

反向双旋涡流器受限火焰特性的流场分析

曾青华^{1,2}, 孔文俊¹

(1. 中国科学院工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;

2. 空军装备研究院 航空装备研究所, 北京 100085)

摘 要: 分析了反向双旋涡流器受限燃烧火焰特性所对应的流场结构特征. 研究发现: 反向双旋涡流器流场结构随着受限比变化而发生变化. 在受限比小于 3.8 时, 流场上中心回流泡随着受限比增大而变长, 与单级旋流涡流器流场上中心回流泡的生长规律相同; 但受限比的继续增大, 反向双旋涡流器流场上中心回流泡的生长则表现出不同于单级旋流涡流器的规律. 单级旋流涡流器流场上中心回流泡会继续生长变长, 而反向双旋涡流器流场上中心回流泡会在中间某位置出现分裂, 呈现出前后两个不同的回流泡. 该研究结果深化了对受限程度影响流动和燃烧的物理机制的认识, 同时为反向双旋涡流器的优化设计提供指导.

关 键 词: 受限程度; 反向双旋; 涡流器; 贫直喷; 燃烧室

中图分类号: V231.2; TK263.4

文献标志码: A

Flow field analysis for confined flames characteristics of counter dual-stage swirler

ZENG Qing-hua^{1,2}, KONG Wen-jun¹

(1. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Aeronautical Armaments Research Institute, Equipment Academy of Air Force, Beijing 100085, China)

Abstract: Flow characteristics of the confined combustion flames of counter dual-stage swirler were analyzed. Research found that, the flow characteristics of the counter dual-stage swirler changed with the confinement ratio variation. When the confinement ratio was less than 3.8, the center backflow bubble on this flow field grew longer as the confinement ratio increased, with the growth law the same as that of the center backflow bubble on the single-stage swirler flow field. However, as the confinement ratio continued to increase, the growth law of the center backflow bubble was different between the counter dual-stage swirler and the single-stage swirler. The center backflow bubble on the single-stage swirler flow field continued to grow longer, while the center backflow bubble on the counter dual-stage swirler flow field was split into two different backflow bubbles. This result has deepened the understanding of the effect of confinement on flow and combustion, and provided a guidance for the optimal design of the counter dual-stage swirler.

Key words: confinement; counter dual-stage swirling; swirler; lean direction injection; combustion

涡流器广泛应用在各种燃烧设备中,例如航空发动机燃烧室、燃气轮机燃烧室、电厂锅炉燃烧器等,它不仅用作火焰稳定器,而且是组织燃烧区域内流场的重要部件,很大程度上影响到该设备的燃烧性能。

涡流器在早期一般采用单级旋流结构,例如,WP5, J57, Spey, JT9D 等发动机燃烧室采用的即为单级叶片旋流式涡流器,而当代先进高性能发动机燃烧室趋向于发展双级旋流式涡流器,例如典型的 CFM56 发动机燃烧室^[1-2]即采用的是斜切径向双级旋流式涡流器。

相较单级旋流结构,涡流器的反向双级旋流结构,即反向双旋涡流器,被认为具有更强的混合性能,能更好地实现燃料与空气的混合^[3]。反向双旋涡流器良好的流场组织特性和高效的燃烧特性,广泛应用于 T700/CT7, TFE738, CFM56, GE90 等燃烧室中,但这类燃烧室主燃区设计当量比处于化学当量比附近,火焰温度高于 2 000 K,属于常规燃烧室。常规燃烧室燃烧稳定性高但存在高污染排放问题。

基于反向双旋结构的优势,本课题组所研究的涡流器在此基础上按照贫当量比燃烧技术进行设计,形成反向双旋文氏管预混(CDV)涡流器,应用于自行设计的贫直喷燃烧室^[4-5]上。贫直喷燃烧室^[6-8]为干式低排放燃烧室,基于贫当量比设计和多点喷射燃烧技术,理论上具备常规燃烧室的高稳定性,同时可实现超低污染排放^[9-11]。应用于贫直喷燃烧室的 CDV 涡流器相较现有反向双旋涡流器,除了总体结构尺寸上需要有较大幅度缩小外,另外取消了内外旋流器中间位置出口连接的文氏管隔板,同时将旋流器出口装置设计成文氏管预混段,如图 1 所示。原反向双旋涡流器依靠油滴撞击中间文氏管隔板形成油膜以辅助雾化油滴,但隔板存在积碳和被烧蚀问题;而 CDV 涡流器取消中间隔板增强了内外旋流反向剪切力,另外流速高,气动力大,加上外围文氏管渐缩段的配合,原理上可依靠形成的强反向剪切气动力来实现油滴的辅助雾化和与空气的快速混合。CDV 涡流器不存在中间隔板积碳和被烧蚀问题,且在燃烧室的单喷嘴和三喷嘴模型实验中,验证了其高效及低污染排放的燃烧特性^[12-13]。

