

仅值班供油时斜流驻涡燃烧室 出口温度分布特性研究^{*}

江 平, 何小民

(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, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为深入了解和掌握仅值班供油时斜流驻涡燃烧室出口温度分布特性, 开展了不同进气速度和油气比下燃烧室出口温度径向分布、不均匀性及出口温度分布系数 (*OTDF*) 和出口径向温度分布系数 (*RTDF*) 的研究, 并结合凹腔内火焰形态分析了出口温度分布特性的变化原因。结果表明, 不同进气速度和油气比下出口温度径向分布都呈现为中间高、两端低, 温度峰值在0.6倍燃烧室出口高度位置处; 不同进气速度下, 高温区整体偏向燃烧室出口中心上方; 不同油气比下, 高温区主要靠近燃烧室出口中心; 随着进气速度增加, 不均匀性、*OTDF*增大, 高温区从燃烧室出口中心上方往中心偏移; 随油气比增加, 不均性减小, *OTDF*和*RTDF*基本都是先减小后缓慢上升, 高温区从燃烧室出口中心下方偏移到中心上方; 这与凹腔内燃烧情况息息相关, 取决于燃油分布、后进气掺混作用、凹腔当地油气比和高温产物位置。

关键词: 斜流驻涡燃烧室; 出口温度分布; 值班供油; 火焰形态; 高温区

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 06-1303-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190876

Outlet Temperature Profile Characteristics of Mixed-Flow Trapped Vortex Combustor by Pilot-Fueling Only

JIANG Ping, HE Xiao-min

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power Systems, College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To deeply understand and grasp the outlet temperature profile characteristics of the mixed-flow trapped vortex combustor by pilot-fueling only, the research on parameters such as outlet radial temperature profile, non-uniformity, and outlet temperature distribution factor (*OTDF*) and radial temperature distribution factor (*RTDF*) under different inlet air velocities and fuel/air ratios was carried out. The reason for the change of the outlet temperature profile characteristics was analyzed by combined with the flame morphology in the cavity. The results show that the outlet radial temperature profile at different inlet air velocities and fuel/air ratios is high in the middle, low at both ends, and the temperature peak is at 0.6 times the height of the exit of the combustor. The high temperature zone is generally biased above the outlet center at different inlet air velocities. The high temperature zone is mainly located at the outlet center under different fuel/air ratios. As the inlet air velocity increases,

^{*} 收稿日期: 2019-12-19; 修订日期: 2020-02-27。

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划项目 (KYLX16_0399); 中央高校基本科研业务费专项资金。

作者简介: 江 平, 博士生, 研究领域为新概念燃烧技术。E-mail: jiangping924@nuaa.edu.cn

通讯作者: 何小民, 博士, 教授, 博导, 研究领域为航空航天动力燃烧理论和技术。E-mail: hxm@nuaa.edu.cn

引用格式: 江 平, 何小民. 仅值班供油时斜流驻涡燃烧室出口温度分布特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(6):1303-1311. (JIANG Ping, HE Xiao-min. Outlet Temperature Profile Characteristics of Mixed-Flow Trapped Vortex Combustor by Pilot-Fueling Only[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(6):1303-1311.)

the non-uniformity and $OTDF$ increase, and the high temperature zone shifts from above the outlet center to the center. As the fuel/air ratio increases, the non-uniformity decreases, and $OTDF$ and $RTDF$ basically decrease first and then slowly increase, and the high temperature zone shifts from below the outlet center to above the outlet center. This is closely related to the combustion situation in the cavity, which depends on the fuel distribution, the driving-air mixing effect, the local fuel/air ratio in the cavity, and the location of high temperature products.

Key words: Mixed-flow trapped vortex combustor; Outlet temperature profile; Pilot-fueling; Flame morphology; High temperature zone

1 引言

出口温度品质是航空发动机燃烧室的重要性能指标之一,特别是出口温度分布和热点温度对涡轮部件的性能、寿命和可靠工作起着决定性作用^[1]。随着现代航空发动机对燃烧室出口温度品质要求的不断提高^[2],出口温度分布特性研究也越来越受到学者和科研单位的重视。

驻涡燃烧室^[3]是20世纪90年代由美国空军研究试验室和美国通用公司提出的一种高效燃烧室^[4],采用分级(值班级和主燃级)燃烧组织方式^[5]:小状态下仅值班级供油,稳定火焰;大状态下值班级和主燃级同时供油,输出能量。驻涡燃烧室按其结构可分为双凹腔驻涡燃烧室^[6]和单凹腔驻涡燃烧室^[7]。双凹腔驻涡燃烧室内含有两个对称分布的凹腔结构^[8],单凹腔驻涡燃烧室内只有一个凹腔结构^[9]。相比双凹腔驻涡燃烧室,单凹腔驻涡燃烧室结构更加紧凑^[10],长度短,大大减少燃烧室的体积和重量,具有很好的应用前景^[11]。本文设计的斜流驻涡燃烧室^[12-13]是在单凹腔驻涡燃烧室技术上发展而来的,用于涡轴发动机上的一种燃烧室,它将带有单凹腔结构的火焰筒斜向放置在燃烧室右侧,采用分级燃烧室组织方式:小状态下,仅值班供油,燃油全部供入凹腔,稳定火焰并为发动机提供一定功率;大状态下,值班和主流同时供油,输出所需能量^[14]。但斜流驻涡燃烧室结构的非对称性,给出口温度场的设计和调控带来了很大的技术挑战。

