

文章编号: 1000 8055(2010)07-1536-09

不同结构多点喷射燃烧室冷态流场研究

吴垚程, 黄 勇, 王 方, 张玉芳
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 用数值模拟的方法对旋流数、文氏管间距、扩压器与头部的间距等多点喷射燃烧室设计中的关键参数进行研究, 来获取它们对多点喷射燃烧室回流区的影响规律. 结果表明: 旋流数由 0.82 提高到 1.24, 回流区最大负速度和长度分别增加了 52% 和 34%, 最大负速度随旋流器叶片安装角是线性变化的; 文氏管间距由 0 增加到 0.4 倍的文氏管出口直径时, 回流区半径增加了 33%, 长度增加了 43%; 增大扩压器出口面积和头部与扩压器间距有利于旋流器之间流量分配均匀.

关 键 词: 多点喷射燃烧室; 燃气涡轮燃烧室; 冷态流场; 旋流数; 数值模拟

中图分类号: V231

文献标识码: A

Investigation of cold flow field of a multi-injection combustor with different geometries

WU Yao-zeng, HUANG Yong, WANG Fang, ZHANG Yufang
(School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A numerical investigation was conducted to study some key parameters of multi-injection combustor, including swirl numbers, space between venturis, distance between the dome and the diffuser. The influence law of these parameters on the multi-injection combustor's recirculation zone was concluded. This shows that, with increase of the swirl number, the reverse velocity of the recirculation zone will rise. When the swirl number increases from 0.82 to 1.24, the maximal reverse velocity is 52% greater and the recirculation zone is 34% longer. When the space between venturis changes from 0 to 0.4 times the exit diameter of venturi, the radii of recirculation zone is 33% bigger and the length is 43% larger. With the increasing area of inlet of the diffuser and the growing distance between the dome and the diffuser, the distribution of the flow is more uniform.

Key words: multi-injection combustor; gas turbine combustor; cold flow field; swirl number; numerical simulation

随着技术的发展, 要求航空发动机具有低污染、高可靠性和长寿命等特点. 常规的单头部燃烧室常用的做法是提高增压比和涡轮前温度来提高循环功, 但是压力和温度的提高会增加 NO_x 的生成, 而且常规燃烧室在提高出口温度分布等方面有很大的局限性^[1]. NASA(美国航空航天局)提

出的贫油喷射系统 LDI(lean direct injector)燃烧室是贫油预混预蒸发模型(LPP)的一种变形. 不同于贫油预混预蒸发模型的是, 贫油喷射系统中燃油是直接射入燃烧区, 因此没有 LPP 模型与生俱来的自燃和回火隐患^[2]. 正因为燃油没有经过预混和预蒸发过程, LDI 低污染燃烧室以贫油状

收稿日期: 2009 06 19; 修订日期: 2009 10 14

作者简介: 吴垚程(1984-), 男, 山东聊城人, 硕士生, 主要从事燃烧与燃烧室方向研究.

态将燃油直接喷射到主燃区与空气混合进行燃烧,降低主燃区的温度,从而降低 NO_x 的排放。

为了进一步提高LDI燃烧室低污染、好的温度出口分布的能力,NASA又提出一种贫油多点喷射LDI燃烧室模型,即在燃烧室头部采用多个旋流器和喷嘴实现分级分区供油,当低工况时,仅部分级或区供油燃烧;当高工况时,所有级或区都供油燃烧。因此这种燃烧室能在不同工况下实现分级控制燃油量,从而有利于扩大其稳定工况范围、缩短燃烧室长度、便于控制燃烧室中的温度分布及降低氮氧化物的排放,从而提高燃烧室性能^[3]。NASA格林实验室和辛辛纳提大学的Cai J等人在对多点喷射燃烧室实验研究中提到^[4],目前对于多点喷射燃烧室大多采用 3×3 的结构。研究发现,相对于单头部旋流器的流场,多点喷射燃烧室头部的每个旋流器都产生各自的回流区,在流场下游发生强烈的掺混和相互干扰。在流场下游,这些小的回流区逐渐融合并最终形成一个类似于单头部的大回流区,这个回流区的长度要小于单头部产生的回流区,但是回流区强度更强^[3]。在研究回流区时,一般用回流区轴向最大负速度的绝对值来比较回流区的强度,在本文中简称为最大负速度。Cai J等人还改变了局部几个旋流器的旋转方向,并把这时的流场同之前的结果作了比较,发现改变方向后旋流器之间的干扰变强,中心旋流器的回流区缩短^[4]。格林实验室和辛辛纳提大学用NCC(national combustion code)程序对离散孔结构的多点喷射燃烧室流场作了模拟,结果同实验数据有一定的差距,特别是没有捕捉到对多点中心回流区长度要长于其他位置的回流区这一重要特性^[5,6]。托雷多大学的Davoudzadeh F等人分别采用基于RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)和LES(large eddy simulation)两种模型的NCC来模拟LDI多点喷射燃烧室,通过对轴向、切向速度在不同位置RANS和LES结果的比较得出,在相同的网格和硬件条件下RANS结果要优于LES^[7]。北京航空航天大学的邓甜等人用数值的方法研究了装有轴向旋流器的多点喷射燃烧室流场,发现主燃孔会使流场产生三维效应,从而很大程度上影响了回流区的形状,得到了主燃孔对多点喷射燃烧室流场的影响规律^[8-10]。