前期实验^[14]研究了 CDV 涡流器在不同受限燃烧空间内的燃烧特征。燃烧空间的受限程度采用受限比 R_c 来衡量,定义为燃烧空间的横截面积与涡流器的出口横截面积的比值。研究结果表明,受

限比变化影响燃烧室燃烧温度和污染物排放,影响火焰特性。表现为:随着受限比的变化,燃烧温度、CO 排放和 NO_x 排放呈现规律变化,存在最佳受限比值,此时 CO 和 NO_x 排放最低,且燃烧火焰总体呈现淡蓝色。不过,迄今尚未完全揭示清楚受限比变化影响 CDV 涡流器燃烧特性的物理机制。

为此,本文在数值方法经可靠性验证的基础上,对 CDV 涡流器燃烧空间的流场受限特性开展研究,着重分析受限比变化对速度场、回流区结构等的影响规律,试图从流场特性方面揭示 CDV 涡流器燃烧受限特性的物理机制。

1 CDV 涡流器结构及实验现象

CDV 涡流器结构如图 1 所示,由文氏管、外旋流器及带收缩段的内旋流器构成。内、外旋流器均由叶片构成,但叶片旋向相反,两者旋流数分别为 0.74 和 0.92。内旋流器的收缩段与水平夹角为 8.5°,文氏管收缩段与水平夹角为 12.9°,两者形成一斜向中心的收缩通道,以引导反向双旋气流撞击中心喷嘴喷出的油滴群,起到辅助破碎油滴和与油雾快速混合的作用。

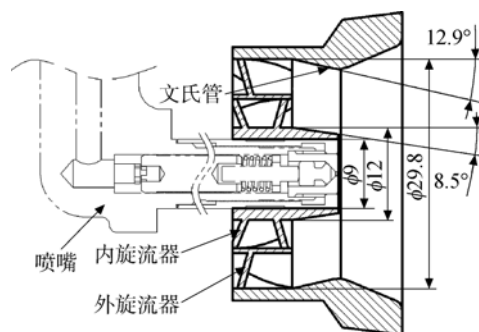


图 1 CDV 涡流器结构(单位:mm)

Fig. 1 CDV swirler configuration (unit:mm)

应用 CDV 涡流器的燃烧室在不同受限比下实验呈现不同的燃烧火焰特性,如图 2 所示。在 $R_c=10.6$ 时,整个燃烧火焰为淡蓝色,几乎没有

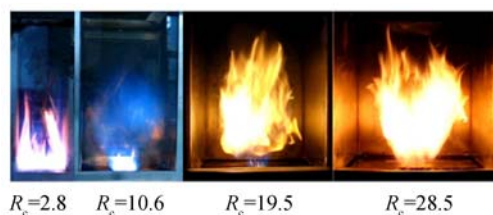


图 2 不同受限比下燃烧火焰

Fig. 2 Flames in different confinement ratios

烟黑产生,呈现贫预混燃烧特征;但受限比若不断增大,则火焰顶端变黄并逐渐延伸至火焰根部,烟黑生成逐渐增多,至 $R_c = 28.5$ 时,整个燃烧火焰除出口处外几乎均呈现黄色.而当受限比从 $R_c = 10.6$ 逐渐减小时,则火焰逐渐明亮,并在壁面处拉长同时也产生大量碳烟^[14].

