

驻涡加力燃烧室贫油熄火性能的影响

谭云川, 钟华贵, 孙瑞礼, 孙海涛

(中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621300)

摘 要: 为了研究驻涡加力燃烧室的贫油熄火性能, 设计了三种不同方案的凹腔结构, 进行了贫油熄火 (LBO) 性能试验。采用航空煤油作为燃料, 试验中的主要研究参数如下: 外内涵进气压比在 0.97~1.07 之间变化; 主流马赫数在 0.13~0.20 之间变化。研究表明: 驻涡加力燃烧室贫油熄火油气比随着外内涵进气压比的增加而增加, 随着主流马赫数的增大而增加, 并且在马赫数较大时, 变化幅度增大; 在驻涡区上部分区域, 轴向平均绝对速度越小, 以及主涡心位置在一定范围内更贴近凹腔后壁面, 驻涡加力燃烧室的贫油熄火性能更优。

关 键 词: 凹腔; 驻涡加力燃烧室; 贫油熄火; 航空煤油; 油气比

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of lean blowout performance of trapped vortex combustor of the afterburner

TAN Yunchuan, ZHONG Huagui, SUN Ruili, SUN Haitao

(Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621300, China)

Abstract: Three different schemes of cavity structure were designed to study the lean blow-out (LBO) performance by test research method. Aviation kerosene was employed as fuel. In all operating conditions, the inlet pressure ratio of out and inner bypass varied from 0.97—1.07 and the mainstream Mach number ranged from 0.13—0.20. It was revealed that the fuel air ratio of lean blowout increased with the increasing inlet pressure ratio of out and inner bypass. LBO also increased with the increasing mainstream Mach number, and when the mainstream Mach number was larger, the increase was larger. In upper region of the vortex, the axial average of absolute velocity decreased, and the position of the main vortex center was closer to the after wall of the cavity within a certain range, and the lean blowout performance of trapped vortex combustor of the afterburner was excellent.

Key words: cavity; trapped vortex combustor of the afterburner; lean blowout; aviation kerosene; fuel air ratio

现代航空发动机为了在短时间内增大推力, 获取更强的机动性, 在此基础上提出了“加力”的概念。随着航空发动机的发展, 加力燃烧室的设

计技术面临着如内涵进气温度高、加力温升高、冷却气量少等诸多挑战。在传统加力燃烧室的基础上, 一些新概念、新结构的加力燃烧室被陆续

收稿日期: 2021-03-17

作者简介: 谭云川(1992—), 男, 工程师, 硕士生, 研究方向为航空发动机加力燃烧室试验。

引用格式: 谭云川, 钟华贵, 孙瑞礼, 等. 驻涡加力燃烧室贫油熄火性能的影响[J]. 航空动力学报, 2021, 36(9): 1932-1941. TAN Yunchuan, ZHONG Huagui, SUN Ruili, et al. Effect of lean blowout performance of trapped vortex combustor of the afterburner [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(9): 1932-1941.

提出。

驻涡燃烧室作为一种新概念燃烧室被美国代顿(Dayton)大学Hsu等^[1]提出后,与常规燃烧室相比,具有结构简单、点火性能好、高效燃烧范围宽等特点,且驻涡燃烧室在点火、贫油熄火、空中再点火等方面的性能提高了近50%。图1(a)为双凹腔驻涡燃烧室,图1(b)为单凹腔驻涡燃烧室。相对于双凹腔驻涡燃烧室而言,单凹腔驻涡燃烧室具有结构更加紧凑的特点,由于燃烧室结构非对称,导致其燃烧室内燃烧组织方式与双凹腔驻涡燃烧室存在差异。