Agarwal等^[15]采用数值模拟方法,在仅凹腔供油时研究了不同进气速度下单凹腔驻涡燃烧室出口温度分布,发现出口温度分布系数不随进气速度变化,高温区主要分布在靠近凹腔侧的壁面处。Agarwal等^[16]又在原模型上增加了联焰板,试验研究了联焰板个数和凹腔长深比对出口温度分布的影响,希望通过增加主流与凹腔气流的相互作用,改变凹腔内燃烧状态和高温产物分布,来获得令人满意的出口

温度品质,结果表明,联焰板个数并没有对出口温度分布带来影响,高温区还是集中分布在靠近凹腔侧的壁面处,但是随着联焰板个数的减少,出口温度分布系数降低。而凹腔长深比的改变,高温区位置发生了明显的变化,使其分布在远离凹腔侧的壁面处。郝艳娜^[17]在不同油气比下对单凹腔驻涡燃烧室出口温度分布进行了试验研究,发现仅值班级供油时,低温区分布在0.2倍出口高度位置以下,高温区分布在0.4倍出口高度位置以上且基本呈一条直线;而在值班级和主燃级同时供油时,低温区还是分布在0.2倍出口高度位置以下,高温区分布在0.4倍出口高度位置以上,但0.8倍出口高度位置温度略低于最高温度,整体温度还是偏上。孔祥雷等^[18]研究了不同燃油温度下涡轮级间单凹腔驻涡燃烧室出口温度分布,仅值班级供油时,出口温度随着出口高度的增加一直增加。从上述研究结果可以看出,仅在值班级供油时,单凹腔驻涡燃烧室出口温度高温区分布靠近凹腔侧的壁面,导致出口温度品质变差。气动参数和燃油参数对出口温度分布的影响较小,凹腔结构参数对出口温度分布影响较大。

为深入了解和掌握仅在值班级供油时斜流驻涡燃烧室出口温度分布特性及其影响因素,本文采用如下研究方案:(1)燃油全部供入凹腔燃烧,主流不供油下进行试验研究。(2)开展同一油气比、不同进气速度下出口温度分布特性研究。(3)开展同一进气速度、不同油气比下出口温度分布特性研究。(4)在此基础上,结合火焰形态深入分析不同进气速度、油气比下出口温度分布特性异同及其变化原因,掌握仅值班级供油时斜流驻涡燃烧室进气速度、油气比下出口温度场分布特性及其变化规律。

2 试验模型、系统及参数

2.1 试验模型

本文所研究的斜流驻涡燃烧室为三头部扇形试验模型件。其基本结构主要包括扩压器、机匣、火焰

筒。试验模型件的一些关键特征和各结构之间的装配位置关系如图1所示。扩压器和机匣由厚度为10mm的耐热不锈钢(310S)制成,火焰筒由高温合金(GH3044)加工而成,其厚度为1mm。

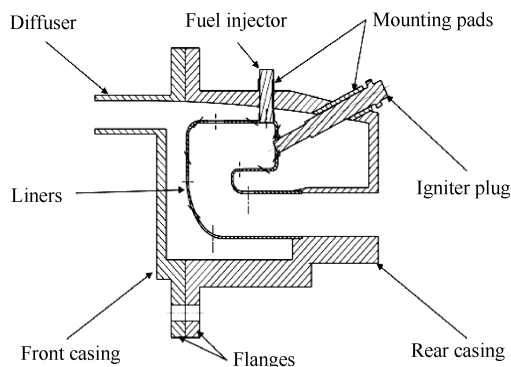


Fig. 1 Schematic of mixed-flow TVC test rig

机匣由前、后两部分组成,前机匣和扩压器做成一个整体,通过法兰与后机匣连接。后机匣包裹着整个火焰筒,并为点火电嘴、燃油喷嘴和石英玻璃窗口提供安装座。后机匣侧壁上开设有57mm×30mm和38mm×34mm的石英玻璃窗口,可以有效地观测到火焰筒内火焰形态。火焰筒包括一个单凹腔、上掺混进气板、下掺混进气板、前掺混进气板、左侧盖板和右侧盖板等结构。其中,单凹腔由凹腔前壁、后壁和侧壁三部分组成,凹腔前进气通过凹腔前壁上的进气槽供入,凹腔后进气通过凹腔后壁上的六个矩形孔供入,主流空气通过六个矩形孔供入。在火焰筒下游设置了四排掺混孔,上掺混进气板和下掺混进气板各两排且交错排列,如图2所示。

2.2 试验系统

试验系统包括螺杆压气机、流量控制阀、加热器、涡街流量计、试验模型件、测量系统、燃油供给系统和点火系统,如图3所示。气源由螺杆压气机提供,最大供气流量为1.5kg/s,最大排气压力为