2 数值方法

燃烧室为低马赫数流动,视为不可压流动,控制方程为

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0$$

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

式中 ρ, ν 分别为气流的密度和运动黏度; f_i 为作用在气流微团上的质量力强度. 控制方程时均化产生的雷诺应力项 $\overline{u'_i u'_j}$, 采用雷诺应力模型

$$\frac{\partial(\rho \overline{u'_i u'_j})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_k \overline{u'_i u'_j})}{\partial x_k} = D_{ij} + p_{ij} + \Pi_{ij} - \epsilon_{ij}$$

式中 $D_{ij}, p_{ij}, \Pi_{ij}, \epsilon_{ij}$ 分别为扩散项、产生项、压力应变项和黏性耗散项,其中 Π_{ij} 的系数依赖于雷诺应力的变化和湍能的产生,与壁面作用密切相关,采取模型为

$$\Pi_{ij} = -C_1 \rho \frac{\epsilon}{k} \left(\overline{u'_i u'_j} - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \right) -$$

$$C_2 \left[p_{ij} - \frac{p_{kk}}{3} \delta_{ij} \right] + \Phi_{ij,w}$$

式中 $C_1 = 1.8, C_2 = 0.6$.

计算域为 CDV 涡流器的内流区域及后连接的燃烧空间,如图 3(a) 所示. 燃烧空间长为 300 mm,直径 W 在研究过程中进行改变,以模拟 9 种不同受限比工况,即 $R_c = 1.7, 2.8, 3.8, 5.3, 6.8, 10.6, 19.5, 24, 28.5$.

计算域分块设计成结构化网格,同时对小尺寸通道进行局部加密处理. 对每一算例,在网格确定前都进行网格无关性验证. 只有当网格质量和数量对计算结果的影响误差在允许范围之内时,网格才被最终采用. 图 3(b) 给出的是 $R_c = 3.8$ 工况下计算域上最终被计算采用的网格分布,网格总数为 538 万. 其他工况的网格设计方法与上述类似,为节约篇幅,此处不再赘述.

本数值研究中,入口采用流量控制条件,流量为 0.04166 kg/s ,出口按压力出口条件设置,总压为 316162 Pa ;壁面采用无滑移壁条件,考虑到壁面附近有较大压力梯度,因此壁面函数采用非平衡壁面函数.

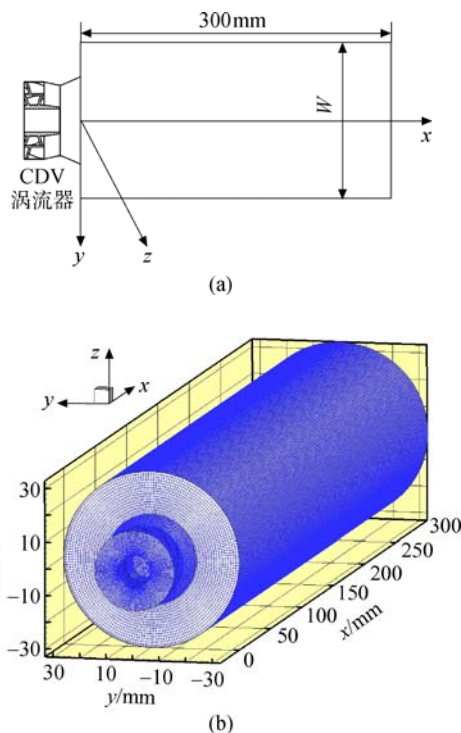


图3 计算域与网格设计

Fig. 3 Computation domain and grid design

3 结果与分析

3.1 速度场

图 4 给出燃烧室子午面上速度云图和速度矢量图,图中 U_x 表示轴向速度. 为便于观察,速度矢量图采用等长箭头,即不表示速度大小,而仅表征速度方向. 由图上数据可见,受限比影响燃烧室的流场特征:受限比不断增大,流场上中心回流区的回流泡特征发生明显改变. 根据中心回流泡特征随受限比变化的演变情况,可将燃烧室内流情况划分为 3 种流动模式

1) 回流泡轴向生长模式,如图 4 中 $R_c \leq 3.8$ 情况. 该流动模式的明显特征是:中心回流泡成锥体状,且随着受限比数值的增大,回流泡的长度逐渐拉长. 这与该模式燃烧方式下火焰逐渐拉长的现象相吻合. 此外,低受限比(如 $R_c = 1.7$)时,燃烧火焰明亮且壁面处火焰明显拉长的现象也可从流场数据并结合燃烧空间容积得到合理解释. 此时燃烧空间容积小,单位容积热强度大,所以燃烧火焰亮度极高;也正是由于燃烧空间容积小的缘故,中心的燃料喷嘴喷出的油滴群极易撞击到壁面,以致在壁面处被高热强度的回流烟气点燃,而图中显示小受限比工况下壁面附近的轴向速度很大,因此就在壁面处观察到了很长的燃烧火焰锋面. 而随着受限比的增大,壁面处轴向速度值因空