航空发动机燃烧室稳定工作,靠的是旋流器产生的一个稳定、强大的回流区,燃烧室的每次重大进步都是伴随着回流区质量的提高而产生

的^[6]。对于多点喷射燃烧室,由于采用了多个头部并列放置,相互之间存在复杂的相互作用,所以以前针对单头部的研究经验不能真实的反映多点的特点。同时,旋流器产生的流场之间存在着强烈的干扰,这就影响到各自的回流区,初步分析这种干扰同文氏管的间距有密切的联系。此外,前方来流的状态会对不同位置旋流器的气量分配产生影响,也会影响到回流区的大小和强弱。而且现有的数值模拟与实验的结果符合得不尽如人意,存在着模型选取和计算准确度得问题,所以很有必要用一个比较准确的数值模拟方法对多点喷射燃烧室旋流数、文氏管间距、扩压器与头部的间距这些重要参数对流场影响规律进行研究。

1 数值模拟方法及其验证

在用数值模拟的手段研究问题时,必须对采用的数值模型和网格等进行检验,以确保模拟结果的正确性。

1.1 数值方法及边界条件

基于FLUENT 6.3程序,采用RANS模型,Realizable形式的 $k-\epsilon$ 方程,速度压力耦合的SIMPLE(semi-implicit method for pressure linked equations)算法,二阶迎风差分格式,隐式分离求解器,标准壁面函数。验证用的结构是由一个轴向旋流器和一个方腔燃烧室组成,其中轴向旋流器叶片安装角是 60° ,旋流数是1.0。计算域取旋流器和整个燃烧室,燃烧室的长为230 mm,示意图如图1,详细结构见文献[11]。该旋流器结构与本文研究用的旋流器结构非常相似,从而验证的结果有较高的说服力。

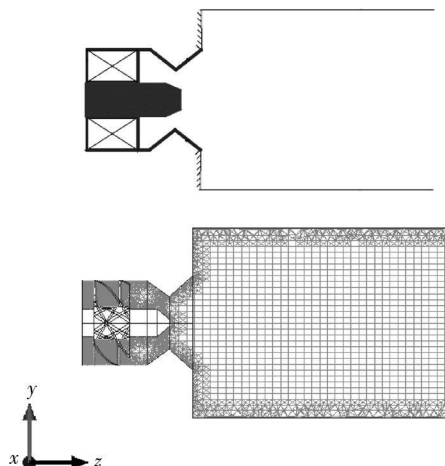


图1 单头部旋流器示意图和计算网格

Fig. 1 Single swirler and computational grid

验证用的网格是采用混合网格技术处理的网格,方腔燃烧室用六面体网格,旋流器用四面体网格,如图 1,网格总数是 65 万.边界条件的进出口设置为速度进口和压力出口,进出口的压降是 4% 的大气压,空气的质量流量是 0.007 kg/s .

1.2 数值模拟结果和实验结果的对比

图 2 给出了以文氏管出口为起点,不同截面上的轴向速度沿 x 坐标轴的分布,从上到下依次是距离文氏管出口 3, 9, 15, 36 mm 处的轴向速度分布曲线.图中 paper 是文献[7]模拟的结果,CFD(计算流体力学)是本次模拟的结果.可以看到,本次模拟的结果不仅模拟出了流场变化的趋势,而且与实验值吻合得很好,误差要比文献

[7] 模拟结果的误差小很多.这就证明选取的计算模型和网格是合理的.同时还能发现,在靠近计算域壁面附近的位置,数值模拟的结果同实验值还是有一定的差距,说明标准壁面函数在处理这种带有强旋流特点的近壁面流场时能力有限.但是鉴于其计算的较低,本次研究的结构比较复杂,而且用它模拟的结果还可以接受,所以在研究中仍选用标准壁面函数.

2 多点喷射燃烧室流场的数值模拟

2.1 多点喷射燃烧室物理建模和数值模拟方法

本文研究用的多点喷射燃烧室,主要由头部和方腔燃烧室组成,其中头部采用 3×3 单级轴向旋流器,具体结构见图 3,计算域见图 4.由上可知,影响多点喷射燃烧室回流区性能的主要参数有旋流数、文氏管间距和头部与扩压器之间的距离,为了比较这些参数对多点回流区的影响,研究中设计如下几种结构,见表 1 和表 2,其中旋流器的结构来自文献[11].