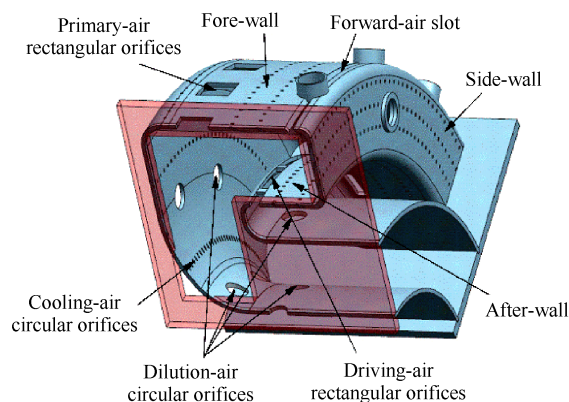


Fig. 2 Side view of mixed-flow TVC liner

0.8MPa。空气流量由涡街流量计测量,测量精度 $\leq 1\%$ 。空气通过电加热器来加热,其额定功率为200kW,最大功率下可以将1kg/s空气加热至523K。采用火花点火方式对燃烧室点火,点火能量为20J,点火频率14Hz。

采用RP-3航空煤油作为燃料,转子流量计用于测量燃油流量,测量精度 $\leq 1\%$ 。液态燃油通过三个周向均布的离心喷嘴供入凹腔,离心喷嘴雾化锥角为 60° ,流量数为 $3.6(\text{kg/s}) \cdot \text{MPa}^{0.5}$ 。通过喷嘴流量特性试验,得到燃油流量与喷嘴供油压差之间的变化关系,如图4所示。

火焰形态通过石英玻璃窗口观察,并由一台高速摄像机拍摄、记录,其最大分辨率为 2336×1728 像素,最大频率为730fps,最小曝光时间为 $1\mu\text{s}$ 。燃烧室进口温度采用铠装热电偶测量,出口温度采用B型热电偶温度靶测量,偶丝直径0.5mm。温度靶上设有12个温度测点,其位置如图5所示。温度靶所测燃烧室出口面积为 10.39cm^2 ,测量点密度为 $0.86\text{点}/\text{cm}^2$,满足出口温度测量的要求:包含热点的试验数据要求测量点密度大于 $0.25\text{点}/\text{cm}^2$ [19]。

采用美国国家仪器公司的PXIe-1082系统对温度信息记录和处理,测温模块为NI PXIe-4353高精度

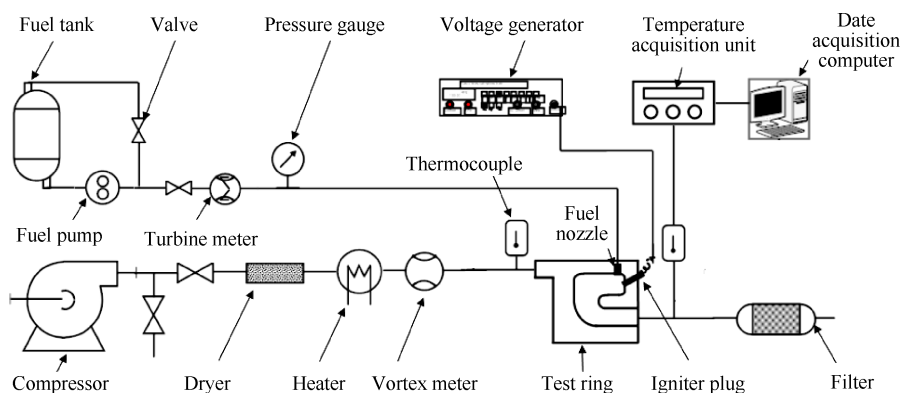


Fig. 3 Schematic of the experimental setup

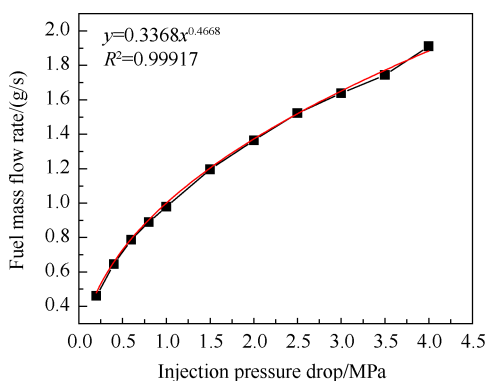


Fig. 4 Fuel mass flow rate characteristic curve of nozzle

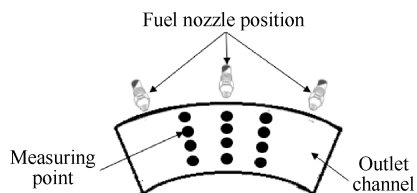


Fig. 5 Temperature rake measurement point location

度热电偶模块,测量精度 $\leq 0.26^{\circ}\text{C}$ 。在每个温度测点位置,每次采集 50 个温度数据求其平均值,采样频率为 5Hz。采用 Shaddic^[20]的方法对所测温度数据进行修正,修正后的铠装热电偶测量精度小于 $\pm 1.5\text{K}$;B 型热电偶测量精度小于 $\pm 5\text{K}$ 。其修正公式为

$$T_g = T_{tc} + \frac{\varepsilon_{tc} \sigma_0 d}{kNu} [(T_{tc}^4 - T_w^4)] \quad (1)$$

式中 T_g 为被测高温气体的实际温度; T_{tc} 为热电偶的测量温度; T_w 为环境温度; ε_{tc} 为辐射率; σ_0 为斯式藩-波尔兹曼常数; d 为热电偶热端焊点直径; k 为导热率; Nu 为努赛尔数。

