

# 主燃孔对旋流杯下游流场的影响\*

郎洪俭, 郭志辉, 黄 勇

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

**摘 要:** 采用 PDA (Phase Doppler Analyzer) 测量系统对带双轴向旋流杯、主燃孔和冷却气流的模型燃烧室的主燃区流场 (以下简称真实结构) 进行了实验研究, 测量了燃烧室内流场的特性, 并与不带主燃孔和冷却气流的头部旋流杯 (以下简称纯头部结构) 的气流场进行了对比。发现真实结构燃烧室内的回流区不再是轴对称, 主燃孔和二次气流的存在使回流区明显被压扁 (最扁处的长轴约为短轴的 1.6 倍); 真实结构的回流区长度明显缩短, 其长度  $L$  与旋流杯出口直径  $D$  的比值 ( $L/D$ ) 约为 1.3 而纯头部结构的  $L/D$  约为 2.5。

**关键词:** 燃烧室; 旋流杯; 主燃孔<sup>+</sup>; 喷雾; 流动分布; 激光测量

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2006) 02-0110-04

## Effect of primary holes on the velocity profiles downstream of a swirl cup

LANG Hong-jian, GUO Zhi-hui, HUANG Yong

(Coll. of Energy and Power Engineering, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**Abstract** The characteristics of the flow field in the primary zone of a model combustor which is confined by the swirl cup with double axial swirlers and the flame tube with primary holes and cooling air films was investigated experimentally by a Particle Dynamic Analyzer (PDA). By comparison with the previously reported data for the flow field after a pure swirl cup it is concluded that the flow field, especially the recirculation zone, in the primary zone is no longer axisymmetrical. The presence of the primary hole air flows remarkably squeezes the recirculation zone, resulting in an elliptic-like cross section, with the long axis approximately 1.6 times longer than the shorter one. The length of the recirculation zone is as short as about 1.3D, which is distinctly shorter than 2.5D for a pure swirl cup, in which  $D$  is the exit diameter of the swirl cup.

**Key words** Combustion chamber; Swirl cup; Primary hole<sup>+</sup>; Spraying; Flow distribution; Laser diagnostics

## 1 引 言

对于先进的航空发动机燃烧室来说, 燃油的喷射、燃烧室气流的组织, 对燃烧室的性能, 如点火性能、燃烧效率、燃烧稳定性、燃烧室出口温度分布品质、燃烧室污染物排放、燃烧室的寿命等都有决定性的影响, 因此燃烧室一直是研究的重点。

最初用于燃油喷射的是简单的离心喷嘴, 但由于简单式离心喷嘴会产生较高的烟粒浓度和火焰辐射, 并且随着头部油气比增加变得更加明显<sup>[1]</sup>。简单的空气雾化喷嘴的出现解决了简单离心喷嘴的一些缺陷, 但在慢车状态下空气压力低, 喷嘴内空气流速低, 则它在唇口对油膜的雾化作用小, 无法形成启动时所

需的良好雾化的燃料分布<sup>[2]</sup>。

由燃油喷嘴和多级旋流器相匹配构成的旋流杯式喷雾装置, 通常称为气动雾化喷嘴, 由于其优良的性能, 为目前航空发动机的燃烧室广泛采用。多级旋流器配合文氏管为特征的头部结构, 在协调稳定工作边界、燃烧效率、出口温度、冷却气量、污染排放等若干相互矛盾的问题上, 已经得到一系列比较优秀的设计准则和工具。在文献 [3] 中对三级和双级旋流杯的冷态流场进行了数值模拟和实验分析, 三级旋流杯喷雾的索太尔平均直径 (SMD) 和均匀度能满足燃烧室的性能要求, 但它的贫油熄火特性不理想, 而双级旋流杯则有比较好的贫油特性。双级旋流杯根据旋转方向不同有同向和反向之分, 实验表明, 反向双级

\* 收稿日期: 2005-06-10 修订日期: 2005-09-20

作者简介: 郎洪俭 (1981—), 男, 硕士生, 研究领域为航空发动机燃烧、污染排放和红外隐身。

E-mail: langhongjian@163.com

旋流杯由于其产生的回流区的特点有更好的发展前景<sup>[4]</sup>。国内外的对于单头部双级反向旋流杯的流场和液雾特性进行了大量的计算和实验研究工作<sup>[5-9]</sup>。

