

文章编号: 1000-8055(2007)08-1222-05

一种新颖的燃烧室出口温度场调试方法

胡好生¹, 赵坚行¹, 钟建平², 蒋荣伟², 尹美芝²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 以某小型回流燃烧室为基础验证平台, 试验研究改变燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件深度对燃烧室出口温度场的影响, 并对试验结果进行了比较和分析. 结果表明: 对同一燃烧室, 燃油喷嘴与火焰筒涡流器组件之间有一个最佳的轴向位置, 此时的燃烧室的出口温度分布系数最小; 在相同的燃烧室工作状态, 采用不同喷雾锥角的燃油喷嘴, 这个最佳位置不同. 该研究为燃烧室出口温度场的调试及燃烧室的研制提供了一条有效的技术途径.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 回流燃烧室; 燃油喷嘴轴向位置; 出口温度分布系数; 试验研究; 温度场调试

中图分类号: V231. 2

文献标识码: A

A new adjustment method of combustor outlet temperature field

HU Hao-sheng¹, ZHAO Jian-xing¹, ZHONG Jian-ping²,

JIANG Rong-wei², YIN Mei-zhi²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

China Aviation Power-plant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Based on a testing platform of a small-sized reverse combustor, the effect of different axial locations of fuel nozzle in the swirler on combustor outlet temperature field is studied by experiment. And, the experimental results are also compared and analyzed. Experimental data show that, for the same combustor, there is an optimized axial location between the fuel nozzle and the swirler. In such case, the pattern factor of outlet temperature is minimum; Under the operating state of the same combustor, the optimized axial location of the fuel nozzle changes with the fuel nozzle spray angle. This study thus provides an effective technical approach to adjust the outlet temperature field and develop the combustor.

Key words: aerospace propulsion system; reverse combustor; axial location of fuel nozzle; pattern factor of outlet temperature; experimental investigation; temperature field adjustment

燃烧室出口温度分布系数(δ_m)和燃烧室出口径向温度不均匀系数(δ)是评价燃烧室性能好坏的重要指标之一. 燃烧室出口温度场是否均匀直

接影响发动机涡轮部件的使用寿命, 如何保证燃烧室出口温度场的优秀品质是燃烧室研制过程中的难点和关键技术之一.

收稿日期: 2006-09-19; 修订日期: 2006-10-30

作者简介: 胡好生(1968-), 男, 湖南永州人, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧室设计, Email: zjxzhao@nuaa.edu.cn

影响燃烧室出口温度场的因素很多^[1],如燃烧室气动参数选择、燃油喷嘴的喷雾特性、燃烧室的开孔规律、涡流器组件的特性和不均匀度以及燃烧室的加工误差等都对燃烧室出口温度场有较大的影响.对不同类型燃烧室,影响的主要因素也有所不同,如燃烧室进口流场的畸变对直流燃烧室出口温度场的影响较大,而对回流燃烧室出口温度场的影响则相对较小.燃烧室出口温度场调试方法通常有调整燃油喷嘴的位置、更换燃油喷嘴、燃油喷嘴和火焰筒头部进气装置流量匹配、调整火焰筒惨混孔的大小和数目、燃烧室重新设计等方法^[2-4].本文以某小型回流燃烧室为基础验证平台,试验研究改变燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件的深度对燃烧室出口温度场的影响,研究表明燃油喷嘴与涡流器之间有个最佳的轴向匹配位置,在该位置,燃烧室出口温度分布系数 δ_m 最小.所得结果为燃烧室出口温度场的调试提供了一条适合工程应用的技术途径.

1 试验件设计

某回流燃烧室试验件包括燃烧室机匣、火焰筒、排气弯管、燃油喷嘴、燃油喷嘴垫片以及燃烧室进出口转接段等,燃烧室部分的结构示意图如图 1.燃油喷嘴有两个方案:燃油喷嘴 M 和燃油喷嘴 N,喷嘴 N 比喷嘴 M 的喷雾锥角大 10°~15°.喷嘴垫片可以是多个垫片的叠加,垫片的厚度 ξ 可以从 0.5~6.5 mm 之间变化,垫片厚度越大,燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件的深度越小.