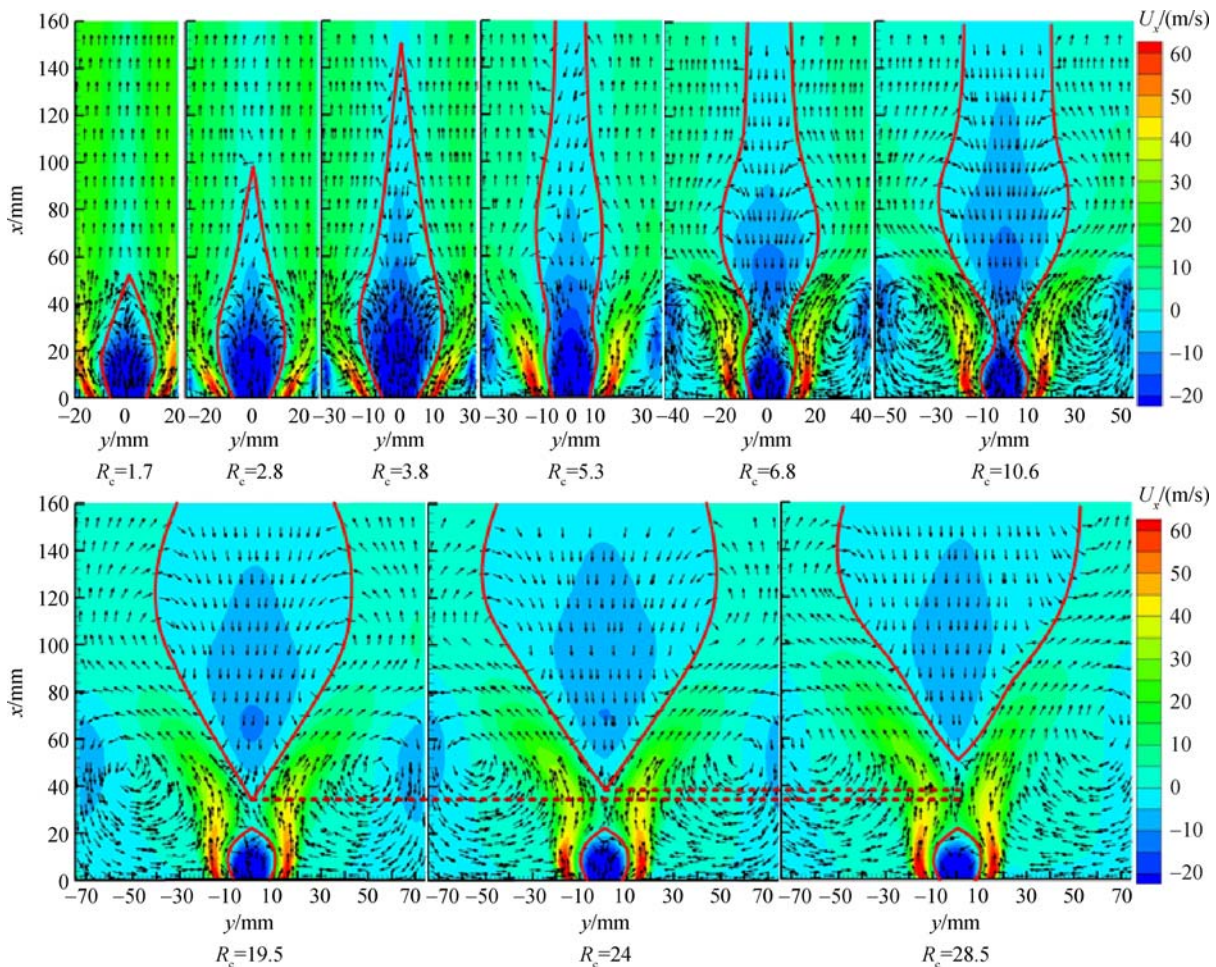


图 4 速度的云图和矢量图

Fig. 4 Velocity contour and vector diagram

间增大而相对降低,另外油滴也可能距离变远而难以达到壁面,因此壁面附近处火焰高度逐渐降低。

2) 回流泡束腰收缩模式,如图 4 中 $5.3 \leq R_e \leq 10.6$ 情况。该流动模式的明显特征是:中心回流泡在顶部打开破裂,并随着受限比数值的增大,在某一位置高度处逐渐向内塌陷收缩。相较于受限比值燃烧工况,此模式下燃烧火焰在外观上有了明显改变,呈现葫芦状,流场特征与之相一致。

3) 双回流泡模式,如图 4 中 $R_e \geq 19.5$ 情况。该流动模式的明显特征是:流场中心区域出现两个顶部相对的回流泡,下面的回流泡尺寸小,上面的回流泡尺寸大。随着受限比数值的增大,下面的回流泡尺寸无明显改变,上面的回流泡在长度上逐渐缩短,在宽度上逐渐变大,但这种变化不是十分明显。在该流动模式下,实验中的燃烧火焰现象也可以得到合理解释。火焰整体呈现黄色和生成大量碳烟,应该与图 4 流场中燃烧室尾部出现大面积回流有关。因为实验过程中燃烧室尾部处于

开放状态,在燃烧室内部的中心负压的作用下,外部冷空气会进入到燃烧室内,冷却到燃烧烟气和火焰温度,因此会导致部分燃料燃烧的不完全,而造成碳烟的大量生成,火焰呈现出黄色。至于火焰根部核心区呈现蓝色,这应该是 CDV 涡流器良好的燃烧特性所致,因为此处处于下面的回流泡中,不受外部冷空气回流的影响。

