

文章编号: 1000-8055(2007)07-1148-05

带旋流杯的模型回流燃烧室主燃孔射流研究

孟江涛, 黄 勇, 郭志辉, 许 旭
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 实验研究了带轴径向旋流杯、主燃孔和冷却气流的模型回流燃烧室在工作压力为 300 kPa, 燃烧室压力损失为 2.5% 时主燃孔射流的特点以及其对燃烧室流场的影响. 结果表明, 回流式燃烧室外壁主燃孔射流进气方向与顺流式燃烧室不同, 即内壁主燃孔射流向流动方向下游倾斜, 外壁主燃孔射流向流动方向上游倾斜; 主燃孔射流穿透深度很大, 几乎能穿透到对面火焰筒壁; 中心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 0.5, 而常规的顺流式燃烧室的 L/D 约为 1.3.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 回流燃烧室; 旋流杯; 主燃孔; 速度场; 回流区

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

Research on primary jet of a reverse flow combustor model with swirl cup

MENG Jiang-tao, HUANG Yong, GUO Zhi-hui, XU Xu

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 100083, China)

Abstract: The characteristics of primary jets and its effects on the velocity field of reverse flow combustor model, which primarily comprising an axial-radial swirl cup and a primary hole with cooling air, was studied experimentally in the case of operating pressure of 300Kpa and pressure lose of combustor of 2.5%. The results show that, the air intake direction of primary jets into the reverse flow combustor differs from that of straight-flow combustors, namely, the inner jets inclined to downstream direction, and the outer jets inclined to upstream direction. The penetration of the primary jets is very deep to reach almost the opposite liner wall. And, the length of the recirculation zone is shortened remarkably, with L/D (length to diameter of swirl cup) about $0.5D$, and L/D of typical straight-flow combustor about 1.3.

Key words: aerospace propulsion system; reverse flow combustors; swirl cup; primary holes; velocity profile; recirculation zone

航空发动机燃烧室内(尤其是头部及主燃区)速度分布对燃烧室的性能,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,因此一直是研究的重点^[1].

由燃油喷嘴和多级旋流器相匹配构成的喷雾

装置,通常称为旋流杯,由于其优良的性能,为目前航空发动机的燃烧室广泛采用.国内外针对单头部的旋流杯模型进行了大量的研究工作^[2-4].文献[2]中针对 CFM-56 结构,研究了时均流场特点,压力和温度对流场的影响,以及旋流杯大小、文氏管形状等对流场的影响.文献[3-4]中研究了

收稿日期: 2006-06-21; 修订日期: 2007-02-12

作者简介: 孟江涛(1981-),男,河南浉池人,硕士生,主要从事工程热物理专业方面的研究.

单头部双级反向旋流杯速度场分布、回流区特点以及工作参数等对其流场的影响。

在真实结构内主燃孔射流的引入会对流场带来较大的影响。Giridharan et al.^[15] 针对带主燃孔的燃烧室发展了一种新的定义边界条件的方法,并在计算的基础上研究了主燃孔射流附近流场的特性以及主燃孔射流和燃烧室内流场的相互影响。文献[6, 7] 对带双轴向旋流杯、主燃孔和冷却气流的顺流式模型燃烧室的主燃区流场进行了实验研究,结果表明带主燃孔的燃烧室内的回流区明显被压扁,最扁处的长轴约为短轴的 1.6 倍,回流区长度也较纯头部实验明显缩短。

在微小型航空发动机中回流燃烧室结构已经得到了广泛应用。回流燃烧室独特的进气方式会对流场带来哪些影响,特别是在带有主燃孔射流的情况下对流场会有什么影响,因此,本文进行了实验研究,希望为新型回流式燃烧室设计及数值模拟软件的验证提供进一步的帮助。

1 实验装置及方案

1.1 实验件

模型燃烧室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、燃油喷嘴组成。实验喷嘴采用离心式喷嘴,并与双级涡流器匹配,一级涡流器为径向,旋向为顺时针方向(从上游看),二级涡流器为轴向,旋向为逆时针方向(从上游看),文氏管出口直径 24 mm,两级涡流器的组合旋流数约为 0.6。燃烧室外壁高度为 60 mm,宽度为 80 mm,内外壁上分别有 5 个主燃孔,各主燃孔间距为 18 mm,主燃孔位于旋流杯出口截面下游 38 mm 处。试验件示意如图 1,图中箭头所指方向为环腔气流流动方向。

