

不同旋流器方案下旋流驻涡燃烧室性能

张秋峰¹, 何小民¹, 龚 诚^{1,2}, 郭煜玺¹, 于镇潭¹

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 为研究旋流驻涡燃烧室的燃烧性能, 设计了 3 种旋流器方案(基准型、小流通面积和外加套筒), 在进口温度 493 K、常压条件下, 采用 RP-3 航空煤油作为燃料, 凹腔当量比在 0.8~1.8 之间, 开展了热态试验。结果表明: 基准型和小流通面积的主燃区火焰为脱体火焰, 而外加套筒则为 V 型驻定火焰, 且小流通面积和外加套筒的主燃区火焰更加集中。燃烧效率方面, 基准型最低, 而小流通面积最高, 试验中获得最高燃烧效率为 96.3%。随着凹腔当量比的增加, 基准型的燃烧效率不断增加, 而小流通面积的则先基本不变, 随后略有增加, 外加套筒的则先快速增加, 然后缓慢增加。此外, 小流通面积的冷态总压损失高于基准型, 在进口马赫数为 0.31 时, 两者的冷态总压损失分别为 7.2% 和 4.5%。

关 键 词: 旋流驻涡燃烧室; 旋流器结构方案; 火焰形态; 燃烧效率; 温度分布
中图分类号: V235.1 **文献标志码:** A

Performance of swirling-flow single trapped vortex combustor under different swirler schemes

ZHANG Qiufeng¹, HE Xiaomin¹, GONG Cheng^{1,2}, GUO Yuxi¹, YU Zhentan¹

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Aerospace Technology Institute,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: To investigate the combustion performance of swirling-flow single trapped vortex combustor, three swirler schemes (baseline type, small flow area and additional flare) were designed and thermal tests were carried out at an inlet temperature of 493 K and at atmospheric pressure, using RP-3 aviation kerosene as fuel and a cavity equivalent ratio between 0.8 and 1.8. Results showed that the flame in the main combustion zone of the baseline and small flow area schemes was a deconfined flame, while that of the plus flare scheme was a V-shaped standing flame, and the flame in the main combustion zone of the small flow area and plus flare schemes was more concentrated. In terms of combustion efficiency, the base type scheme was the lowest while the small flow area scheme was the highest, and the highest combustion efficiency obtained in the test was 96.3%. The combustion efficiency of the baseline model increased with the increase of the cavity equivalent ratio, while that of the small flow area solution remained basically the same at first and then increased slightly, and that of the plus flare solution increased rapidly and then slowly. The total pressure loss of the small circulation area scheme was higher than that of

收稿日期: 2021-10-29

作者简介: 张秋峰(1996—), 男, 硕士生, 研究领域为燃烧机理与洁净燃烧。E-mail: zqf021520@126.com

通信作者: 何小民(1971—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为航空航天动力燃烧理论与技术。E-mail: hxm@nuaa.edu.cn

引用格式: 张秋峰, 何小民, 龚诚, 等. 不同旋流器方案下旋流驻涡燃烧室性能[J]. 航空动力学报, 2023, 38(7): 1773-1783. ZHANG Qiufeng, HE Xiaomin, GONG Cheng, et al. Performance of swirling-flow single trapped vortex combustor under different swirler schemes[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(7): 1773-1783.

the baseline type, which was 7.2% and 4.5% respectively, at an inlet Mach number of 0.31.

Keywords: swirling-flow single trapped vortex combustor; swirler schemes; flame form; combustion efficiency; temperature distribution

驻涡燃烧室(trapped vortex combustor, TVC)是 20 世纪 90 年代由美国空军研究实验室和美国通用公司提出的一种基于分级分区燃烧的高效燃烧室,图 1(a)为典型驻涡燃烧室结构及流场示意图。驻涡区为值班级,其通过合理的凹腔进气组织,在驻涡区内形成驻定的旋涡流动,可以在较宽的工作范围内稳定工作^[1]。驻涡燃烧室在点火、熄火、高空再点火性能方面,比常规旋流燃烧室的技术水平提高了 50%^[2-5]。主燃级头部由周向中心钝体和径向联焰板结构组成,径向联焰板起两级间能量传递作用,将凹腔内的高温燃气传播至主流从而点燃主燃级,周向钝体起空气分流和强化掺混的作用。主燃级采用钝体支板方案时,主流通道内的流速较高,油气在燃烧区驻留时间短,主燃级的油气组织困难。NASA(National Aeronautics and Space Administration)^[6-7]针对主流为三通道形式的驻涡燃烧室开展了高温高压条件下的燃烧性能试验,在较宽工作范围内,驻涡燃烧室的燃烧效率可达到 99% 以上,但其为了实现主燃级油气快速高效掺混,在主流通道内设置了 36 个燃油喷嘴,头部结构复杂,设计和制造难度较大。研究人员还设计了带预混预蒸发结构的头部方案^[8-9],提高主燃级的油气掺混性能,取得了较好的效果,但是油气的掺混效果受进口条件^[10]的影响较大,且油气混合物流入主流后仍会随着气流快速流出燃烧区。为了实现更大范围内的高效燃烧,主燃级头部方案需采用掺混能力更强,且能提高油气驻留时间的结构。研究表明,旋流器结构通过下游的回流区增强油气掺混、提高油气驻留时间并强化热质交换^[11-12],可作为驻涡燃烧室主燃级头部方案。

旋流驻涡燃烧室的流动示意图如图 1(b)所示。燃烧室进口空气经过扩压器减速降压后向下游流动,分为三部分:一部分从旋流器流入主燃区、另一部分通过驻涡区前后进气缝流入凹腔、剩余空气通过掺混孔和冷却气膜孔流入火焰筒。从凹腔前、后进气缝流入的空气在驻涡区内形成稳定的双涡结构,用于组织驻涡区燃烧,提供稳定的点火源;部分高温燃气沿着径向联焰板向主

燃区流动,点燃主流混气。旋流器下游的回流区一方面加强了主燃级的油气掺混,同时也有一定的火焰稳定能力。掺混孔流入的气流主要用于出口温度场的调节,冷却气用于火焰筒壁面的冷却。

学者们针对旋流驻涡燃烧室已开展了一定的研究,发现旋流器方案对火焰筒内流场、油雾场及燃烧性能有较大影响。曾卓雄等^[13-14]对一种带导流片的旋流驻涡燃烧室开展了数值分析,发现旋流器内外径比对总压损失影响较小,对燃烧效率有较大影响;相邻旋流器旋向相反时燃烧效率稍高,但旋向相同时 NO_x 排放降低约 22%。此外,在旋流燃烧室平台上,学者们还利用数值仿真和试验方法研究了旋流器几何结构对流动、喷雾和燃烧性能的影响。发现增加旋流器流通面积^[15]有利于降低总压损失系数、增强火焰稳定,但不利于促进燃料和空气掺混;旋流器外加套筒环后^[16]燃烧室头部的回流区尺寸增大,有利于组织燃烧和稳定火焰,同时燃烧区的温度分布更加均