图 4 给出的 CDV 涡流器流场特征随受限比变化的演变规律不仅进一步佐证了先期实验数据获得的部分规律^[15],而且研究了更多受限比变化工况,丰富和发展了反向双旋涡流器流场的受限特征规律。此外,还可发现,反向双旋涡流器流场的受限特征规律是明显不同于单级旋流涡流器的。与反向双旋涡流器流场受限特性呈现出如上所述 3 种流动模式相比,单级旋流涡流器流场特性受受限比的影响是单向的,即随着受限比数值的增大,中心回流泡的变化仅仅是单向变长^[16]。

3.2 中心线上轴向速度特征

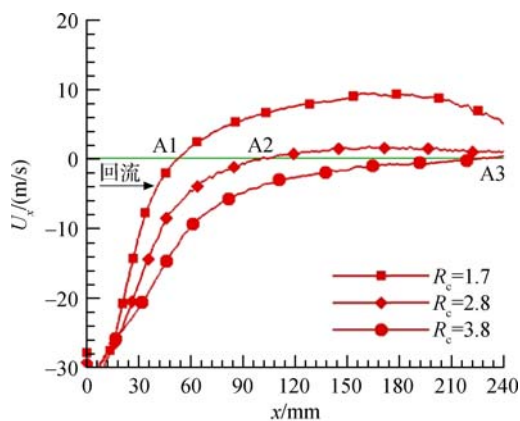
图 5 给出燃烧室中心线上轴向速度 U_x 在不同

受限比下的变化图. 图上 $U_x > 0 \text{ m/s}$, 表示此处为顺流, $U_x < 0 \text{ m/s}$, 为逆流, $U_x = 0 \text{ m/s}$, 为流动的滞止处. 其中图 5(a) 为回流泡轴向生长流动模式, 图 5(b) 为双回流泡流动模式, 图 5(c) 为回流泡束腰收缩流动模式. 为定量表征回流区特征受受限比变化的影响程度, 为此定义影响因子 η 进行描述

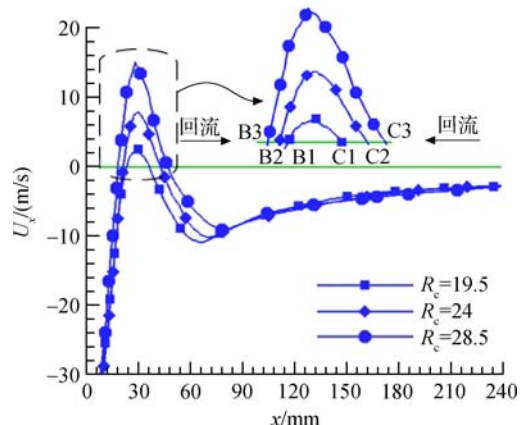
$$\eta = \left| \frac{\Delta L}{\Delta R_c} \right| = \left| \frac{L_2 - L_1}{R_{c2} - R_{c1}} \right|$$

