文章编号:1001-2060(2024)04-0019-06

# 油气比变化对燃烧室流场影响试验研究

党新宪1,王新桥2,杨元模1

(1. 南昌职业大学 航空发动机研究所,江西 南昌 330500; 2. 宿州航空职业学院,安徽 宿州 234000)

摘 要:为解决油气比变化时航空发动机燃烧稳定性问题,针对某型航空发动机短环形燃烧室在不同油气比下进 行试验研究,利用 PIV 测速仪对不同油气比下燃烧室内液雾燃烧流场进行测量;利用温度传感器对燃烧室出口温 度分布进行测量,分析了油气比对燃烧室内燃烧流场和出口温度分布影响规律。研究结果表明:随着油气比的增 加,燃烧室回流区长度缩短,回流区涡心分别向火焰筒上下壁面靠拢,涡心距离增大;燃烧室内气流紊流度增大,速 度轴向分量 Umm增大;燃烧室出口各点的温度 T 相应升高。油气比靠近熄火边界时,燃烧流场稳定性减弱。

关键 词:航空、航天推进系统;环形燃烧室;液雾燃烧流场;PIV 测量

中图分类号: V231.2 文献标识码: A DOI: 10.16146/j. cnki. mdlgc. 2024.04.003

[引用本文格式]党新宪,王新桥,杨元模. 油气比变化对燃烧室流场影响试验研究[J]. 热能动力工程,2024,39(4):19-24. DANG Xin-xian, WANG Xin-qiao, YANG Yuan-mo. Experimental study on the influence of oil-gas ratio change on flow field of combustion chamber [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2024,39(4):19-24.

## Experimental Study on the Influence of Oil-gas Ratio Change on Flow Field of Combustion Chamber

DANG Xin-xian<sup>1</sup>, WANG Xin-qiao<sup>2</sup>, YANG Yuan-mo<sup>1</sup>

Institute of Aero Engines, Nanchang Vocational University, Nanchang, China, Post Code: 330500;
 Suzhou Vocational College of Civil Ariation, Suzhou, China, Post Code: 234000)

Abstract: In order to solve the problem of combustion stability of aero-engine when the oil-gas ratio changes, the short annular combustion chamber of a certain aero-engine under different oil-gas ratios were studied experimentally. The PIV velocimeter was used to measure the liquid mist combustion flow field in the combustion chamber under different oil-gas ratios; temperature sensors were used to measure the temperature distribution at the combustion chamber outlet, and the influence of the oil-gas ratio on the combustion flow field and outlet temperature distribution in the combustion chamber was analyzed. The results show that with the increase of oil-gas ratio, the length of the reflux zone of the combustion chamber is shortened, the vortex center of the reflux zone is closer to the upper and lower walls of the flame tube, and the vortex center distance increases; the turbulence degree of airflow in the combustion chamber increases, and the velocity axial component  $U_{\rm rms}$  increases; the temperature T at each point of the combustion chamber increases accordingly. When the oil-gas ratio is close to the flame-out boundary, the stability of the combustion flow field weakens.

Key words: aerospace propulsion system, annular combustor, liquid spray combustion flow field, PIV measurement

收稿日期:2023-06-26; 修订日期:2023-08-04

基金项目:安徽省高校自然科学研究项目资助项目(KJ2021A1610);江西省高等教学改革研究资助项目(JXJG-22-86-1)

Fund-supported Project: Natural Science Research Project of Anhui Province (KJ2021A1610); Teaching Reform Project of Jiangxi Province (JXJG-22-86-1)

作者简介:党新宪(1974-),男,南昌职业大学副教授.

## 引 言

航空燃气涡轮发动机工作过程包括慢车状态、 巡航状态、额定状态和最大状态等多种状态。在实 际飞行过程中,燃烧室内贫富油状态可能在短时间 内发生变化,引起燃烧室出现高低功率的交替,从而 使得燃烧室内流场和出口温度分布发生快速变化, 影响发动机的出口温度分布和工作稳定性<sup>[1]</sup>,甚至 烧坏涡轮叶片和引起熄火停车。当飞机快速机动或 飞行员在驾驶飞机时推收油门过快时会引起燃烧室 内油气比急剧变化,甚至导致过富油或过贫油<sup>[2]</sup>。 油气比变化会引起燃烧室内燃烧效率与稳定工作范 围的变化,过富油或过贫油可能引起发动机熄火停 车。因此,研究燃烧室内油气比变化对燃烧室性能 影响极为重要。