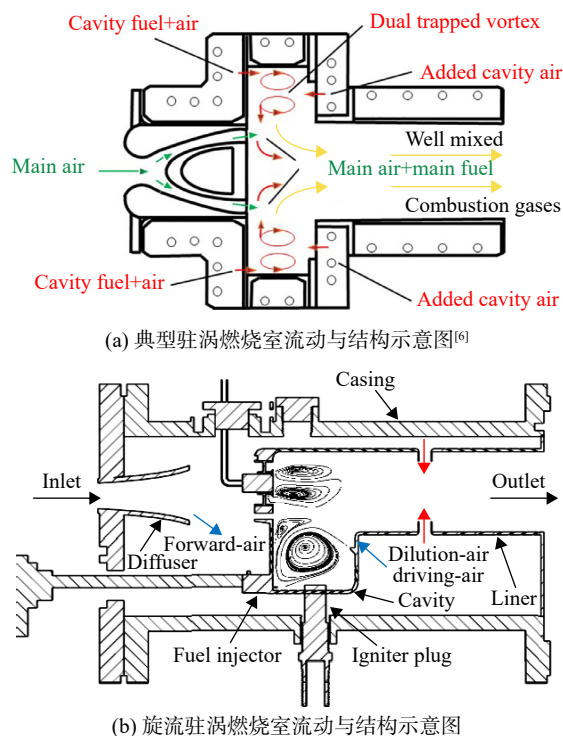


图 1 典型驻涡燃烧室与旋流驻涡燃烧室结构示意图
Fig. 1 Schematic diagram of generic TVC and swirling-flow single TVC

匀^[17]; 套筒出口形式^[18]会影响回流区尺寸和喷雾张角, 并影响燃烧稳定性。

目前旋流驻涡燃烧室的研究还停留在理论分析和数值计算研究的阶段, 并且采用气体燃料燃烧, 与实际航空发动机采用航空煤油作为燃料的燃烧过程有较大差异。旋流器作为旋流驻涡燃烧室的重要组成部分, 其方案对燃烧室性能有重要影响, 公开文献中还没有相关的试验研究。本文以凹腔为值班级, 旋流器为主燃级头部的旋流驻涡燃烧室为研究对象, 在进口温度为 493 K、常压进口状态下, 采用 RP-3 航空煤油作为燃料开展了热态试验研究。探究不同旋流器结构方案对旋流驻涡燃烧室燃烧性能的影响规律。

1 旋流驻涡燃烧室模型、试验系统及研究方案

1.1 旋流驻涡燃烧室模型

为探究旋流器结构对旋流驻涡燃烧室燃烧性能的影响, 设计了旋流驻涡燃烧室试验模型如图 2 所示。模型包括扩压器、驻涡区、头部、火焰筒、内外机匣。火焰筒长高比 $L_c/H=1.9$, 驻涡区前壁高度占头部 $H_1/H=0.52$ 。扩压器为短突扩压器, 其前置扩压器型面按等压力梯度造型规律设计, 具有压力损失小, 结构刚性好等优点。驻涡区由凹腔前壁, 后壁和底壁构成, 凹腔长高比 $L/H_1=1.1$, 凹腔后壁与前壁高度比 $H_2/H_1=0.8$ 。前壁底部和后壁面上部均开有进气槽, 凹腔供油离心喷嘴的安装座放置在前壁进气槽中间, 安装座出口设计有舌片防止燃油穿透到凹腔底壁上, 离心喷嘴的雾化全锥角为 60° ; 凹腔后壁进气槽下沿也设有挡板, 用于防止燃油从凹腔后壁进气槽中流出火焰筒。凹腔前壁面上方为主流头部区域, 由旋流器、联焰板和离心喷嘴组成, 旋流器为

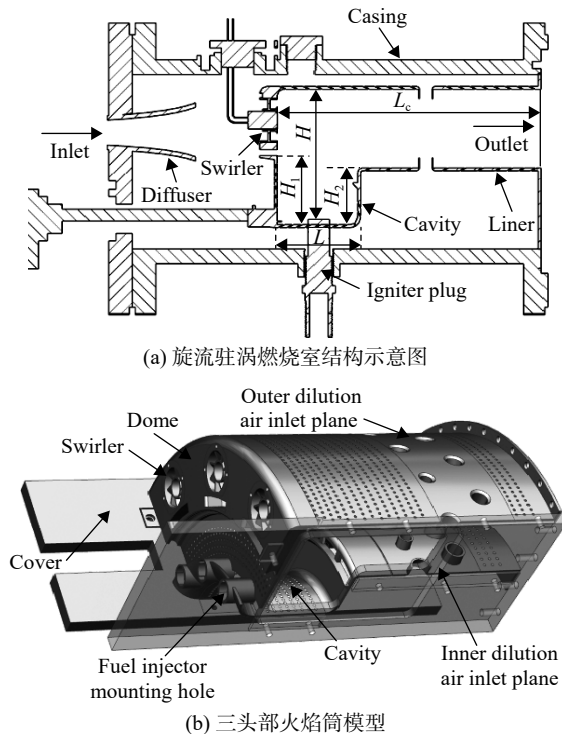


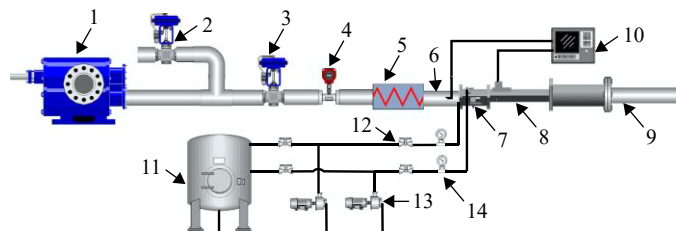
图 2 旋流驻涡燃烧室模型

Fig. 2 Model of swirling-flow single TVC

单级轴向旋流器; 离心喷嘴的雾化全锥角为 60° 。试验件采用三头部模型, 出口参数测量针对中间头部进行。

1.2 试验系统

旋流驻涡燃烧室燃烧性能试验在某燃烧实验室进行, 试验系统图如图 3 所示, 主要包括供气系统、供油系统、点火系统以及数据采集系统。进口空气由一台螺杆压气机供给, 空气流量范围为 $0\sim 0.8\text{ kg/s}$, 经过电加热器后可加热至 493 K; 供油系统由储油箱、高压齿轮泵、针阀、压力表、燃油过滤器和离心喷嘴组成, 向燃烧室内供给 RP-3 航空煤油; 点火系统采用高能电火花点火装置, 单次储能 20 J, 点火频率为 8 Hz; 数据采集系统包



1 空气压缩机; 2 放气阀门; 3 进气阀门; 4 孔板流量计; 5 电加热器; 6 进气测试段; 7 试验段; 8 排气测试段; 9 排气段; 10 测试系统; 11 油库; 12 燃油阀; 13 燃油泵; 14 压力表。

