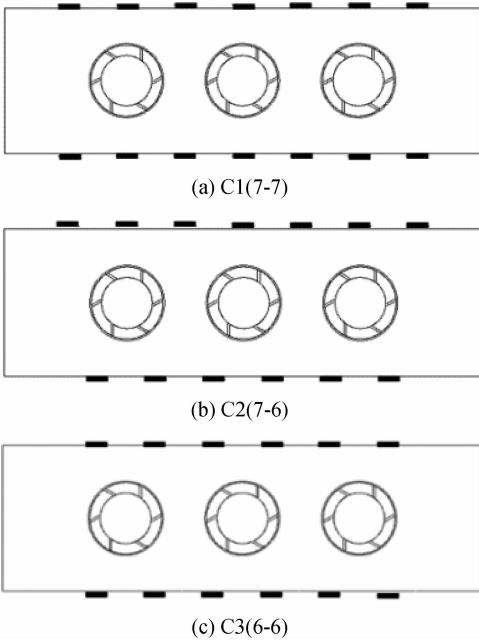


图 3 RQL 三种淬熄结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of three quenching structures

内径 $d=34\text{ mm}$, 外径 $D=48\text{ mm}$ 。

2 数值方法

本研究是基于商用 ANSYS FLUENT 软件包, 采用 RANS 定常模拟的方法, 湍流模型选用标准壁面函数的 Realizable $k-\epsilon$ 模型, 速度压力耦合采用 SIMPLEC 算法, 离散方法为二阶迎风差分格式。

2.1 控制方程

目前对燃烧室内湍流流动模拟采用最广泛的是雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 法^[17]。不可压缩 Navier Stokes 动量守恒方程为

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \quad (1)$$

通过雷诺分解可以获得不可压缩流体的雷诺方程

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (2)$$

式(1)、式(2)中, u_i, u_j 表示瞬时速度, $\overline{u'_i}, \overline{u'_j}$ 表示时均速度, u'_i, u'_j 表示脉动速度, ρ 为密度, p 为压力, ν 为运动黏度, t 为时间。

在 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型中, 通过湍流动能 k , 湍流动能耗散率 ϵ 的两个传输方程与 RANS 方程组可以获得湍流动能 k , 湍流动能耗散率 ϵ 。该模型的传输方程如下:

$$\frac{Dk}{Dt} = P - \epsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]$$

$$\frac{D\epsilon}{Dt} = (C_{\epsilon 1} P - C_{\epsilon 2} \epsilon) \frac{\epsilon}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] \quad (3)$$

其中 ν_t 是湍流黏度(下标 t 表示湍流), P 是湍流动能产生项

$$P = 2\nu_t \Pi_s \text{ 且 } \nu_t = C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (4)$$

模型系数 $C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}, \sigma_k, \sigma_\epsilon$ 通常保持标准默认值不需要修改, 而模型系数 C_μ 是通过公式计算获得, 下标 μ 为动力黏度。

Π_s 是平均流动应变速率张量的不变量

$$\Pi_s = S_{ij} S_{ji} \quad (5)$$

平均流动应变速率张量为 S_{ij} 为

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

Realizable $k-\epsilon$ 模型修正了耗散率传输方程, 这些方程能更精确解析层流速度波动带来的影响。

Realizable $k-\epsilon$ 模型的优点在于, 对圆柱和平板射流的研究中, 能获得更加精确的耗散率。同时, 该模型对于具有强逆压梯度的旋转流动边界层、流动分离以及二次流能获得不错的效果。

2.2 网格划分和边界条件

为提高计算精度, 燃烧室腔体和旋流器划分均采用结构化体网格, 计算域和边界条件如图 5 所示, 局部网格如图 6 所示。并且在淬熄孔和主流与射流流动干涉强烈区域对网格加密。冷态数值模拟中, 流动工质为空气, 主流和射流均为速度入口, 燃烧室出口为大气压力出口, 两侧壁和上下壁面均为绝热无滑移固壁。网格无关性验证如图 4 所示, 其中 400 万网格在主流和射流干涉区域的轴向速度预测有较大误差, 同时考虑到计算成本, 最后选择 900 万的网格进行数值计算。

2.3 计算工况

主流的人口速度保持不变, 通过调整射流入口速度使得动量通量比 J 变化, 从而考察 J 对于掺混特性的影响, 动量通量比的定义如下:

$$J = \rho_q V_q^2 / \rho_m V_m^2 \quad (7)$$

其中 ρ_q 和 ρ_m 分别表示射流和主流的密度(等温条件下 $\rho_q = \rho_m$); V_q 和 V_m 分别表示射流和主流的速度。

计算工况表如表 1 所示, 动量通量比分别为 0、20、40、80、120 和 160, 其中旋流器出口速度为 23.2 m/s, 燃烧室截面平均速度为 2 m/s。

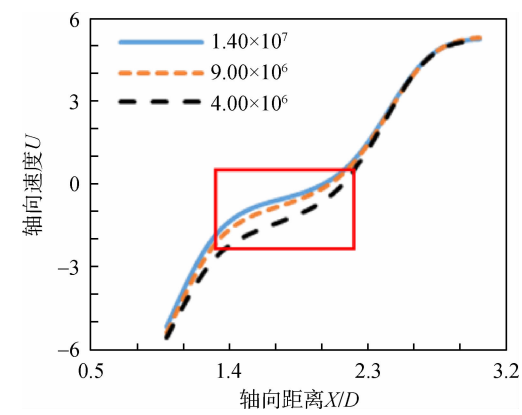


图 4 网格无关性验证(C1(7-7)A 截面)
Fig. 4 Grid independence verification
(C1(7-7) section A)