在燃烧室设计中,燃烧流场的组织形式通常是 研究的重要内容。燃烧流场组织合理才能满足燃烧 效率、火焰筒壁温以及燃烧室出口温度分布要求。 目前,粒子成像测速(Particle Image Velocimetry, PIV) 是测量燃烧室内流场组织过程和流场形态的 常用手段。由于该技术用激光测量,不会对所测量 的流场产生干扰,同时具有对拍摄区内流场的全流 场测量、瞬态测量和定量测量等优点,广泛应用于燃 烧室内流场的研究中。El-Kady 等人<sup>[3]</sup>为了研究燃 烧室主燃孔不同分布位置及流过主燃孔流量对燃烧 室内部流场的影响,利用 PIV 对燃气轮机测量区域 的气体流场进行测量:党新宪等人<sup>[4]</sup>利用 PIV 测量 了航空发动机燃烧室主燃孔位置及尺寸变化对燃烧 室内流场的影响;Linck 等人<sup>[5]</sup>用 PIV 测量方法研 究了不同旋流器叶片角时,双级轴向旋流器燃烧室 内冷态和液雾燃烧流场的变化:Reddy 等人<sup>[6]</sup>通过 测量头部突扩燃烧室内气流的速度分布和燃烧区尺 寸变化,对燃烧室内不同位置的气体湍流强度和横 向及纵向剪切应力变化进行研究。

通过试验和数值计算的方式寻求燃烧室出口温 度合理分布的方法也有很多。刘凯等人<sup>[7]</sup>利用试 验研究掺混孔结构对燃烧室性能的影响。党新宪等 人<sup>[8,9]</sup>通过温度耙测量研究了燃烧室内旋流器参数 变化和燃烧室主燃孔位置变化对燃烧效率、出口温 度分布的影响。严友谊<sup>[10]</sup>研究了进口气流预旋对 燃烧室出口温度场的影响。 本文利用试验测量的方法对短环形燃烧室内不同油气比的燃烧性能进行研究。利用 PIV 测速仪对 不同油气比下燃烧室内液雾燃烧流场进行测量,利 用温度传感器对燃烧室出口温度分布进行测量,研 究油气比变化对燃烧室内流场、燃烧室出口温度分 布变化的影响。

## 1 试验方法

#### 1.1 试验对象

研究对象为某型航空发动机环形燃烧室的一部 分。其中,环形燃烧室由 24 个旋流器和燃油喷嘴燃 烧部件组成,试验时只取其中 1/24(见图 1)。其他 试验件主要由进气通道后的二级扩压器、旋流器、燃 油喷嘴、点火嘴、火焰筒壁和外机匣等部分组成。试 验用燃料为 RP-3 航空煤油。



Fig. 1 Experimental configuration of combustor

## 1.2 试验方法

用 PIV 测速仪测量不同油气比下燃烧室内液雾 燃烧流场的试验系统如图 2 所示。



图 2 PIV 测量流场试验系统示意图 Fig. 2 Schematic diagram of flow field test system measured by PIV

试验系统主要由供气系统、测量系统、试验件和 排气系统组成。空气经过压气机压缩后,经加温器 加温后进入试验件前段,与从示踪粒子发生器进入 的粒径为8μm的示踪粒子 MgO 混合后,经试验件 入口进入燃烧室突扩段减速增压,从旋流器进入燃 烧室后与从压力离心喷嘴喷出的燃油混合并燃烧, 用 PIV 测量燃烧室燃烧区内示踪粒子的运动轨迹, 分析得出燃烧室内油气燃烧流,用温度耙测量燃烧 室出口温度分布。燃烧后的废气经排气口进入废气 处理装置中,再经净化冷却后排出。

#### 1.3 试验工况

试验测量了一定进气温度和进气质量流量下不同油气比时燃烧流场分布情况,试验工况如表1 所示。

表1 燃烧试验工况表

Tab. 1 Table of combustion test working condition

工况	进气质量流量	进气温度	油气比
	$q/kg \cdot s^{-1}$	t∕°C	
A	0.24	227	0.019 85
В	0.24	227	0.022 22
с	0.24	227	0.026 00