图 3 试验系统示意图

Fig. 3 Schematic diagram of experimental system

括温度靶、NI(National Instruments)数据采集处理系统和采样靶、烟气分析仪,测点均分布在中间头部对应位置,测点的径向位置按等环面积计算确定,测点分布如图 4 中黑点所示。出口温度靶共 3 排 15 个测点,对应 P0、P1 和 P2 截面。出口温度采用 B 型热电偶测量。出口总压靶共两排 10 个测点,对应 P0 和 P2 截面,测量冷态总压损失时,进出口压力均由水排测量。烟气采样靶总共 4 排 20 个测点,对应 P0、P1、P2 和 P3 截面,烟气在进入集气腔之前被快速冷却,冻结化学反应,通过保温 160 ℃ 的电伴热管进入烟气分析仪。

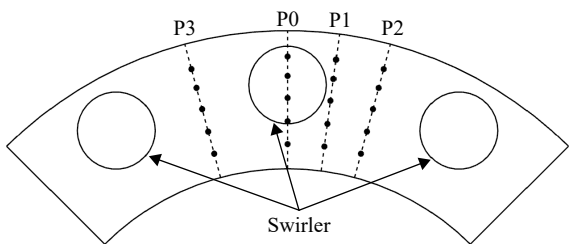


图 4 燃烧室出口测点分布示意图

Fig. 4 Distribution of measuring positions at combustor outlet

1.3 研究方案及研究参数

试验开展了不同旋流器结构方案及不同凹腔当量比(Φ_{ca})对旋流驻涡燃烧室燃烧性能的影响研究。凹腔当量比定义为驻涡区油气比与化学恰当油气比的比值,计算公式如下所示:

$$\Phi_{ca} = \frac{f_{ca}}{f_{a,st}} \quad (1)$$

式中 f_{ca} 为驻涡区油气比,通过驻涡区供油量除以凹腔前进气及凹腔冷却气量之和计算, $f_{a,st}$ 为化学恰当油气比,对于 RP-3 航空煤油, $f_{a,st} = 0.0672$ 。

为了便于后续分析,定义主燃区当量比定义为主燃区油气比与化学恰当油气比的比值,计算公式如下所示:

$$\Phi_{main} = \frac{f_{main}}{f_{a,st}} \quad (2)$$

式中 f_{main} 为主燃区油气比,通过主燃区供油量除以头部进气量计算。旋流器是旋流驻涡燃烧室的重要组成部分,其结构对燃烧性能有重要影响。旋流器流通面积会直接影响头部进气量,进而影响局部当量比,对主燃区燃烧强度有较大影响,在基准型方案 S1 基础上设计了流通面积为基准型 40% 的方案 S2;旋流器下游回流区的形态及回

流速度影响主燃区热质交换能力,对主燃级的燃油蒸发、油气掺混性能将产生影响,在基准型方案 S1 基础上设计了外加直套筒的方案 S3。3 种旋流器方案的叶片数量均为 8 片,叶片安装角为 45°。不同旋流器方案如表 1 所示,具体旋流器结构方案如图 5 所示。旋流器的旋流数(swirl number, 量符号记为 S_n)计算公式^[19]如下:

$$S_n = \frac{2}{3} \tan \beta \frac{1 - \left(\frac{r}{R}\right)^3}{1 - \left(\frac{r}{R}\right)^2} \quad (3)$$

式中 β 为叶片安装角, r 和 R 分别为旋流器内外半径。

表 1 旋流器结构方案

Table 1 Schemes of swirler structure

旋流器方案	套筒	流通面积/%	旋流数 S_n
S1	无	100	0.791
S2	无	40	0.865
S3	有	100	0.791

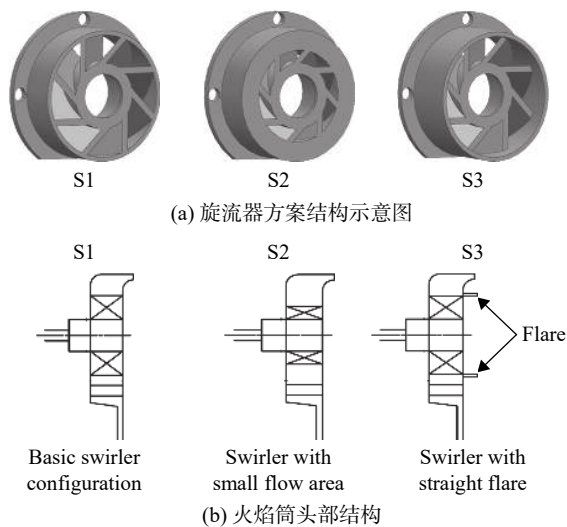


图 5 旋流器结构方案示意图

Fig. 5 Schematic diagram of different swirler structure schemes

结合燃烧室设计理论公式和经验方法,完成了旋流驻涡燃烧室的空气流量分配方案设计,通过火焰筒开孔面积和流量系数及数值计算结果得到 3 种旋流器方案燃烧室的流量分配,表 2 给出了火焰筒上主要进气位置的流量占比,具体进气位置见图 2(a)。

燃烧性能试验的研究参数为:进口空气压力为常压,进口温度 $T_{in} = 493$ K,进口马赫数 $Ma_{in} =$

表 2 旋流驻涡燃烧室流量分配
Table 2 Flow distribution of swirling-flow single TVC

进气位置	分配比例/%		
	S1 方案	S2 方案	S3 方案
凹腔前壁进气	6.8	7.4	6.7
凹腔后壁进气	7.4	8.4	6.9
旋流器进气	13.9	5.2	13.5
掺混孔进气	32.6	35.9	32.2

0.31, 总油气比(R_{FAR} , 量符号记为 R_{FAR}) $R_{\text{FAR}}=0.0177$ 。为了探究不同局部当量比对燃烧性能的影响规律, 保持总的供油量不变, 改变值班级与主燃级的燃油分配比例, 探究不同凹腔当量比对旋流驻涡燃烧室燃烧性能的影响, 具体试验工况如表 3 所示。

$$Ma_{\text{in}} = \frac{\dot{m}_a}{\rho A (\gamma R T_i)^{\frac{1}{2}}} \quad (4)$$

式中 $\dot{m}_a$ 为进口空气流量, ρ 为空气密度, A 为燃烧室进口面积, γ 为空气比热比, 空气 $\gamma=1.4$, R 为气体常数, 空气为 $287 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$, T_{in} 为进口空气温度。

表 3 旋流驻涡燃烧室试验工况
Table 3 Test condition for swirling-flow single TVC

参数	数值
进口温度 T_{in}/K	493.0
空气流量 $\dot{m}_a/(\text{kg/s})$	0.33
进口马赫数 Ma_{in}	0.31
总油气比 R_{FAR}	0.0177
凹腔当量比 ϕ_{ca}	0.8~1.8
凹腔燃油占比/%	31~69

1.4 数值计算方法验证

为了深入分析不同旋流器方案下燃烧性能变化规律, 针对图 2 所示燃烧室模型开展数值计算研究。计算模型采用单头部模型, 结构与试验一致, 采用非结构化网格, 总网格量为 650 万。应用 Fluent 商用软件开展 CFD 计算, 湍流模型选取 realizable $k-\varepsilon$ 模型, 燃烧室入口为质量入口边界, 出口为压力出口边界, 壁面为绝热无滑移边界条件, 侧边为周期性旋转边界。图 6 对比了计算和试验的出口总压分布, 符合良好。