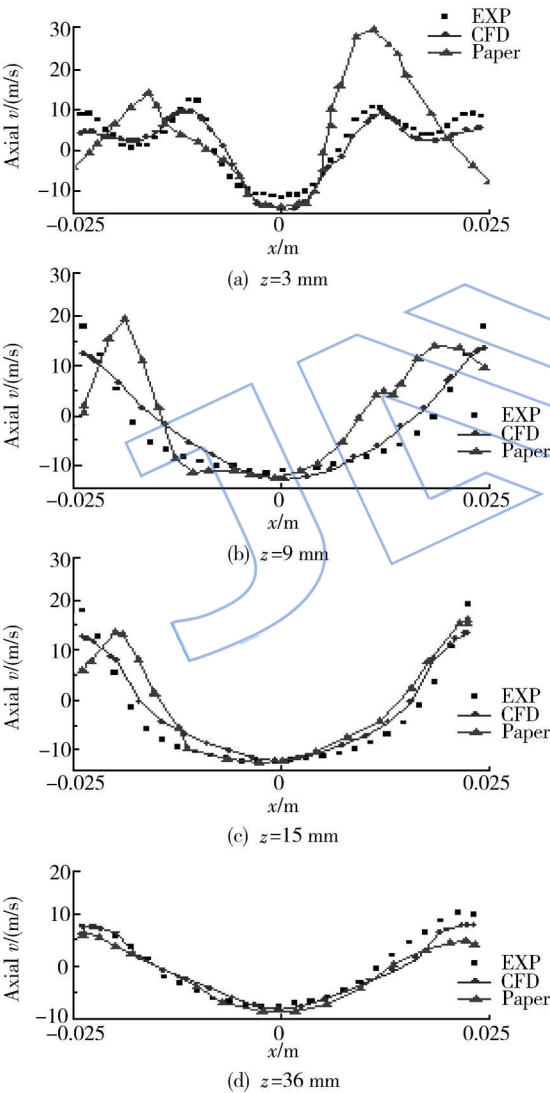


图 2 旋流器下游 xy 平面上的轴向速度分布
Fig.2 Axial velocity of the single swirler downstream along x and y

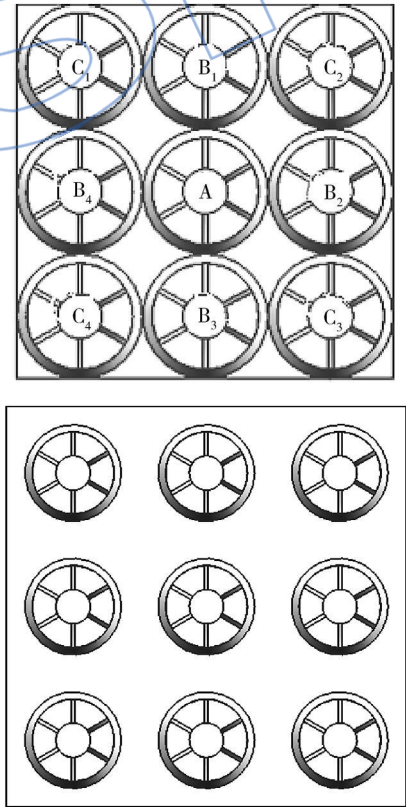


图 3 多点头部结构、旋流器编号和增加间隔后的头部结构
Fig.3 Different geometries of the dome

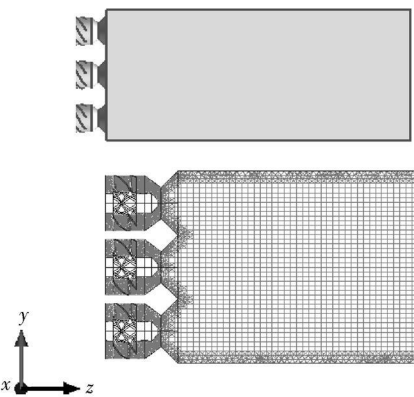


图 4 多点计算域和计算网格

Fig. 4 Computational domain of multir injection combustor and grid

表 1 多点喷射燃烧室头部结构参数

Table 1 Structure parameters of multi injection combustor's dome

参数	数值			
叶片安装角 $\theta/ (^{\circ})$	50	55	60	65
旋流数	0.687	0.823	1	1.236
间隔/mm	0	0	0 10	0

表 2 扩压器结构参数

Table 2 Structure parameters of diffuser

参数	数值				
头部与扩压器间距 L/mm	30	60	90	120	150
扩压器出口面积 $A=30\text{mm}\times30\text{mm}$	✓	✓	✓	✓	✓
扩压器出口面积 $A=50\text{mm}\times50\text{mm}$	✓	✓	✓	✓	✓

注:“✓”代表研究中选用的结构参数.

求解模型采用上面验证过的计算模型, 网格采用六面体和四面体混合网格, 如图 4. 网格总数在 260 万左右, 模型在奔腾四核计算机上求解.

边界条件设置, 进口采用速度入口, 空气质量流量是 0.062 kg/s, 出口设置为压力出口, 其他设置同验证时的设置.