式中 ΔR_c 表示受限比的变化, ΔL 表示受限比的变化引起的中心回流泡长度的变化, L 表示某受限比工况下中心回流泡的长度, 下标 1, 2 分别代表两种不同受限比工况. η 越大, 则表示受限比变化引起的中心回流泡长度变化的幅度越大.

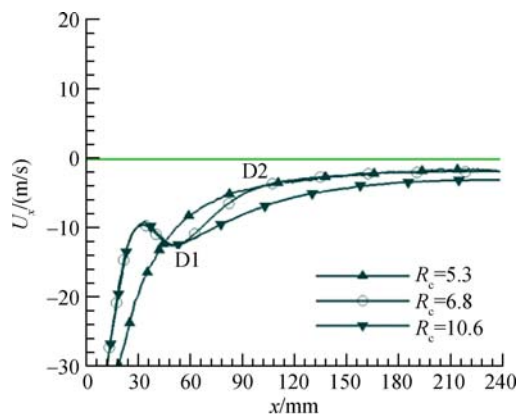
图 5(a) 中 A1, A2, A3 分别表示受限比在 1.7, 2.8, 3.8 下中心回流区的滞止位置, 坐标原点到滞止位置的距离分别对应上述受限比下回流泡的长度. 表 1 对回流泡长度进行统计, 并计算了 η 的数值. 结果显示, 随着受限比数值的增大, 中心回流泡的长度增加, 且增幅显著变大. 说明在该流动模式下, 受限比变化对流场的影响幅度是不断递增的.



(a) 回流泡轴向生长流动模式



(b) 双回流泡流动模式



(c) 回流泡束腰收缩流动模式

图 5 中心线上轴向速度

Fig. 5 Axial velocity at centerline

表 1 回流泡轴向生长流动模式下 η 情况

Table 1 η at backflow bubble axial growth mode

参数	ΔR_c	
	1.1	1
$\Delta L/\text{mm}$	53	127
η	48.2	127

图 5(b) 为双回流泡流动模式下中心线上的轴向速度情况. 图上显示在该流动模式下存在前后两个中心回流区, 前回流区短, 后回流区较长. 前回流区前部中心线上轴向速度以及后回流区后部中心线上轴向速度在不同受限比下均差异很小, 表明这些位置轴向速度几乎不受受限比的影响. 图中 B1, B2, B3, C1, C2, C3 分别表示不同受限比下中心回流区的滞止位置, 依图看出, 随着受限比增大, 前后中心回流区均变得越来越短. 表 2 给出了影响因子 η 的计算值, 结果显示, 相较回流泡轴向生长流动模式, 此阶段受限比对流场的影响幅度均不大.

表 2 双回流泡流动模式下 η 情况

Table 2 η at dual-backflow bubbles mode

参数	ΔR_c			
	4.5 ^①		4.5 ^②	
	前回流区	后回流区	前回流区	后回流区
$\Delta L/\text{mm}$	-3	-8	-3	-4
η	0.667	1.78	0.667	0.889

注: ①为受限比由 19.5 到 24 的变化差值, ②为受限比由 24 到 28.5 的变化差值.

图 5(c) 为回流泡束腰收缩流动模式. 图上显

示此时仅存一个中心回流区,该模式是回流泡轴向生长流动模式向双回流泡流动模式的过渡.图上D1位置前部,受限比为6.8与受限比为10.6的中心线上轴向速度差异很小,在D2位置后部,受限比为6.8与受限比为5.3的中心线上轴向速度差异很小;从受限比为5.3变化到受限比为10.6,显示了回流泡轴向生长流动模式过渡到双回流泡流动模式的演变过程.