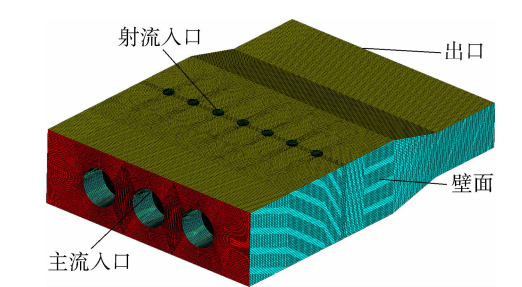


图 5 计算域与边界条件
Fig. 5 Computational domain and boundary conditions

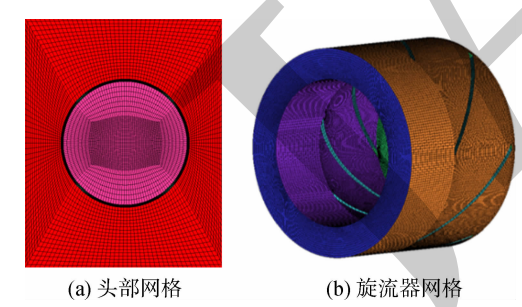


图 6 局部网格放大图
Fig. 6 Local grid enlargement

表 1 计算工况
Table 1 Computation conditions

工况	单个射流 流量/(g/s)	射流速度/ (m/s)	主流流量/ (g/s)	动量 通量比
1	0	0	74.4	0
2	1.64	8.9	74.4	20
3	2.31	12.6	74.4	40
4	3.26	17.9	74.4	80
5	4.00	21.9	74.4	120
6	4.61	25.3	74.4	160

3 结果与讨论

如图 7 所示,截取了五个面:A、B、C、YOZ 和 XOZ,A 截面穿过中间旋流器的中心,A、B、C 三个截面是等间距的,间距为 19.5 mm,C 截面位于两个旋流器的中间位置,YOZ 截面穿过淬熄孔中心,XOZ 截面穿过三个头部旋流器的中心。

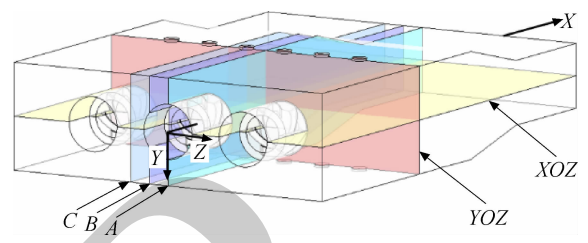


图 7 流场研究选取的截面
Fig. 7 Flow field study selected section

本文对湍动能和坐标系进行了无量纲处理,以湍动能和旋流器入口速度平方的比值来表示湍动能的大小(用 E_{ik}/U^2 表示),以坐标系的数值和旋流器直径的比值来表示 X、Y 和 Z 的大小(分别用 X/D 、 Y/D 和 Z/D 表示)并且将坐标系的原点放在中间头部旋流的出口处,分析了流场的结构。

3.1 模型验证

选取淬熄结构 C1(7-7)A 截面进行模型验证,图 8 所示为动量通量比 $J=80$ 的数值计算与

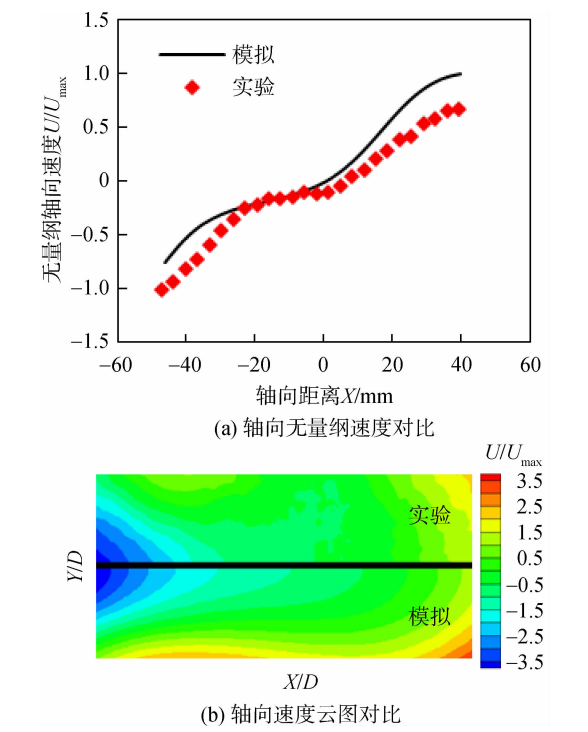


图 8 计算结果的验证
Fig. 8 Verification of calculation results

PIV 实验关于无量纲轴向速度结果的对比以及轴向速度云图的对比。其中 U 为中心喷嘴轴线上的轴向速度, $U_{\max}$ 为最大绝对值速度值。坐标轴的原点选取在上下淬熄孔的中间位置,从图中可以看出两者的速度变化趋势相同,模拟能够很好的捕捉到,因此采用湍流模型可靠性较高。另外,从轴向速度云图也可以看出,速度分布情况也大致相同,进一步证明了湍流模型的可靠性。

3.2 动量通量比的影响

选取 C1(7-7)淬熄结构,分析了不同截面上湍动能(E_k/U^2)和绝对速度的分布情况,讨论了不同动量通量比对流场结构的影响。图 9 为 C1

(7-7)的湍动能云图和流线图。从图中可以看出,射流进入燃烧室后受主流的影响发生偏转,且偏转方向相同。同时,湍动能区域随着动量通量比的增大而逐渐变大。当 $J \geq 80$ 时,淬熄射流下游出现高湍动能区,逐渐与上游融为一体。由于湍动能 k 中包含扩散项,即由脉动压强和脉动速度引起的对流扩散和分子黏性扩散,高湍动能区域的大小可以用来表征淬熄射流和主流的掺混,高湍动能区域越大,掺混越均匀。

