

文章编号: 1000-8055(2007)10-1639-07

试验研究双旋流器头部燃烧室 几何参数对燃烧性能影响

党新宪, 赵坚行, 吉洪湖

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 试验研究不同油气比下双级旋流器的几何参数以及主燃孔布局变化, 对单头部试验燃烧室出口温度分布、燃烧效率、贫油熄火极限以及污染物排放等燃烧性能的影响规律。试验结果表明: 双级旋流器的几何参数(如: 叶片安装角、旋流器流通面积和喉道距文氏管出口距离等)与主燃孔布局变化对燃烧室性能都有较大的影响, 但随着油气比的下降, 影响程度相应地减弱。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 燃烧; 双旋流器; 燃烧室; 燃烧性能试验

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental study of effects of geometric parameters on combustion performance of dual-stage swirler combustor

DANG Xin-xian, ZHAO Jian-xing, JI Hong-hu

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Under different fuel-air ratios, the effects of geometric parameters of dual-stage swirler and the arrangement of primary holes, on combustion performance (exit temperature distribution, combustion efficiency, lean blowout limit and pollutant emission) of single-head rectangle combustor are studied experimentally. The experimental results show that, the geometric parameters of dual-stage swirler and the arrangement of primary holes (swirler passage area, swirl vane angle of the primary and secondary swirler, the distance of the flare exit from throat, etc) have great influence upon the combustion performance of combustor, but the effects decrease with the reduction of fuel-air ratio.

Key words: aerospace propulsion system; combustion; dual-stage swirler; combustor; combustion performance

燃烧室是航空发动机三大部件之一, 其好坏直接关系到发动机的工作与性能, 因此研制出一种燃烧效率高、流动阻力小、工作状态稳定、点火可靠、寿命长、低污染排放、出口温度高且分布合理的高热容、高性能燃烧室是当今航空发动机研制中一项十分重要的任务。

为了提高航空发动机的燃烧效率及扩大其稳

定工作范围, 要求火焰筒头部具有良好的雾化特性并形成良好的气流结构, 这就要求改善火焰筒头部装置的几何结构。几十年来, 由于对提高燃烧性能和拓宽稳定工作范围的需要, 燃烧室头部旋流器的级数从单级发展到双级、三级。其中双级旋流器是一种新型旋流器, 由于它能改善燃烧室火焰稳定性和燃油雾化质量, 加强紊流混合, 降低

收稿日期: 2006-09-13; 修订日期: 2007-01-11

作者简介: 党新宪(1974-), 男, 陕西扶风人, 博士生, 主要研究方向为燃烧试验与计算。

排气污染,因此常被一些先进发动机燃烧室采用.

旋流器是燃烧室主要部件之一,它对燃烧性能有着重要的影响,国内外不少学者对其进行了大量的试验和数值研究,揭示了不同类型旋流器的功用及其对燃烧流场的影响^[1-6].文献[1-2]试验研究了不同旋向双旋流器流场,发现同向旋流条件下回流区要比反向旋流小得多,文献[3]研究了喷嘴供油特性对双旋流器头部气动雾化效果的影响,文献[4]分别采用 PIV 和 LDV 测量三级旋流器燃烧室流场,研究旋流器几何参数对燃烧室内部流场的影响,文献[5]对三级旋流器燃烧室贫油熄火性能进行了实验研究,结果表明头部油气比和旋流器几何参数对贫油熄火范围都有影响.

为了对双级旋流器进行优化设计,有必要进一步掌握其工作原理,了解几何参数对燃烧性能的影响,因此本文把双级旋流器燃烧室作为研究对象,试验研究了双级旋流器几何参数以及油气比对燃烧室性能的影响.

1 试验设备和试验方案

1.1 试验设备

双级旋流器燃烧室的试验系统如图 1 所示.其流程如下:空压机将空气压缩,压缩空气由管道进入电加热器被加热后进入前测量段,测量气体的温度和压力.然后进入单头部燃烧室,在其头部通过离心喷嘴喷入燃油,与空气混合形成可燃混气,由电嘴点火使其燃烧.燃烧后的燃气流入后测量段,在后测量段分别采用多点热电偶温度耙、压力耙和取样管测量试验燃烧室出口高温燃气温度、压力和气体成份分布.最后燃气进入排气罐,经过净化处理后排出^[6].