1.5 误差分析

试验中的测量参数包括燃烧室进口空气流量、

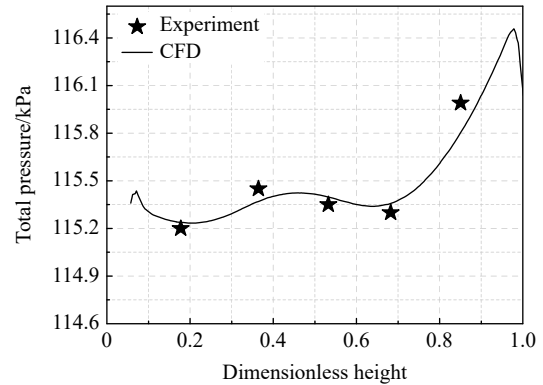


图 6 试验与数值计算结果对比
Fig. 6 Comparison of experiment result with calculation result

进口总压、燃油压力、燃烧室出口燃气组分和燃烧室进出口温度等。在这些过程中均存在测量误差, 下面对试验中测量的误差进行分析。

进口空气流量通过孔板流量计测量, 试验用孔板流量计的量程为 $0 \sim 9\,000 \text{ kg/h}$, 其测量相对误差为 $\pm 0.075\%$ 。供油压力通过精密压力表测量, 量程为 $0 \sim 10 \text{ MPa}$, 精度为 0.4 级。燃烧室出口燃气组分由 700HFID (heated flame ionization detector) 总碳氢分析仪和 700NDIR (non-dispersion infrared) $\text{CO}/\text{CO}_2/\text{O}_2$ 分析仪测量, 700HFID 总碳氢分析仪的量程为 $0 \sim 1\,000 (\times 10^{-6})$, 允许误差为 $\pm 3 (\times 10^{-6})$; 700NDIR $\text{CO}/\text{CO}_2/\text{O}_2$ 分析仪中 CO 的量程为 $0 \sim 5\,000 (\times 10^{-6})$, CO_2 的量程为 $0 \sim 5\%$, O_2 的量程为 $0 \sim 25\%$, 精度为 0.1 级。燃烧室进出口温度由热电偶测量, 进口温度由 K 型热电偶测量, 长期测温范围为 $0 \sim 927 \text{ K}$, 允许误差为 $\pm 0.4\%$, 出口温度由 B 型热电偶测量, 测温范围为 $0 \sim 1\,327 \text{ K}$, 允许误差为 $\pm 0.5\%$ 。

对于需通过直接测量参数计算间接得到的参数, 其测量的误差可由误差传递公式计算

$$Y = F(X_1, X_2, \dots, X_n) \quad (5)$$

$$\sigma_Y = \sqrt{\left(\frac{\partial F}{\partial X_1}\right)^2 \sigma_{X_1}^2 + \left(\frac{\partial F}{\partial X_2}\right)^2 \sigma_{X_2}^2 + \dots + \left(\frac{\partial F}{\partial X_n}\right)^2 \sigma_{X_n}^2} \quad (6)$$

式中 Y 为间接测量量, $X_1, X_2, \dots, X_n$ 为直接测量量, σ_Y 为间接测量量的标准误差, $\sigma_{X_1}, \sigma_{X_2}, \dots, \sigma_{X_n}$ 为各直接测量量的标准误差。本文中各个参数 (包括直接测量量和间接测量量) 的误差如表 4 所示。

表 4 试验测量误差

Table 4 Error of measurement parameters

参数	测试装置/计算方法	数值	误差/%
进口温度 T_{in}/K	K 型热电偶	493	0.40
进口空气压力 p_{in}/kPa	压力表	102	0.40
空气流量 $\dot{m}_a/(kg/s)$	孔板流量计	0.33	0.57
进口马赫数 Ma_{in}	$Ma_{in} = \frac{\dot{m}_a}{\rho A (\gamma R T_i)^{\frac{1}{2}}}$	0.31	0.57
凹腔当量比 Φ_{ca}	$\Phi_{ca} = \dot{f}_{ca}/\dot{f}_{a,st}$	0.8~1.8	0.7
出口无量纲温度 (T_4/T_{4ave})	B 型热电偶	0.80~1.12	0.7
$\varphi(CO)/10^{-6}$	700NDIR CO/CO ₂ /O ₂ 分析仪	1 538.3~3 118.4	0.1
$\varphi(CO_2)/\%$	700NDIR CO/CO ₂ /O ₂ 分析仪	3.19~3.52	0.1
$\varphi(O_2)/\%$	700NDIR CO/CO ₂ /O ₂ 分析仪	16.14~20.9	0.1
$\varphi(UHC)/10^{-6}$	700HFID 总碳氢分析仪	708.1~1 421.2	0.3
燃烧效率 $\eta_b/\%$	$\eta_b = \frac{\varphi(CO_2) + 0.531\varphi(CO) - 0.319\varphi(CH_4) - 0.397\varphi(H_2)}{\varphi(CO_2) + \varphi(CO) + \varphi(UHC)}$	90.4~96.3	0.33

2 试验结果及分析

2.1 燃烧区火焰形态

图 7 为进口空气压力为 $p_{in}=102\text{ kPa}$, 进口温度 $T_{in}=493\text{ K}$, 进口马赫数 $Ma_{in}=0.31$, 总油气比 $R_{FAR}=0.0177$, 凹腔当量比 $\Phi_{ca}=1.2$ 时, 不同旋流器方案驻涡燃烧室内火焰形态。各旋流器方案下, 火焰形态及传播情况基本一致, 燃烧分布主要在驻涡区和旋流器下游两个区域。在驻涡区内, 燃烧产生的高温产物一部分流回至凹腔前壁面(位置 A), 引燃凹腔入口的油气混合物, 形成稳定的值班级火焰; 一部分高温产物沿旋流器两侧支板向主流传播(位置 B), 与旋流器出口的油气混合物掺混, 并点燃主燃级的油气混合物, 维持主燃级燃烧, 同时, 主燃级的部分高温燃气回流至旋流器出口, 也在一定程度上起到火焰稳定作用; 驻涡区中还有一部分高温产物贴着凹腔后壁面流出(位置 C)。而在主燃区, 不同旋流器方案的火

焰形态差异较大, 旋流器方案为基准型(S1)和小通流面积(S2)时, 主燃区火焰为脱体火焰(位置 D), 外加套筒方案(S3)时, 主燃区火焰为 V 型驻定火焰(位置 D), 同时气流回流速度更大, 回流区上游滞止点更靠近喷嘴出口, 导致外加套筒(S3)方案的主燃区火焰根部延伸至喷嘴出口截面; 另外, 小通流面积(S2)和外加套筒(S3)方案的主燃区火焰面更加集中(位置 D)。下面结合图 8 冷态流场数值计算结果进行分析, 图中为旋流器中心截面, 图中红线为轴向速度为零等值线, 其中, X 为轴向坐标, Z 为径向坐标, L 为凹腔长度(见图 2(a))。可以发现, 不同旋流器方案下, 驻涡区的流场结构基本一致, 呈现双涡结构, 但主燃区的流场差异较大。基础型(S1)旋流器出口气流沿径向扩张程度较大, 下游形成了较为对称的两个涡, 涡心位于旋流器出口下游 $X/L=0.47$ 处, 回流区轴向长度为 $0.75L$; 小流通面积(S2)方案旋流器下游为单涡结构, 由于旋流器外径减小, 导致