在 A 截面上,头部形成对称的回流区,随着动量通量比的增大,回流区的长度逐渐减小,当 $J \geq 120$ 时,回流区的范围不再变化,并且在射流

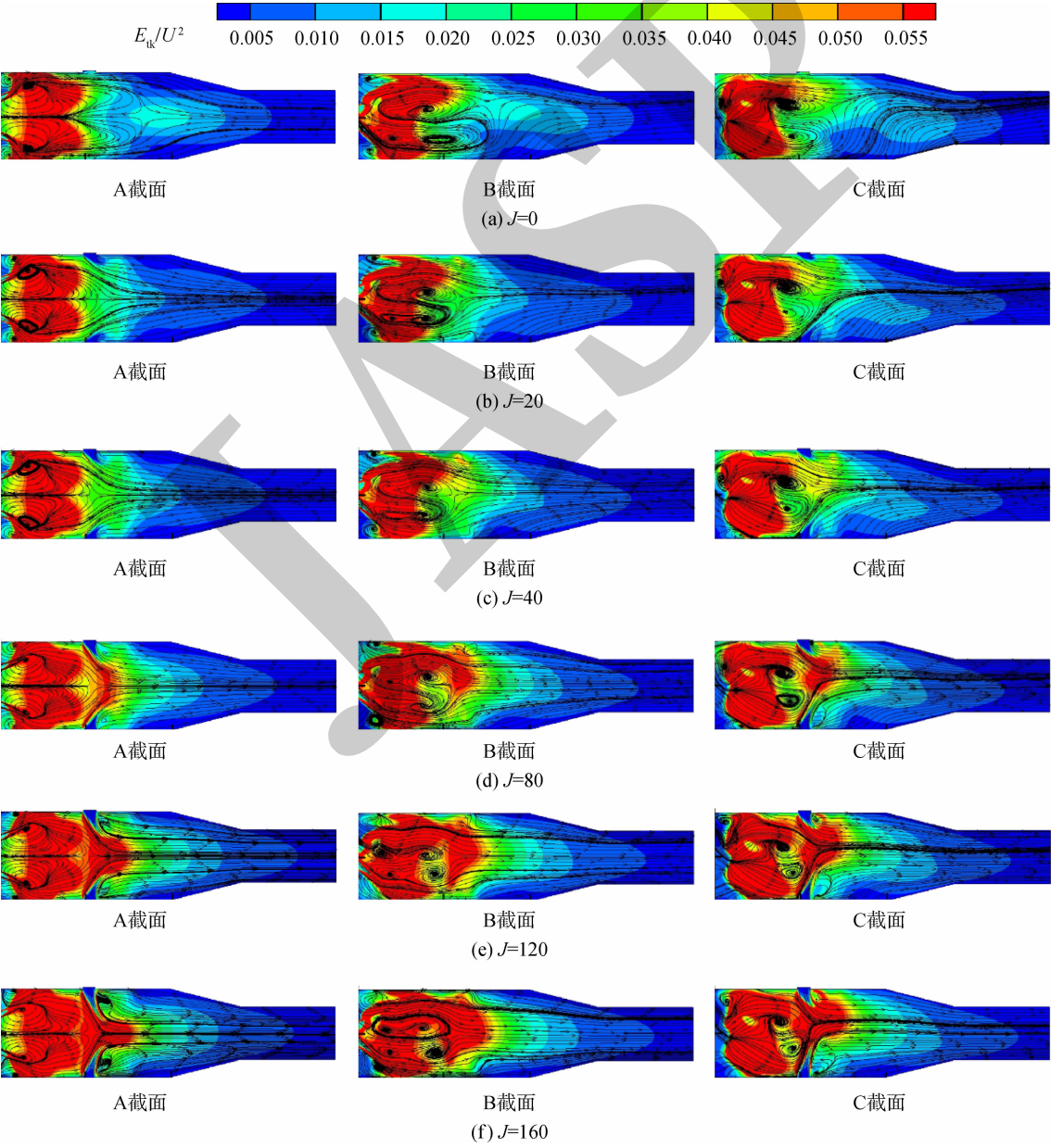


图 9 C1(7-7)A、B、C 截面的湍动能云图和流线图
Fig. 9 C1(7-7) kinetic energy cloud and streamline diagram of the A, B, C sections

的下游侧有小的回流产生;另外,随着动量通量比的增大,射流的穿透深度增加,而且上下射流深度相当。在 B 截面上,头部有回流区的产生,但涡的位置受动量通量比的影响小,这是因为 $C1(7-7)$ 的 B 截面的上下没有射流的存在。

在 C 截面上,头部仍然有回流区的存在,但随着动量通量比的增加,下侧射流的穿透深度比上侧的大,流线向上侧偏移,为了进一步分析原因,提取了 $J=80$ 的速度等值面,如图 10 所示。从图中可以看出,流向向上偏移,是因为外侧旋流的影响, C 截面位置位于两个旋流器的中间位置,内侧的旋流收到外侧的抑制,内侧旋流作用减弱,以外侧旋流为主,而旋流器的旋向为正旋(即顺时针),与下侧射流相遇时,卷吸作用强,带动下侧射流向上发展。此外,还可以看出,穿透深度可能还与旋流器的安装角度有关,从旋流器出来的气流可能直接打在射流出口位置,从而影响穿透深度,在后续研究中应进一步展开研究。