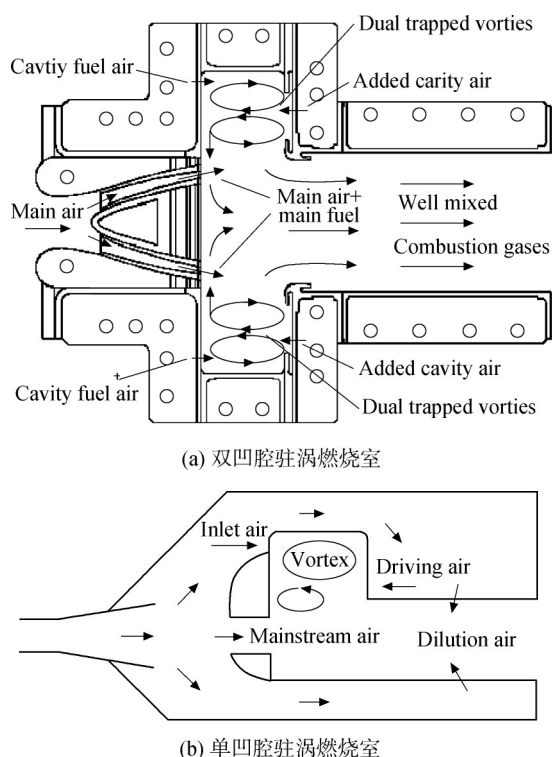


图1 双凹腔/单凹腔驻涡燃烧室结构示意图
Fig.1 Schematic diagram of double/single cavity trapped vortex combustor

国内外对于双凹腔驻涡燃烧室的研究工作开展较早。2000年,Christopher等^[2]采用大涡模拟计算方法研究了进口速度变化对驻涡燃烧室湍流强度及油气混合率的影响。Katta、Roqumore^[3-5]采用数值模拟的方法研究了凹腔中喷射气流对驻涡燃烧室冷态流动特性的影响。国内何小民等系统地开展了驻涡燃烧室的研究工作,通过冷态流动试验研究,获得了驻涡区的基本结构参数^[6];随后通过对驻涡区油气进气位置和掺混孔位置组合,获得了综合性能最好的驻涡区油气进口参数^[7]。

李瑞明等^[8]设计了一种矩形模型试验件并开展了粒子图像测试仪试验,分析了驻涡燃烧室主流速度及结构变化对凹腔内涡流动的影响。邢菲等^[9]针对以煤油为燃料的驻涡燃烧室,研究了头部油气匹配及后体气量变化对点熄火性能的影响。

单凹腔驻涡燃烧室的概念在2011年前后被提出。国内吴泽俊等^[10]设计了一种带扩压器的凹腔驻涡燃烧室,通过试验研究和半经验公式分析相结合的办法,采用RP3航空煤油作为燃料,对离心喷嘴单凹腔驻涡燃烧室的点火和贫油熄火特性进行了研究。朱一骁等^[11]设计了一个可变几何单凹腔驻涡燃烧室,采用试验的方法,研究了改变凹腔前进气槽开度下的贫油熄火性能,试验结果表明:贫油熄火油气比随着凹腔前进气开度的减小而减小。汤彬等^[12]利用数值计算得到了驻涡燃烧室凹腔内的流量分配,通过试验研究了余气系数、进口气流参数对凹腔温度变化规律的影响。

综合国内外的研究来看,对于双凹腔驻涡燃烧室的研究成果较多,而双凹腔驻涡燃烧室与单凹腔驻涡燃烧室结构上的差异带来了油气组织燃烧上的区别。对于单凹腔驻涡燃烧室,国外主要集中在冷态流场和使用气体燃料燃烧,并且对于燃烧组织方面的研究工作相对较少。国内的研究侧重点在于气动、结构和油气匹配方面,在单凹腔驻涡燃烧室冷态流场取得一定研究成果的同时,也对采用RP3航空煤油作为燃料的单凹腔燃烧室的组织燃烧方法及性能开展了研究。但是,此类研究主要集中在高校,对于工程实际中驻涡加力燃烧室的一些关键参数的选取,比如凹腔油气匹配,加力燃烧室外内涵进气参数的选取等问题还需解决。本文将针对不同结构参数、气动参数下驻涡加力燃烧室凹腔内的贫油熄火油气比开展研究,分析影响贫油熄火油气比的主要因素,探讨流动和燃烧的内在特征及性能变化规律,为驻涡加力燃烧室的设计和性能优化奠定基础。