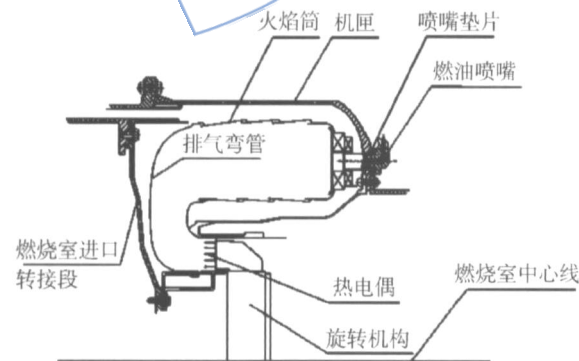


图 1 燃烧室试验件结构简图
Fig. 1 Sketch of the annular reverse combustor configuration

2 试验设备和测试系统

2.1 空气流量测量装置

燃烧室进口空气流量采用标准流量喷嘴测

量,试验时,由于测量处的温度较高(约 200 °C左右),对流量系数进行了温度修正.燃油流量采用涡轮流量计计量,压力用 PSI9000 压力系统测量,空气(燃气)温度根据测量截面温度的不同,分别用铂电阻、镍铬-镍硅热电偶测量,再进入数采系统进行处理.

燃烧室进口总温由 3 支单点热电偶测量,总压由 3 支单点总压探针测量,静压由 3 点静压孔通过四通连接来测量.燃烧室出口截面温度和压力的测量采用专门设计的旋转位移机构实现.此机构在可旋转 120°的转盘上分别周向均匀安装 3 支(每支 5 点)热电偶耙及 3 支(每支 1 点总压、1 点静压、2 点用于燃气分析)压力耙,旋转 120°可测取燃烧室出口全环的燃气总温、总压和静压.采用燃气分析法测量燃烧效率.

2.2 测量参数的采集及处理

试验的压力、温度、流量等测量参数全部通过压力系统、数采系统输入计算机,由专用的程序进行数据处理、绘制图表, δ_m 和 δ 计算公式如下:

$$\delta_m = \frac{T_{t4max} - T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}} \tag{1}$$

式中

T_{t4max} —燃烧室出口温度场中最高燃气总温(K);

T_{t4} —燃烧室出口温度场平均燃气总温(K);

T_{t3} —燃烧室进口空气总温(K).

$$\delta = \frac{T_{t4rmax} - T_{t4}}{T_{t4} - T_{t3}} \tag{2}$$

式中 T_{t4rmax} 为燃烧室出口径向位置平均燃气总温的最高值(K).

3 试验结果与分析

对同一燃烧室,在相同的燃烧室进口空气参数和燃油流量条件下,分别采用喷嘴 M 和喷嘴 N 叠装不同厚度的燃油喷嘴垫片进行燃烧室性能试验,其结果如图 2~图 9 所示,燃烧室的部分性能参数见表 1 和表 2.

燃烧室装燃油喷嘴 M 时,对应不同的燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件的深度,燃烧室的 δ_m 都不一样,在喷嘴垫片厚度为 3.5 mm 时,燃烧室的 δ_m 最小,垫片厚度增加或减少, δ_m 都变大(见表 1,图 2、图 3 和图 6).燃烧室串装燃油喷嘴 N 时,对应不同的燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件的深度,燃烧室的 δ_m 也不一样,在喷嘴垫片厚度为 4.5~5.0 mm 时,燃烧室出口 δ_m 最小,垫片厚度增加或减少时, δ_m 都变大(见表 2,图 4,图 5 和图 7).

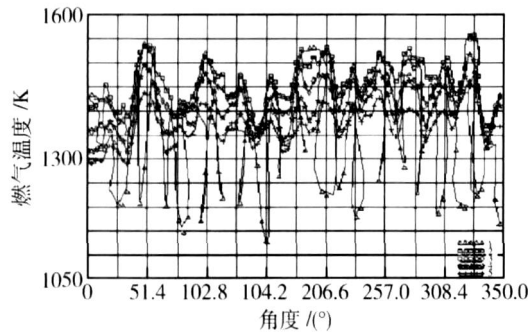


图 2 燃烧室出口温度场(喷嘴 M, $\xi=3.5$ mm)
Fig. 2 Outlet temperature distribution of combustor (nozzle M, $\xi=3.5$ mm)

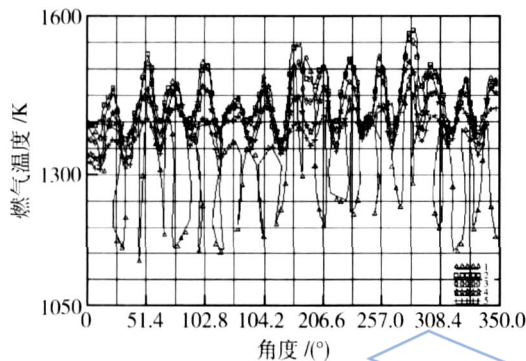


图 3 燃烧室出口温度场(喷嘴 M, $\xi=5.0$ mm)
Fig. 3 Outlet temperature distribution of the combustor (nozzle M, $\xi=5.0$ mm)