尽管对纯头部的旋流杯的研究工作已经做得很详细了,对于纯头部产生的流场也已经能够很好的模拟,但是由于真实燃烧室内主燃孔和冷却气流的存在,这些结果能否用在真实燃烧室内,本文将通过实验方式来给出这一方面的数据,从而有助于新型燃烧室设计及数值模拟软件的验证。

## 2 实验装置及方法

### 2.1 实验台

供液系统采用高压气瓶挤压式,储液罐容积约 0.2m<sup>3</sup>,可在 0~2MPa 压力范围内提供稳定的供液。供气系统采用暂冲式,储气罐容积约 200m<sup>3</sup>,压力 0.6MPa 可在本实验范围内提供非常稳定的供气,见图 1 实验台示意图。

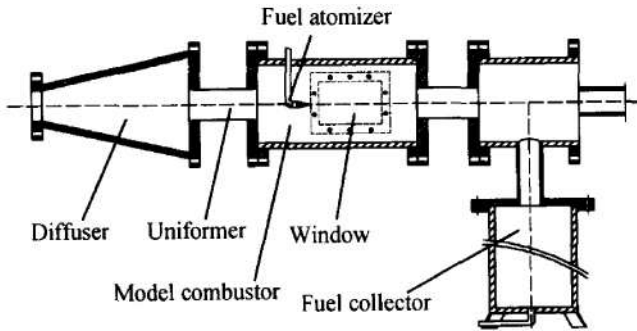


Fig 1 Schematic of the test rig

### 2.2 实验件

实验件为单头部矩形燃烧室试验件,由进口测量段、试验段和燃油喷嘴等部件组成。试验段由燃烧机匣、火焰筒、燃油喷嘴和点火电嘴组成。机匣气流通道高度为 150mm,长度 328mm,宽度 120mm,两侧与火焰筒冷却侧壁间隔 1mm。从喷嘴出口至火焰筒出口长度为 226mm,火焰筒高度 100mm,宽度定为 92mm。实验喷嘴采用离心式喷嘴,并与头部双级涡流器匹配,一、二级涡流器均为轴向,一级旋向为顺时针方向(从上游看);二级旋向为逆时针方向(从上游看)。试验件示意图见图 2。

### 2.3 测试仪器仪表

液雾速度场及尺寸分布等采用 PDA 测量,供液系统用高精度压力表(误差 1kPa)监控,空气流量用涡街流量计测量,并用高精度压力表(误差 0.1kPa)监控。测量所选坐标系的原点 *O* 位于旋流杯出口平面的中心,沿喷嘴喷射方向为 *z* 方向,*x*,*y* 方向见图 2。

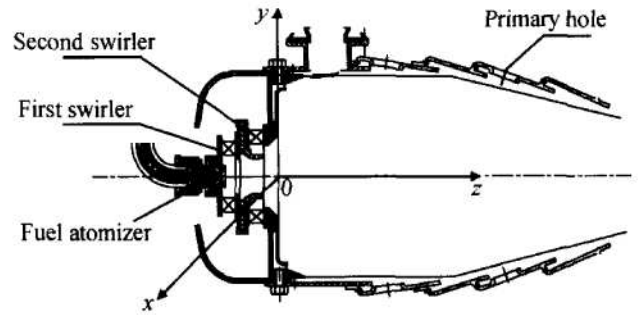


Fig 2 Model combustor

## 3 实验结果与分析

实验采用 RP-3 航空煤油为工作介质,实验在燃烧室进口总压为 110kPa 燃烧室进口总温为 300K,空气总流量为 0.179kg/s 余气系数为 0.65 的状态下进行,对燃烧室主燃区流场采用 PDA 进行测量,得出数据后,以喷雾两相流场中 25μm 以下的液滴的速度代表气相速度<sup>[6]</sup>。