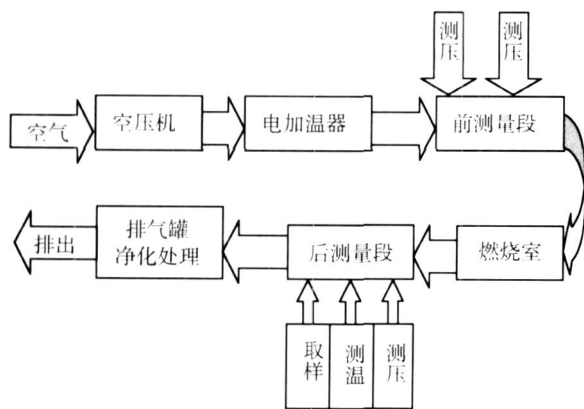


图 1 燃烧试验系统图

Fig. 1 Combustion experimental system sketch

为了加工方便,试验燃烧室只取环形燃烧室的一个头部,并将其设计成矩形,单头部试验燃烧室由进、出口测量段和试验燃烧室等三部分组成.试验燃烧室是由二级突扩扩压器、火焰筒以及内外环冷却通道等三部分组成(见图 2).

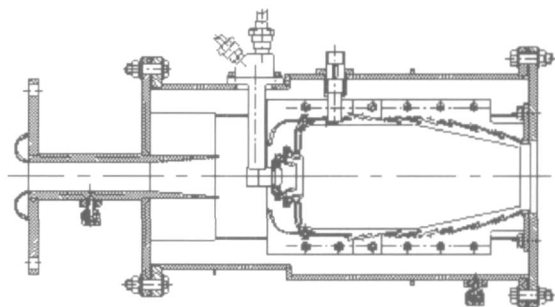


图 2 试验燃烧室结构图

Fig. 2 Experimental configuration of combustor

扩压器前面部分为前置扩压器,后面是突扩段,火焰筒头部装有一个二级旋流器、燃油喷嘴和点火用的电嘴,火焰筒上下壁面上开有若干个主燃孔、掺混孔以及多排气膜冷却孔.

在本研究的试验燃烧室侧面开有观察窗,火焰筒头部结构设计考虑了可进行不同方案的试验要求,根据试验需要可以更换不同的一、二级旋流器和主燃孔.火焰筒头部由不同组合的两级轴向旋流器与喷嘴匹配构成,双级旋流器组合结构如图 3 所示,其中内为一级旋流器,外为二级旋流器,两级旋流器旋转方向相反.不同的一级和二级旋流器可分别改变其流通面积 A 以及叶片安装角 α ,文氏管可分别改变其喉道直径 ϕ 和喉道距文氏管出口距离 L .旋流器和主燃孔的结构参数如表 1~表 3 所示,其中二级旋流器和文氏管固定在一起,表中的叶片安装角是指旋流器叶片与跟旋流器轴线相垂直的平面所成的角度.

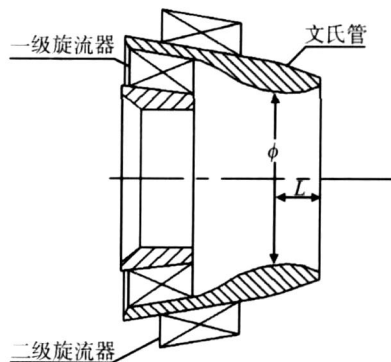


图 3 双级旋流器组合件

Fig. 3 Dual-stage swirler assembly

把不同几何参数的双级旋流器和不同主燃孔布局的试验件进行搭配,组合成 9 种燃烧室试验方案(见表 4)。

表 1 一级旋流器主要参数

Table 1 Main parameters of the primary swirler

试验件编号	A/mm^2	$\alpha(^{\circ})$
1	222.19	40.0
2	268.23	40.0
3	223.69	34.0

表 2 二级旋流器主要参数

Table 2 Main parameters of the second swirler

试验件编号	$\alpha(^{\circ})$	A/mm^2	ϕ/mm	L/mm
1	45.0	284.82	22.3	4.0
2	45.0	339.29	22.3	4.0
3	50.0	225.92	22.3	4.0
4	45.0	286.70	22.3	7.0
5	45.0	282.69	19.0	4.0

