单凹腔驻涡燃烧室值班油气匹配研究*

郭煜玺,何小民,朱一骁,张 凯

(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:为开展单凹腔驻涡燃烧室值班油气匹配思路研究,采用试验研究方法,在燃烧室进口压力、温度以及马赫数分别为0.101MPa,487K,0.25,燃料为航空煤油的条件下开展试验。试验中主要研究了4种不同总油气比0.0093,0.0124,0.0155,0.0186,以及对应相同总油气比下不同凹腔油气匹配思路,即通过更改凹腔进气结构,在总油气比一定的情况下,调节凹腔当量比 Φ_{cao} 研究结果表明:凹腔内的油气匹配对燃烧效率影响显著。当总油气比<0.0155时,不同凹腔当量比的燃烧效率均随总油气比增大而提高;总油气比>0.0155后,不同凹腔当量比的燃烧效率随油气比的变化规律有所差异,当凹腔富油时,燃烧效率降低;当凹腔由贫转富时,燃烧效率缓慢上升;进一步研究发现,凹腔当量比<1.4时,不同当量比的燃烧效率随总油气比增大均有所增长,在凹腔当量比>1.4后,效率有下降的趋势。因此,在总油气比相同,仅凹腔供油的工作状态,凹腔局部富油时的燃烧效率高于当量比为1时的燃烧效率。凹腔当量比1.4为仅凹腔供油燃烧的最佳当量比。

关键词:单凹腔驻涡燃烧室;油气关系;凹腔当量比;油气比;燃烧效率 中图分类号: V231.3 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2021) 03-0578-09 DOI: 10.13675/j.enki. tjjs. 190735

Matching of Fuel and Air in Pilot Stage of Single-Cavity Trapped Vortex Combustor

GUO Yu-xi, HE Xiao-min, ZHU Yi-xiao, ZHANG Kai

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

Abstract: In order to explore the matching of fuel and air in the pilot stage based on single-cavity trapped vortex combustor, the experimental was carried out under 0.101MPa, the inlet temperature being 487K, and the inlet Mach number being 0.25. The fuel was aviation kerosene. In the experiment, four different total fuel-air-ratio (*FAR*) divided in 0.0093, 0.0124, 0.0155, 0.0186 were studied, and the air and fuel organization modes of different cavities corresponding to the same *FAR* were studied. The cavity equivalent ratio Φ_{ca} was adjusted by changing the cavity fore-inlet structure with a certain *FAR*. The results show that the relationship between air and fuel in the cavity has a significant effect on the combustion efficiency. The combustion efficiency of different Φ_{ca} is more than 0.0155, the combustion efficiency of different cavity Φ_{ca} varies with the *FAR*. When the Φ_{ca} is relatively rich, the combustion efficiency is slow up. Further research found

^{*} 收稿日期: 2019-10-24;修订日期: 2019-12-03。

基金项目:南京航空航天大学研究生创新基地(实验室)开放基金(kfjj20180205)。

作者简介: 郭煜玺, 博士生, 研究领域为驻涡燃烧室。E-mail: tvc_guoyx@nuaa.edu.cn

通讯作者: 何小民, 博士, 教授, 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: 郭煜玺,何小民,朱一骁,等.单凹腔驻涡燃烧室值班油气匹配研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3):578-586. (GUO Yu-xi, HE Xiao-min, ZHU Yi-xiao, et al. Matching of Fuel and Air in Pilot Stage of Single-Cavity Trapped Vortex Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(3):578-586.)

that when the Φ_{ca} is less than 1.4, the combustion efficiency of different Φ_{ca} increases with the increase of the *FAR*, while the Φ_{ca} is greater than 1.4, the efficiency decreases. The combustion efficiency of Φ_{ca} more than 1 is higher than that of Φ_{ca} =1, when the *FAR* is same and kerosene is only supplied in cavity. The optimum Φ_{ca} of combustion is obtained when the local equivalent ratio in the cavity is 1.4.