图 3 为 *x* 方向的轴向平均速度。可以看出:从 10mm 截面到 40mm 截面均有负速度且负速度在 *x* 方向上的范围逐渐变大,40mm 截面处的负速度小于 30mm 截面,表明在 10~40mm 截面之间存在由旋流所产生的回流区,且其直径随旋流液雾的向下发展逐渐变大,由于旋流强度的减弱,从 30mm 截面以后回流速度开始减小;50mm 截面处几乎没有负速度,说明在这里回流区已经截止,回流区的长度 *L* 与旋流杯出口直径 *D* 的比值 (*L/D*) 大约为 1.3 而纯头部结构流场的 *L/D* 大约为 2.5<sup>[6]</sup>,其原因是回流区被主燃孔截断;10mm 截面在大约 *x* = -27.5mm 处出现第一次峰值,此处为一级旋流气流与 10mm 截面相交的位置,在靠近壁面处所出现的第二次峰值是二级旋流气流在 10mm 截面上的速度最大值,而其余各截面则没有明显的双峰结构,因为越远离旋流杯的出口,一、二级旋流器各自的影响就会越小。

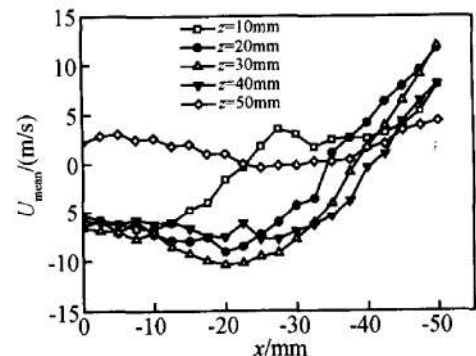


Fig 3 Profile of axial velocity in *x* direction

图 4为  $y$  方向上的轴向平均速度,其规律与  $x$  方向上的轴向速度变化规律基本一致,不同点在于,各截面负速度的范围(即回流区的尺寸),明显小于  $x$  方向相对应的负速度范围,并且回流区在  $y$  方向的尺寸从 30mm 截面以后就开始减小,说明  $y$  方向的回流区尺寸小于  $x$  方向,并且早于  $x$  方向结束,原因是由于  $x$  方向只是纯壁面,而  $y$  方向则存在主燃孔气流和冷却气流,它们对整个回流区进行压挤和截断,所以会出现以上规律。

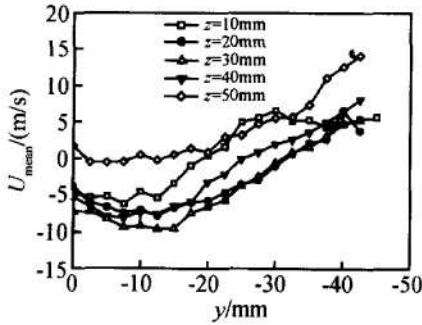


Fig 4 Profile of axial velocity in  $y$  direction

图 5为  $x$  方向的轴向脉动速度, 10mm 截面在  $x$  方向大约 27mm 左右的地方有一峰值, 20mm 截面在  $x$  方向大约 35mm 左右的地方有一峰值,但小于 10mm 截面的峰值速度,由于在这两处一二级旋流器反旋相交造成了较大的湍流度,因此出现了脉动速度的峰值,能量的衰减造成 20mm 截面速度峰值小于 10mm 截面;由于在 30~50mm 截面上,轴向的平均速度衰减很快,因此这三个截面的变化规律大致相同,脉动速度的峰值在中心线上,这个位置上虽然轴向平均速度已经衰减,但由于回流的影响,湍流度增加,所以 30~50mm 截面在中线附近出现峰值。

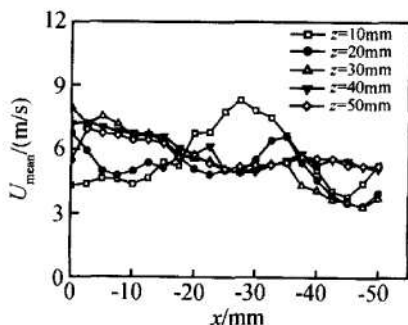


Fig 5 Profile of axial velocity fluctuation in  $x$  direction

图 6为  $y$  方向上的轴向脉动速度,除 50mm 截面外的其它截面与  $x$  方向上的轴向脉动速度基本相同, 50mm 截面的脉动速度在  $y$  方向随着远离中心线而增大,其原因是 40mm 截面以后存在的主燃孔的气流造成了此截面的湍流度增加,且随着远离中线靠近主