2.2 旋流数修正

本文研究用的旋流器的结构来自文献[11], 在研究旋流数对回流区影响时, 发现用经验公式

$$S = \frac{2}{3} \cdot \frac{1 - (R_i/R_o)^3}{1 - (R_i/R_o)^2} \tan \alpha \tag{1}$$

和

$$S = \frac{1}{2(1 - \varphi)} \cdot \frac{1 - \left(\frac{R_i}{R_o}\right)^4}{1 - \left(\frac{R_i}{R_o}\right)^2} \tan \alpha \tag{2}$$

其中 R_i , R_o 分别代表旋流器内径和外径^[12], 见图 5, 计算出来的旋流数与文献[11]中引用的 NASA 常用的旋流数之间差别很大, 所以有必要重新推导旋流数计算公式.

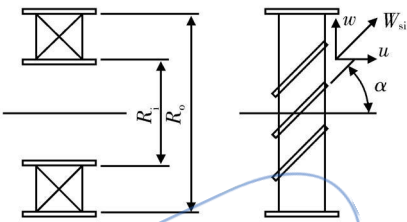


图 5 轴向叶片式旋流器结构尺寸

Fig. 5 Structure of axial swirler

根据旋流数的定义

$$S = \frac{G_{\varphi}}{G_x R} \tag{3}$$

且现在常用的旋流器大都采用扭转叶片, 根据线性扭转规律, 任意半径 r 位置的扭转角同安装角的关系是

$$\tan \alpha = \frac{r}{R_o} \tan \alpha_o \tag{4}$$

又切向速度

$$w = u \tan \alpha_o \tag{5}$$

所以可得切向动量为

$$G_{\varphi o} = \int_{R_i}^{R_o} (w r) \rho u 2\pi r dr = \frac{1}{R_o} \int_{R_i}^{R_o} \rho u^2 2\pi r^3 dr = 2\pi \rho u^2 \tan \alpha_o \frac{R_o^4 - R_i^4}{4R_o} \tag{6}$$

轴向动量

$$G_{xo} = \int_{R_i}^{R_o} u \rho u 2\pi r dr = \pi \rho u^2 (R_o^2 - R_i^2) \tag{7}$$

所以新的旋流数公式为

$$S = \frac{2\pi \rho u^2 \tan \alpha_o \frac{R_o^4 - R_i^4}{4R_o}}{\pi \rho u^2 (R_o^2 - R_i^2)} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1 - \left(\frac{R_i}{R_o}\right)^4}{1 - \left(\frac{R_i}{R_o}\right)^2} \tan \alpha_o \tag{8}$$

以上各公式计算结果同 NASA 提供的结果的对比如表 3 所示.

表 3 不同叶片安装角旋流器的旋流数
Table 3 Swirl numbers for different tip vane angles

叶片安装 角 $\theta/(^{\circ})$	经验 公式(1)	经验 公式(2)	导出 公式	NASA
40	0.621	0.576	0.484	0.48
45	0.740	0.696	0.576	0.58
50	0.882	0.848	0.687	0.69
55	1.057	1.046	0.823	0.83
60	1.282	1.321	0.999	1
65	1.587	1.738	1.236	1.23

通过比较不难看出,用经验公式(1),(2)算出的结果明显要偏大,与 NASA 用的数据相比较差别很大,而本文推导的公式的计算结果则很符合 NASA 的数据.

3 多点喷射燃烧室的计算结果

3.1 旋流数的影响

图 6 是不同旋流数下,旋流器 A、B₁、C₁ 中心线轴向速度的变化,图注中的数字是叶片安装角的大小,代表相应的旋流数,字母是旋流器的编号,各旋流器的编号详见图 3.三个旋流数下,轴向速度随中心线的变化总趋势是一致的.对于不同旋流器的回流区,55°和 60°时所有的回流区长度和最大负速度(回流区强度)基本相同;65°时中心回流区的长度要长于其他位置的回流区,并且最大负速度也比其他位置的要大.图 7 单独比较了旋流器 A 在不同旋流数下中心线轴向速度的变化.从图中能够很清楚地看到随着旋流数的增加,回流区的最大负速度在增加.表 4 列出了多点