Key words: Single-cavity trapped vortex combustion; Fuel-air organization, Cavity equivalent ratio, Fuel air ratio, Combustion efficiency

1 引 言

驻涡燃烧室是从20世纪90年代开始发展的一种基于分级分区燃烧的新型燃烧室。与常规燃烧室 相比,具有点火性能好、高效燃烧范围宽的特点^[1]。 图1所示为两种不同驻涡燃烧室,图1(a)为双凹腔驻 涡燃烧室,图1(b)为单凹腔驻涡燃烧室。单凹腔驻 涡燃烧室是在前期双凹腔驻涡燃烧室研究的基础 上,继承其优势的同时,还具有以下特点:只有一个 凹腔,结构更加简单紧凑;整体呈非对称性结构,燃 烧室内流动特性和燃烧组织方式因此具有差异。

单凹腔驻涡燃烧室的流动示意图如图1(b)所示:空气在经扩压器降速增压后向下游流动,分为三部分:一部分空气由主流进口进入主燃区;另一部分





由前后进气进入驻涡区;剩余通过冷却缝和掺混孔 进入火焰筒。前、后进气在驻涡区域内驻定形成双 涡结构,用于组织驻涡区燃烧,同时一部分被点燃的 高温气体沿联焰板结构向主流传递,点燃主流混气。 主流进气提供主燃区燃烧所需的大部分气体,掺混 气体同时用于补足主燃区燃烧和调节出口温度场, 冷却气用于火焰筒壁面的冷却。因为单凹腔驻涡燃 烧室为典型的分级分区燃烧,小状态下仅驻涡区供 油燃烧,大状态则为驻涡区、主燃区同时供油,本文 研究内容为仅驻涡区内供油燃烧情况。

单凹腔驻涡燃烧室概念在2011年前后被提出, 我国是最早开始研究的国家之一。法国国家研究中 心的 Merlin 等^[3-4]在第二代驻涡燃烧室的基础上,设 计了采用缝进气的凹腔结构,并在主流区域布置扰 流柱结构,结合LES和试验结果发现主流速度的提高 会增强凹腔和主流之间的掺混,同时凹腔长度对凹 腔内流动形态产生影响,这为后期凹腔油气关系匹 配打下了基础。印度科学院的 Singhal 等^[5-6]设计了 一种单凹腔驻涡燃烧室模型,采用试验与数值模拟 相结合的方式,以甲烷为燃料,开展了不同气动热力 参数下驻涡燃烧室流动及燃烧性能方面的研究。该 模型将气态燃料单独从凹腔前壁底部供入凹腔,凹 腔空气从后壁与主流交界处供入。试验结果表明, 由于这种油气组织方式不利于凹腔燃料与空气的混 合使得燃烧效率较低。Agarwal等^[7]改进了该模型的 凹腔进气方式,将一部分主流引入凹腔,与凹腔前壁 底部供入的燃料掺混并在凹腔内形成漩涡流动结 构。试验结果表明,这一方式强化了凹腔内的油气 掺混,提高了燃烧效率。国内主要由南京航空航天 大学吴泽俊等^[8]在课题组之前开展的研究工作基础 上,设计了一种带有扩压器,用航空煤油为燃料的单 凹腔驻涡燃烧室,得到了关于冷态流场、点熄火性能 及总压损失的部分结论。为进一步了解凹腔内不同 的流动特性,Zhu等^[9]又设计了一种简化的单凹腔驻 涡燃烧室,探究了不同凹腔进气结构、主流结构和凹 腔进气与主流的动量比,初步总结了凹腔和主流的 相互作用,为后续研究打下了基础。为更好探究简