燃孔而增大。

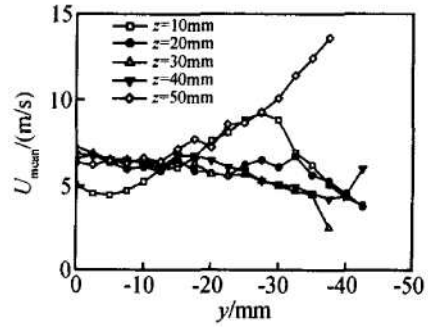


Fig 6 Profile of axial velocity fluctuation in  $y$  direction

图 7为  $y$  方向轴向平均速度和径向平均速度的矢量图。从图中可以看出, 10mm 截面出现负速度的位置大约是  $y = -25\text{mm}$ , 20mm 截面出现负速度的位置大约是  $y = -37\text{mm}$ , 30mm 截面出现负速度的位置大约是  $y = -40\text{mm}$ , 40mm 截面出现负速度的位置大约是  $y = -32\text{mm}$ , 50mm 截面处没有负速度,并且沿远离中线方向,各截面回流的速度逐渐减弱。以上规律中可以大致看出  $y$  方向上回流区的形状。与纯头部试验相吻合的是,各截面回流的速度沿远离中线方向逐渐减弱<sup>[6]</sup>,区别于纯头部试验结果的是回流区在 50mm 截面处过早截止,其原因是由于几何结构上的差异所造成,其中包括有限的流场长度,主燃孔及冷却气流的存在等等。

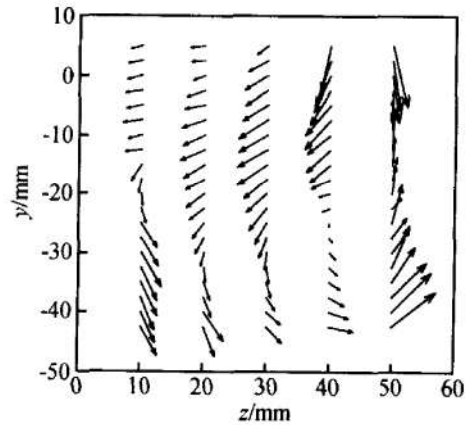


Fig 7 Velocity vector in  $yz$  plane

分别用  $x, y$  方向的轴向平均速度处理出  $x, y$  方向上的负速度区域(即回流区),结果分别见图 8 9. 这样可以对回流区的形状有一个直观的感觉。 $x$  方向的尺寸大于  $y$  方向的尺寸,差别最大处的  $x$  方向宽度约为  $y$  方向宽度的 1.6 倍,纯头部结构的流场则是  $x, y$  方向对称的;真实结构的  $x$  方向回流区尺寸与旋流杯出口直径的比 ( $x/D$ ) 是纯头部结构  $x/D$  的 1.1 倍,  $y$  方向回流区尺寸与旋流杯出口直径的比 ( $y/D$ ) 是