1 试验方法

1.1 试验模型

图2为驻涡加力燃烧室试验件二维示意图。内涵进口宽×高为300 mm×102 mm,外涵进口宽×高为300 mm×73 mm,燃烧段通道宽×高为350 mm×170 mm,试验件总长930 mm。除了与常规加力燃烧室相同的内外涵通道、扩压器、稳定器、隔热屏、内外机匣外,模型还包括了凹腔结构

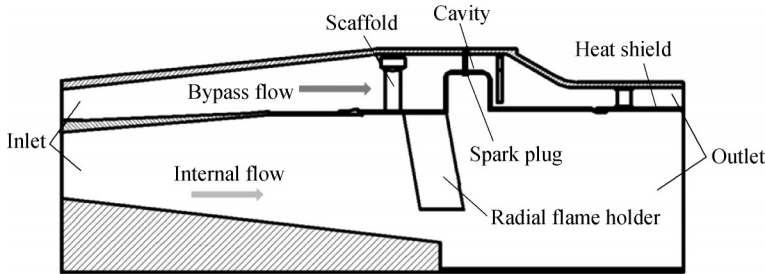


图 2 驻涡加力燃烧室试验件二维示意图

Fig.2 Two-dimensional schematic diagram of model test piece

的驻涡区。燃料为航空煤油,试验件采用两根径向稳定器,径向稳定器之间布置一处燃油直射式喷嘴,直径为 $\Phi=0.65\text{ mm}$,径向稳定器与两侧机匣之间分别布置一处直射式燃油喷嘴,直径为 $\Phi=0.45\text{ mm}$,在相同供油压力下,两侧燃油流量为中间一路燃油流量的一半,图 3 为燃油喷嘴位置示意图。

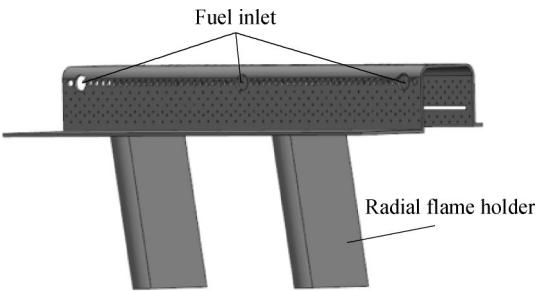


图 3 燃油喷嘴位置三维示意图

Fig.3 Three-dimensional schematic diagram of fuel injections location

图 4 为驻涡加力燃烧室凹腔结构示意图。驻涡凹腔内前后壁进气均来自于外涵气流,前壁进气形式为孔进气,后壁进气形式为缝进气^[13]。图中 L 为凹腔长度, L_1 为凹腔前体高度, L_2 为凹腔后体高度, D_1 为前壁进气孔孔径, D_2 为后壁进气缝缝宽^[14-20]。凹腔驻涡火焰稳定器的结构决定了进入凹腔的空气流量,对凹腔内流场有重要影响,直

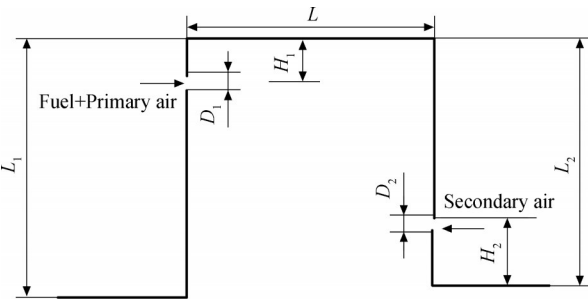


图 4 凹腔结构示意图

Fig.4 Schematic diagram of cavity structure

接决定了凹腔的熄火性能。为了研究不同前壁进气孔排布、进气流量对凹腔内流场结构的影响,设计了三种不同的凹腔结构,具体参数见表 1。表中 H_1 为前进气孔中心距凹腔上壁面高度, H_2 为后进气缝中心距凹腔下壁面高度。由于驻涡区凹腔主要分两股进气,驻涡区燃烧过程中,前进气起主导作用,后进气主要作用是掺混,因此进气流量主要改变前壁进气孔的大小。