化模型在实际燃烧室的应用,朱一骁等^[10]设计了一 种可变几何的单凹腔驻涡燃烧室,开展了点熄火研 究,证明了航空煤油在单凹腔驻涡燃烧室中燃烧的 可行性。刘玉英等[11]、汤彬等[12]设计了一种从结构 特征上与单凹腔驻涡燃烧室相类似的涡轮级间燃烧 室,研究了驻涡燃烧室的旋涡结构对燃烧性能的影 响。除此外,同为驻涡燃烧室,双凹腔驻涡燃烧室所 取得的一些研究成果也可借鉴。美国空军研究实验 室(AFRL)与GEAE公司联合开发了高温高压驻涡燃 烧室模型^[13-15],以酒精及JP-8为燃料。在油气组织 方面对凹腔及主流的燃油与空气进行了预混处理, 且优化了主流的油气组织。该模型在点火、熄火、高 空再点火性能方面,与常规燃烧室相比都有较大提 高。该模型在2007年完成了一个全环的TVC燃烧室 设计,研究结果表明其燃烧性能优异。印度理工学 院的 Kumar 等^[16-17]采用数值模拟与试验相结合的方 法,发现在保持主流当量比和进口马赫数不变时,火 焰稳定性和火焰长度随主流速度的增大而增加。国 内Jin等^[18]、金义等^[19]设计了高温升驻涡燃烧室,验 证了驻涡燃烧室作为高油气比高温燃烧室的可行 性,并测试了效率及排放性能,实验结果证明,凹腔 的实际当量比设计在0.83左右,双凹腔驻涡燃烧室 凹腔内的燃烧性能最好。

单凹腔驻涡燃烧室的研究依旧处于基础研究和 关键技术并行开展阶段,结合国内外研究现状,国外 对于单凹腔驻涡燃烧室的研究多集中在冷态流场和 使用气体燃料燃烧,并未关系到凹腔局部的油气组 织,并且采用气体燃料燃烧与以航空煤油为燃料的 燃烧室有一定差异。国内的工作除了在冷态流场得 到了一些成果外,还验证了以航空煤油为燃料的单 凹腔驻涡燃烧室是高效可行的,但对一些关键参数 的选取,比如凹腔当量比、驻涡区与主燃区油气分配 等问题还有待解决。双凹腔驻涡燃烧室得到了凹腔 油气组织的规律,但考虑到单凹腔和双凹腔的结构 差异和流场组织方式不同,故所得结论不适于与单 凹腔燃烧室。本文将针对不同凹腔当量比,对驻涡 燃烧室凹腔值班油气匹配开展研究,探讨基于总油 气比与凹腔当量比对燃烧效率的影响及其变化规 律,为单凹腔驻涡燃烧室的设计和性能优化奠定 基础。

2 试验方法

2.1 试验模型

为探究凹腔油气关系对燃烧的影响,设计单凹

腔驻涡燃烧室试验模型如图2(a)所示,其燃烧的区 域主要为驻涡区和主燃区。除了与常规燃烧室相同 的扩压器、火焰筒、内外机匣外,模型还包括凹腔结 构组成的驻涡区。凹腔由前壁面D1,后壁面D2和上 壁面L构成,长度分别为80,70,52mm。前、后壁面分 别开有进气槽结构,前壁面进气槽中间安装有喷嘴 座,用于安装离心喷嘴给凹腔内供油。凹腔前壁面 下侧为主流头部区域,高度为M=30mm,由联焰板和 钝体构成,两联焰板中间的截面为主流中心截面 PM,火焰筒总长度L=220mm,凹腔上壁面到火焰筒 底部的头部高度H=120mm。试验件为单头部件,头 部宽度 W=60mm。为了获得凹腔油气比的选取思路, 试验设计了两种方案:一是针对固定流量分配,改变 总油气比,研究不同总油气比下燃烧室的燃烧状态。 二是设计图 2(a)所示可以变化的凹腔前进气槽宽 B_f , 改变凹腔流量分配,探索总油气比相同,凹腔当量比 不同,对于凹腔燃烧组织的影响。由于驻涡燃烧室 凹腔两股进气中,后进气的主要作用是掺混,后进气 气流随主流向后部流动,不在凹腔内驻留燃烧,所以 凹腔当量比是用凹腔供入的总油量与前进气量之 比。图2(b)为燃烧室实物,蓝色箭头为燃烧室气流 的流动方向,在燃烧室的侧面开了一个观察窗,用于 观察、拍摄火焰形态。