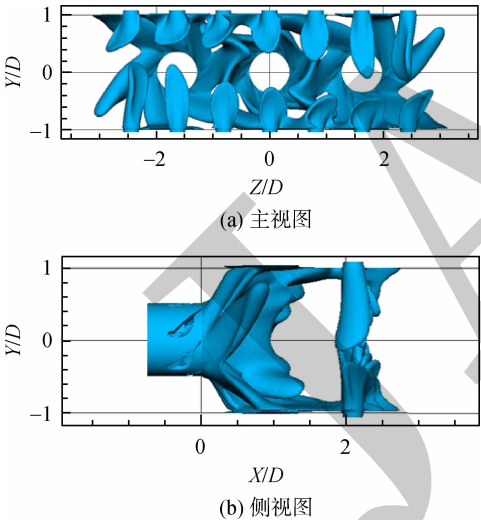


图 10 $J=80$ 的速度等值面
Fig. 10 Speed iso-surface of $J=80$

横向射流中,射流轨迹有三种不同的定义方法^[18-19]:温度轨迹、速度轨迹和流线轨迹。流线轨迹即提取射流出口中心的中心流线。根据流线轨迹的定义,对三种不同淬熄结构的各截面的所有工况射流轨迹进行了提取,如图 11 所示。

由图 11 知,随着动量通量比的增加,射流穿透深度逐渐增加,但增加的幅度减小,并且动量通量比越大,射流穿透深度越快达到更大的穿透深度。对存在对冲射流的淬熄结构而言, $C1(7-7)$ 的 A 截面的射流轨迹和穿透深度呈现出对称结构,而 $C2(7-6)$ 和 $C3(6-6)$ 的 B 截面的射流轨迹和穿

透深度没有呈现出对称结构。可以得知,在主流为旋流的状态下,射流轨迹和穿透深度与淬熄孔相对旋流器的位置有关,并且旋流方向也对射流轨迹有影响。

$C1(7-7)$ 的 A 截面回流区长度和射流穿透深度随动量通量比的变化,如图 12 所示。定义回流区长度为旋流器出口到 X 方向速度为零的最大距离;定义射流穿透深度为射流出口到 Y 方向速度为零的最大距离。由曲线变化规律可知,随着动量通量比的增大,回流区长度逐渐减小,变化速率减小;随着动量通量比的增大,射流穿透深度增加,但增加速率减小。

图 13 给出了 YOZ 截面在所有工况下的无量纲湍动能图和流线图。从图中可以看出,由于旋流作用,上下射流进入燃烧室后,发生偏转,但偏转方向相反。随着动量通量比的增大,射流的深度增加,尤其是两侧的射流深度增加明显,中间射流深度增加的比较小,这是由于中间旋流受到两侧旋流的影响,受到抑制,因此旋流强度相比两侧的旋流较弱,切向分速度较小,轴向分速度增加,从而当地动量通量比较小,因此射流深度较小,前面也已经给出了相应的解释。

同时,湍动能也随着动量通量比的增加而增加,并且表现出明显的规律。在 $J=0$ 时,高湍动能区出现在靠近 YOZ 截面的左上方和右下方,随着动量通量比的增加,高的湍动能区逐渐向两侧拉伸,并且在射流周围也产生明显的高湍动能区。这是因为随着动量通量比的增加,旋流主流与射流的剪切作用增强。当 $J \geq 120$ 时,高的湍动能区域融为一体,不再发生明显的变化。

提取 $C1(7-7)$ YOZ 截面上直线 $Y/D=0$ 的速度 U_{yz} ,获得动量通量比为 40、80、120 和 160 时, $C1(7-7)$ YOZ 截面中心线上的速度变化曲线,如图 14 所示。

由图可知,中心线上的速度分布具有一定的中心对称性,这是由于淬熄孔相对于旋流器的位置决定的,并且随着动量通量比的增大,速度梯度增大,射流和主流有更好的掺混。

为了进一步表征掺混特性,改变淬熄射流入口组分为纯 N_2 ,而主流为空气, N_2 质量分数为 0.77,这样就可以用 N_2 质量分数分布来比较不同工况下的掺混特性。定义掺混不均匀度 δ 来量化掺混的均匀性,其表达式如下所示:

$$\delta = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \left(\frac{w_i - w_i}{w_j - w_{\infty}} \right)^2 \tag{8}$$