表 3 主燃孔的结构参数

Table 3 Structural parameters of primary holes

试验件编号	孔径 ϕ/mm	孔数	孔中心距离一级旋流器出口距离/ mm	周向位置
1	14.4	2	86	位于喷嘴两侧
2	14.4,10.2	2 小 1 大	86	14.4 正对喷嘴,10.2 位于两侧
3	14.4	2	96	位于喷嘴两侧

表 4 燃烧室试验方案

Table 4 Experimental scheme of combustor

试验方案	1	2	3	4	5	6	7	8	9
试验件编号	1	2	3	4	5	6	7	8	9
一级旋流器	1	2	3	1	1	1	1	1	1
二级旋流器	1	1	1	1	1	2	3	4	5
主燃孔	1	1	1	2	3	1	1	1	1

1.2 试验内容

分别对不同几何参数的双级旋流器和主燃孔布局的试验件搭配组合成九种试验方案,进行燃烧室性能试验。

燃烧试验的进口气流参数为:温度 500 K,压力 0.025 MPa,流量 0.23 kg/s,油气比变化范围为 0.015 18~0.026 33。

在给定进口气流参数条件下,测定不同油气比时燃烧室出口燃气成分与温度以及贫油熄火油气比等。试验研究不同油气比、旋流器几何参数及主燃孔布局对双级旋流器燃烧室性能的影响。

2 气流参数的检测方法

试验燃烧室进口流量测量采用孔板流量计,进口压力和温度分别采用高精度压力表和数字式温度表直接测量显示,燃油流量采用浮子流量计进行测量;出口燃气温度测量采用多点热电偶,温度信号通过 F7018 热电偶模块进行数据采集,最后直接在计算机上进行读数。出口气体成分用多点取样管取样后,用 XGF-4044 气体分析仪直接

测量燃气成分如:CO₂,CO,O₂以及 NO_x 等。

根据测得的燃烧室进口流量、压力、温度以及进口面积可确定进口流速。测得出口截面气体的燃气成分,可按下式计算燃烧室燃烧效率 η

$$\eta = \frac{\text{CO}_2 + 0.531\text{CO}}{\text{CO}_2 + \text{CO} + \text{UHC}} \%$$

其中 CO₂和 CO 表示各自的体积含量,UHC 表示未燃燃料的体积含量。考虑到环形燃烧室燃烧效率比较高,燃油基本上都烧完,UHC 含量很少;另外,为了测量方便,在本试验中,未对 UHC 含量进行测量,忽略了 UHC 对燃烧效率的影响,从而使 η 测量值稍有偏高,使测量误差略有增加。

3 试验结果与分析

3.1 不同油气比下的燃烧性能分析

在方案 1 和给定的进口试验条件下,改变供油量,研究不同油气比对试验燃烧室出口温度、燃气成分和燃烧效率径向分布的影响。图 4~图 9 分别为燃烧室出口温度 t 、燃气成分 CO₂,CO,O₂,NO_x和燃烧效率 η 随油气比的变化曲线。图中纵坐标 y/y_0 表示在燃烧室出口截面上各测量点相对于径向高度的位置, y_0 表示燃烧室径向高度。 y 为各测量点距燃烧室下壁面的垂直距离。

由图可知,燃烧室出口截面上燃气温度 t ,CO₂和燃烧效率 η 分布,中间高,两端最低,当油气比 f/a 减少时,各点的温度和 CO₂的含量都相应减少,燃烧效率也相应降低。这是因为在实际燃烧室中,考虑到涡轮叶片安全可靠,叶片根部受

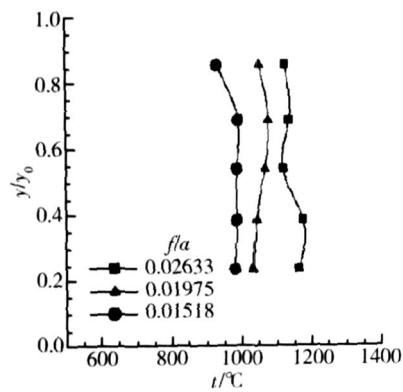


图 4 出口温度 t 径向分布 (方案 1)
Fig. 4 Radial profiles of outlet temperature t (scheme 1)