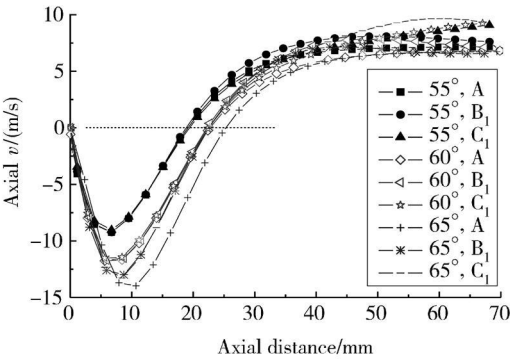


图 6 旋流器 A、B₁、C₁ 的回流区
Fig. 6 Recirculation zones for swirlers A, B₁ and C₁

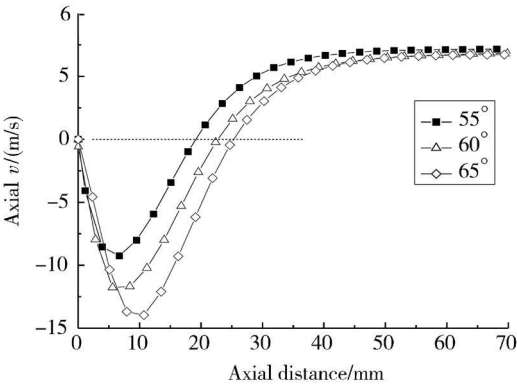


图 7 不同旋流数下旋流器 A 的回流区的比较
Fig. 7 Recirculation zones for the swirler A

喷射燃烧室回流区特性的具体数值,相对于 55° 时的情况,60°,65° 的回流区,最大负速度增加 27%,52%,湍动能增加 40%,91%.图 8 是回流区最大负速度随旋流器叶片安装角的变化曲线.数值模拟中发现,叶片角为 45° 的多点喷射燃烧室没有回流区,这时旋流数比较小,属于弱旋流的缘故.50° 时不能形成稳定的回流区,旋流数虽然大于常用的强弱旋流的分界线($S=0.6$),但不足够强,文氏管对旋流的削弱作用使得回流区不够稳定.当叶片角提高到 55° 以后形成稳定的回流区,并且最大负速度随叶片安装角大致呈线性变化规律.

表 4 不同旋流数的性能
Table 4 Parameters for different swirl numbers

性能参数	$S(\theta/(^{\circ}))$		
	0.823(55)	1(60)	1.236(65)
最大湍动能/ (m^2/s^2)	311.94	435.85	594.72
最大轴向负速度/ (m/s)	9.635	12.267	14.675
旋流器 A 回流区长度/mm	19.05	22.69	25.45
旋流器 B ₁ 回流区长度/mm	18.91	22.01	22.32
旋流器 C ₁ 回流区长度/mm	18.46	21.76	22.78

图 9 中列出了不同旋流数下编号为 A 的中心旋流器回流区的半径随轴向距离的变化曲线,原点取在文氏管喉道位置.55° 的回流区起点在喉道之后,终止在距离喉道大约 23 mm 处,60° 的回流区位置靠前,65° 的回流区从喉道处就已经开始了,并且终止的位置比 55° 的回流区更远.由回流

区的形成可知,回流区是随切向速度增加,逆压力梯度增强到一定程度后形成的,旋流数增大,意味着切向速度变大,那么在同样来流情况下大旋流数的旋流器形成的回流区开始的位置就要早. 图中还能看到,叶片角是 55° 的回流区面积最小, 65° 的最大,但是之间的差别很小,说明旋流数对回流区的大小影响不大. 结合表 4,也能发现随着旋流数的增加,相对于 55° 时的情况, 60° , 65° 的旋流数增加了 22%, 51%, 而回流区长度分别只增加了 19%, 34%.

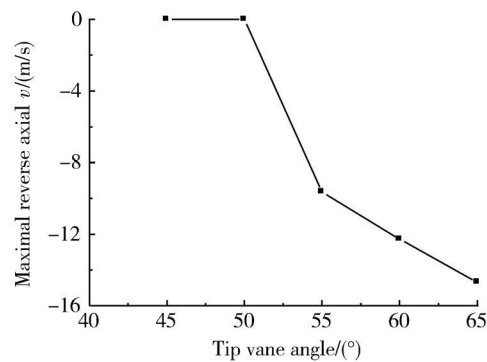


图 8 轴向最大负速度随叶片角变化的规律

Fig. 8 Maximal reverse axial v changes with tip vane angles

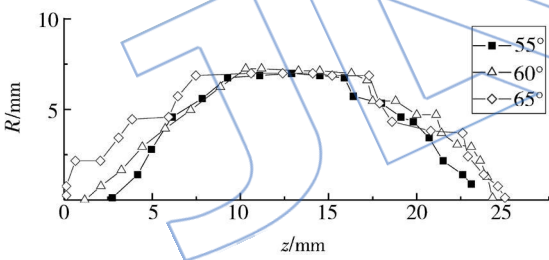


图 9 不同旋流数下旋流器 A 的回流区半径随轴向距离的变化

Fig. 9 Radii of recirculation zone for swirler A with different swirl numbers

通过以上分析,可以发现旋流数主要影响回流区的强度,对回流区的形状和大小影响不显著.