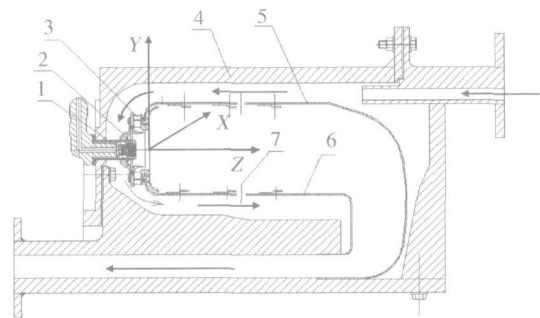


图 1 模型燃烧室示意图
Fig. 1 Model combustor

1.2 实验台

供液系统采用高压气瓶挤压式,储液罐容积约 0.2 m³,可在 0~2 MPa 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 200 m³,压力 0.6 MPa,可在本实验范围内提供非常稳定的供气。实验台由扩张段、模型燃烧室、燃油供应系统、燃油收集装置及排气系统组成,如图 2 所示。

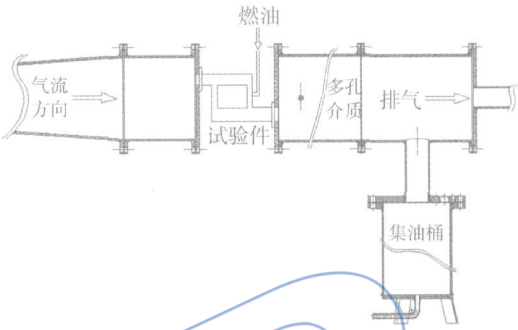


图 2 实验台示意图
Fig. 2 Schematic of the test rig

1.3 仪器仪表及测试方案

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 0.5%)监控,空气流量用涡街流量计测量,并用高精度压力表(误差 0.5%)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 1。

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 200 kPa、燃烧室进口总温为 300 K、空气总流量为 0.062 kg/s、油气比为 0.015、燃烧室压力损失为 2.5% 的状态下进行。

实验中测量截面为实验件右下侧 1/4 截面,为研究主燃孔射流特性和其对燃烧室内流场的影响,从旋流杯出口到距出口下游 50 mm 处(测量段将主燃孔包含在内),每隔 5 mm 取一个截面,每个截面上在 Y 方向取 15 个点, X 方向取 21 个点,两点间距 1.5 mm,构成一个 15×21 的测量网格,每个横截面的网格节点共 315 个, PDA 在测量过程中从原点(X=0, Y=0)开始,沿 Y, X 的负方向走。

2 实验结果与分析

2.1 主燃孔射流特点

经过试验录像和数据分析发现,回流式燃烧室结构中主燃孔射流方向和常规顺流式燃烧室存

在较大的差异. 在常规的顺流式燃烧室结构中, 由于受到燃烧室外气流流动方向和燃烧室内流场的影响, 燃烧室外壁主燃孔射流方向均都稍微向流场下游倾斜, 但关于燃烧室中心线对称^[5]; 而在回流式燃烧室中, 燃烧室外气流流动方向与顺流式燃烧室不同, 导致了内外壁主燃孔射流关于燃烧室中心线明显地不对称, 即内壁主燃孔射流向流动方向下游倾斜, 主要影响主燃孔下游流场, 外壁主燃孔射流向流动方向上游倾斜, 主要影响主燃孔上游流场, 回流燃烧室内气流流动方向如图 3 所示.

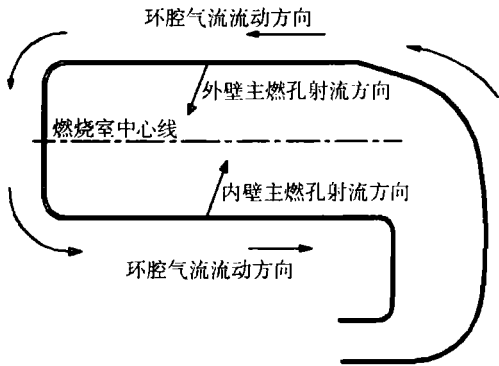
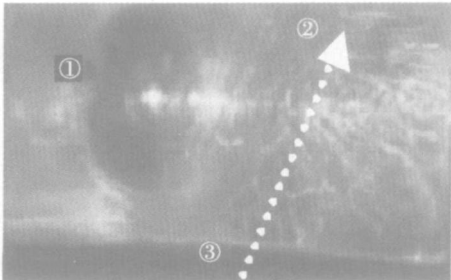