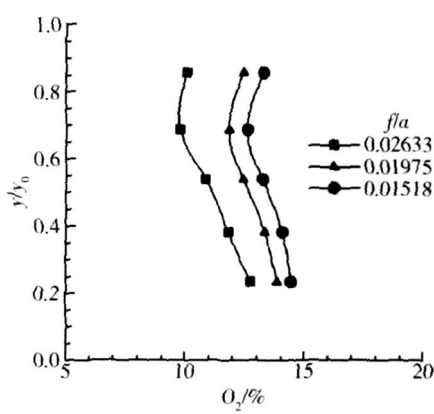


图 7 出口截面 O_2 径向分布 (方案 1)
Fig. 7 O_2 radial profiles at exit plane (scheme 1)

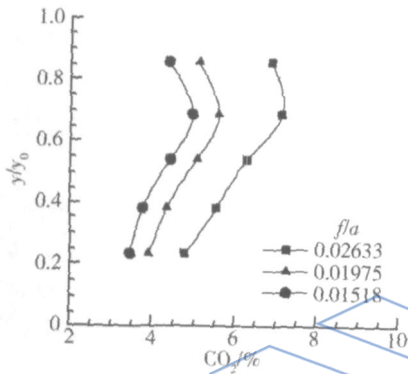


图 5 出口截面 CO_2 径向分布 (方案 1)
Fig. 5 CO_2 radial profiles at exit plane (scheme 1)

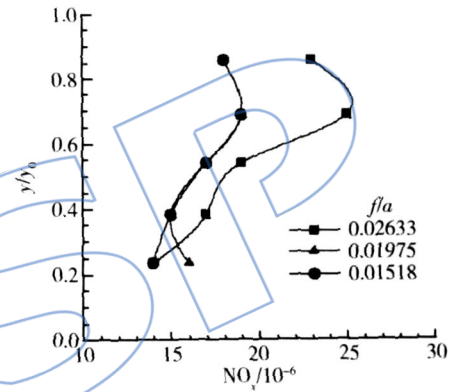


图 8 出口截面 NO_x 径向分布 (方案 1)
Fig. 8 NO_x radial profiles at exit plane (scheme 1)

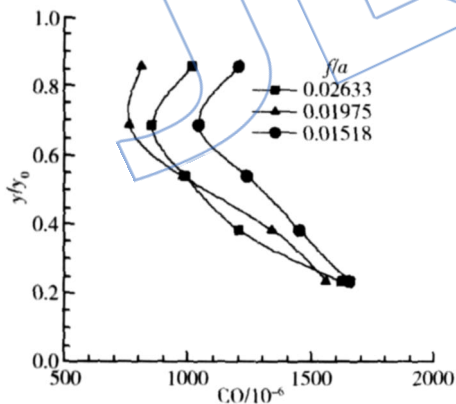


图 6 出口截面 CO 径向分布 (方案 1)
Fig. 6 CO radial profiles at exit plane (scheme 1)

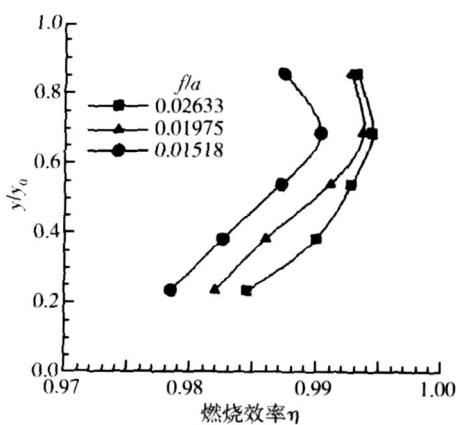


图 9 出口截面 η 径向分布 (方案 1)
Fig. 9 Combustion efficiency η radial profiles at exit plane (scheme 1)

力大,要求燃气温度低些,而叶尖很薄,强度和刚性较差,也要求燃气温度低些,因此所测得的温度值中间高两端低是符合对燃烧室出口温度分布的要求,在试验中对后测量段壁面进行喷水冷却,故靠近上壁面的温度要比实际燃烧室内温度低。