3. 2 文氏管间距的影响

图 10 是文氏管间距为 0 和 0.4 倍的文氏管出口直径时(设 D 是文氏管间距与文氏管出口直径的比值,即 $D=0$ 和 $D=0.4$ 时),不同位置的旋流器产生的回流区形状. 当增加间距后,回流区在长度和半径方向上有了明显增加. 图 11 是间距增加前后旋流器 A, B_1 , C_1 的回流区轴向速度沿轴向距离变化的曲线. 两种工况的回流区几乎都

是在 $z=8\text{ mm}$ 时出现了最大回流负速度,且在达到最大负速度前,两者的曲线几乎重合,说明改变间距对回流区的前半段基本没什么影响.

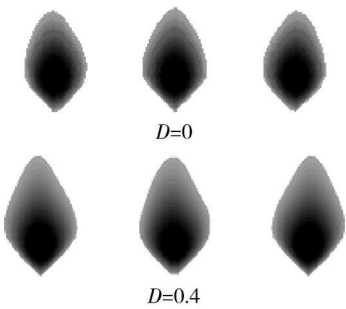


图 10 两种间距下的回流区

Fig. 10 Recirculation zone with different D

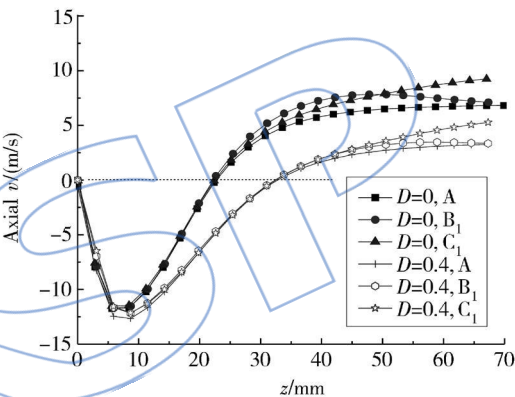


图 11 两种间距下旋流器 A, B_1 , C_1 的回流区

Fig. 11 Recirculation zone for swirlers A, B_1 , C_1 with different D

图 12 和图 13 具体比较了间距变化前后,中心回流区的半径和轴向速度随轴向距离的变化情况. 图 12 中,取文氏管喉道位置为坐标 0 点,两个回流区的起点都是在距离喉道大约 2 mm 处,随着轴向距离的增加回流区的半径在增加, $D=0$ 回流区先达到最大半径, $D=0.4$ 回流区的最大半径位置则落后了 4 mm. 表 5 列出了间距变化前后回流区的参数. 增加间距后 $D=0.4$ 回流区的最大半径增加了 2.5 mm,增幅是 33%,长度增加了 43%. 由以上不难发现,当增加了旋流器之间的间距以后,回流区的体积增大了. 分析原因,增加文氏管的间距就减少了旋流器后流场之间的干扰,这一现象通过图 14 中的速度矢量分布能直观的表现出来. 在没有增加文氏管间距时,从不同旋流器流出的气流在交界处相遇后,形成了两个比较大的涡,这两个涡的体积比较大,对主流道的堵塞就比较严重,这种气流之间的干扰和阻碍就影

响了回流区的充分发展. 对比图 14 就能发现, 增加间距干扰和阻碍就要小很多. 在图 11 和表 5 中也能得到增加间距对回流区强度的影响, 增加间距后回流区的最大负速度只增加了 5%、湍动能增加 3%, 所以增加文氏管间距对回流区的强度基本没有带来太大变化.

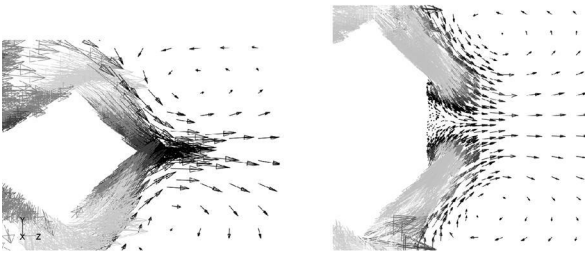


图 14 相邻旋流器交界处速度矢量
Fig. 14 Vector of velocity of different D

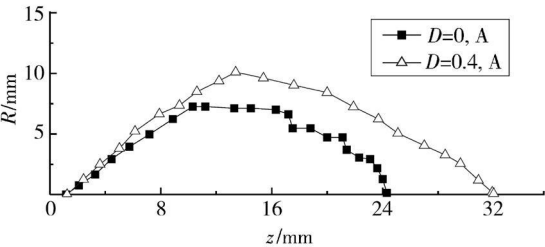


图 12 两种间距下旋流器 A 的回流区半径随轴向距离的变化
Fig. 12 Radii of recirculation zone for swirler A with different D

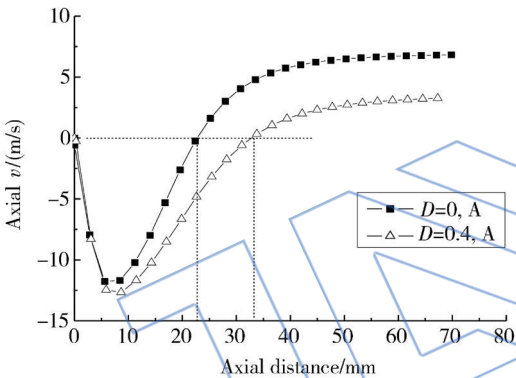


图 13 两种间距下旋流器 A 的回流区长度的比较
Fig. 13 Recirculation zones for swirler A with different D