为评估试验系统精度,本文开展了燃烧状态下重复性试验。先将进气流量调整至 0.2kg/s ,进气温度加热至 500K ;然后将燃烧室点燃,调整总油气比到 0.02 后采集燃烧室出口温度数据,并记录下进气流量、燃油流量、进气温度等参数。该过程进行 5 次,求得各参数的平均值,结果如表 1 所示。从表中可以看出,测量参数误差都很小,说明试验系统有很好的精度。

Table 1 Uncertainty of measurement parameters

Parameter	Average value	Uncertainty	Precision/%
Inlet air mass flow rate/(kg/s)	0.2	1.8×10^{-3}	0.9
Fuel mass flow rate/(L/h)	18.48	0.02	0.1
Inlet air temperature/K	500	1.5	0.3
Outlet air average temperature/K	1103.4	2.5	0.23

2.3 研究参数

试验在进气压力 101kPa ,进气温度 500K 条件下进行,主要包括:(1)同一油气比、不同进气速度下出口温度分布特性研究;(2)同一进气速度、不同油气比下出口温度分布特性变化研究;(3)同一进气速度、不同油气比下凹腔内火焰形态研究,具体参数如表 2 所示。

3 结果与讨论

3.1 出口温度分布

斜流驻涡燃烧室出口温度分布随进气速度和油气比的变化分别如图 6(a)和 6(b)所示。为有效地分析出口温度分布特性,本文对温度数据进行了无量纲化,图中横坐标为无量纲温度 ($T_4/\bar{T}_4$),其中 T_4 为出口温度, $\bar{T}_4$ 为出口平均温度;纵坐标为无量纲高度 (y/H),其中 y 为温度测点位置, H 为与燃烧室出口高度。从图 6 中可以看出,在本文所有的试验工况条件下,燃烧室出口温度分布曲线并不是平坦的直线,沿燃烧室出口径向高度方向是不均匀的,出口温度分布为中间高,两端低,出口温度峰值在出口高度 $y/H=0.6$ 处。虽然不同进气速度和不同油气比下出口温度分布类似,但从图 6 中还是可以看出一些不同:(1)不同进气速度下 $y/H=0.8$ 处的出口温度与出口平均温度的最大温差要比不同油气比下的出口温度小;(2)不同进气速度下 $y/H=0.8$ 处的出口温度超过了平均温度,而不同油气比下 $y/H=0.8$ 处的温度要小于平均温度;(3)不同进气速度下出口温度超过平均温度的范围要小于不同油气比下;(4) $y/H=0.8$ 处的温度随着进气速度增加而下降,随着油气比增加而升高;而 $y/H=0.2$ 处和高温区的温度随着进气速度增加而升高,随

Table 2 Summary of experimental conditions

Experimental content	Inlet air pressure p_3/kPa	Inlet air temperature T_3/K	Inlet air velocity $U_a/(\text{m/s})$	Fuel/air ratio FAR
Temperature profile	101	500	40/45/50	0.02
	101	500	50	0.01/0.014/0.016/0.02
Flame morphology	101	500	50	0.005/0.01/0.015/0.02

着油气比增加而降低。

从图 6(a)中可以看出,不同进气速度下, $y/H=0.2$ 处温度都要小于平均温度,而 $y/H=0.8$ 处温度基本超过平均温度,这说明燃烧室出口的高温区整体上是偏向出口中心上方。随着进气速度增加, $y/H=0.2$ 处温度升高,而 $y/H=0.8$ 处温度减小, $y/H=0.4$ 和 0.6 处温度升高,这说明高温区在向燃烧室出口中心偏移。不同进气速度下出口最高、最低温度与平均温度的不均匀度,如表 3 所示。从表 3 中可以看出,随着进气速度从 40m/s 增加到 50m/s,出口温度最大值、最小值与平均温度的比例差距越来越大,使得出口温度不均匀度从 0 增加到 66.7%。从图 6(b)中可以看出,不同油气比下, $y/H=0.2$ 和 0.8 处温度基本都不超过平均温度,这说明燃烧室出口的高温区主要靠近出口

中心。随着油气比增加,出口的高温区从中心下方偏移到中心上方:当油气比在 0.01 时, $y/H=0.2$ 处温度要高于 $y/H=0.8$ 处,说明出口高温区偏向出口中心下方;而油气比增加到 0.02 时, $y/H=0.8$ 处温度要高于 $y/H=0.2$ 处,说明出口高温区偏向出口中心上方。从表 4 不同油气比下出口最高、最低温度与平均温度的不均匀度中可以看出,随着油气比从 0.01 增加 0.02,出口温度最大值与平均温度的差值逐渐减小,从 15% 减小到 12%;而出口温度最小值与平均温度的差值则是先减小后增大,从 6% 减小到 2% 后升至 4%,使得出口温度不均匀度从 60% 增大到 86% 后减小到 66.7%。