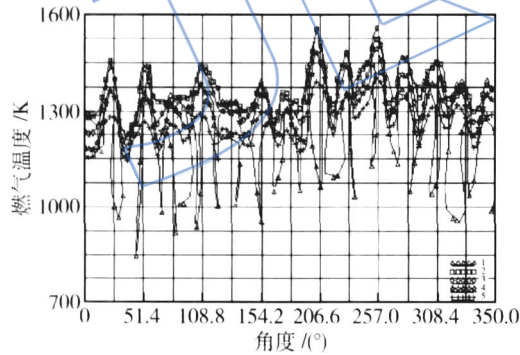


图 4 燃烧室出口温度场(喷嘴 N, $\xi=4.5$ mm)
Fig. 4 Outlet temperature distribution of the combustor (nozzle N, $\xi=4.5$ mm)

燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件的深度对燃烧室 δ 也有一定的影响,见图 8 和图 9 以及表 1 和表 2. 图 8 和图 9 中方框内示出的是燃油喷嘴垫片的厚度. 对燃油喷嘴 M,随着燃油喷嘴插入深度的增加(垫片厚度减少),燃烧室出口对应涡轮叶尖的燃气温度增加,对应涡轮叶根的燃气温度降低,因而逐渐接近涡轮对燃烧室出口温度的要求,在喷嘴垫片厚度为 2.0 mm 左右时,虽然燃

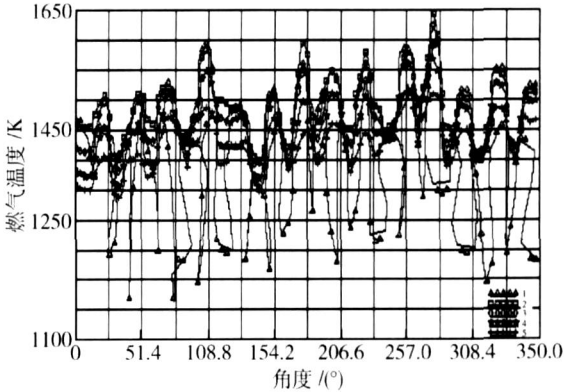


图 5 燃烧室出口温度场(喷嘴 N, $\xi=5.5$ mm)
Fig. 5 Outlet temperature distribution of combustor (nozzle N, $\xi=5.5$ mm)

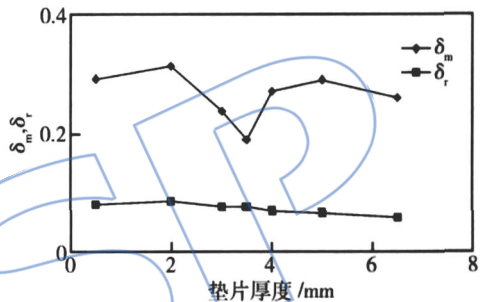


图 6 燃烧室 δ_m, δ_r 随 ξ 的变化(喷嘴 M)
Fig. 6 Variations of δ_m, δ_r with ξ (nozzle M)

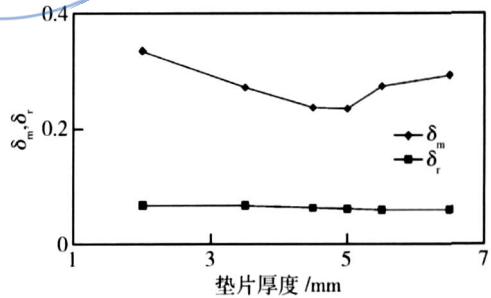


图 7 燃烧室 δ_m, δ_r 随 ξ 的变化(喷嘴 N)
Fig. 7 Variations of δ_m, δ_r with ξ (nozzle N)

烧室的 δ 不是最小的,但燃烧室的径向温度分布最好. 燃油喷嘴 N 插入火焰筒涡流器组件的深度对燃烧室 δ 的影响较小,但与燃油喷嘴 M 一样,在喷嘴垫片厚度为 2.0 mm 左右时,燃烧室的径向温度分布最好. 从图 8 和 9 及表 1 和 2 还可以看出,随着喷嘴垫片厚度的增加,即燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件的深度减少, δ 有下降的趋势,但对燃烧室设计来说,并不是 δ 越小越好,过小的 δ 并不是涡轮所需要的,对两种燃油喷嘴,垫片厚度为 2.0~5.0 mm 时,燃烧室的 δ 都是可以接受的.