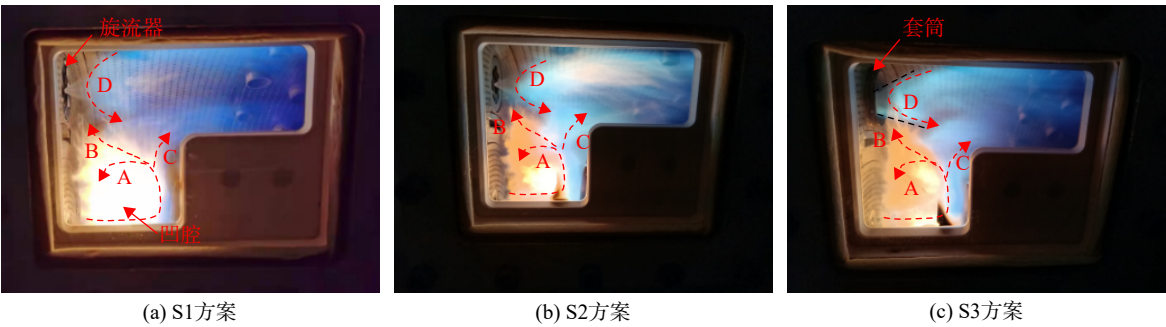
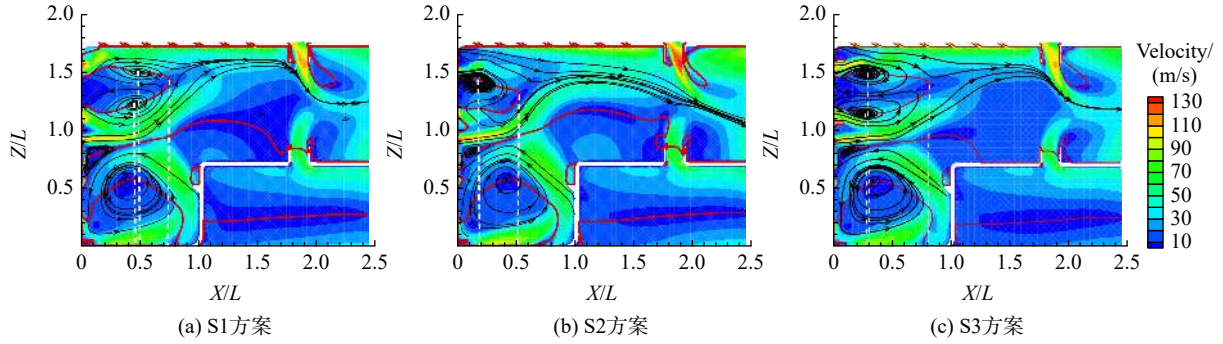


图 7 $T_{in}=493\text{ K}$ 、 $Ma_{in}=0.31$ 、 $\Phi_{ca}=1.2$ 时不同旋流器结构方案下火焰形态

Fig. 7 Flame form of different swirler structure schemes at $T_{in}=493\text{ K}$, $Ma_{in}=0.31$, $\Phi_{ca}=1.2$

图8 $T_{in} = 493\text{ K}$ 、 $Ma_{in} = 0.31$ 时不同旋流器结构方案下冷态流场(数值模拟)Fig. 8 Flow field of different swirler structure schemes at $T_{in} = 493\text{ K}$, $Ma_{in} = 0.31$ (numerical simulation)

回流区径向尺寸减小,使得主燃区(位置D)的火焰扩张程度小于基准型方案;而外加套筒(S3)方案旋流器下游同样形成了较为对称的两个涡,但由于出口气流受到套筒限制,流动方向较为平直,沿径向扩张程度减小,且轴向长度增大,回流区轴向长度为 $0.82L$,且涡心位置前移至旋流器出口下游 $X/L = 0.27$ 处,导致其火焰根部驻点前移至旋流器出口处,且主燃区(位置D)的火焰扩张程度同样小于基准型方案^[20-22]。

2.2 出口温度分布

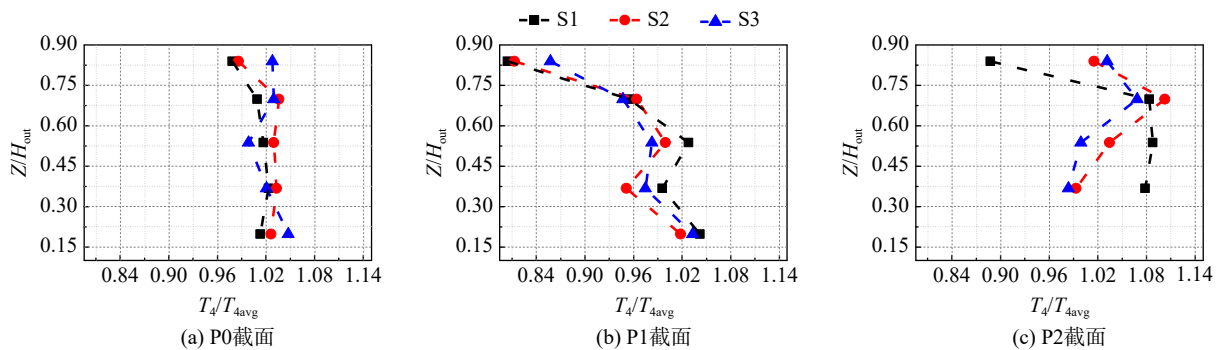
出口温度分布是旋流驻涡燃烧室重点关注的性能参数之一,因为燃烧室出口温度分布直接影响第一级涡轮叶片的寿命和可靠性,在设计时不仅要限制出口平均温度,还需要满足一定的温度分布规律。就目前的燃烧室而言,一般要求其出口温度分布系数不高于 0.25。出口温度分布系数(OTDF, 量符号记为 C_{OTDF})计算公式如下:

$$C_{OTDF} = \frac{T_{4\max} - T_{4\text{ave}}}{T_{4\text{ave}} - T_{3\text{ave}}} \quad (7)$$

其中 $T_{4\max}$ 、 $T_{4\text{ave}}$ 、 $T_{3\text{ave}}$ 分别为出口测点最高温度、燃烧室出口平均温度和入口平均温度。