图 3 燃烧室内气流流动示意图

Fig. 3 Schematics for primary jets direction

图 4 为试验时所拍摄到内壁主燃孔射流的照片, 图中①处为旋流杯出口; ②为燃烧室外壁主燃孔所在位置; ③为内壁主燃孔所在位置, 白色带箭头方向为观察到的内壁主燃孔射流方向示意. 图中可以看出内壁主燃孔射流明显地向下游流场倾斜, 角度较大, 主要影响下游流场, 且射流强度较大, 穿透深度较深, 射流影响几乎到达燃烧室外壁.



①旋流杯; ②燃烧室外壁; ③燃烧室内壁

图 4 内壁主燃孔射流实验照片

Fig. 4 Photograph in the Experiments

从图 4 中还可以看出, 内外壁主燃孔射流没有发生明显的交叉碰撞, 由此说明外壁主燃孔射流没有向流场下游倾斜, 根据文献[5]中有关主燃孔射流方向的研究, 主燃孔射流带有燃烧室外气

流流动方向的痕迹, 分析可知外壁主燃孔射流向流场上游倾斜, 主要影响主燃孔上游的流场.

图 5 为不同测量截面上内壁主燃孔射流中心位置随流动方向的变化(近似用径向速度最大值位置来代表主燃孔射流中心位置), 图中左边第 1 个点为内壁主燃孔所在位置, 其他 3 个点依次为 主燃孔下游测量截面中 $X=0$ 时 $Y-Z$ 截面上径向速度峰值所在位置, 从图中可以看出, 主燃孔射流明显向流场下游倾斜, 这与图 4 中实际观察到的现象一致.

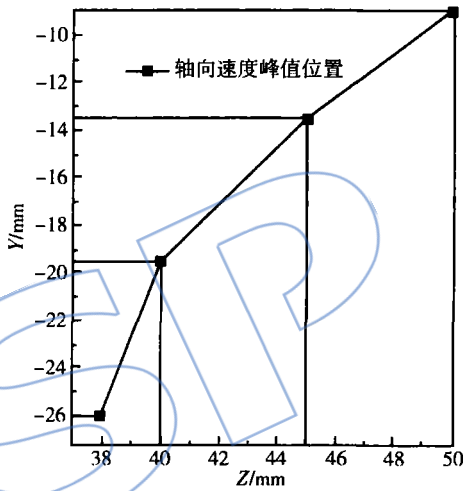


图 5 $X=0$ 时内壁主燃孔射流中心位置随流向的变化

Fig. 5 Variation of the center locations of the inner jets on the $Y-Z$ plane for $X=0$

图 6 为燃烧室内壁主燃孔处 $X-Z$ 截面上径向速度分布图, 从图中可以看出, 在靠近燃烧室中心附近($Y=0$ 和 $Y=-9$ 处), 径向速度分布比较平缓, 没有明显的峰值和峰谷, 当 Y 的位置沿负向移动, 逐渐靠近主燃孔时, 径向速度分布逐渐出现 2 个波峰, 在 $Y=-19.5$ 时两峰值分别位于 $X=0$ 和 $X=-18$ 处(试验模型主燃孔中心所在位置). 径向速度最大值位于 $X=-18$ 处, 约为 13 m/s , 而在此截面轴向速度最大值为 6 m/s . 由此说明, 在该截面上, 主燃孔射流的影响还没有扩散, 径向速度明显大于轴向速度, 主燃孔射流强度较大.

2.2 主燃孔射流对速度场分布的影响

主燃孔射流的不对称性以及主燃孔射流穿透深度较大对燃烧室内速度场分布带来很大的影响, 导致了头部速度场分布极其不规则, 单独由旋流杯形成的流场结构被破坏.