从图中还可以看出不同的油气比对燃烧室性能的影响,当油气比较大时,各点的温度 t 相应

地比较高,燃气中 CO_2 含量和燃烧效率 η 也比较高.这是因为试验是在贫油状态下进行的,随着油气比的增大,有更多的燃油参与燃烧,故燃气温度增加,生成的 NO_x 相应增多,同时由于更多的 O_2 参与反应,故 O_2 的体积含量较低, CO_2 的含量比较高,故 CO 的含量比较低,燃烧效率增加.从图

8 中还可以看出,当油气比从 0.015 18 到 0.019 75 时, NO_x 含量变化不大,但是当油气比到 0.026 33 时, NO_x 含量却急剧升高,由此可知,达到一定温度后, NO_x 含量会随温度升高急剧增大。

3.2 不同主燃孔布局对燃烧性能影响

在相同的一级、二级旋流器、文氏管和油气比 ($f/a = 0.026\ 33$) 情况下,改变主燃孔布局进行燃烧试验。图 10 表示不同主燃孔布局对燃烧效率的影响,图中 1、2 和 3 曲线分别为 1 号、2 号和 3 号主燃孔试验件时燃烧效率曲线。试验结果表明:1 号试验件因火焰筒头部油气比分布较为合理,燃烧效率 η 较高;2 号试验件因把主燃孔从两个大换成一大两小,燃烧效率明显降低,这是因为从主燃孔进入空气与油气混合情况不同,改变了头部油气比分布,从而使燃烧情况有所变差;而 3 号试验件把主燃孔离一级旋流器出口距离稍微加大,缩短燃烧的距离,使燃烧效率有所下降。

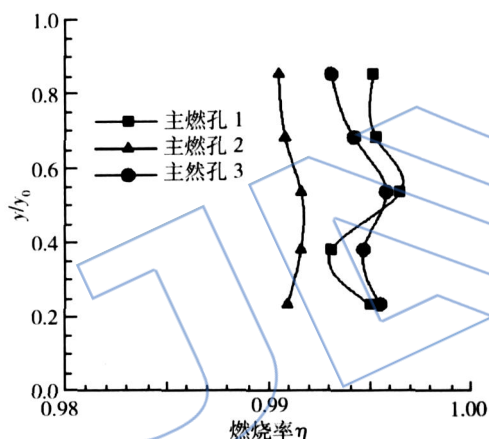


图 10 不同主燃孔时出口截面的燃烧效率径向分布 ($f/a = 0.02633$)

Fig. 10 η radial distributions of different primary holes at exit plane ($f/a = 0.026\ 33$)

3.3 一级旋流器几何参数对燃烧性能影响

进口气流参数相同,变换一级旋流器进行燃烧试验。图 11 和 12 分别为油气比为 0.026 33 时变换一级旋流器对燃烧室出口燃烧效率 η 和 CO 径向分布的影响,图中曲线 1、2 和 3 分别为 1 号、2 号和 3 号一级旋流器试验件,由图可知,与 1 号试验件相比,因 2 号的一级旋流器流通面积 A 增大,旋流器出口速度下降;及 3 号试验件的叶片安装角 α 减小,使切向度下降,都会影响燃油雾化质量,使 CO 含量升高,燃烧效率降低。

3.4 二级旋流器参数对燃烧性能影响

在相同进口气流参数下,随着油气比变化,试

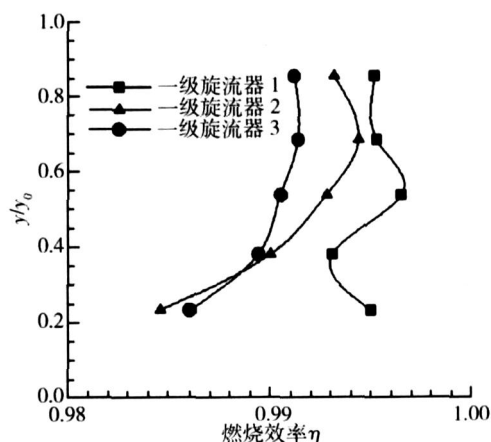


图 11 不同一级旋流器时出口截面燃烧效率 η 径向分布 ($f/a = 0.026\ 33$)

Fig. 11 η radial distributions of different primary holes at exit plane ($f/a = 0.026\ 33$)