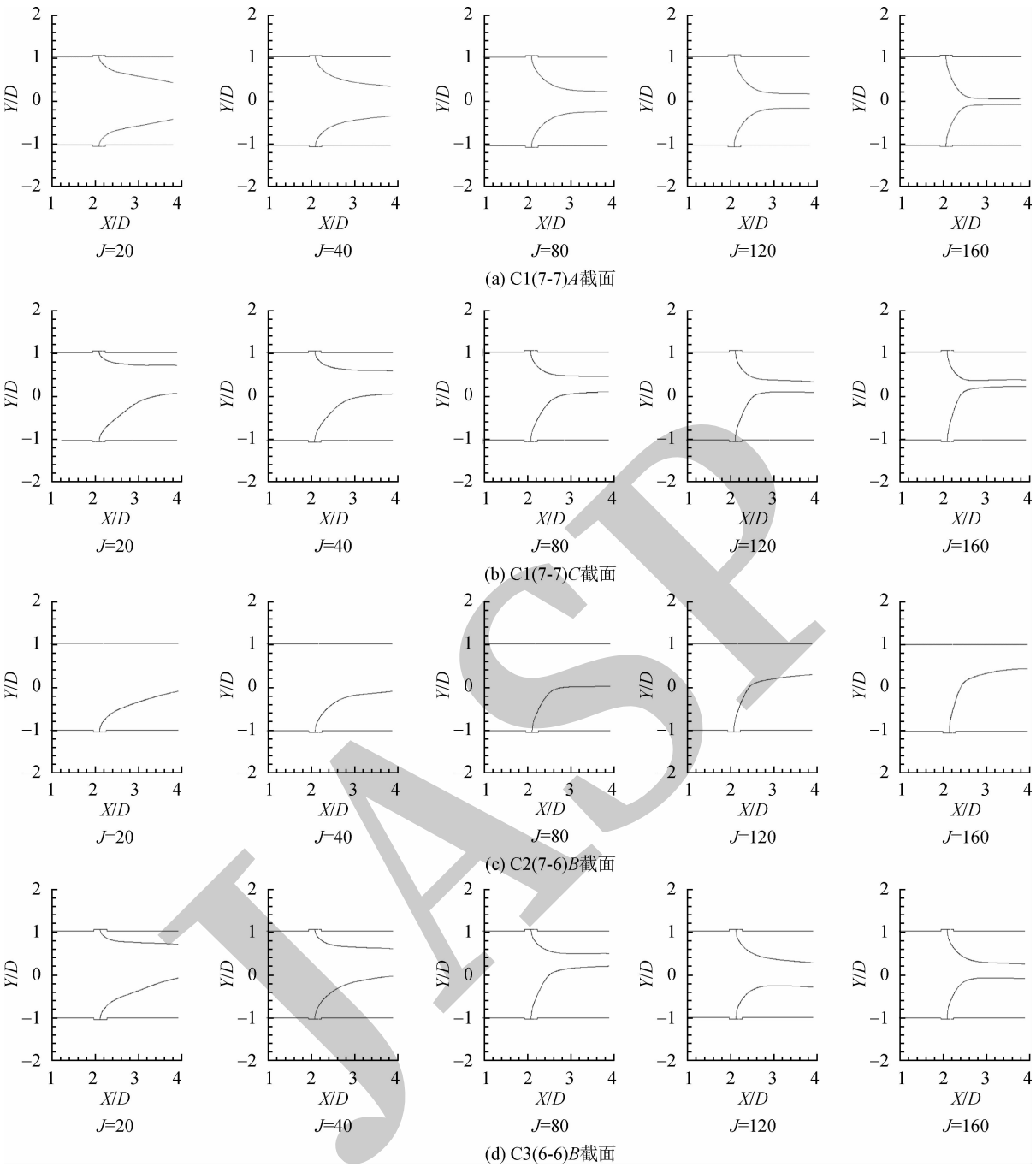


图 11 旋流主流下各截面的射流轨迹

Fig. 11 Jet trajectory of each section under the swirling mainstream

其中 w_j 和 w_∞ 分别表示淬熄射流入口和主流入口的 N_2 质量分数, w_i 表示为掺混平面的当地 N_2 质量分数, n 为掺混平面的选取节点数。

如图 15 所示,为 C1(7-7)YOZ 截面在工况 $J=40、80、120$ 和 160 下掺混不均匀度的变化趋势。

由图 15 可知,掺混不均匀度 δ 随着动量通量比的增大而减小,说明高湍动能区域越大,掺混效果越好,掺混越均匀,进一步验证了上面的说法。

3.3 淬熄结构的影响

对于确定的淬熄结构,在不同的动量通量比下,射流的行为基本相同,并且当 $J \geq 120$ 时,流场的结构不再发生显著变化,因此选定 $J=160$ 的工况进行比较分析。

A 截面位于中间头部旋流器的中心。如图 16 所示,在 A 截面处,C1 上下两侧有射流,C2 上侧有射流,下侧无射流,C3 上下两侧无射流。但三种淬熄结构都在头部产生对称的漩涡,形成稳定的回流区。

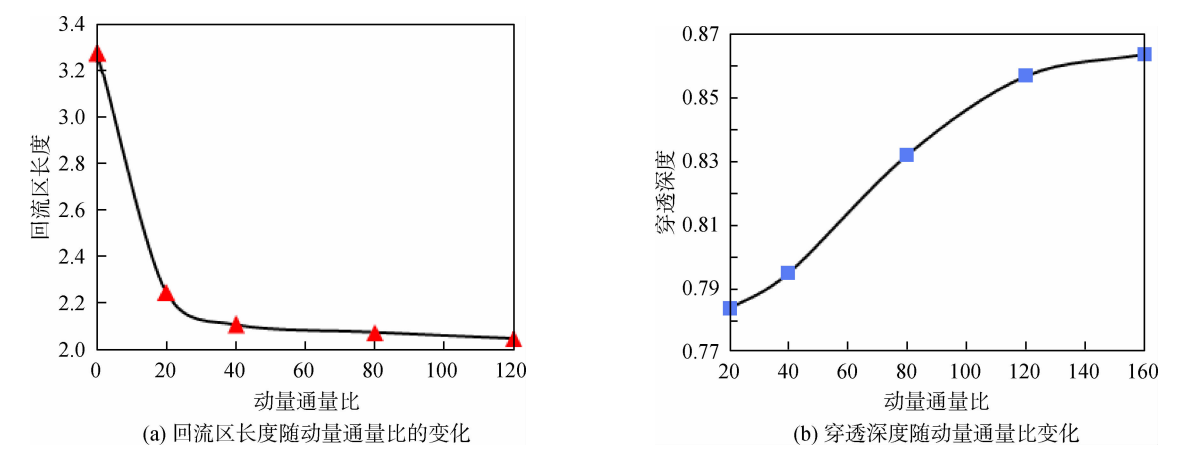


图 12 C1(7-7)A 截面回流区长度和穿透深度的变化

Fig. 12 The change of recirculation zone length and penetration depth of C1(7-7) A section