2.2 试验系统

单凹腔驻涡燃烧室燃烧性能研究在南京航空航 天大学燃烧实验室进行,试验系统如图3所示,包括 气路系统、电加温器、油路系统、点火系统以及取样 测试系统。气源为三台压气机,由进气阀和放气阀 调控,进口总气量可调控在0~1.3kg/s,流经电加温器 可加温至487K;油路系统,由储油箱、输油泵、压力 表、流量计阀门、过滤器和离心喷嘴等组成,负责向 燃烧室供油:点火系统包括点火器、电缆和火花塞: 采集测试系统包括烟气分析仪和采样耙。烟气分析 仪由 SIEMENS 公司的 FIDMAT6 总碳氢分析仪、UL-TRAMAT23 红外吸收气体和氧气分析仪组成。采样 耙如图4所示,可在不同径向位置上采集气体样本, 每次测量两组共计十个点, 耙采用水冷的方式, 使废 气的反应迅速冻结,经两个内径为6mm的电热管泵 入烟气分析仪。向未燃碳氢物(UHC)分析仪提供样 品的管线保持在160℃(温度变化范围为±5℃),其它 气体的管线保持在65℃(温度变化范围为±5℃)。未 燃碳氢物(UHC)含量测量原理是基于火焰离子检测 (FID),在FIDMAT6总碳氢分析仪上实现。NO,,CO, CO₂, O₂, CH₄等的体积含量,则是采用SIEMENS公司







(b) Photo of combustion Fig. 2 Schematic diagram of single vortex combustions

的 ULTRAMAT23 红外吸收气体和氧气分析仪来测定,三种分析仪不确定度均为1%,实验测得的废气组分将用于计算燃烧效率。

2.3 研究方法和参数

试验主要开展不同油气比及凹腔当量比对驻涡



Fig. 3 Experimental system of combustion test

燃烧室燃烧效率影响的研究。主要研究参数为:进口空气参数为常压,温度为487K,马赫数为0.25,后进气槽宽为6mm,联焰板宽度30mm;前进气槽宽*B*_r=4,6,10mm,总油气比*FAR*=0.0093,0.0124,0.0155,0.0186。本文主要探究凹腔内的油气关系,故本次试验只在凹腔区供油。

由于试验方法确定凹腔内流量分配难度大、误 差大,故本文针对同一模型开展了凹腔内流场的数 值模拟研究,得到不同前进气槽宽下单凹腔驻涡燃 烧室的流量分配情况。

数值模拟所需的数学方法和模型选择如下所示:数学方法选择有限体积法、二阶迎风格式、SIM-PLE算法、标准壁面方程、雷诺平均(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)方法。模型主要由以下 几部分组成:物理模型为单头部设计;模型两侧面为



Fig. 4 Schematic diagram of gas sample

周期面,其余为壁面,进口采用质量流量进口,出口 采用压力出口;湍流模型选择 Standard k-ε湍流 模型。

为了方便数据处理与比对,将凹腔内沿 x 方向速 度和凹腔中的位置坐标信息进行无量纲化,即

$$V_{x} = \frac{u^{*}}{\bar{V}_{in}}, X_{L} = \frac{X^{*}}{L}, Y_{H} = \frac{Y^{*}}{H}, Z_{W} = \frac{Z^{*}}{W}$$
(1)

式中 V_x 为测点在x方向的绝对分速度, \bar{V}_{in} 燃烧室进口平均速度, X^*, Y^*, Z^* 为测量点的绝对坐标。

针对本文所使用的模型,进行网格独立性验证。 即对同一进气模型按照网格数目划分了五种不同的 网格,如表1所示。网格数目为206万~654万。五种 不同的网格采用同一边界条件和湍流模型进行数值 模拟,并对所得结果进行处理,得到不同网格数量 下、不同流向位置主流中心截面的流向速度分布曲 线图,见图5。

 Table 1
 Grid independence verification parameters

 (million)