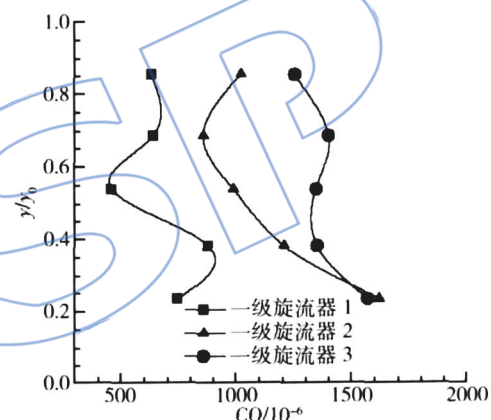


图 12 不同一级旋流器时出口截面 CO 径向分布

Fig. 12 CO radial distribution of different primary swirler at exit plane ($f/a = 0.026\ 33$)

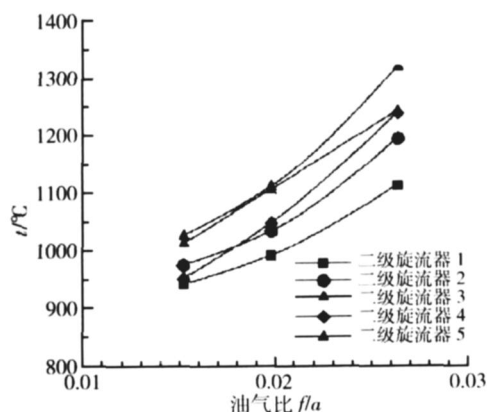


图 13 不同二级旋流器时出口温度 t 与油气比 f/a 的关系

Fig. 13 Outlet temperature t change with fuel-air ratios f/a at different second swirler

验测量不同二级旋流器参数时的燃烧性能。图

13、图 14 和图 15 分别是其出口平均温度、燃烧效率 η 和 CO_2 随油气比的变化曲线图。其中曲线 1, 2, 3, 4, 5 分别对应 1, 2, 3, 4, 5 号二级旋流器在油气比变化时的燃烧性能曲线。从试验结果可以看出使用 1 号二级旋流器时的出口温度和出口 CO_2 含量都比较低, 二级旋流器随着流通面积 A 的增大、叶片安装角 α 的增大、喉道距文氏管出口距离 L 的增加和文氏管喉道直径 ϕ 的减少, 其出口温度、出口 CO_2 含量增大。从图 14 可以看出, 随着油气比的增大, 相同二级旋流器的燃烧效率也不断增大, 但是由于旋流器参数不同, 燃烧效率增大的快慢不同, 其中 1 号的燃烧效率增大的最快。

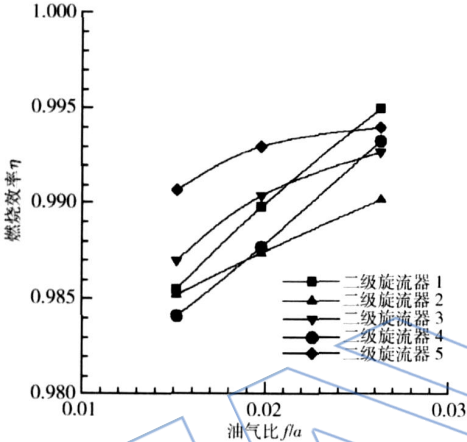


图 14 不同二级旋流器时燃烧效率 η 与油气比 f/a 的关系

Fig. 14 Combustion efficiency η change with fuel-air ratio at different second swirler