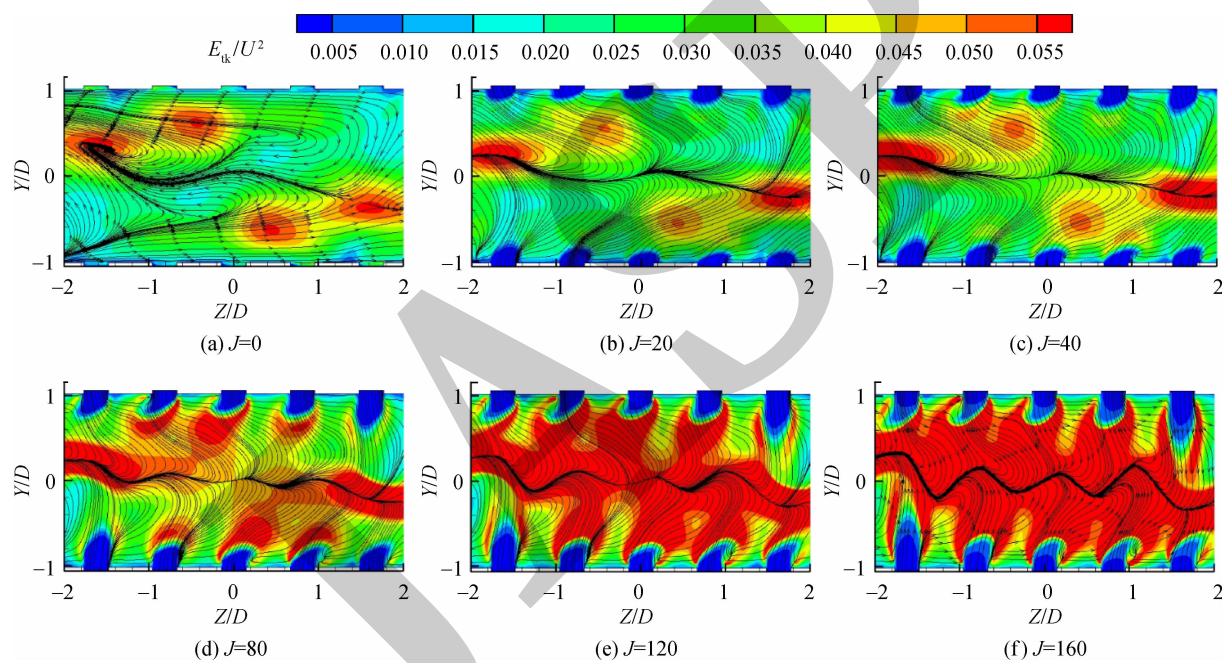


图 13 C1(7-7)YOZ 截面的湍动能云图和流线图

Fig. 13 Turbulent kinetic energy cloud and streamline diagram of C1(7-7)YOZ section

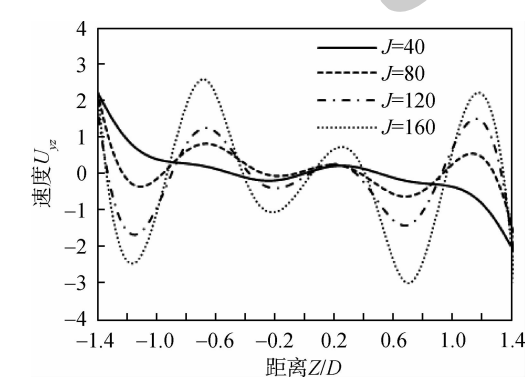


图 14 C1(7-7)YOZ 截面中心线 $Y/D=0$ 的速度

Fig. 14 Velocity of centerline $Y/D=0$ of C1(7-7)YOZ section

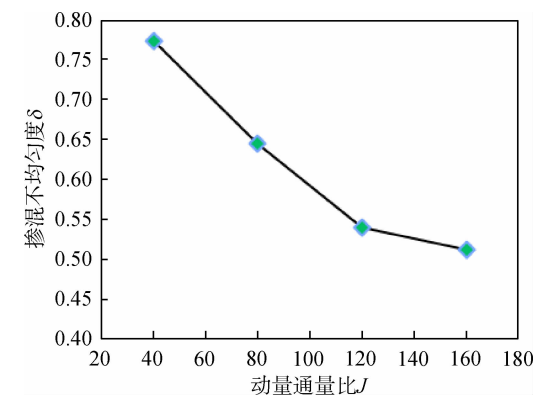


图 15 C1(7-7)YOZ 截面的掺混不均匀度

Fig. 15 Mixing non-uniformity of the C1(7-7)YOZ section

B 截面位于中间头部旋流器的边缘。如图 17 所示,在 *B* 截面处,C1 上下两侧无射流,C2 上侧无射流,下侧有射流,C3 上下两侧有射流。在燃烧室的头部有明显的回流产生,尤其是 C1 上下无射流仍能产生漩涡,这主要是因为受到旋流的影响,从而形成回流。