为进一步了解不同进气速度和油气比下出口温度分布情况,掌握出口温度场分布变化规律,本文对

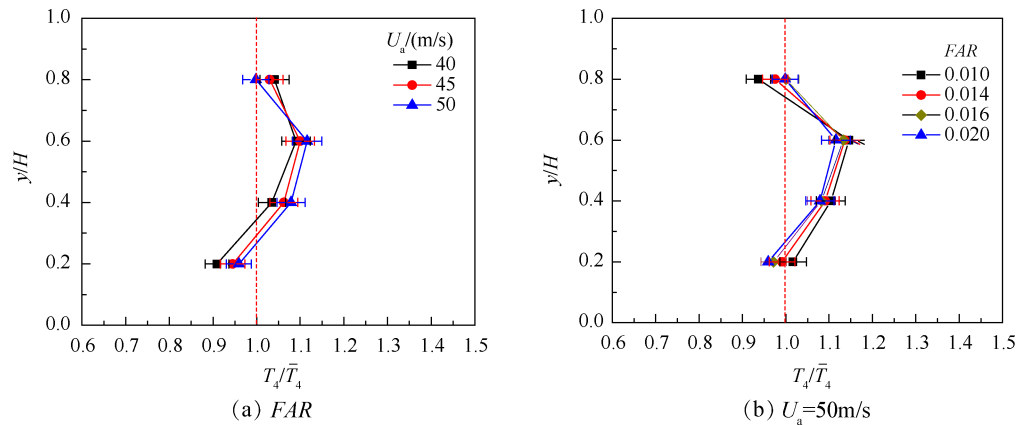


Fig. 6 Effect of inlet air velocity and fuel-air ratio on temperature profiles ($T_3=500\text{K}$, $p_3=101\text{kPa}$)

Table 3 Effect of inlet air velocity on uniformity of outlet temperature profile

$U_a/(\text{m/s})$	Temperature	Location	$T_4/\bar{T}_4$	Difference/%	Uniformity/%
40	Low	$y/H=0.2$	0.91	9	0
	High	$y/H=0.6$	1.09	9	
45	Low	$y/H=0.2$	0.95	5	50
	High	$y/H=0.6$	1.10	10	
50	Low	$y/H=0.2$	0.96	4	66.7
	High	$y/H=0.6$	1.12	12	

Table 4 Effect of fuel/air ratio on uniformity of outlet temperature profile

FAR	Temperature	Location	$T_4/\bar{T}_4$	Difference/%	Uniformity/%
0.010	Low	$y/H=0.8$	0.94	6	60
	High	$y/H=0.6$	1.15	15	
0.014	Low	$y/H=0.8$	0.98	2	86
	High	$y/H=0.6$	1.14	14	
0.016	Low	$y/H=0.2$	0.97	3	76.9
	High	$y/H=0.6$	1.13	13	
0.020	Low	$y/H=0.2$	0.96	4	66.7
	High	$y/H=0.6$	1.12	12	

出口温度分布系数 $OTDF$ 和出口径向温度分布系数 $RTDF$ 试验结果进行了深入分析。 $OTDF$ 是指燃烧室出口截面燃气最高总温与平均总温之差和燃烧室总温升的比值; $RTDF$ 定义为燃烧室出口截面同一半径上各点总温,按周向取算术平均后求得的最大平均径向总温与出口平均总温之差与燃烧室总温升的比值,其计算公式为

$$OTDF = \frac{\bar{T}_{4\max} - \bar{T}_4}{\bar{T}_4 - \bar{T}_3} \quad (2)$$

$$RTDF = \frac{\bar{T}_{4r\max} - \bar{T}_4}{\bar{T}_4 - \bar{T}_3} \quad (3)$$

式中 $\bar{T}_{4\max}$ 为出口燃气最高平均总温; $\bar{T}_{4r\max}$ 为出口燃气最高平均径向总温; $\bar{T}_4$ 为出口燃气平均总温; $\bar{T}_3$ 为燃烧室进口总温。

图 7(a) 和图 7(b) 分别为不同油气比和不同进气速度下 $OTDF$ 和 $RTDF$ 的试验结果,图中给出了与总油气比相对应的凹腔当地油气比。从图 7 中可以看出,在本文试验参数范围内, $OTDF$ 的变化在 0.145~0.264, $RTDF$ 基本上维持在 0.11~0.14。同一油气比下,随着进气速度的增加, $OTDF$ 基本上是增加的,这说明进气速度的增加,使燃烧室出口温度场更不均匀,这与表 3 分析得到的结果相一致。在进气速度为 40m/s 时,油气比从 0.0156 增加到 0.0225,凹腔当地油气比从 0.0624 增加到 0.09, $OTDF$ 从 0.145 增加到 0.192, $RTDF$ 从 0.125 减小到 0.11 而后又增加到 0.13。进气速度 50m/s 时,油气比从 0.0115 增加到 0.0205,凹腔当地油气比从 0.046 增加到 0.082, $OTDF$ 从 0.264 降至 0.220, $RTDF$ 从 0.096 增加 0.12 后减小到 0.115 左右,这说明出口温度场不均匀度随着油气比先增加后减小,这与表 4 分析得到的结果相一致。总的来说,凹腔当地油气比在化学恰当比时, $OTDF$ 和 $RTDF$

都比较小;在贫油和富油燃烧时, $OTDF$ 和 $RTDF$ 都有所增加。

3.2 出口温度分布特性变化原因分析

为深入分析出口温度分布特性及其变化原因,本文研究了凹腔内火焰形态随油气比的变化情况。试验中记录了四种油气比 0.005,0.01,0.015 和 0.02 下的火焰形态图像,见图 8。在图 8 所示的火焰形态照片中,燃烧室进口的进气方向是从左到右,凹腔内各进气位置和方向如图中红色箭头所示。图 9 为燃烧室内流动情况示意图,凹腔具有驻定的双涡结构^[13],主涡(a 处)和副涡(b 处)。