表 1 不同凹腔结构参数

Table 1 Characteristic parameter of cavity

方案	D_1/mm	D_2/mm	H_1/L_1	H_2/L_2
A	5.2	2.7	0.17	0.30
B	6.0	2.7	0.17	0.30
C	4.3	1.7	0.17	0.30

1.2 试验系统

试验系统示意图如图 5 所示,其中主要包括内外涵气源、直接/间接加温系统、试验件、燃油系统、点火系统、测试系统等。外涵气体利用天然气加温炉加温,经阀门-流量孔板后直接供入试验件,内涵气体经阀门-流量孔板后,利用二级加温器直接加温后进入试验件,内外涵进气流量均采用孔板流量计测量;温度、压力由安装在试验件进口前的复合受感部测量(K 型偶),测量精度(温度 $\pm 1\%$,压力 $\pm 0.3\%$);燃油系统,由油库、输油泵、压力传感器、流量计、电磁阀等组成;点火系统采用高能电嘴点火,点火装置能量 12 J,点火频率 3 Hz,由点火装置、点火电缆、点火器等组成。

1.3 研究方法和参数

试验主要开展不同主流马赫数 Ma 以及不同外内涵进气压比 r_p 对驻涡加力燃烧室三种不同凹腔方案熄火特性的影响研究。主要研究参数为:外涵进气温度 500 K、内涵进气温度 750 K、试验件主流马赫数 $Ma=0.13\sim 0.20$;外内涵压比 $r_p=$

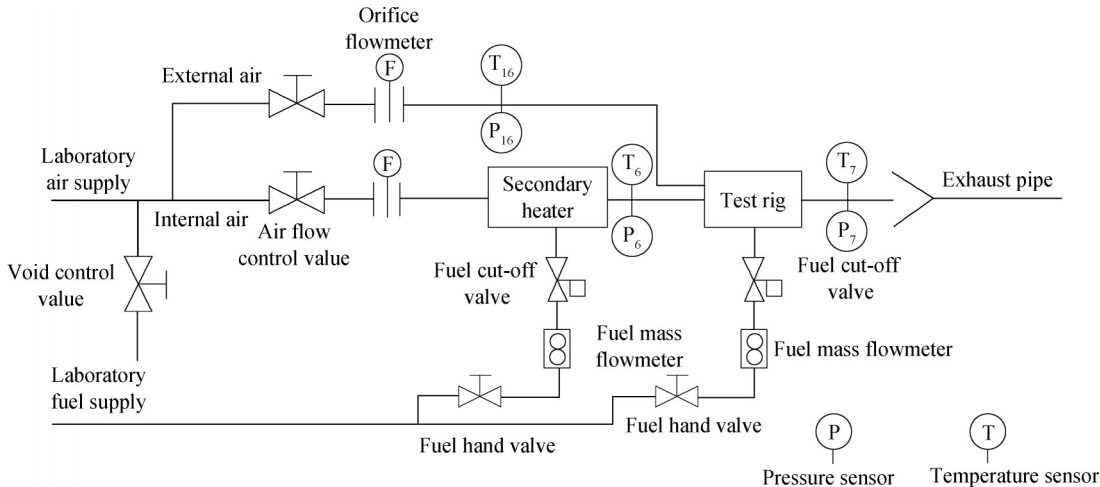


图 5 试验系统示意图
Fig.5 Schematic diagram of test system

0.97~1.07。试验中定义贫油熄火油气比为

$$q_{\text{LBO}} = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$$

(1)