图9为进口空气压力为 $p_{in} = 102\text{ kPa}$, 进口温

度 $T_{in} = 493\text{ K}$, 进口马赫数 $Ma_{in} = 0.31$, 总油气比 $R_{FAR} = 0.0177$, 凹腔当量比 $\phi_{ca} = 1.2$ 时,不同旋流器结构方案驻涡燃烧室出口无量纲温度沿径向分布曲线,其中 H_{out} 为燃烧室出口截面径向高度。可以看出,不同旋流器方案下无量纲温度沿径向的分布规律大致相同。在 P0 截面,3 种旋流器方案出口温度沿径向分布均匀,旋流器方案为基准型(S1)和小通流面积(S2)在 $Z/H_{out} = 0.84$ 处温度略低,无量纲温度分别为 0.98 和 0.99,而外加套筒(S3)方案则在 $Z/H_{out} = 0.54$ 处温度略低,无量纲温度为 1.00,该截面对应旋流器中心位置,油气掺混均匀,火焰分布均匀。在 P1 截面,不同旋流器结构方案出口温度沿径向呈现为上低下高的形状,说明在此截面上,凹腔内的部分高温产物顺着凹腔后壁面流出,造成出口下方温度较高,上方温度较低。在 P2 截面,旋流器方案为小通流面积(S2)和外加套筒(S3)的出口温度沿径向为上下低中间高分布,最高温度位于 $Z/H_{out} = 0.71$ 处,无量纲温度最大值分别为 1.10 和 1.07,而基准型(S1)结构的出口温度在 $Z/H_{out} = 0.71$ 以下位置分布均匀;在 $Z/H_{out} = 0.84$ 处,旋流器方案为小通流面积(S2)和外加套筒(S3)的无量纲温度较基础型(S1)分别提高了 16.1% 和 14.4%,原因是,两者

图9 $T_{in} = 493\text{ K}$ 、 $Ma_{in} = 0.31$ 、 $\phi_{ca} = 1.2$ 时出口无量纲温度分布Fig. 9 Radial outlet dimensionless temperature distributions at $T_{in} = 493\text{ K}$, $Ma_{in} = 0.31$, $\phi_{ca} = 1.2$

的旋流器回流区径向尺寸小,凹腔内高温燃气沿旋流器两侧支板向主流的传播高度较高;该截面上基准型(S1)结构的出口温度整体上高于其他两种结构,原因是基准型(S1)结构的主燃区火焰扩张程度比其他两种结构大,高温区域周向上扩展至 P2 截面。

图 10 为进口温度 $T_{in} = 493$ K, 进口马赫数 $Ma_{in} = 0.31$ 时,不同旋流器结构方案驻涡燃烧室 C_{OTDF} 分布曲线。可以看出,不同旋流器结构方案的 C_{OTDF} 均小于 0.25。整体来看,小流通面积方案(S2)的 C_{OTDF} 最大,而外加套筒方案(S3)的 C_{OTDF} 最小。不同凹腔当量比下,基准型(S1)的 C_{OTDF} 平均在 0.175 左右,凹腔当量比从 1.0 增加至 1.8 时,小流通面积方案(S2)和外加套筒方案(S3)的 C_{OTDF} 分别从 0.187 和 0.098 提高至 0.249 和 0.126。

2.3 燃烧效率

燃烧效率定义为燃料完全燃烧时的理论发热量与实际燃烧产物中残存的可燃组分所蕴含的化学能之差对理论发热量的比值,是反应燃烧室设

$$\eta_b = \frac{\varphi(\text{CO}_2) + 0.531\varphi(\text{CO}) - 0.319\varphi(\text{CH}_4) - 0.397\varphi(\text{H}_2)}{\varphi(\text{CO}_2) + \varphi(\text{CO}) + \varphi(\text{UHC})} \quad (8)$$

式中 $\varphi(\text{UHC})$ 是燃烧产物中除 CH_4 之外的未燃碳氢化合物,各组分之值为容积百分比。

为了检验燃气取样的代表性,根据燃气组分的测量结果用碳平衡法公式计算平均油气比,计算公式如下:

$$R_{\text{FAR}} = \left(\frac{A_{r,C} + \alpha A_{r,H}}{M_{r,\text{air}}} \right) \cdot \left\{ \frac{(1+h)[c(\text{CO}) + c(\text{CO}_2) + c(\text{HC})] - x(\text{CO}_2)}{1 + \frac{\alpha}{4}[c(\text{CO}) + c(\text{CO}_2) + c(\text{HC})]} \right\} \quad (9)$$

式中 $A_{r,H}$ 为氢原子的相对原子质量, $M_{r,\text{air}}$ 为空气的相对分子质量, $A_{r,C}$ 为碳原子的相对原子质量, $c(\text{CO})$ 为排气中 CO 的湿基浓度, $c(\text{CO}_2)$ 为排气中 CO_2 的湿基浓度, $c(\text{HC})$ 为排气中碳氢化合物的湿基浓度, $x(\text{CO}_2)$ 为进口干空气中二氧化碳的摩尔分数,取 0.000 32, h 为进口空气的湿度,每摩尔干燥进口空气中水蒸气的摩尔数, α 为燃油中氢碳原子比。

将此油气比与根据燃油流量和空气流量所得到的油气比值进行比较,不同旋流器方案,在不同凹腔当量比下,两者相对误差在 1.3%~8.0%,据文献 [23],在大功率状态时,两者相对误差应

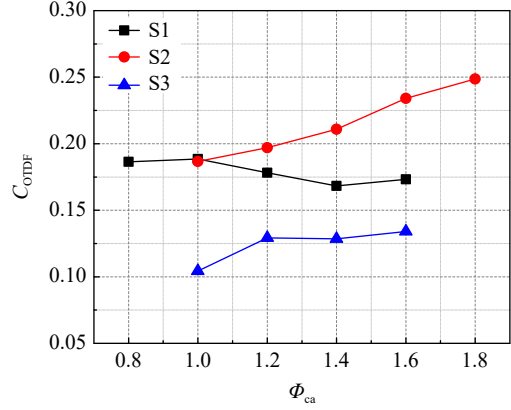


图 10 $T_{in} = 493$ K、 $p_{in} = 102$ kPa、 $Ma_{in} = 0.31$ 时出口 C_{OTDF} 分布

Fig. 10 C_{OTDF} distributions at $T_{in} = 493$ K, $p_{in} = 102$ kPa, $Ma_{in} = 0.31$

计好坏的一个非常重要的性能参数。本文通过布置在燃烧室出口的 20 点烟气耙测得燃烧室在不同状态点的燃气组分,应用燃气分析法计算燃烧效率,燃气分析法计算燃烧效率的公式如下:

在 10% 以内,表明试验过程中出口燃气采样具有代表性。

图 11 为进口空气压力为 $p_{in} = 102$ kPa, 进口温度 $T_{in} = 493$ K, 进口马赫数 $Ma_{in} = 0.31$, 总油气比 $R_{\text{FAR}} = 0.0177$ 时,不同旋流器结构方案的燃烧效率随凹腔当量比的变化规律。随着凹腔当量比的增加,不同旋流器方案的燃烧效率变化规律不同:基准型(S1)的燃烧效率不断增加,增长速率