从图 8 中可以看出,在凹腔中观察到了稳定的火焰,但是凹腔中火焰的形状和分布范围随着油气比在不断变化。图 8(a) 为凹腔在贫油条件下火焰结构图像,此时燃烧室的总油气比为 0.005,凹腔当地油气比 0.02,火焰稳定在中间凹腔区的主涡内,形成一个小火团。当总油气比增加到 0.01,凹腔当地油气比 0.04,火焰形态如图 8(b) 所示。火焰充满了整个凹腔的主涡(图 9 的 a 处),主涡顺流区(图 9 的 1 处)的气流看似与凹腔后进气(图 9 的 2 处)混合后,将要越过凹腔后进气向燃烧室下游流动,流出凹腔。但是,大多数气流在凹腔后进气射流作用下进入主涡的逆流区(图 9 的 3 处),回流到了凹腔前进气入口处,凹腔后进气后位置(图 9 的 5 处)火焰极少,这意味着燃料基本都将在主涡内消耗,极少数燃油越过凹腔后进气燃烧。当油气比增加到 0.015,凹腔当地油气比在 0.06 后,如图 8(c) 所示,图像亮度增加,凹腔内的燃烧区范围明显增加。从图中可以看出凹腔内各射流的位置和穿透深度,特别是凹腔后进气的射流位置和穿透深度非常明显。火焰到达凹腔后进气位置后向斜上方运动,说明凹腔后进气具有足够的穿透

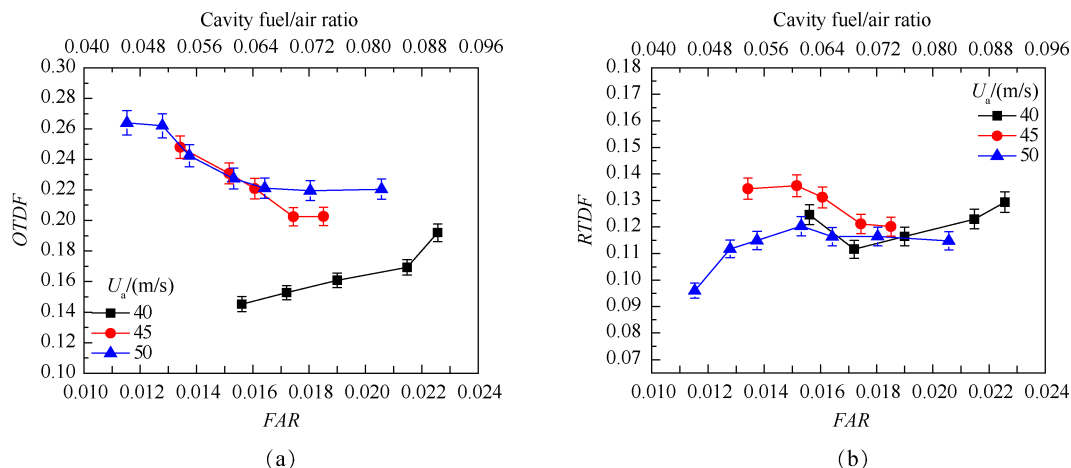


Fig. 7 Effect of inlet air velocity and overall fuel/air ratio on $OTDF$ and $RTDF$ ($T_3=500K$, $p_3=101kPa$)