式中 $\dot{m}_f$ 为试验中测得的贫油熄火状态时的燃油质量流量, $\dot{m}_a$ 为试验件外内涵进口空气质量流量。

贫油熄火性能试验是在凹腔成功点火后,保持外内涵进气压力和进气温度的情况下,逐渐减小点火油路供油流量直至火焰吹熄。熄火的判定

通过试验件出口总温出现断崖式下降或者出口温降达到 80 K 时认为熄火成功,每个工况贫油熄火试验重复三次,保证试验的准确性和可重复性,试验数据处理时贫油熄火油气比取三次平均值。试验工况见表 2,本文点火区域主要集中在驻涡区凹腔内,故本次试验只在凹腔区进行贫油熄火试验。表中 T_{16} 为外涵进气温度, P_{16} 为外涵进气压力, T_6 为内涵进气温度, P_6 为内涵进气压力。

表 2 贫油熄火油气比试验工况
Table 2 Test of LBO fuel air ratio conditions

参数	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5	工况 6	工况 7
T_{16}/K	500	500	500	500	500	500	500
P_{16}/kPa	182	182	182	182	175	187	194
T_6/K	750	750	750	750	750	750	750
P_6/kPa	180	180	180	180	180	180	180
Ma	0.13	0.15	0.17	0.2	0.17	0.17	0.17

由于试验中凹腔内总流量获取难度大,误差大,故本文针对驻涡凹腔结构方案 A 开展数值模拟研究和粒子图像测速仪(PIV)试验验证,利用 FLUENT 计算得到几种不同凹腔结构驻涡加力燃烧室的流量分配情况。

采用 ICEM (integrated computer engineering and manufacturing) 进行网格划分,采用 ANSYS FLUENT 作为计算软件,只计算冷态流场。数值计算采用的基本方法:(1)方程采用不可压 N-S (Navier-Stokes) 方程(2)湍流模型为 Standard $k-\epsilon$ 模型(3)近壁面采用标准壁面函数法。其来流条

件为:压力进口,外涵进口温度为 500 K,内涵进口温度为 750 K,出口为压力出口。

针对本文所使用的模型,进行网格无关性验证。考虑到本文主要研究对象为凹腔驻涡区,关注点在于凹腔内流动特性,ICEM 生成网格时主要改变了凹腔内的网格尺寸。网格数目(n)范围从 600 万到 1 200 万。三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,得到了不同网格数量下,试验件主流马赫数 $Ma=0.15$ 时,凹腔内沿径向方向某一条线上的总压分布情况。从图 6 中可以看出,采用 800