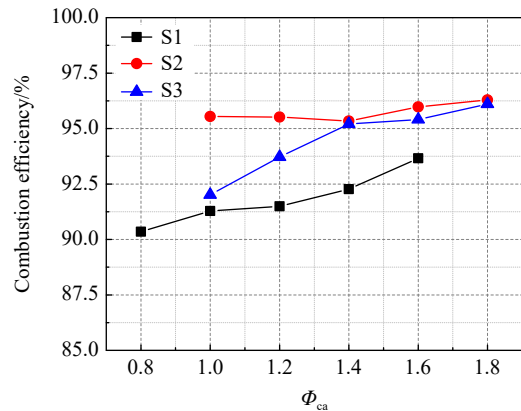


图 11 不同旋流器结构方案下燃烧效率随凹腔当量比变化 ($p_{in} = 102$ kPa、 $T_{in} = 493$ K、 $Ma_{in} = 0.31$ 、 $R_{\text{FAR}} = 0.0177$)

Fig. 11 Combustion efficiency varying with cavity equivalence ratio of different swirl structure schemes ($p_{in} = 102$ kPa, $T_{in} = 493$ K, $Ma_{in} = 0.31$, $R_{\text{FAR}} = 0.0177$)

基本不变;小流通面积(S2)的燃烧效率在当量比为1.0~1.4时基本,在凹腔当量比为1.4~1.8时略有增加;外加套筒(S3)的燃烧效率在当量比为1.0~1.4时快速增加,在凹腔当量比为1.4~1.8时增加速度减慢,且与小流通面积(S2)相近。整体上,旋流器方案为小流通面积(S2)的燃烧效率最高,基准型(S1)的燃烧效率最低,外加套筒(S3)的燃烧效率介于两者之间,且小流通面积(S2)方案在凹腔当量比为1.8时的燃烧效率最高,达96.3%;小流通面积(S2)方案在不同凹腔当量比下燃烧效率的平均值为95.7%,较基准型(S1)和外加套筒(S3)方案的平均值分别提高了3.9%和1.2%。3种旋流器方案下,燃烧效率随着凹腔当量比的增加而增加,其中,小流通面积(S2)方案的增加幅度最小,当凹腔当量比从1.0增加到1.8时,燃烧效率从95.5%增加到96.3%,外加套筒(S3)方案的增加幅度最大,当凹腔当量比从1.0增加到1.8时,燃烧效率从92.0%增加到96.1%。下面结合两级局部当量比情况(图12)和火焰图像(图7)分析燃烧效率变化的原因。

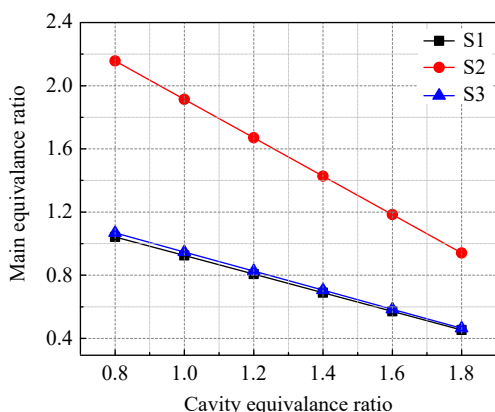


图12 不同旋流器结构方案下主燃区当量比随凹腔当量比变化($p_{in} = 102 \text{ kPa}$, $T_{in} = 493 \text{ K}$, $Ma_{in} = 0.31$, $R_{FAR} = 0.0177$)

Fig. 12 Main equivalence ratio varying with cavity equivalence ratio of different swirler structure schemes($p_{in} = 102 \text{ kPa}$, $T_{in} = 493 \text{ K}$, $Ma_{in} = 0.31$, $R_{FAR} = 0.0177$)

旋流驻涡燃烧室的燃烧效率由驻涡区燃烧状态、主燃区燃烧状态以及两者之间的相互作用决定。基准型(S1)主燃区的火焰扩张程度较大(见图7),从凹腔前壁面沿着联焰板流出的高温燃气与主燃区的油气混合物掺混较强,凹腔当量比从0.8增加到1.6的过程中,一方面驻涡区喷嘴供油压力增大,燃油雾化性能提高,燃油快速蒸发并于空气掺混,燃烧强度不断增强,驻涡区的燃烧效率不断增加,另一方面,尽管此时主燃区的局

部当量比较低,但从凹腔沿联焰板流出的高温燃气和未燃尽反应物(见图7中B区)不断增多,其与主燃区的新鲜油气混合物快速掺混,使得主燃区的油气比得到补充,燃烧效率持续升高。小流通面积(S2)的主燃区火焰较基准型(S1)方案更加集中,且由于旋流器进气量只有基准型(S1)方案的40%,凹腔当量比从1.0增加到1.8的过程中,主燃区当量比从1.92降至0.94,一直维持在较高水平,并且其旋流数较基准型增大,油气掺混强度增大,使得其主燃区的燃烧强度较基准型提高;在凹腔当量比为1.0~1.4时,主燃区的燃油占比较大(46%~69%),较高的主燃区燃烧强度使得总燃烧效率变化不大,在凹腔当量比为1.4~1.8时,凹腔燃油占比较高,驻涡区内燃烧效率的提高使得总燃烧效率缓慢增加。外加套筒(S3)方案的主燃区火焰不仅较基准型(S1)方案更加集中,且为V型驻定火焰,火焰根部延伸直套筒出口,凹腔中高温产物沿着旋流器两侧支板上行更多,外加套筒(S3)方案的燃烧效率较基准型(S1)方案提高,但由于主燃区的当量比较低(0.47~0.95),主燃区燃烧强度较弱,使得外加套筒(S3)方案的燃烧效率较小流通面积(S2)方案降低。

2.4 冷态总压损失

图13为不同旋流器结构下旋流驻涡燃烧室的冷态总压损失 ξ 随着进口马赫数的变化曲线。燃烧室总压损失计算公式为 $\xi = (p_{in} - p_{out}) / p_{in}$,其中 p_{in} 、 p_{out} 分别为燃烧室的进口总压和出口总压。分别测量了旋流器为S1和S2结构的旋流驻

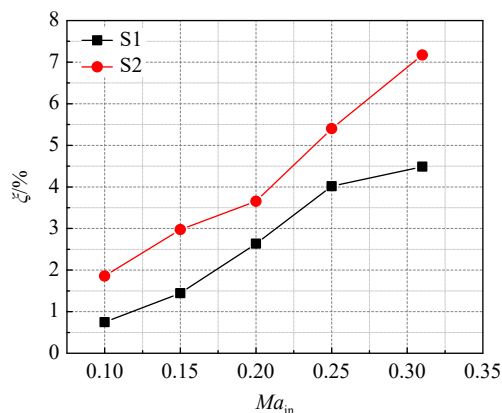


图13 不同旋流器结构方案下冷态总压损失随进口马赫数变化($T_{in} = 300 \text{ K}$, $p_{in} = 102 \text{ kPa}$)

Fig. 13 Total pressure loss varying with combustor inlet Mach number of different swirler structure schemes ($T_{in} = 300 \text{ K}$, $p_{in} = 102 \text{ kPa}$)