		(111110)	.,			_
Grid code	G1	G2	G3	G4	G5	
Grid number	2.06	3.23	4.37	5.59	6.54	-

从图 5 中可看出,随网格数目的变化,流量速度 的分布曲线并不一致。G1 网格在图 5(a)中与其它曲 线速度偏差较小,而在图 5(b)火焰筒高度在 53% 处, G1 与 G5 流向速度差值为 9.14m/s,速度有较大偏差, G2 和 G3 网格对应的分布曲线都有明显的偏差,G4 和 G5 网格对应的分布曲线基本重合,说明网格在达 到 559 万后便可较准确地表现流场特性,故在综合计 算成本的基础上选择 G4 的网格划分方式。

为验证算法可行性,本文将数值模拟所得到的 结果与 PIV 试验结果相比对。图 6 为联焰板后截面 PA 的流场示意图,从图 6 的(a,b)中可看出流场构型



基本一致,由于粒子跟随性的原因,对于 PIV 的测量 结果,在流动弱区域不确定度为10%,其它区域为 2%^[20],在流动强度弱的区域示踪粒子跟随性能减 弱,涡心位置稍有偏差。为对比不同截面情况,图 7 选择为主流中心截面 PM 火焰筒不同流向位置的 x方 向相对速度,从速度分布曲线的变化趋势和速度大 小两方面看,计算结果与试验结果都比较吻合,综上 在主流中心截面 PM 和联焰板后截面计算结果和试 验结果匹配都较好,故数值计算结果所得流量分配 可用于接下来的研究。







Fig. 7 Curves of *PM* axial velocity distribution of PIV experiment and computational results

对应不同 B_r,数值模拟所得流量分配结果如表 2 所示,随着 B_r增大,凹腔的总进气从 27.24% 增大到 31.44%,增大了 4.2%;前进气量从 8.41% 增大至 18.55%,提高了 10.14%;后进气量由 18.83%减小到 12.89%,减小了 5.94%。总体来说,凹腔总气量变化 不大,但前进气变化差异较大,故凹腔当量比会有较 为明显的变化。

Table 2	Flow	distribution	for	different I	B,

Fore-inlet height B _f /mm	Mass of fore-inlet/%	Mass of Aft–inlet/%	Total mass in cavity/%
10	18.55	12.89	31.44
6	11.56	18.00	29.56
4	8.41	18.83	27.24

3 结果及分析

试验完成了 $B_i=4$ mm,6mm,10mm的燃烧试验,图 8为 $B_i=10$ mm时, $\Phi_{ea}=0.6$,0.8,1.0,1.2的火焰形态。 由图可见,随着 Φ_{ea} 的增大,驻涡区火焰有明显增大趋势,在 $\Phi_{ea}=0.6$ 时,主流部分火焰区域较小。随着 Φ_{ea} 增大,主流火焰区域明显增大。在 $\Phi_{ea}=1$ 时,火焰完 全填充满主流区域,同时驻涡区内的火焰有明显的 向下游传播的趋势。当 $\Phi_{ea}=1.2$ 时,火焰随后进气向 下游传播继续增大。

3.1 试验结果分析

燃烧效率采用燃气分析法进行计算^[21],式中各 组分气体的体积浓度获取方式,本文2.2中进行了说 明,计算式为

$$\eta = \frac{[CO_2] + 0.531[CO] - 0.397[H_2] - 0.319[CH_4]}{[CO_2] + [CO] + [UHC]}$$
(2)

式中[CO₂]为CO₂的平均体积浓度;[CO]为CO的 平均体积浓度;[H₂]为H₂的平均体积浓度;[CH₄]为 CH₄的平均体积浓度;[UHC]为UHC的平均体积 浓度。