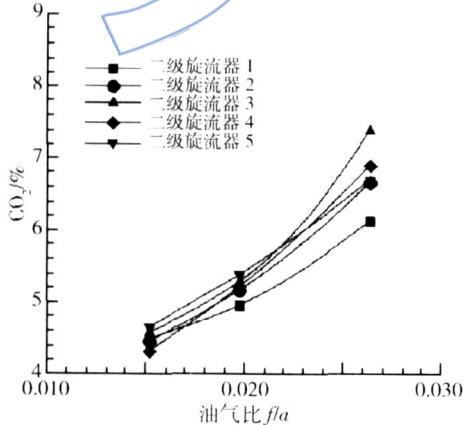


图 15 不同二级旋流器时 CO_2 与油气比 f/a 的关系

Fig. 15 CO_2 change with fuel-air ratio at different second swirler

3.5 不同旋流器参数和主燃孔布局对贫油熄火油气比的影响

对于不同的旋流器参数和主燃孔布局, 进行

熄火试验, 分别测得在相同进口试验条件各试验方案慢车工况的贫油熄火油气比如表 5 所示。

3.6 试验误差分析

在试验中, 为了防止燃烧室后测量段和各测量件被烧坏, 对后测量段与测量耙进行水冷, 使上壁面附近燃气温度低于正常工作条件下的温度。燃气温度降低, 对燃烧情况与燃烧室性能都有些

表 5 试验压力下不同试验方案时的贫油熄火油气比
Table 5 Lean blowout ratio in different component under experiment condition

试验方案	贫油熄火 油气比	试验方案	贫油熄火 油气比
1	0.004 3	6	0.005 26
2	0.004 95	7	0.004 3
3	0.005 26	8	0.003 4
4	0.004 6	9	0.003 4

影响, 引起试验误差, 为此本试验对燃气温度进行壁面冷却修正。

在测定燃烧效率时, 由于没有考虑未燃燃料 UHC 的影响, 使测得的 η 略偏高, 形成 η 测量误差。

在本试验中由测量误差、仪器误差以及壁面冷却等引起的试验误差在 5 % 以内。

4 结 论

1) 在同一试验件和进口试验条件下, 在试验的油气比范围内, 随着油气比增加, 燃烧室出口温度 t 相应地提高, 燃气中 CO_2 , NO_x 含量和燃烧效率 η 也相应加大, 但 CO 和 O_2 含量相应减少。

2) 主燃孔布局是否合理对燃烧性能有一定的影响。

3) 在其它条件不变的情况下, 增大一级旋流器的流通面积 A 或者减少叶片安装角 α 都将引起 CO_2 , CO 和 NO_x 含量升高, O_2 含量降低, 燃烧效率 η 降低。但随着油气比减小, 其影响程度降低。

4) 在其它条件不变的情况下, 二级旋流器流通面积 A 的增大、叶片安装角 α 的增大、喉道距文氏管出口距离 L 的增加和文氏管喉道直径 ϕ 的减少将会引起出口 CO_2 含量增大和温度升高, 在试验油气比范围内, 1 号二级旋流器在大的油气比下燃烧效率高。

5) 在其它条件相同时, 一级旋流器流通面积 A 的增大、二级旋流器流通面积 A 的增大、变化

双孔的主燃孔为三孔的主燃孔都使贫油熄火范围减小. 旋流器叶片安装角 α 的增大、文氏管喉道直径 ϕ 的减少、喉道距文氏管出口距离 L 的增加则会引起贫油熄火极限的范围变大.

参考文献:

- [1] Mehta J M, Shin H W, Wisler D C. Mean velocity and turbulent flow-field characteristics inside an advanced combustor swirl cup[R]. AIAA-89-0215, 1989.
- [2] 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, 10(4): 108-110.
- LIN Yuzhen, LIU Gaoen, WANG Huafang. Experimental study of the opposite and same dual-stage swirler flow distribution [J]. Journal of Aerospace power, 1995, 10(4): 108-110.
- [3] 徐华胜, 黄义勇, 王秀兰. 喷嘴供油特性对双旋流器头部气动雾化效果的影响研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(2): 17-20.
- XU Huashen, HUANG Yiyong, WANG Xiulan. Study of the effect of fuel jet characteristics on airblast atomization performance for device with dual-stage swirler [J]. China Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(2): 17-20.
- [4] Grinstein F F, Young T R, Li G. Computational and experimental analysis of the flow dynamics in a multi-swirler combustor[R]. AIAA 2002-1006, 2002.
- [5] 袁怡祥, 林宇震, 刘高恩. 三旋流器头部燃烧室拓宽燃烧稳定工作范围的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 143-148.
- YUAN Yixiang, LIN Yuzheng, LIU Gaoen. Study the extension of the triple-stage swirler combustor domes stabilization operation field [J]. Journal of Aerospace power, 2004, 19(1): 143-148.
- [6] 党新究. 单头部双旋流器环形燃烧室性能实验研究和数值模拟[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.