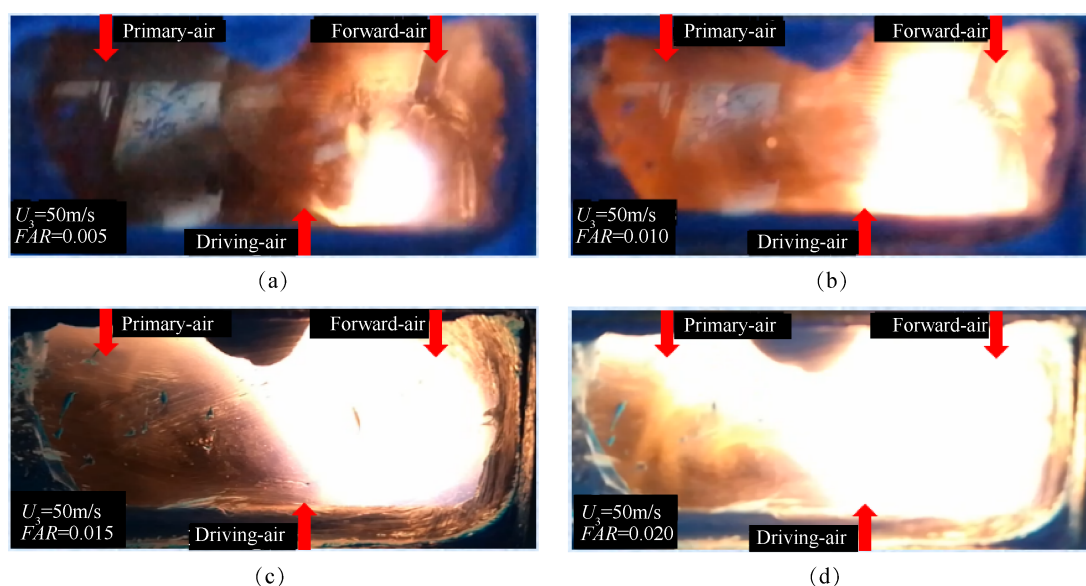


Fig. 8 Effect of fuel-air ratio on flame morphology

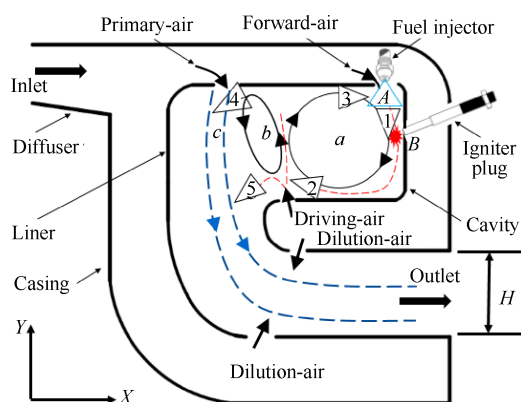


Fig. 9 Illustration of flow field and combustion zones

深度,火焰可以达到凹腔前壁主流进口(图9的4处),加强了凹腔内的主涡流动。而强烈的回流运动将高温产物驻定在凹腔中,使燃油尽可能地在凹腔内消耗殆尽。当油气比增加到0.02,凹腔当地油气比为0.08后,从图8(d)中可以看出,火焰已超出了主涡区的范围,在副涡(图9的b处)内燃烧,甚至越过了主流进气口到达了火焰筒前掺混壁面,后进气口后位置也充满了火焰,说明越过后进气的燃油比重在增加,但火焰没有后拖,燃油可以在掺混孔之前完全消耗。

从图8中可以看出,凹腔内具有稳定的涡系结构和很强的回流强度,燃油基本在凹腔中燃烧,增加了燃油的滞留时间;后进气具有足够的穿透深度,可以将高温产物带到凹腔前壁的主流进口,与主流掺混后流出燃烧室,再配合上掺混孔的掺混作用,燃烧室出口分布温度呈现为两端低、中间高。低油气比时,凹腔处于贫油燃烧状态,如图8(a)、8(b)所示,燃油

基本上都在凹腔主涡(图9的a处)内燃烧,后进气将大量高温产物带到了主流进口(图9的4处),使得后进气后位置(图9的5处)气流很难被高温产物加热,一方面使高温区偏向出口中心下方,如图6(b)所示;另一方面会增加高温区和低温区的温度梯度,增加出口温度的不均匀度。因而,此时的OTDF和RTDF都很大;而随着油气比增加到0.015,凹腔当地油气比为0.08,如图8(c)所示,凹腔内燃烧区域扩大,火焰筒内大多地方可以被加热,缩小了火焰筒内高、低温之间的差距,不均匀度降低,OTDF和RTDF也会下降,如图7所示。当油气比进一步到0.02,此时凹腔处于富油燃烧状态,如图8(d)所示,后进气后位置燃烧的燃油比重在增加,高温产物增多,而这部分高温产物是沿着火焰筒上壁面流出燃烧室,其掺混时间和掺混距离都要小于火焰筒下壁面的高温火焰,一方面会使出口的高温区整体上会偏向出口中心上方,如图6(a)所示;另一方面,会增加火焰筒上部和下部的温差,增加出口温度场的不均匀度,OTDF和RTDF会增加,如图7所示,但在较高速度下这种温差变化可能会不太明显,因为较高速度下,高、低温区热量交换也会增多,可以减小高、低温与平均温度的不均匀度,使出口温度场更均匀,因此,较高速度下,富油状态燃烧时OTDF和RTDF上升较缓。综上所述,在同一速度下,随着油气比增加,越过后进气的燃油比重越来越多,后进气后位置高温产物不断增多,使出口温度分布高温区从中心下方偏移到中心上方。而随着进气速度增加,一方面空气流量会增加,同一油气比下燃油流量增加,使得

离心喷嘴供油压差增加,燃油雾化质量会提高,供入凹腔的燃油液滴平均直径会减小,燃油颗粒更容易跟随气流运动;另一方面,燃烧室内各进气射流之间掺混作用加强,凹腔内回流区强度、后进气的穿透深度和速度都在增加^[13],燃油不容易到后进气下游,后进气后方位燃烧燃油比重减小,这样会有更多的燃油被带到主流进口燃烧,这样一来,火焰筒上方的温度升高变缓靠近平均温度,而火焰筒下方的温度会快速升高靠近平均温度,使高温区向火焰筒中心偏移。

4 结 论

为了了解和掌握仅值班供油时驻涡燃烧室出口温度分布特性,本文设计了一个利用驻涡稳焰、燃油全部供入凹腔燃烧的斜流驻涡燃烧室,研究了进气速度和油气比对斜流驻涡燃烧室出口温度分布、OTDF和RTDF的影响,并结合凹腔内火焰筒形态分析了出口温度场特性及其变化原因,得到以下结论:

(1)不同进气速度和油气比下出口温度分布在径向高度上都呈现为中间高、两端低,温度峰值在 $y/H=0.6$ 处;同一油气比、不同进气速度下,燃烧室出口高温区整体偏向出口中心上方;同一进气速度、不同油气比下,燃烧室出口高温区主要靠近出口中心。

(2)随着进气速度增加, $y/H=0.2$ 和峰值处的温度升高, $y/H=0.8$ 处的温度下降,高温区从燃烧室出口中心上方向出口中心偏移,出口温度最大值、最小值与平均温度的不均匀度增加,OTDF增大。