图 9为进口温度 T=487K, Ma=0.25条件时, 不同 B_f时燃烧效率随总油气比变化的曲线图, 由图中可



Fig. 8 Flame form of different $\boldsymbol{\Phi}_{ca}$ in STVC

知:在试验参数范围内,随总油气比增大,三种 B_f 下的 燃烧效率呈现不同趋势, $B_f=4$ mm时,燃烧效率随FAR先增大,在0.0155时达到最大,之后开始缓慢下降; $B_f=6$ mm时,燃烧效率一开始随FAR增大快速提高,达 到 0.0155之后趋于平缓; $B_f=10$ mm时,燃烧效率随 $FAR增大而一直提高。在同一FAR情况下,<math>B_f$ 小的状态下燃烧效率明显高于 B_f 大的状态。随着FAR的增 大, B_f 小的状态燃烧效率增高趋势开始减缓并有下降 的趋势,故 B_f 大的状态下的燃烧效率逐渐接近并有超 过 B_f 小的状态的趋势。



air ratio

3.2 燃烧效率变化原因分析

燃烧是一个物理和化学过程共同作用的结果, 受到进口气动参数、燃料蒸发时间、蒸发燃料与空气 混合时间以及化学反应时间等多种因素的影响。首 先对于气动参数,根据 Lefebvre 的总结简化,可以将 燃烧效率表示为^[22]

$$\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{e}} = \boldsymbol{\eta}_{\theta} \cdot \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{e}} \cdot \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{m}} \tag{3}$$

式中

$$\eta_{\theta} = f(\theta) = f\left(\frac{p_{i}^{1.75}A_{ref}D_{ref}^{0.75}\exp\left(T_{i}/300\right)}{\dot{m}_{ai}}\right) \qquad (4)$$

$$\eta_{\rm e} = \frac{\dot{m}_{\rm F}}{q_{\rm total}\,\dot{m}_{\rm ai}} = \frac{\rho_{\rm ai}\lambda_{\rm eff}V_{\rm ref}\,q_{\rm total}\,/D_0^2}{q_{\rm total}\dot{m}_{\rm ai}} = \frac{\rho_{\rm ai}\lambda_{\rm eff}V_{\rm ref}}{\dot{m}_{\rm ai}D_0^2} \quad (5)$$

$$\eta_{\rm m} = f \left[\frac{\left(lU_{\rm j} \right) \left(A_{\rm ref} \right) \left(\rho / l \right)}{\dot{m}_{\rm ai}} \right] = f \left(\frac{\rho U_{\rm j} A_{\rm ref}}{\dot{m}_{\rm ai}} \right) = f \left(\frac{p_{\rm i} A_{\rm ref}}{\dot{m}_{\rm ai} T_{\rm i}^{0.5}} \right) \left(\frac{\Delta p_{\rm L}}{p_{\rm i}} \right) \right]$$

$$(6)$$

故可得

$$\eta_{\rm c} \propto \frac{p T \cdot p_{\rm L} \cdot A_{\rm ref} \cdot D_{\rm ref}}{m_{\rm si}} \tag{7}$$



Fig. 10 Curves of axial velocity distribution of the computational results at Y_{μ} =100%, X_{t} =50%

考虑到本文中的进口条件及模型没有变化,故 p,T,p_L,A_{ref},D_{ref}均为定值保持不变,因此燃烧效率与 流量成反比。图10为Y_H=100%(前进气槽中心位置) X_L=50%(凹腔流向中心位置)处,x方向速度分布曲 线,图中可看出随凹腔槽宽的增大,速度增大,槽宽 为10mm与槽宽为4mm的最大速度相差37.49%。凹 腔内速度增大,油滴与气流在凹腔内的驻留时间相 应缩短,所以燃烧效率降低。

$$\eta_{\rm c} \propto \frac{1}{\dot{m}_{\rm ai}}$$
 (8)

除了上述的气动参数外,对于油气参数还需要考虑凹腔内的油气状态,局部当量比也是影响燃烧的重要因素。在凹腔当量比 Φ_{a} 较低时,前进气流量的增大会使得 Φ_{a} 进一步减少偏离燃烧最佳的当量比,而 Φ_{ca} 高于燃烧最佳的当量比时,前进气流量的增大会使得 Φ_{ca} 减小从而贴近燃烧最佳的当量比。所以在图9中当FAR<0.0155时, B_{f} 较小的条件下燃烧效率更高;而随着FAR的增大,凹腔局部开始富油,这使得原本 B_{f}