表 5 间距为 $D=0$ 和 $D=0.4$ 时的回流区性能

性能参数	D	
	0	0.4
最大湍动能/(m^2/s^2)	435.85	447.1
最大轴向负速度/(m/s)	12.267	12.822
旋流器 A 回流区长度/ mm	22.69	32.48
旋流器 B_1 回流区长度/ mm	22.01	31.52
旋流器 C_1 回流区长度/ mm	21.76	31.33

通过以上分析, 文氏管间距的增加能减弱不同位置旋流器间流场的干扰, 从而增加回流区的体积, 但几乎不影响回流区的强度.

3.3 头部与扩压器间距的影响

图 15 和表 6 给出了扩压器出口面积 $A=30\text{ mm}\times 30\text{ mm}$ 时, 编号为 A, B_1 , C_1 旋流器产生的回流区形状随头部与扩压器间距 L 变化的云图和流量分配情况. 图 15, 中心位置旋流器 A 的回流区长度随着 L 的增加在减小, 原因是 L 的增加会使旋流器前的流场分布趋向均匀, 不同位置的旋流器分配到的流量就趋于一致. 这一现象从

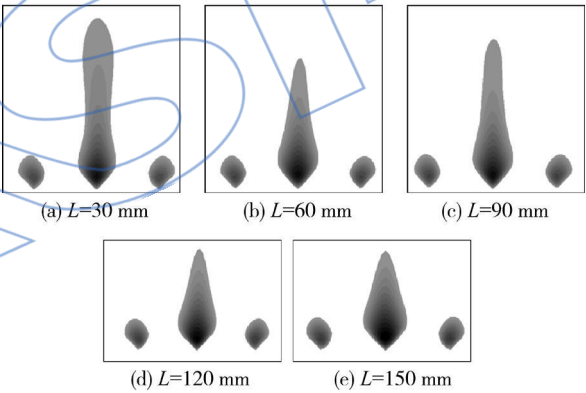


图 15 扩压器出口面积 $A=30\text{ mm}\times 30\text{ mm}$ 时的回流区
Fig. 15 Shapes of recirculation zones with $A=30\text{ mm}\times 30\text{ mm}$

表 6 扩压器出口面积 $A=30\text{ mm}\times 30\text{ mm}$ 时的流量分配(单位: kg/s)

Table 6 Flow distribution for swirlers with $A=30\text{ mm}\times 30\text{ mm}$ (unit: kg/s)			
L/mm	旋流器 A	旋流器 B_1	旋流器 C_1
30	0.00889	0.00633	0.00640
60	0.00864	0.00640	0.00627
90	0.00864	0.00663	0.00636
120	0.00861	0.00658	0.00639
150	0.00853	0.00661	0.00645

表 6 的流量分配情况上也得到反映, 不同位置旋流器进口流量的差异随着 L 的增加在减小. 不过中心旋流器的流量减小的幅度比较小, 其他位置旋流器的流量增加有限, 使得不同位置旋流器流量差异达到了 23% ~ 29%, 根本原因是前置扩压器的出口面积太小使得射流强度太大, 核心流长度太长, 从而对中心旋流器 A 的冲击比较大.

图 16 和表 7 是前置扩压器出口面积 $A = 50\text{ mm} \times 50\text{ mm}$ 的流场情况. 对比扩压器出口面积 $A = 30\text{ mm} \times 30\text{ mm}$ 时的结果, 在图 16 中, 不同位置旋流器之间的回流区长度差异减小了, 处在非中心位置旋流器的回流区长度和强度都得到加强. 表 7 不同位置旋流器的流量分配的差异也比较小, 差异最大是 7%, 并且随着 L 增加差异进一步减小到 3%. 在参与比较的两个工况中, 扩压器出口面积增大 1.8 倍, 随之对旋流器流量分配的最大和最小差异减小到原来的 $1/4$ 和 $1/8$. 由以上分析可以得到, 扩压器的出口面积对流量分配影响是不可忽视的, 在满足设计要求时, 适当增加扩压器的出口面积有助于旋流器之间的流量分配更加均匀, 同时 L 的增加也有利于减小旋流器之

间的流量差异. 但是经过比较发现, 不同位置回流区的长度依然有比较明显的差异. 这说明了回流区的长度不仅和流量有关系, 而且与旋流器前流场的流动状态有关, 虽然扩压器出口的面积有所增加, 但是流场仍然不可避免的有核心流, 核心流对处在与其垂直位置的中心旋流器有一定的冲击作用, 造成旋流器 A 的回流区长于其他位置的回流区.