(3)随着油气比增加, $y/H=0.2$ 和峰值处的温度下降, $y/H=0.8$ 处的温度升高,高温区从燃烧室出口中心下方偏移到出口中心上方;OTDF和RTDF基本都是先减小后缓慢上升,贫油和富油状态下出口温度最大值、最小值与平均温度的不均匀度增加;对于任意给定的燃烧室进气速度,都有一个最佳的油气比,使燃烧室出口温度分布更均匀。

(4)从试验结果来看,斜流驻涡燃烧室出口温度分布与凹腔内燃烧情况息息相关,取决于燃油的分布、后进气的掺混作用、凹腔当地油气比和高温产物位置。后进气掺混作用越强,后进气口下游的燃油比重越小,有更多的燃油和高温产物分布到主流进口,这使得燃烧室出口上部温度比下部温度越低,出口峰值温度越高。越过后进气的燃油比重过大,后进气后方位高温产物增多,则出口的高温区整体偏向出口中心上方。

致 谢:感谢江苏省普通高校研究生科研创新计划项

目、中央高校基本科研业务费专项资金的资助。

参考文献

- [1] 胡正义. 航空发动机设计手册: 第九册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [2] Lefebvre A H, Ballal, D R. Gas Turbine Combustion [M]. Abingdon: Taylor & Francis Group, 2010.
- [3] Hsu K Y, Goss L P, Roquemore W M. Characteristics of a Trapped Vortex Combustor [J]. *Journal of Propulsion Power*, 1998, 14(1): 57-65.
- [4] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped Vortex Combustor Concept for Gas Turbine Engines [R]. AIAA 2001-0483.
- [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 2001-GT-0087.
- [6] 何小民, 许金生, 苏俊卿. 驻涡燃烧室燃烧性能试验 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 318-323.
- [7] 邢 菲, 孟祥泰, 李继保, 等. 凹腔双驻涡稳焰冷态流场初步研究 [J]. 推进技术, 2008, 29(2): 135-138. (XING Fei, MENG Xiang-tai, LI Ji-bao, et al. Elementary Study on Cool Flow Field of Double Vortex in Cavity For Flame Stabilization [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(2): 135-138.)
- [8] 蒋 波, 何小民, 金 义, 等. 采用钝体式孔板淬熄的富油-淬熄-贫油驻涡燃烧室排放性能试验研究 [J]. 推进技术, 2016, 37(4): 675-683. (JIANG Bo, HE Xiao-min, JIN Yi, et al. Emission Characteristics of a Rich-Quench-Lean Trapped-Vortex Combustor Utilizing Quenching Device of Orifice Plate Combined with Bluff-Body [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(4): 675-683.)
- [9] 邢 菲, 樊未军, 柳 杨, 等. 凹腔油气匹配对驻涡燃烧室点火性能影响试验 [J]. 推进技术, 2008, 29(4): 412-416. (XING Fei, FAN Wei-jun, LIU Yang, et al. Ignition and Lean Blow out Performance of TVC with Different Fuel-Air Matching Forms [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(4): 412-416.)
- [10] 樊未军, 孔昭健, 李继保, 等. 新型蒸发燃油喷射装置的雾化和蒸发性能 [J]. 推进技术, 2007, 28(3): 244-247. (FAN Wei-jun, KONG Zhao-jian, LI Ji-bao, et al. Performance of Pulverization and Evaporation of New Type Evaporating Fuel Inject Equipment [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(3): 244-247.)
- [11] 朱一骁, 何小民, 叶正源, 等. 可变几何单凹腔驻涡燃烧室的贫油熄火性能试验 [J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1347-1353. (ZHU Yi-xiao, HE Xiao-min, YE

- Zheng-yuan, et al. Experimental Researches on Lean Blowout Performance of a Variable Geometry Single Cavity Trapped Vortex Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1347-1353.)
- [12] Jiang P, He X M. Ignition Characteristics of a Novel Mixed-Flow Trapped Vortex Combustor for Turboshift Engine[J]. *Fuel*, 2020, 261: 1-10.
- [13] Jiang P, He X M. Experimental Investigation of Flow Field Characteristics in a Mixed-Flow Trapped Vortex Combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 96: 1-11.
- [14] 黄卫东. 涡轴发动机斜流驻涡燃烧室性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- [15] Agarwal K K, Ravikrishna R V. Experimental and Numerical Studies in a Compact Trapped Vortex Combustor: Stability Assessment and Augmentation[J]. *Combustion Science and Technology*, 2011, 183(12): 1308-1327.
- [16] Agarwal K K, Krishna S, Ravikrishna R V. Mixing Enhancement in a Compact Trapped Vortex Combustor[J]. *Combustion Science and Technology*, 2013, 185(3): 363-378.
- [17] 郝艳娜. 单凹腔驻涡燃烧室燃烧性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [18] 孔祥雷, 樊未军, 邢菲, 等. 单涡/贫油驻涡燃烧室的出口温度分布试验[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(4): 794-799.
- [19] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [20] Shaddic C R. Correcting Thermocouple Measurements for Radiation Loss: A Critical Review[C]. *Albuquerque: 33rd National Heat Transfer Conference*, 1999.

(编辑:梅 瑛)