大的条件下,凹腔局部油气比更适合燃烧。

为探究适用于单凹腔驻涡燃烧室的最佳当量 比,根据试验和数值模拟结果,得到图 11 所示不同 $B_{\rm f}$ 下燃烧效率随 $\Phi_{\rm ca}$ 变化的曲线图。当 $\Phi_{\rm ca}$ <1 时,燃烧 效率随 $\Phi_{\rm ca}$ 的增大快速上升;当1< $\Phi_{\rm ca}$ <1.4,时,燃烧效 率随 $\Phi_{\rm ca}$ 依旧增长,但增长速度减慢;当 $\Phi_{\rm ca}$ >1.4时,燃 烧效率随 $\Phi_{\rm ca}$ 的增大降低。



Fig. 11 Curve of combustion efficiency with equivalent ratio of cavity

结合式(8),图8和图11可知,仅凹腔供油的燃 烧效率是气动参数和油气参数共同作用的结果。当 Φ_{a} <1时,驻涡区内贫油,燃烧强度弱,效率低。前进 气流量的增大,使得前进气速度增大,燃油驻留在凹 腔内的时间短。在图8(a)中主流部分高亮区域较 小,即为未烧完的燃油从驻涡区进入主流区,与主流 完全混合后,油气比低,无法支持燃烧。随着 Φ_{a} 的增 大,驻涡区的燃烧强度增强,效率逐步提高,此时前 进气流量的增大,可以使得凹腔供油量在恰当当量 比附近,并且驻涡区未燃尽的燃油在主燃区与主流 掺混后进一步燃烧。结合图8(c),(d)可看出在掺混 孔前方凹腔下后方也有油气燃烧,从而使得燃烧效 率增大。而当 Ф.,>1.4后,由于当量比过富不适合燃 烧,燃烧效率下降。所以在实验工况内,驻涡区局部 当量比为1时,并不是仅凹腔供油燃烧最高效情况, 驻涡区相对较富,即局部当量比 $Φ_a$ ≈1.4时为单凹腔 驻涡燃烧室仅凹腔供油燃烧的最佳当量比。

4 结 论

单凹腔驻涡燃烧室,在仅凹腔供油燃烧时的燃 烧效率受到气动参数和油气参数的共同作用。在试 验参数范围内,随总油气比增大,不同凹腔当量比的 燃烧效率改变趋势有所不同。

当总油气比<0.0155时,不同前进气槽宽均随总 油气比增大而增大;当总油气比>0.0155时:(1)前进 气槽宽为4mm的燃烧效率下降;(2)前进气槽宽为 6mm燃烧效率增长趋势平缓;(3)前进气槽宽为 10mm的燃烧效率依旧有继续增长的趋势。

对于不同凹腔当量比,凹腔当量比<1时,前进气 槽宽从4mm加大到10mm,凹腔内流量提高10.14%, 驻留时间缩短,大部分燃油未充分燃烧进入下游,燃 烧效率降低;凹腔当量比为1.0~1.4时,前进气槽宽的 增大使得凹腔进气量增大,这使得局部当量比更贴 近高效燃烧的当量比,并且通过试验研究发现,凹腔 局部当量比1.4为单凹腔驻涡燃烧室仅凹腔供油燃 烧时最佳的局部当量比。对于主流和凹腔同时供油 的情况,将作为下一步研究的方向。