## 2 试验结果与分析

#### 2.1 燃烧流场测量结果分析

根据试验件观测窗的大小, PIV 流场试验测量 了旋流器中心出口 XY 平面 60 mm × 84 mm 范围内 的燃烧流场,Y为0 mm 时的截面为燃烧室的中心截 面,X为0时对应于套筒的出口截面。试验工况 B 条件下燃烧室内混合油气燃烧速度场矢量分布如图 3 所示。从图中可以看出,在燃烧室旋流器出口处, 由于旋流器叶片结构对气流的引导作用,测量区内 所拍摄的燃烧室气流有明显地向上和向下速度矢量 分布,且流场速度较大。这是由旋流器出口的高速 气流和从喷油嘴喷出的高速燃油锥面相互作用形成 的。图3由于空气经过旋流器后由轴向运动变成旋 转运动,一方面旋转的气流锥和从燃油喷嘴喷出的 燃油锥面相互激烈掺混,加速燃油的雾化和气化,为 后面的快速燃烧创造条件;另一方面,从旋流器流出 的气流由于惯性力被甩向四周,在燃烧室中心形成 低压区,周围的气流在压力作用下出现回流,形成回 流区,使得燃烧室内气流流速减小,保证油气混合气 可以稳定燃烧。由于测量截面正好穿过主燃孔中心 截面,因此可以看出,从内外环主燃孔进来的气流具 有相当大的穿透深度,上下掺混气流相交后与主气 流进行混合,然后向燃烧室出口流动。





在燃烧室进气温度、进气质量流量、进气压力保 持不变的情况下,燃烧室进口油气比为0.02600时 燃烧流场流线分布如图4所示。



Fig. 4 Streamline distribution diagram of combustion flow field under working condition C

从图 3 和图 4 中工况 B 和工况 C 比较可以看 出,油气比稍微增加,燃烧室内流场分布基本不变。 从图 4 流线图中可以明显看到,燃烧回流区和旋流 器出口有明显的交界面,燃烧室中心有明显的回流 区,且在主燃孔前有一对小涡。图 5 为 PIV 测得工 况 B 时燃烧室内冷态流场的矢量分布图<sup>[11]</sup>。

图 3 与图 5 相比较可以发现,冷态流场旋流器 出口速度流线相对稀疏,排列也不如燃烧流场紧密。 根据试验所拍燃烧流场的图片分析,图 3 和图 4 所 拍图片中,旋流器出口高速射流流线为含有示踪粒 子的旋转气流和燃油喷嘴喷出的燃油锥面相结合的 油气锥面。在此锥面中,油滴和示踪粒子共同对 PIV 的激光照射产生散射,从喷油嘴喷出的燃油在 刚进入燃烧室时其尺寸要远大于示踪粒子,其形成 的锥形油雾对 PIV 所发出的激光有一定的屏蔽作 用。因此从测量结果中可以看到,旋流器出口附近 有强烈的射流,这主要是燃油喷嘴喷出的油滴粒子 轨迹。随着油气混合气向后流动燃烧,混合气中的 油滴逐步蒸发、汽化,油滴尺寸逐渐减小直至其消 失,油雾锥面对流场测量激光的遮挡慢慢减弱消失, 所拍摄的画面为示踪粒子运动轨迹。经分析后确认 为燃烧流场分布,因此可以看到在拍摄的图像中有 明显的交界面。



图 5 工况 B 时冷态速度流场矢量分布图 Fig. 5 Vector distribution diagram of cold-state velocity flow field under working condition B

在工况 B 试验条件下试验测得的不同横截面 冷态速度流场矢量分布图如图 6 所示。将同一工况 不同截面的流场结果放在一起进行对比,可以分析 燃烧流场回流区在横向和纵向上的形成、发展和结 束过程,依此可基本绘制不同油气比下燃烧室内回 流区的三维结构。



图 6 工况 B 时不同横向截面冷态速度流场矢量分布图 Fig. 6 Vector distribution diagram of cold-state velocity flow field on different transverse sections under working condition B

## 2.2 油气比对燃烧流场回流区的影响

通过对不同油气比下燃烧流场进行测量,试验 分析油气比对燃烧室中心截面回流区长度的影响。 图 7 为试验工况 A 时 PIV 所测旋流器中心横截面 的燃烧流场回流区轴向速度 u 等值云图。从图中可 以明显看到回流区(u < 0)的存在,其回流速度在回 流区中心较大,向外回流速度依次降低,直到火焰燃 烧锋面时回流速度 u = 0。在处理试验结果时,主要 对燃烧室回流区的涡心距  $D_{CRZ}$ 和横向中心回流区 长度  $L_B$ 进行分析。其中,中心回流区长度  $L_B$ 以轴向 速度 u = 0 边界线所绘制的区域在y = 0 的轴线上的 长度为依据。