纯头部结构  $y/D$  的 0.7 倍。这些数据进一步证实了主燃孔及冷却气流对整个燃烧室流场回流区的压挤影响。

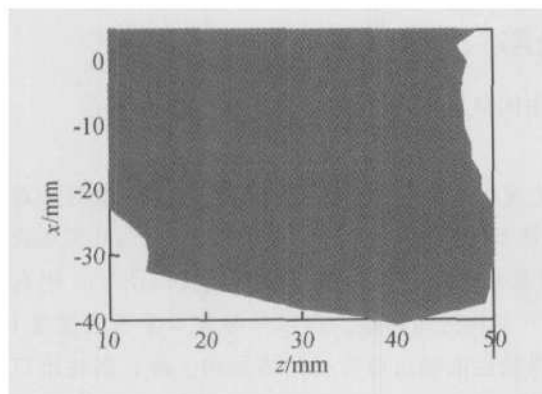


Fig 8 Recirculation zone in  $x-z$  plane

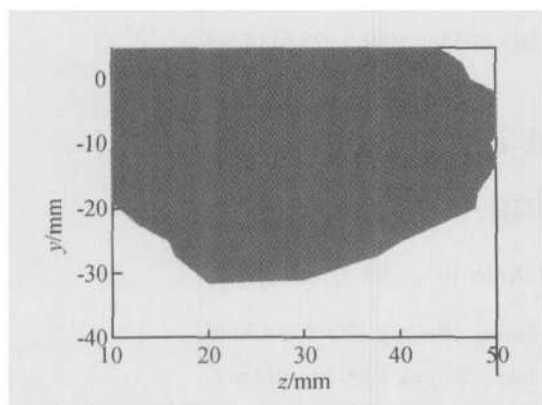


Fig 9 Recirculation zone in  $y-z$  plane

假定回流区是对称的圆或椭圆结构, 则通过上述两幅图可以处理出  $x-y$  截面的回流区形状, 及其沿  $z$  方向的变化示意图 (见图 10)。

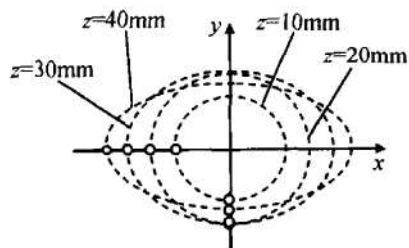


Fig 10 Variation of the recirculation zone in  $xy$  plane in the direction of  $z$

从图中可以很容易的看出流场向下游发展时回流区的变化是一个逐渐压扁的过程, 形象地表现出主燃孔和冷却气流对回流区的影响。

## 4 结 论

(1) 空气旋流作用使得在中心区域形成明显的回流区, 这一点与纯头部结构的规律一致, 但真实结

构的回流区长度  $L$  与旋流杯出口直径  $D$  的比值约为 1.3 而纯头部结构的  $L/D$  却约为 2.5 也就是说, 真实结构中的主燃孔气流和冷却气流显著缩短了回流区的长度;

(2) 纯头部结构的回流区是轴对称的, 而真实结构  $x$  方向上的尺寸略有增加,  $x$  方向回流区尺寸与旋流杯出口直径的比 ( $x/D$ ) 是纯头部结构  $x/D$  的 1.1 倍; 真实结构中的回流区在  $y$  方向上是向下游逐渐被压扁的, 在主燃孔附近最扁,  $y$  方向回流区尺寸最扁处与旋流杯出口直径的比 ( $y/D$ ) 是纯头部结构相应  $y/D$  的 0.7 倍;

(3) 脉动速度的变化规律明显与纯头部不同, 主燃孔的出现使得在旋流强度原本很小的主燃孔附近, 脉动速度再次得到大幅度提高。

## 参考文献:

- [1] 刘刚, 李黎, 吴寿生. 喷嘴特性对燃烧室内烟粒浓度和火焰辐射的影响 [J]. 航空学报, 1994, 15(6).
- [2] 张斌全. 现代航空发动机燃烧室 [M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986
- [3] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 旋流杯燃烧室头部流场与喷雾对贫油熄火的影响 [J]. 航空动力学报, 2004, 119(13).
- [4] 林宇震, 刘高恩, 王华芳. 反向与同向双旋流器流场的试验研究 [J]. 航空动力学报, 1995, 110(14).
- [5] Wang H Y, McDonell V G, Sowa W A, et al. Characterization of a two-phase flow field downstream of a 3x-scale gas turbine co-axial counter-swirling combustor dome swirl cup [R]. AIAA 92-0229
- [6] Mongia H C, Ahrouch Danis M, et al. Swirl cup modeling Part I [R]. AIAA 2001-3576
- [7] JongHoon Park, Sang-Soon Hwang, Youngbin Yoon, et al. Effect of swirl cup on characteristics of fuel spray in gas turbine combustors [R]. AIAA 2000-3352
- [8] 黄勇, 郭志辉. 某燃烧室头部旋流油雾场特性的实验研究 [A]. 中国航空学会第五届动力年会, 燃烧分册 [C]. 2003, 103~110
- [9] 徐华胜, 黄义勇. 喷嘴特性对双涡流器头部气动雾化效果的影响 [A]. 中国航空学会第五届动力年会, 燃烧分册 [C]. 2003, 134~140

(编辑: 梅 瑛)