涡燃烧室在来流马赫数 Ma_{in} 为 0.1~0.31 时的总压损失系数。从图中可以看出,在同一进口马赫数下,S2 方案的总压损失均高于 S1 方案,且两种旋流器结构下燃烧室的总压损失随着进口马赫数的增加而增大。马赫数从 0.1 增大到 0.31 时,S1 方案燃烧室的总压损失从 0.8% 增加到 4.5%,S2 方案燃烧室的总压损失从 1.9% 增加到 7.2%。造成上述现象的原因可能是 S2 方案旋流器的流通面积只有基准型 S1 的 40%,导致气流流过头部时偏折程度增加,局部流动损失增加,同时由于头部流量减小,导致火焰筒上其他进气孔流量增加,沿程流动阻力也增加。

3 结 论

对 3 种旋流器结构方案旋流驻涡燃烧室的性能开展了试验研究,获得了旋流驻涡燃烧室的火焰形态、出口温度分布、燃烧效率及冷态总压损失,主要结论如下:

1) 减小旋流器外径后,回流区尺寸减小,火焰沿径向扩张程度减小;旋流器外加直套筒后,回流区径向高度减小而轴向长度增加,同时涡心位置前移,使得火焰由脱体火焰转为 V 型驻定火焰。

2) 3 种旋流器方案下,出口温度沿径向分布规律相近,但不同周向截面上温度分布差异明显。在 P0 截面上,出口径向温度分布都相对均匀;在 P1 截面处,整体上均呈现上低下高的分布;在 P2 截面上,整体为上下低,中间高分布,最高无量纲温度位于无量纲径向高度为 0.71 处。

3) 减小流通面积和外加套筒均会提高燃烧效率,且小流通面积方案的燃烧效率最高;随着凹腔当量比的增大,基准型的燃烧效率不断增加,增长速率基本不变;小流通面积的燃烧效率先基本不变,后略有增加;外加套筒的燃烧效率则先快速增加,后增加速度减慢。试验中获得的最高燃烧效率为 96.3%。

4) 减小旋流器流通面积将增大燃烧室冷态总压损失。

参考文献:

- [1] HSU K Y, GOSS L P, ROQUEMORE W M. Characteristics of a trapped-vortex combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(1): 57-65.
- [2] MEYER T R, BROWN M S, FONOV S, et al. Optical diagnostics and numerical characterization of a trapped-vortex combustor[R]. AIAA-2002-3863, 2002.
- [3] HSU K Y, GOSS L P, TRUMP D D. Performance of a trapped-vortex combustor[R]. AIAA-1995-0810, 1995.
- [4] ROQUEMORE W M, SHOUSE D, BURRUS D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. Reno, US: the 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2001.
- [5] BURRUS D L, JOHNSON A W, ROQUEMORE W M, et al. Performance assessment of a prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application[R]. ASME Paper 2001-GT-0087, 2001.
- [6] HENDRICKS R C, SHOUSE D T, ROQUEMORE W M, et al. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser[R]. NASA/TM-2004-212507, 2004.
- [7] BRANKOVIC A, RYDER R C, HENDRICKS R C, et al. Emissions prediction and measurement for liquid-fueled TVC combustor with and without water injection[R]. NASA/TM-2005-213441, 2005.
- [8] 金义. 高油气比驻涡燃烧室流动与燃烧性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
JIN Yi. An investigation on the flow and combustion characteristics of a high fuel air ratio trapped-vortex combustor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [9] LI M Y, HE X M, ZHAO Y L, et al. Dome structure effects on combustion performance of a trapped vortex combustor[J]. *Applied Energy*, 2017, 208: 72-82.
- [10] 方杰. 气动多点供油系统性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
FANG Jie. An investigation on the performance of aerodynamic multi-point fuel injector[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [11] MEHTA J M, SHIN H W, WISLER D C. Mean velocity and turbulent flow-field characteristics inside an advanced combustor swirl cup[R]. Reno, US: AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2013.
- [12] WANG H Y, MCDONELL V G, SOWA W A, et al. Scaling of the two-phase flow downstream of a gas turbine combustor swirl cup: mean quantities[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1992, 115(3): 1-4.
- [13] 曾卓雄, 张龙. 单旋流驻涡燃烧室流场结构的数值模拟[J]. *推进技术*, 2017, 38(4): 896-902.
ZENG Zhuoxiong, ZHANG Long. Numerical simulation on single swirl trapped vortex combustor flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(4): 896-902. (in Chinese)
- [14] 曾卓雄, 薛锋, 张龙. 双旋流驻涡燃烧室湍流燃烧流动的数值分析[J]. *推进技术*, 2017, 38(7): 1572-1578.
ZENG Zhuoxiong, XUE Feng, ZHANG Long. Numerical simulation of turbulence flow in a dual swirl trapped vortex combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(7): 1572-1578. (in Chinese)
- [15] 姜磊, 熊健, 肖波, 等. 旋流杯结构及进气参数对燃烧性能的影响[J]. *推进技术*, 2020, 41(3): 605-614.
JIANG Lei, XIONG Jian, XIAO Bo, et al. Effects of swirl cup structure and inlet parameters on combustion characteristics[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(3): 605-614. (in Chinese)
- [16] 莫姐, 程明, 张成凯, 等. 三旋流器加装外套环对燃烧性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(7): 1569-1574.
MO Da, CHENG Ming, ZHANG Chengkai, et al. Effect of triple

- swirler with an outer ring on combustion performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(7): 1569-1574. (in Chinese)
- [17] ZHOU L X. Comparison of studies on flow and flame structures in different swirl combustors[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 80: 29-37.
- [18] 彭云晖, 林宇震, 许全宏, 等. 双旋流空气雾化喷嘴喷雾、流动和燃烧性能[J]. *航空学报*, 2008, 29(1): 1-14.
PENG Yunhui, LIN Yuzhen, XU Quanhong, et al. Atomization, aerodynamics and combustion performance of swirl cup[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(1): 1-14. (in Chinese)
- [19] LEFEBVRE A H, BALLAL D R, BAHR D W. Gas turbine combustion: alternative fuels and emissions[M]. Boca Raton, US: CRC Press, 2010: 142-144.
- [20] ARCHER S, GUPTA A K. Flow dynamics of unconfined and confined swirl stabilized gaseous flames[R]. Baltimore, US: ASME Power Conference, 2004.
- [21] NOGENMYR K J, FUREBY C, BAI X S, et al. Large eddy simulation and laser diagnostic studies on a low swirl stratified premixed flame[J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(1): 25-36.
- [22] NOGENMYR K J, CAO H J, CHAN C K, et al. Effects of confinement on premixed turbulent swirling flames using large eddy simulation[J]. *Combustion Theory and Modelling*, 2013, 17(6): 1003-1019.
- [23] 王明瑞, 肖阳, 韩冰, 等. 航空燃气涡轮发动机燃气分析测试及计算方法[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(11): 2568-2574.
WANG Mingrui, XIAO Yang, HAN Bing, et al. Gas analysis test and calculation method of aeroengine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(11): 2568-2574. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)