3.3 速度分量演变过程

图6给出了不同受限比下速度分量沿轴向的演变过程, U_x , U_r , U_t 分别表示轴向速度分量、径向速度分量和切向速度分量.图上数据表明,在涡

流器出口附近(截面 $x=3\text{ mm}$),各速度分量具有相同的变化趋势和相差不大的数值,均在 $y=\pm 18\text{ mm}$ 附近达到峰值.而涡流器出口附近是雾滴与空气掺混的重要区域,这也表明,涡流器出口附近流场主要受涡流器性能控制,几乎不受受限比的影响,这也能说明实验现象:无论受限比如何变化,火焰根部均呈现蓝色,燃烧现象基本相同.而下游区域,燃烧现象表现明显不同特征,图6数据与之一致.如图6上 $x=9\text{ mm}$ 截面、 $x=24\text{ mm}$ 截面,受限比对速度分量的影响逐渐显现,特别是对轴向速度分量的影响幅度最为明显.

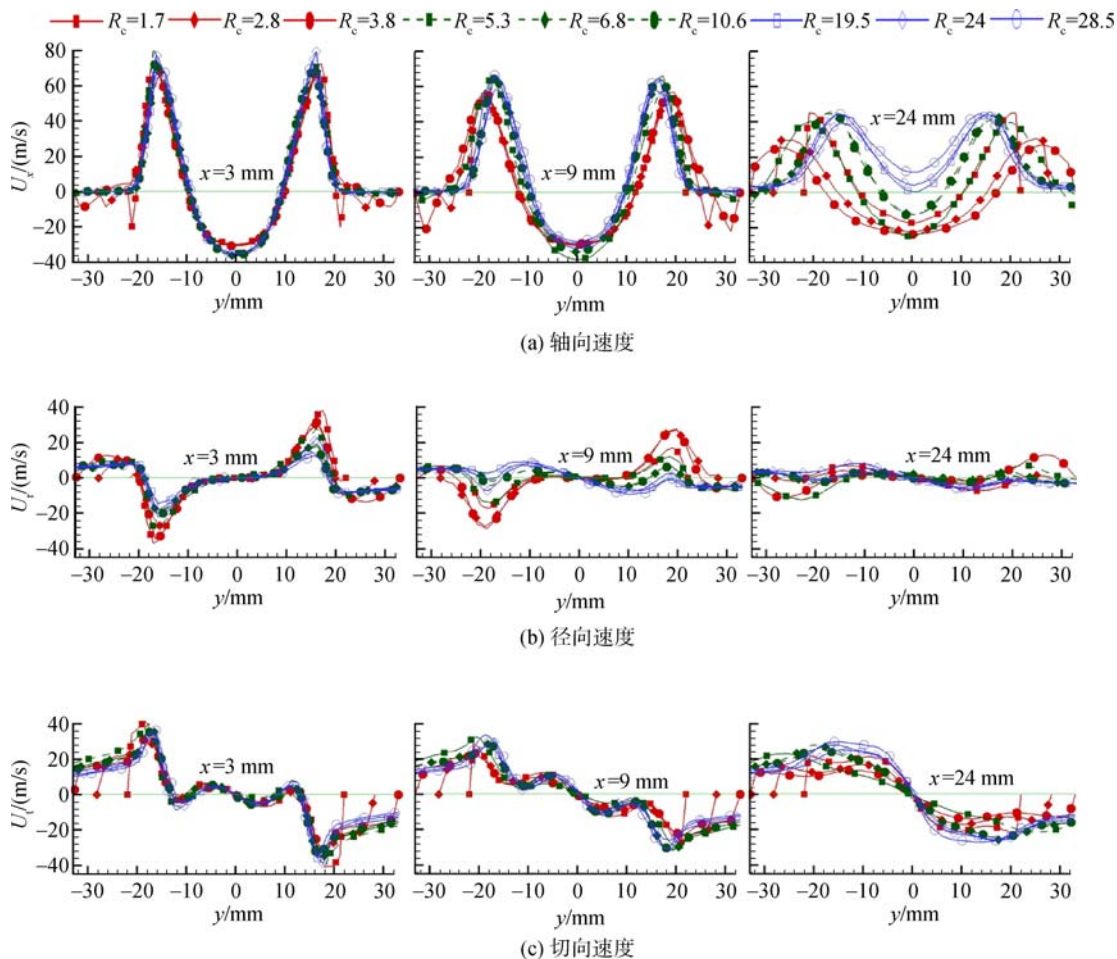


图6 速度分量随受限比变化沿轴向的演变过程

Fig. 6 Velocity component variation with confinement ratio at axial direction

4 结论

本文分析了反向双旋涡流器受限燃烧火焰特性的流场特征,着重研究了受限比变化对速度场、回流区结构等的影响规律.主要结论如下:

1) 验证并丰富了反向双旋涡流器流场的受

限特征规律.指出反向双旋涡流器流场的受限特征规律不同于单级旋流涡流器.