从图7可以看出,燃烧室中心 u=0 的曲线形成 的封闭图形是不规则弯曲和凸凹不平的,表明火焰 前锋表面是极不规则的形状。这是因为,燃气燃烧 时燃气微团的运动极为紊乱和不规则。这种不规则 运动增加了高温燃气与新混合气的接触面积,使得 新油气混合气与高温燃气之间的热传递加强,新混 合气的温度能快速升高到着火温度,从而燃烧。这 种燃气微团的紊乱运动形成了弯曲的火焰表面。在 紊流程度增大的情况下,火焰表面弯曲明显,甚至某 些燃烧的气团可能脱离火焰前锋而进入新混合气 内,在回流区速度 u = 0 的边界线外形成许多小的碎 末回流斑。同时,也有部分新混合气团穿入火焰前 锋,使火焰前锋表面碎裂,形成犬牙交错的形状,这 些都大大提高了火焰传播速度。正是由于燃气微团 的紊流,使得图中所测得的各轴向速度等值线极不 规则,在回流区速度较大的中心区域也可见到许多 不同回流速度的斑块。

图 8 为 3 种不同油气比时经燃烧室旋流器中心 纵截面(Y=0 mm)的回流区长度 L<sub>B</sub>对比图。图中, 横坐标为 PIV 所拍燃烧室流场距旋流器出口中心距 离,纵坐标为流场内流场轴向速度 u。各曲线与轴

向速度 u = 0 的两个交点之间的距离即为燃烧室中 心纵截面回流区的长度 L<sub>B</sub>。在油气比为 0.019 85, 0.0222和 0.026 00时回流区 L<sub>B</sub>的长度分别为 AA', BB'和 CC'。对比不同油气比时回流区  $L_{\rm B}$  的长 度可知,随着油气比的增加,回流区长度缩小。这是 因为,随着油气比增加,燃烧更为剧烈,释放出更大 的能量,燃烧室流场轴向速度 u 增大;高油气比时, 从燃油喷嘴喷出燃油轴向速度增大,向后压缩燃烧 流场,使得燃烧室回流区前端逐渐远离旋流器出口。 出现上述现象的原因是高油气比时,随着燃油的雾 化、汽化和快速燃烧,燃烧室内燃气燃烧反应更加剧 烈,燃烧区燃气温度升高,燃气的气体粘性和逆向压 力梯度升高,因此回流区结束的位置则稍微靠前,回 流区长度缩小。同时,由于回流逆压力的作用,回流 区内流场的上下涡心被挤向火焰筒壁面,从而使得 回流区上下涡心之间的距离增大。





## 2.3 油气比对燃烧流场脉动速度的影响

图 9 为工况 A 时燃烧流场的轴向脉动速度 U<sub>ms</sub> 分布图。从图中可以明显看出,在旋流器出口以及 回流区开始端火焰燃烧锋面上燃烧流场的轴向脉动 速度 U<sub>ms</sub>较高,而在回流区中心位置以及燃烧室上 下壁面附近轴向脉动速度较低。

2.4 油气比对燃烧室出口温度分布的影响

图 10 为不同油气比时用温度耙测得燃烧室出口温度分布图。为了使对比明显,在研究中采用油 气比为0.026 00,0.019 85 和0.033 08 的3 种状态, 试验测量试验件燃烧室纵向中心截面出口温度分 布。图中,纵坐标 y/yo表示各测量点相对于燃烧室 出口的径向位置, $\gamma$  为各测量点高度, $\gamma_0$ 为燃烧室出 口截面高度。从图 10 中可以看出:在油气比相同时 燃烧室出口温度分布为两端低、中间高,其温度最高 点位于距离涡轮根部的 1/3 长度处;随着油气比的 增加,燃烧室出口总体温度升高,但燃烧室出口温度 径向分布中间高两端低的规律不变。降低油气比, 当油气比靠近熄火边界时,燃烧流场稳定性变差。 这主要是因为,试验是在保持进气流量不变的情况 下,通过降低燃油流量来降低油气比的。当燃油流 量降低时,燃烧室内高速不均匀的油气混合物中贫 油熄火范围增加,由于油气比降低、环境温度下降、 雾化效果降低等因素,紧靠主燃烧区外围的燃气微 团熄火,主燃区范围逐渐收窄,燃烧室燃烧效率 降低。