由以上分析可知, 前置扩压器的存在会造成多点喷射燃烧室不同旋流器之间流量分配的差异, 增加扩压器的出口面积(即扩压比)和头部与扩压器的距离有利于减少这种差异.

4 结 论

影响多点喷射燃烧室回流区性能的参数主要有旋流数、文氏管间距和头部与扩压器间距, 影响规律如下:

1) 旋流数的不同会造成多点回流区的变化, 增加旋流数会提高多点喷射燃烧室回流区的最大负速度值和回流区的强度. 相对于旋流数为 0.823 时的情况, 旋流数是 1, 1.236 的回流区, 最大负速度增加 27%, 52%; 当旋流数大于 0.823 时, 回流区最大负速度随旋流器叶片安装角的变化是线性的; 同时旋流数的增加使得回流区开始的位置提前, 也会在一定程度上增加回流区的长度.

2) 文氏管间距也会对多点回流区有很大影响, 这种作用主要反映在对回流区体积的影响上, 文氏管间距由 0 增加到 0.4 倍的文氏管出口直径时, 回流区的长度要增加 43%、半径增加 33%, 而对回流区的强度影响不大.

3) 扩压器出口的面积和头部与扩压器间距会影响旋流器之间的流量分配和回流区长度. 增大扩压器出口的面积和头部与扩压器间距有利于旋流器之间流量均匀的分配; 从扩压器后流场的核心流会对处于中心位置的旋流器产生冲击作用, 从而造成该位置的回流区长于其他的回流区.

参考文献:

[1] Jeng S M, Cai J, Tacina R R. Multi-swirler aerodynamics: experimental measurements[R]. AIAA 2001-3574, 2001.

[2] 邓甜. 多点喷射燃烧室数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.

DENG Tian. Numerical simulation of multi injection combustors[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and

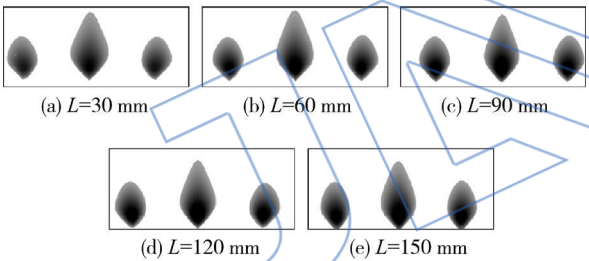


图 16 扩压器出口面积 $A = 50\text{ mm} \times 50\text{ mm}$ 时的回流区
Fig. 16 Shapes of recirculation zones with $A = 50\text{ mm} \times 50\text{ mm}$

表 7 扩压器出口面积 $A = 50\text{ mm} \times 50\text{ mm}$ 时的流量分配(单位: kg/s)

Table 7 Flow distribution for swirlers with $A = 50\text{ mm} \times 50\text{ mm}$ (unit: kg/s)

L/mm	旋流器 A	旋流器 B_1	旋流器 C_1
30	0.00712	0.00681	0.00665
60	0.00689	0.00674	0.00655
90	0.00687	0.00676	0.00668
120	0.00689	0.00677	0.00665
150	0.00688	0.00673	0.00664

- Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [3] Tacina R, Mao C P, Wey C. Experimental investigation of a multiplex fuel injector module for low emission combustors [R]. AIAA 2004 0185, 2004.
- [4] Cai J, Jeng S M, Tacina R. Multi swirler aerodynamics: comparison of different configurations [R]. ASME GT2002-30464, 2002.
- [5] Lannetti A, Tacina R, Cai J, et al. Multi swirler aerodynamics: CFD predictions[R]. AIAA 2001-3575, 2001.
- [6] Lannetti A, Tacina R, Jeng S M, et al. Towards accurate prediction of turbulent, three dimensional, recirculation flows with the NCC[R]. AIAA 2001-0809, 2001.
- [7] Davoudzadeh F, Liu N S, Moded J P. Investigation of swirling air flows generated by axial swirlers in a flame tube [R]. ASME GT2006 91300, 2006.
- [8] 邓甜, 王方, 黄勇. 多点喷射燃烧室冷态 流场特性研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(5): 876-880.
- DENG Tian, WANG Fang, HUANG Yong. Investigation of cold flow field of a multi injection combustion[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(5): 876-880. (in Chinese)
- [9] Wang F, Deng T, Huang Y. Simulation of spray combustion in a gas turbine chamber[C]// The 2nd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering. Guilin: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. 2nd ISJPPE-1015(75).
- [10] Wang F, Deng T, Huang Y. Numerical simulation of spray combustion in a gas turbine combustor[C]// The 2nd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering. Guilin: School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. 2nd ISJPPE-1015(73).
- [11] Fu Y Q, Jeng S M, Tacina R. Characteristic of the swirling flow generated by an axial swirler[R]. ASME GT2005-68728, 2005.
- [12] 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, 2007: 213-217.
- HUANG Yong, LIN Yuzhen, FAN Weijun, et al. Combustion and combustor[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2007: 213-217. (in Chinese)