喷嘴 M 和喷嘴 N 之间主要区别是两者的喷雾锥角存在较大差异,对同一燃烧室,喷雾锥角不

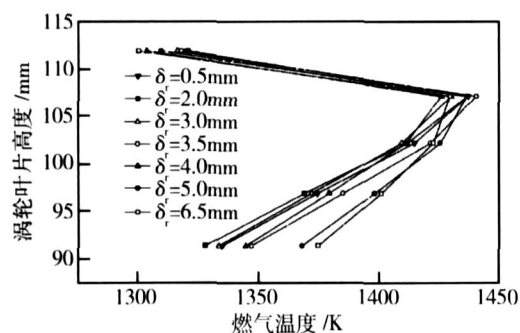


图 8 ξ 不同时燃烧室 δ_i 分布(喷嘴 M)
Fig. 8 Profiles of δ_i for various ξ (nozzle M)

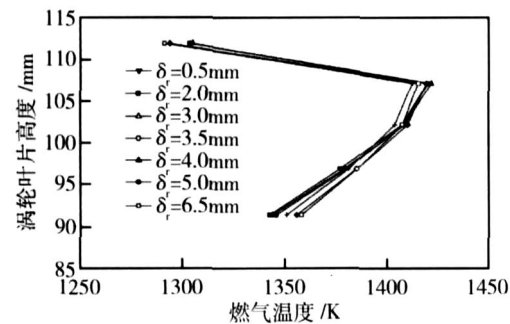


图 9 ξ 不同时燃烧室 δ_i 分布(喷嘴 N)
Fig. 9 Profiles of δ_i for various ξ (nozzle N)

同的燃油喷嘴,其插入火焰筒涡流器组件内的最佳深度不同,若考察 δ_m ,喷嘴 M 的最佳轴向安装位置是对应喷嘴垫片厚度 3.5 mm,喷嘴 N 的最佳轴向安装位置是对应喷嘴垫片厚度 4.5~5.0 mm;对喷嘴 M 和 N,喷嘴垫片厚度在 2.0 mm~5.0 mm 范围内,燃烧室的 δ 和燃烧室出口径向温度分布都是可以接受的。

不论喷嘴 M 或喷嘴 N,其轴向安装位置变化对燃烧室的总压恢复系数和燃烧室的燃烧效率的影响都比较小,从表 1 和 2 可以看出,两种喷嘴的轴向安装位置从 2.0 mm 到 6.5 mm,燃烧室的总压恢复系数和燃烧效率都基本不变。

表 1 改变喷嘴轴向安装位置燃烧室性能试验结果(喷嘴 M)

Table 1 Measured combustor performance for various ξ (nozzle M)

垫片厚度/mm	δ_m	δ	σ	η
6.5	0.259	0.059	0.967	0.987
5.0	0.291	0.067	0.967	0.989
4.0	0.272	0.072	0.967	0.988
3.5	0.191	0.077	0.967	0.988
3.0	0.239	0.077	0.966	0.988
2.0	0.314	0.087	0.966	0.988
0.5	0.292	0.081	0.967	0.988

注: σ 为燃烧室的总压恢复系数; η 为燃烧室的燃烧效率。

表 2 改变喷嘴轴向安装位置燃烧室性能试验结果(喷嘴 N)

Table 2 Measured combustor performance for various ξ (nozzle N)

垫片厚度/mm	δ_m	δ	σ	η
6.5	0.293	0.059	0.967	0.988
5.5	0.274	0.060	0.966	0.988
5.0	0.234	0.061	0.967	0.988
4.5	0.236	0.064	0.967	0.988
3.5	0.272	0.068	0.966	0.988
2.0	0.334	0.068	0.966	0.987

燃油喷嘴轴向安装位置变化实际上是改变了燃油喷嘴与涡流器的轴向匹配位置,而涡流器的进气对燃油喷嘴的喷雾锥角、雾化粒度和喷雾不均匀度等都有较大的影响。对某型小流量离心喷嘴进行的试验研究表明,燃油喷嘴插入涡流器的深度不同对喷嘴的喷雾特性影响较大,对该型燃油喷嘴,不论在高压还是在低油压下,喷嘴插入涡流器深度为 5~6 mm 左右时,喷嘴的喷雾锥角最大(图 10),喷嘴的喷雾不均匀度最小(图 11),喷嘴的喷雾粒度最小(图 12),这表明离心喷嘴插入涡流器深度 5~6 mm 为该离心喷嘴与涡流器的最佳匹配位置,在该位置喷嘴的喷雾特性最好,不同的燃油喷嘴和涡流器之间也会存在某一最佳位置,在该位置喷嘴的喷雾特性最好,因而燃烧室出口温度场较好。