C 截面位于头部两个旋流器的中间。如图 18 所示,在 *C* 截面处,C1 上下两侧有射流,C2 上

侧有射流,下侧无射流,C3 上下两侧均无射流。C1 和 C2 处都有明显的漩涡产生,这主要是由于射流的存在,与主流发生剪切作用,形成回流区。而 C3 没有明显的漩涡产生,这是因为 *C* 截面处于两个旋流器的中间,并且 C3 的上下无射流,剪切作用弱,无法形成回流区。

在 *YOZ* 截面的水平线 $Y/D=0$ 的位置上,如图 19 所示,射流与主流相互剪切,C1 和 C3 两种

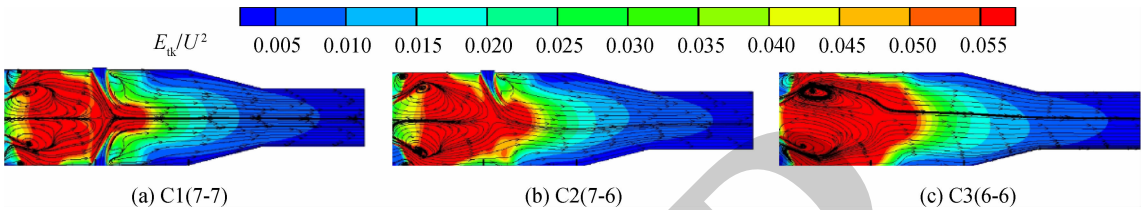


图 16 *A* 截面的湍动能云图和流线图

Fig. 16 Turbulent kinetic energy cloud chart, streamline and velocity cloud chart of section *A*

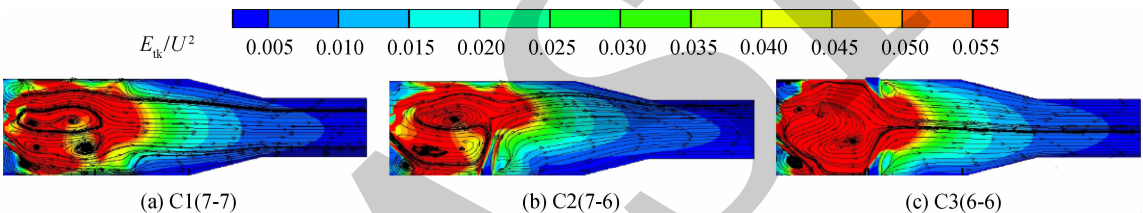


图 17 *B* 截面的湍动能云图和流线图

Fig. 17 Turbulent kinetic energy cloud chart, streamline and velocity cloud chart of section *B*

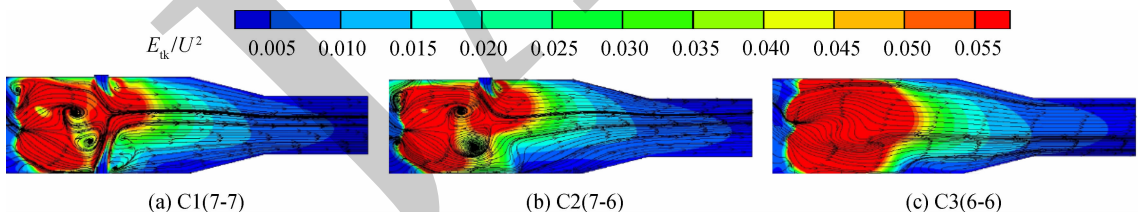


图 18 *C* 截面的湍动能云图和流线图

Fig. 18 Turbulent kinetic energy cloud chart, streamline and velocity cloud chart of section *C*

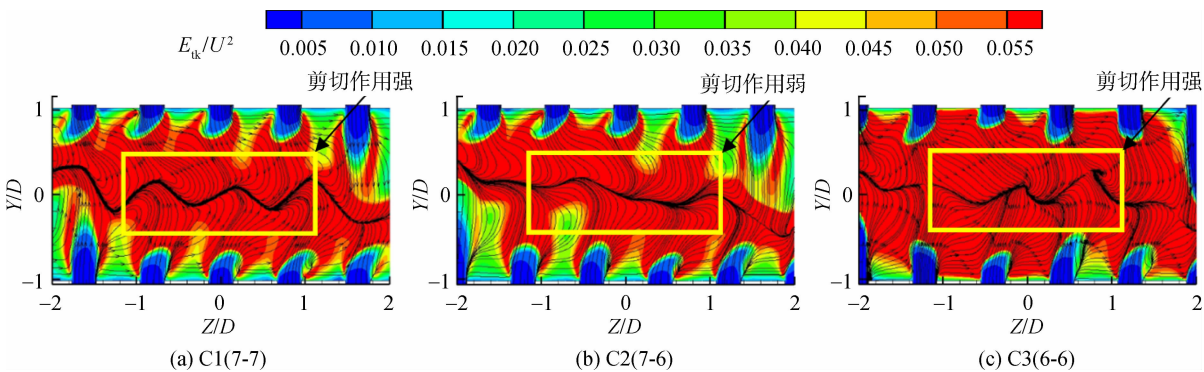


图 19 *YOZ* 截面的湍动能云图和流线图

Fig. 19 Turbulent kinetic energy cloud chart and streamline of section *YOZ*

对冲的淬熄结构存在明显的剪切作用,流线发生偏转,而 C2 错冲淬熄结构的剪切作用较弱。另外,从图中可以明显看出,C3 的高湍动能区比 C1、C2 的范围大,这是因为 C3(6-6)为非中心对冲结构,淬熄孔布置在头部旋流器的两侧,射流与主流的掺混有两方面的原因:一是主流与射流的相互作用;二是主流旋流之间的相互作用,使得对淬熄气流有更好的卷吸加速作用。因此,C3 结构下射流和主流的掺混会更为均匀。