图 9 工况 A 时燃烧流场的轴向脉动速度 U<sub>rms</sub>分布图 Fig. 9 Distribution diagram of axial pulsation velocity U<sub>rms</sub> of combustion flow field under working condition A



图 10 不同油气比时燃烧室出口温度分布 Fig. 10 Temperature distribution at combustion chamber outlet unde different oil-gas ratios

## 2.5 试验误差分析

在本试验测量的过程中,为增加试验的可靠性, 采用多次试验进行测量。试验的过程是从点火到工 作稳定再到熄火的连续过程,因此在结果的采集、处 理过程中,采用计算机瞬时读数、延迟采样、测量结 果多点平均的办法以减小测量误差。

## 3 结 论

对不同油气比状态下燃烧室燃烧性能进行了试验研究,通过试验可以得到以下结论:

(1)高油气比时燃烧更加剧烈,火焰锋面极不规则,流场紊流强度增大,回流区逆压力梯度增加,挤压回流区轴向长度缩小,径向向外扩展。回流区内流场的上下涡心被挤向火焰筒壁面,从而使得回流区上下涡心之间的距离增大。

(2)随着油气比的增大,燃烧流场中气流的湍 流度加强,轴向脉动速度加大。

(3)随着油气增大,燃烧室出口温度提高,当油 气比靠近熄火边界时,燃烧流场稳定性减弱。

#### 参考文献:

- 金如山. 航空燃气轮机燃烧室[M]. 北京:宇航出版社,1988.
   JIN Ru-shan. Aviation gas turbine combustion chamber [M]. Beijing: Aerospace Press, 1988.
- [2] VIARS P R. The impact of IHPTET on the engine/aircraft system: AIAA 89-2137 [ R ]. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.
- [3] EL-KADY A M, JENG S M, MONGIA H. The influence of primary air jets on flow and pollutant emissions characteristics within a model gas turbine combustor: AIAA 2006-544 [R]. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

[4] 党新宪,赵坚行,颜应文,等. 主燃孔对模型燃烧室流场的影响
[J]. 推进技术,2010,31(1):24-28,41.
DANG Xin-xian,ZHAO Jian-xing,YAN Ying-wen, et al. Effects of different primary holes on flow fields with in the model combustor
[J]. Journal of Propulsion Technology,2010,31(1):24-28,41.

- [5] LINCK M, GUPTA A K. Effect of swirl and combustion on flow dynamics in luminous kerosene spray flames; AIAA 2003 – 1345 [R]. Reston, VA, USA; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [6] REDDY A P R, SUJITH R I, CHAKRAVARTHY S R. Swirler flow field characteristics in a sudden expansion combustor geometry using PIV: AIAA 2005 – 217 [ R ]. Reston, VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [7] 刘 凯,王峻宁,曾 文,等. 掺混孔结构对燃烧室性能影响研究[J]. 热能动力工程,2022,37(7):64-69,92.
  LIU Kai,WANG Jun-ning,ZENG Wen, et al. Research on effect of dilution holes structures on combustion performance[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2022,37(7):64-69,92.
- [8] 党新宪,赵坚行,吉洪湖.试验研究双旋流器头部燃烧室几何 参数对燃烧性能的影响[J],航空动力学报,2007,22(10): 1639-1645.

DANG Xin-xian, ZHAO Jian-xing, JI Hong-hu. Experimental study of effects of geometric parameters on combustion performance of dual-stage swirler combustor [J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(10):1639-1645.

- [9] 党新宪,赵坚行,吉洪湖. 双旋流器燃烧室 NO<sub>x</sub> 生成研究[J]. 航空动力学报,2008,23(3):430-435.
   DANG Xin-xian, ZHAO Jian-xing, JI Hong-hu. A study on NO<sub>x</sub> formation for double swirler combustor [J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(3):430-435.
- [10] 严友谊.进口气流预旋对燃烧室出口温度场影响研究[D]. 上海:上海交通大学,2017.
   YAN You-yi. Study on the influence of inlet air flow prespinning on the temperature field of combustion chamber outlet [D]. Shanghai;Shanghai Jiao Tong University,2017.
- [11] 党新宪.双选流环形燃烧室试验研究与数值模拟[D].南京: 南京航空航天大学,2009.

DANG Xin-xian. Experimental investigation and numerical simulation of a gas turbine annular combustor with dual-stage swirler [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronaut, 2009.

(姜雪梅 编辑)