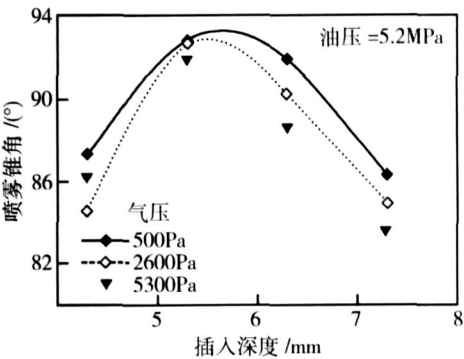


图 10 喷嘴插入涡流器深度不同时喷嘴的喷雾锥角
Fig. 10 Spray cone angles for various depths of nozzle plug into swirler

值得注意的是,在完成所有的试验后,经分解,发现燃烧室火焰筒的内环组件存在较大的热变形,这可能是由于燃油喷嘴的轴向位置改变后,火焰筒内的油雾场发生了变化,在火焰筒内环附近形成了局部的高温燃气区域,使得火焰筒内环

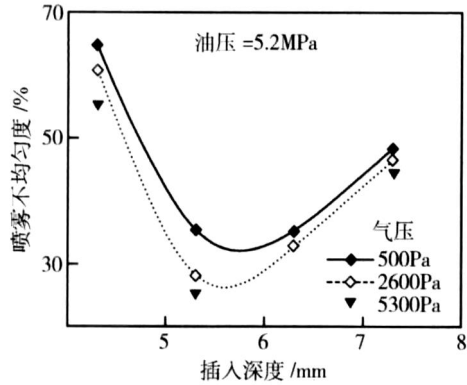


图 11 喷嘴插入涡流器深度不同时喷嘴的喷雾不均匀度
Fig. 11 Distributions of spray inhomogeneity for various depths of the nozzle plug into swirler

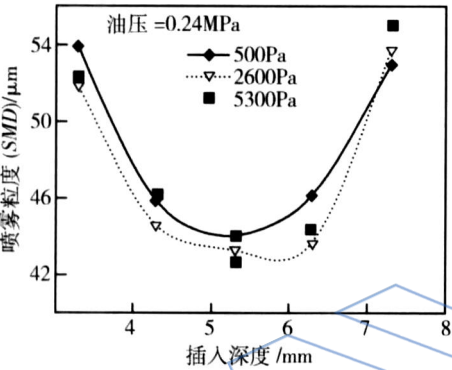


图 12 喷嘴插入涡流器深度不同时喷嘴的雾化粒度
Fig. 12 Profiles of spray Sauter mean diameters for various depths of the nozzle plug into swirler

存在局部过热而引起变形,所以,在采用改变燃油喷嘴的轴向安装位置来优化燃烧室出口温度场,需要在火焰筒壁面上焊接热电偶等方法对燃烧室火焰筒的壁温进行监控。

另外,虽然通过改变燃油喷嘴的轴向安装位置可以有效地对燃烧室出口温度场进行调试,但燃油喷嘴插入火焰筒的深度是有一定限度的,即

燃油喷嘴的喷口不能伸出火焰筒头部的涡流器组件而进入到火焰筒内的燃气中,不然暴露在燃气中的燃油喷嘴容易烧蚀。

4 结 论

通过改变燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件的深度对燃烧室出口温度场影响的试验研究,得到下列结论:

- (1)改变燃油喷嘴插入火焰筒涡流器组件深度对燃烧室的 δ_m 有较大的影响,燃烧室有一个最佳的燃油喷嘴轴向安装位置,对于不同喷雾锥角的燃油喷嘴,这个最佳安装位置不同。
- (2)燃油喷嘴插入火焰筒深度的变化及燃油喷嘴喷雾锥角的变化对燃烧室的 δ 有一定影响。
- (3)在进行改变燃油喷嘴轴向安装位置对燃烧室出口温度场进行调试时,需要对燃烧室火焰筒的壁温进行监控。

参考文献:

[1] Lefebvre A H. Gas turbine combustion[M]. Philadelphia: Taylor Francis, 1999.

[2] Chen Y, Scarborough D, Liang S, et al. Manipulating pattern factor using synthetic jet actuators[R]. AIAA 2000-1023, 2000.

[3] John C D, Kevin J B, Joseph R S, et al. Active combustion control for aircraft gas turbine engines[R]. AIAA 2000-3500, 2000.

[4] 郑严,沈倍毅. 弹用涡喷发动机燃烧室出口温度场试验与分析[J]. 推进技术, 2001, 22(3): 187-190.

ZHENG Yan, SHEN Beiyi. Tests and analysis of exit temperature distribution of the combustor for missile turbojet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(3): 187-190.