图 7 为 $X=0$ 时, $Y-Z$ 截面上速度矢量图, 从

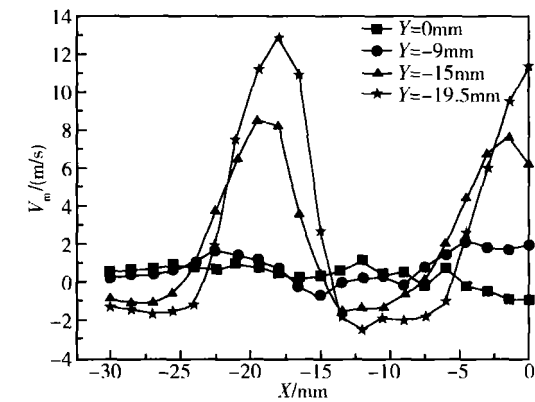


图 6 燃烧室内壁主燃孔处 X-Z 截面上径向速度分布

Fig. 6 Profiles of the radial velocities of X-Z plane

图中可以看出, 在 5 mm 和 10 mm 测量截面上, 燃烧室中心线附近和靠近燃烧室壁面处轴向速度为负值, 轴向速度最大值位置位于旋流杯出口附近, 而从 15 mm 截面以后, 即旋流杯下游约 0.5D 的位置, 燃烧室中心线附近轴向速度已没有了负值, 靠近燃烧室壁面附近仍有一些轴向速度为负值. 这说明在 15 mm 截面以后旋流杯形成的中心回流区已经截止, 而在壁面附近由于壁面涡的存在, 仍然存在负速度区.

从图中还可以看出, 从 15 mm 至 25 mm 截面, 燃烧室中心线附近速度矢量方向都没有较大的变化, 而在 30 mm 截面上, 燃烧室中心线附近速度矢量明显地指向下游 Y 轴负方向; 靠近燃烧室壁面处速度矢量从 5 mm 至 35 mm 截面均指向 Y 轴负向, 而从 40 mm 截面后, 明显地指向 Y 轴正方向. 其原因为, 外壁主燃孔射流向流场上游倾斜, 导致了在 30mm 截面上径向速度指向 Y 的负方向, 而在 40 mm 截面上由于受到内壁主燃孔射流的影响, 壁面附近径向速度指向 Y 的正方向.

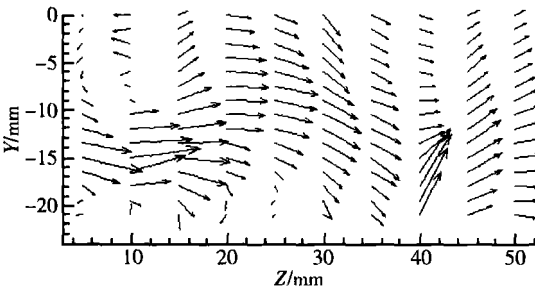


图 7 $X=0$ 时, YZ 截面上速度矢量图

Fig. 7 Velocity vectors of YZ plane at $X=0$

图 8 为 $Z=5$ 时, 截面轴向速度等值线分布图, 图中各线上标号为该线所代表的速度值大小, 例如, 1 线表示轴向速度为 1 的线, -1 线表示轴

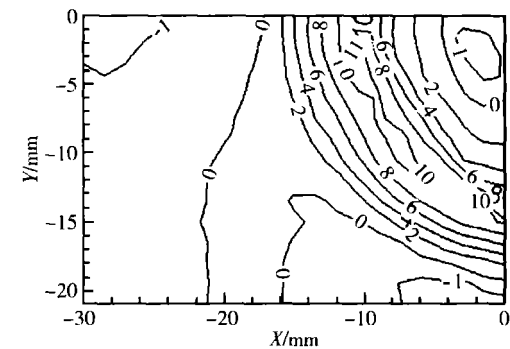


图 8 $Z=5$ 时 X-Y 截面上轴向速度分布图

Fig. 8 Axial velocity contour of X-Y plane at $Z=5$ section

向速度为 -1 的线. 从图中可以看出, 轴向速度分布呈较规则的圆弧形分布, 旋流杯出口处轴向速度较大, 而在燃烧室中心线和壁面附近则为负速度区, 这是旋流杯结构所形成的典型速度场分布.

图 9 为 $Z=30$ 时, X-Y 截面轴向速度等值线分布图. 图中可以看出, 整个截面上已经没有负速度, 轴向速度分布较均匀, 图 8 中的高速度区已经扩散, 形成以 6 速度线为中心的山峰式分布, 原轴向速度的圆弧形分布已经压扁. 这说明由于受到了主燃孔的影响, 单独由旋流杯结构形成的流场结构已经被破坏.