致 谢:感谢南京航空航天大学研究生创新基地(实验 室)开放基金的资助。

参考文献

- [1] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D, et al. Performance of a Trapped-Vortex Combustor[R]. AIAA 95-0810.
- [2] 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 GT 2001-0087.
- [3] Merlin C, Domingo P, Vervisch L. Large Eddy Simulation of a Trapped Vortex Combustor[C]. Besancon: 20th Congres Francais Mecanique, 2011.
- [4] Merlin C, Domingo P, Vervisch L. Large Eddy Simulation of Turbulent Flames in a Trapped Vortex Combustor (TVC) a Flame Let Presumed-PDF Closure Preserving Laminar Flame Speed [J]. Comptes Rendus Mecanique, 2012, 340(s11-12): 917-932.
- [5] Singhal A, Ravikrishna R V. Single Cavity Trapped Vortex Combustor Dynamics, Part 1: Experiments[J]. International Journal of Spray and Combustion Dynamics, 2011, 3(1): 23-44.
- [6] Singhal A, Ravikrishna R V. Single Cavity Trapped Vortex Combustor Dynamics, Part 2: Simulations[J]. International Journal of Spray and Combustion Dynamics, 2011, 3(1): 45-62.
- [7] 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.
- [8] 吴泽俊,何小民,洪 亮,等.采用离心喷嘴的单凹 腔驻涡燃烧室点火与贫熄特性[J].推进技术,2015, 36(4):601-607.(WU Ze-jun, HE Xiao-min, Hong Liang, et al. Ignition and Lean Blowout Characteristics of a Single-Cavity Trapped Vortex Combustor Utilizing Pressure Swirl Atomizer[J]. Journal of Propulsion Tech-

nology, 2015, 36(4): 601-607.)

- [9] Zhu Y X, Jin Y, He X M. Effects of Location and Angle of Primary Injection on the Cavity Flow Structure of a Trapped Vortex Combustor Model [J]. Optik, 2019, 180: 699-712.
- [10] 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). (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).)
- [11] 刘玉英,李瑞明,杨茂林,等. 驻涡燃烧室凹腔流场 结构实验[J]. 推进技术, 2010, 31(1). (LIU Yuying, LI Rui-ming, YANG Mao-lin, et al. Experiment on Flow Field of Cavity in Trapped Vortex Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(1).)
- [12] 汤 彬,邢 菲,邹建锋,等.驻涡燃烧室凹腔温度 变化规律及气量分配[J].推进技术,2011,32(2): 182-187. (TANG Bin, XING Fei, ZOU Jian-feng, et al. Experimental and Numerical Study on Temperature Variation and Air Flow Distribution in Trapped Vortex Combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(2): 182-187.)
- [13] Meyer T, Brown M, Fonov S, et al. Optical Diagnostics and Numerical Characterization of a Trapped-Vortex Combustor [C]. Indiana-Polis: 38th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002.
- [14] 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.

- [15] Hendricks R C, Ryder R C, Brankovic A, et al. Computational Parametric Study of Fuel Distribution in an Experimental Trapped Vortex Combustor Sector Rig [R]. ASME GT 2004-53225.
- [16] Kumar Ezhil P K, Mishra D P. Numerical Simulation of Cavity Flow Structure in an Axisymmetric Trapped Vortex Combustor [J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 21(1): 16-23.
- [17] Kumar Ezhil P K, Mishra D P. Combustion Characteristics of a Two-Dimensional Twin Cavity Trapped Vortex Combustor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2017, 139(7).
- [18] Jin Y, He X, Zhang J, et al. Experimental Study on Emission Performance of an LPP/TVC[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(3): 335-341.
- [19] 金 义,何小民,蒋 波.富油燃烧/快速淬熄/贫油燃烧(RQL)工作模式下驻涡燃烧室排放性能试验[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1031-1036.
- [20] Estevadeordal J, Gorrell S E, Copenhaver W W. PIV Study of Wake-Rotor Interactions in a Transonic Compressor at Various Operating Conditions [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(1): 235-242.
- [21] Wu Z J, He X M, Jin Y, et al. Impact of Interaction Between Cavity Flow and Mainstream on the Perormance of Model Trapped Vortex Combustor [J]. Journal of Aerospace Engineering, 2016, 230(7): 181-200.
- [22] Lefebvre A H. Gas Turbine Combustion [M]. New York: Taylor and Francis, 1999.

(编辑:张 贺)