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,

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.)

^{*} 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

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



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、加温器、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≤1%。 空气通过电加温器来加热,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≤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(kg/s)·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1μs。燃烧 室进口温度采用铠装热电偶测量,出口温度采用B 型热电偶温度耙测量,偶丝直径0.5mm。温度耙上设 有12个温度测点,其位置如图5所示。温度耙所测燃 烧室出口面积为10.39cm²,测量点密度为0.86点/cm², 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点/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



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≤0.26℃。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±1.5K;B型 热电偶测量精度小于±5K。其修正公式为

$$T_{\rm g} = T_{\rm te} + \frac{\varepsilon_{\rm te}\sigma_0 d}{kNu} \left[\left(T_{\rm te}^4 - T_{\rm w}^4 \right) \right]$$
(1)

式中 T_{s} 为被测高温气体的实际温度; T_{te} 为热电 偶的测量温度; T_{w} 为环境温度; ε_{te} 为辐射率; σ_{0} 为斯 忒藩-波尔滋蔓常数;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 (γ/H) ,其中 γ 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下小;(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

Experimental content	Inlet air pressure p ₃ /kPa	Inlet air temperature $T_3/{ m K}$	Inlet air velocity $U_{\rm a}/({\rm m/s})$	Fuel/air ratio <i>FAR</i>
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

Table 2Summary of experimental conditions

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 =500K, p_3 =101kPa)

		•			
$U_{\rm a}/({\rm m/s})$	Temperature	Location	$T_4/{ar T}_4$	Difference/%	Uniformity/%
40	Low	<i>y/H</i> =0.2	0.91	9	0
	High	<i>y/H</i> =0.6	1.09	9	
45	Low	<i>y/H</i> =0.2	0.95	5	50
	High	<i>y/H</i> =0.6	1.10	10	
50	Low	<i>y/H</i> =0.2	0.96	4	66.7
	High	<i>y/H</i> =0.6	1.12	12	

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

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

FAR	Temperature	Location	T_4/\overline{T}_4	Difference/%	Uniformity/%
0.010	Low	<i>y/H</i> =0.8	0.94	6	60
	High	<i>y/H</i> =0.6	1.15	15	
0.014	Low	<i>y/H</i> =0.8	0.98	2	86
	High	<i>y/H</i> =0.6	1.14	14	
0.016	Low	<i>y/H</i> =0.2	0.97	3	76.9
	High	<i>y/H</i> =0.6	1.13	13	
0.020	Low	<i>y/H</i> =0.2	0.96	4	66.7
	High	<i>y/H</i> =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高平均 径向总温与出口平均总温之差与燃烧室温升的比 值,其计算公式为

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

$$RTDF = \frac{\bar{T}_{4\text{rmax}} - \bar{T}_4}{\bar{T}_4 - \bar{T}_3}$$
(3)

式中 \bar{T}_{4max} 为出口燃气最高平均总温; \bar{T}_{4max} 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 小的火团。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 后进气后方位置(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





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,后进气口后方 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 进气后方位置(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0.88,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,后进气后方位 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,后进气后方位置高 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 进气后方位置燃烧的燃油比重减小,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 进气后方位置高温产物增多,则出口的高温区整体 上偏向出口中心上方。

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 Jibao, 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 Turboshaft 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]. Combus-

tion 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)