4 结 论

本文对带有轴向旋流器的矩形 RQL 燃烧室的流动特性进行了数值研究,考察了不同淬熄结构和动量通量比的 RQL 燃烧室的掺混特性,结论如下:

1) 由于主流为旋流,具有轴向和切向分速度从而使得射流在注入 RQL 燃烧室产生偏转,且偏转方向还与旋流器的旋向有关。

2) 射流穿透行为不仅受到动量通量比的影响,也与淬熄孔相对头部旋流器的位置和旋流方向有关。射流穿透深度随着动量通量比的增加而增大,C1(7-7)的 A 截面最大穿透深度为 0.86D。

3) 回流区长度和高湍动能区随着动量通量比的增加而增大。当 $J \geq 80$ 时,淬熄射流下游出现高湍动能区,逐渐与上游融为一体;当 $J \geq 120$ 时,回流区长度不再发生明显变化,此时 C1(7-7)的 A 截面回流区长度为 2.05D;非中心对冲结构具有更大的高湍动能区,即 C3 结构具有更好的掺混。

4) 对冲的淬熄结构,射流与主流相互剪切作用明显;而错冲的淬熄结构,射流与主流的相互剪切作用较弱。对冲的淬熄结构更有助于射流和主流的快速掺混。

参考文献:

[1] MOSIER S A, PIERCE R M. Advanced combustor systems for stationary gas turbine engines: Phase I review and preliminary evaluation[R]. Florida: US: Environmental Protection Agency,1980.

[2] SAMUELSEN S. The gas turbine handbook[M]. Morgantown,US:Department of Energy,Office of Fossil Energy, National Energy Technology Laboratory,2006.

[3] 金义,何小民,蒋波. 富油燃烧/快速淬熄/贫油燃烧(RQL)工作模式下驻涡燃烧室排放性能试验[J]. 航空动力学报, 2011,26(5):1031-1036.

JIN Yi,HE Xiaomin,JIANG Bo. Experimental study on emission performance of rich-burn quick-quench lean-burn (RQL) trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(5):1031-1036. (in Chinese)

[4] BLOMEYER M, KRAUTKREMER B, HENNECKE D K, et al. Mixing zone optimization of a rich-burn/quick-mix/lean-burn combustor[J]. Journal of Propulsion and Power,1999,15(2):288-295.

[5] OECHSLE V L, MONGIA H C, HOLDEMAN J D. Comparison of mixing calculations for reacting and non-reacting flows in a cylindrical duct[R]. AIAA 1994-0865,1994.

[6] LEONG M Y, SAMUELSEN G S, HOLDEMAN J D. Optimization of jet mixing into a rich, reacting crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power,2000,16(5):729-735.

[7] LEONG M Y, SAMUELSEN G S. Jet mixing in a reacting cylindrical crossflow[R]. AIAA 1995-3109,1995.

[8] ZHU G, LAI M C, LEE T. Penetration and mixing of radial jets in neck-down cylindrical crossflow[J]. Journal of Propulsion and Power,1995,11(2):252-260.

[9] ZHU G, LAI M C. A parametric study of penetration and mixing of radial jets in necked-down cylindrical crossflow [R]. AIAA 1992-309,1992.

[10] SHIH T I P, NGUYEN H L, HOWE G W, et al. Simulation of mixing in the quick quench region of a rich burn-quick quench mix-lean burn combustor[R]. AIAA 1991-0410,1991.

[11] 吉雍彬,葛冰,毛荣海,等. 富油/淬熄/贫油(RQL)燃烧室燃烧和排放特性的实验研究[J]. 推进技术,2017,38(6): 1335-1342.

JI Yongbin, GE Bing, MAO Ronghai, et al. Experimental study on combustion and emission characteristics of rich-burn/quench/lean-burn (RQL) combustor[J]. Journal of Propulsion Technology,2017,38(6):1335-1342. (in Chinese)

[12] 虞江鹏,吉雍彬,葛冰,等. RQL 燃烧室流场特性研究[J]. 热能动力工程,2017,32(4):57-63.

YU Jiangpeng,JI Yongbin,GE Bing,et al. Flow field characteristics of RQL combustor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2017,32(4):57-63. (in Chinese)

[13] MOHAMMAD B, JENG S M, ANDAC M G. Influence of the primary jets and fuel injection on the aerodynamics of a prototype annular gas turbine combustor sector[J]. ASME Paper GT2011-11505,2011.

[14] GALEAZZO F C C, DONNERT G, CÁRDENAS C, et al. Computational modeling of turbulent mixing in a jet in crossflow [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2013(41):55-65.

[15] TAUTSCHNIG G, HANER E, HIRSCH C, et al. Experimental and numerical investigation of confined jets in hot co-flow[J]. ASME Paper GT2014-25843,2014.

[16] NADA S A, FOUDA A, ELATTAR H F. Parametric

study of flow field and mixing characteristics of outwardly injected jets into a crossflow in a cylindrical chamber[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2016, 100 (102):185-201.

[17] WALTERS D K,COKLJAT D. A three-equation eddy-viscosity model for Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of transitional flow[J]. Journal of Fluids Engineering,2008,130(12):320-327.

[18] AHRENS D,KOLB M,HIRSCH C,et al. NO_x formation in a reacting premixed jet in hot cross flow[J]. ASME Paper GT2014-26139,2014.

[19] NAGAO T,MATSUNO S,HAYASHI A K. Fluid mixing of opposed jet flows in the rectangular duct[R]. AIAA 2013-0872,2013.

(编辑:李岩梅、张 雪)