2) 依据受限比影响流场状况,提出将反向双旋涡流器流场划分成e种流动模式:回流泡轴向生长流动模式($R_c \leq 3.8$)、回流泡束腰收缩流动模式($5.3 \leq R_c \leq 10.6$)和双回流泡流动模式

($R_c \geq 19.5$).

3) 定义了影响因子,以定量表征回流区特征受受限比变化的影响程度,并据此详细分析了受限比变化对回流区结构的影响.

4) 通过反向双旋涡流器流场的受限特性研究,分析了受限比变化影响燃烧特性的物理机制.

参考文献:

- [1] Tolpadi A K, Burrus D L, Lawson R J. Study of two-phase flow downstream of a gas turbine combustor dome swirl cup[R]. ASME Paper 93-GT-392, 1993.
- [2] Mongia H, Al-Roub, M, Danis A, et al. Swirl cup modeling; Part I [R]. AIAA-2001-3576, 2001.
- [3] Tolpadi A K, Burrus D L, Lawson R J. Numerical computation and validation of two-phase flow downstream of a gas turbine combustor dome swirl cup[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1995, 117(4): 704-712.
- [4] 孔文俊, 曾青华. 一种基于文丘里预混双旋喷嘴的多点直喷燃烧室: 中国, CN201210374686[P]. 2013-01-23.
- [5] 孔文俊, 曾青华. 一种基于文丘里预混双旋喷嘴的环形燃烧室: 中国, CN201210375557[P]. 2013-01-23.
- [6] Cai J. Aerodynamics of lean direct injection combustor with multi-swirler arrays[D]. Ohio: University of Cincinnati, 2006.
- [7] Fu Y, Jeng S M, Tacina R. Characteristics of the swirling flow in a multipoint LDI combustor[R]. AIAA-2007-846, 2007.
- [8] Dewanji D, Rao A G, Pourquie M, et al. Investigation of flow characteristics in lean direct injection combustors[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(1): 181-196.
- [9] Tacina R R. Low NO_x potential of gas turbine engines [R]. AIAA 90-0550, 1990.
- [10] Tacina R, Wey C, Laing P, et al. A low NO_x lean-direct injection, multipoint integrated module combustor concept for advanced aircraft gas turbines[R]. NASA/TM-2002-211347, 2002.
- [11] Patel N, Menon S. Simulation of spray-turbulence-flame interactions in a lean direct injection combustor[J]. Combustion and Flame, 2008, 153(1/2): 228-257.
- [12] 曾青华, 孔文俊, 艾育华, 等. 贫油直喷三喷嘴模型燃烧室燃烧性能[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1295-1300.
ZENG Qinghua, KONG Wenjun, AI Yuhua, et al. Study on combustion performances of lean-direct-injection model combustor with three injectors[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1295-1300. (in Chinese)
- [13] 曾青华, 孔文俊, 艾育华, 等. 旋流器结构对贫直喷燃烧室的性能影响[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1775-1781.
ZENG Qinghua, KONG Wenjun, AI Yuhua, et al. Effects of swirler structure on the performance of lean-direct-injection combustors[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8): 1775-1781. (in Chinese)
- [14] ZENG Qinghua, KONG Wenjun, SUI Chunjie. Effect of confinement on combustion characteristics in lean direct injection combustion system[R]. ASME Paper GT2013-95413, 2013.
- [15] Fu Y, Cai J, Jeng S M, et al. Confinement effects on the swirling flow of a counter-rotating swirl cup[R]. ASME Paper GT2005-68622, 2005.
- [16] Fu Y, Jeng S M, Tacina R. Confinement effects on the swirling flow generated by a helical axial swirler [R]. AIAA-2006-545, 2006.

(编辑: 王碧琚)