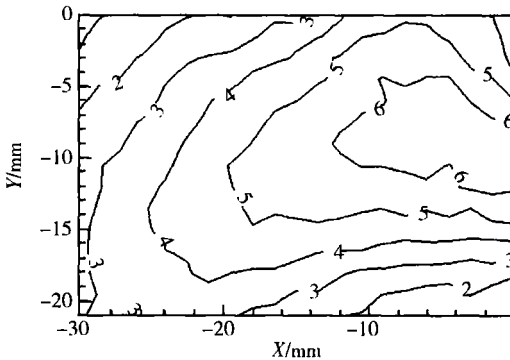


图 9 $Z=30$ 时 X-Y 截面上轴向速度分布图

Fig. 9 Axial velocity contour of X-Y plane at $Z=30$ section

图 10 为 $Z=45$ 时, X-Y 截面轴向速度等值线分布图. 从图中可以看出, 该截面速度分布较 30 mm 截面均匀, 速度梯度较小, 但由于受到内壁主燃孔影响, 出现了 2 个山峰形速度分布, 中心分别位于 $X=0$ mm 和 $X=18$ mm 处. 这说明内壁主燃孔对燃烧室内轴向速度场分布均匀性起到了促进作用.

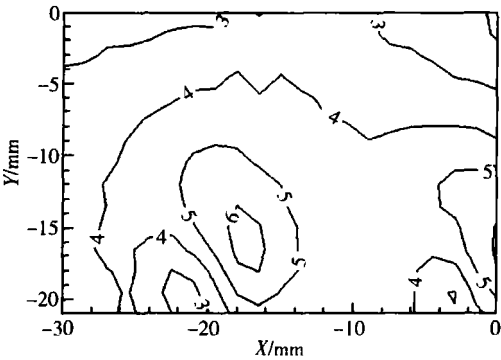


图 10 $Z=45$ 时 X - Y 截面上轴向速度分布图
Fig. 10 Axial velocity contour of X - Y plane
at $Z=45$ section

3 结 论

- (1) 主燃孔射流明显带有环腔二股气流通道内气流流动方向的痕迹, 内外壁射流极其不对称, 即内壁主燃孔射流向流场下游倾斜, 外壁主燃孔射流向流场上游倾斜.
- (2) 主燃孔射流附近径向速度明显高于同一处上轴向速度, 强度较大, 穿透深度很深, 影响几乎达到对面的燃烧室壁面.
- (3) 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, 但是由于受到主燃孔射流影响, 单独由旋流杯结构形成的流场结构已经被破坏, 在所测量的 $1/4$ 截面

上, 回流区在旋流杯出口下游约 $0.5D$ (D 为旋流杯出口直径) 已经截止.

参考文献:

- [1] Mellor A M. Design of modern turbine combustors [M]. Academic Press, 1990.
- [2] Mongia H C, AFRoub M, Danis A. Swirl cup modeling part 1 [R]. AIAA 2001-3576.
- [3] FENG Shouyi, HUANG Yong, GUO Zhihui. Experiments on the spray in a model combustor with swirl cup and primary hole [C] // The 9th Annual conference on Liquid Atomization and Spray Systems Asian. August 22-24, 2004, Shanghai: P. R. China.
- [4] 黄勇, 郭志辉. 某燃烧室头部旋流油雾场特性的实验研究 [C] // 中国航空学会第五届动力年会. 北京: 中国航空学会动力专业分会, 5: 103-110, 2003.
- [5] Manampathy G G, Hukam C M, Ghanshyam S. Swirl cup modeling part VI: dilution jet modeling [R]. AIAA 2003-1203.
- [6] 朗洪俭, 郭志辉, 黄勇. 主燃孔对旋流杯下游流场的影响 [J]. 推进技术, 2006, 27(2): 110-113.
LANG Hongjian, GUO Zhihui, HUANG Yong. Effect of primary holes on the velocity profiles downstream of a swirl cup [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 110-113.
- [7] LANG Hongjian, GUO Zhihui, HUANG Yong. The flow fields in a model combustor with primary holes after different swirl cup [R]. ASME Turbo Expo 2006, ASME GT 2006-90489.