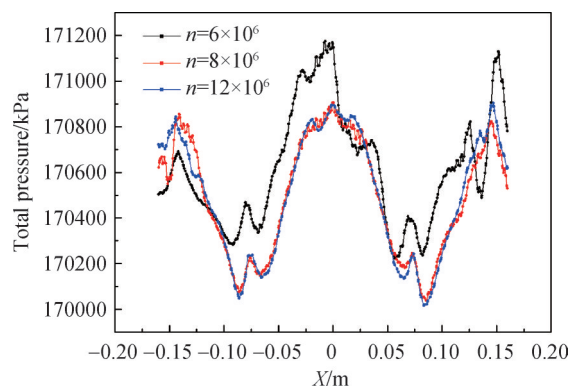


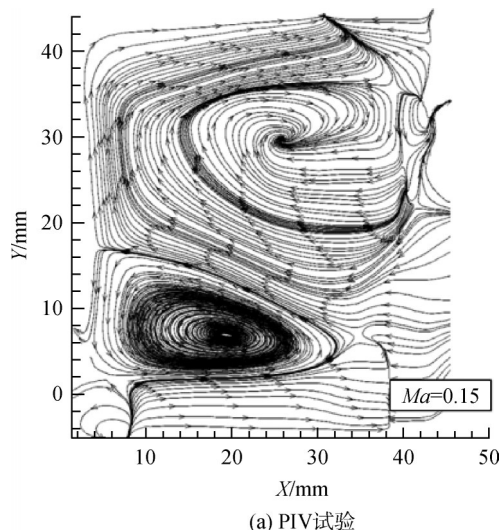
图6 凹腔内总压分布情况

Fig.6 Diagram of total pressure in cavity

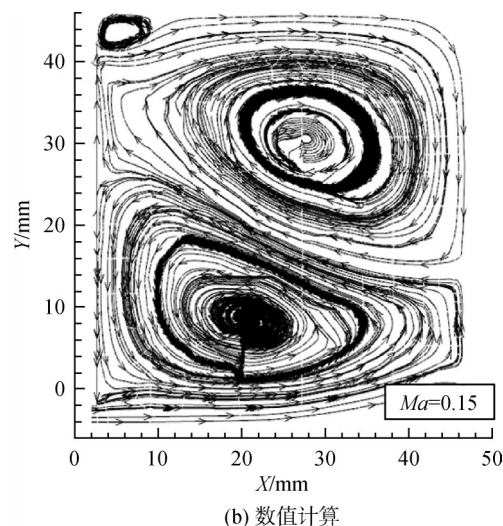
万网格得到解的结果与1 200万网格得到的解基本重合,说明此模型采用800万网格时已经得到了网格的无关解,故本文中研究的所有模型中网格数量基本都保持在800万左右。

为验证算法的可行性,本文将数值模拟所得到的结果与PIV试验结果对比。图7为试验件中间截面凹腔内的流场示意图,从图中可以看出驻涡区内流场结构基本一致。图8的两个轴向位置分别距凹腔前壁10 mm、20 mm,由于示踪粒子的跟随性和试验件壁面的影响,在 $Y=35\sim 40$ mm之间,PIV试验所得结果与数值模拟计算的结果存在一定差异,除开这部分区域,其他位置的速度分布,从曲线的变化趋势和速度(V_x)的大小来看,计算结果与PIV试验结果都比较吻合,故数值模拟计算的结果所得到的流量分配可用于后文的研究。

对应不同方案的凹腔结构,数值模拟得到不同条件下的流量分配。表3~表5为不同主流马赫数 Ma 和不同外内涵进气压比的流量分配,从



(a) PIV试验



(b) 数值计算

图7 试验件中间截面凹腔内的流场示意图

Fig.7 Schematic diagram of flow field in cavity of middle section of test rig

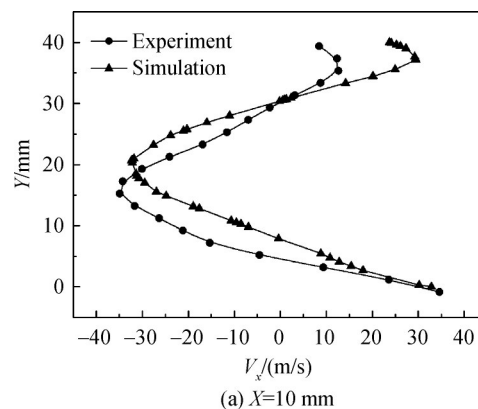
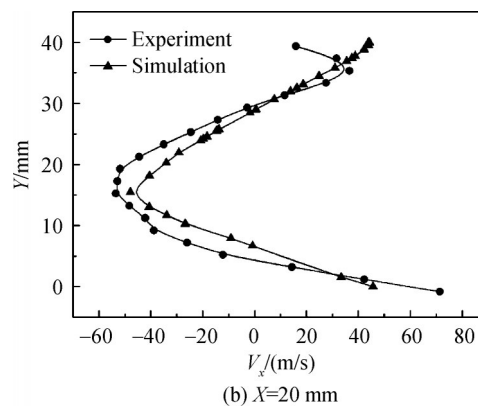
(a) $X=10$ mm(b) $X=20$ mm图8 数值计算与PIV测量得到的轴向速度分布对比
(中间截面)

Fig.8 Comparison of axial velocity distribution between computational result and PIV test (middle section)

表中可以看出,主流马赫数 Ma 的增大对凹腔总进气流量的影响不大, $Ma=0.13\sim 0.20$ 时,总进气流量分别增大0.26%(方案A),0.18%(方案B),0.19%(方案C),这是由于马赫数增大,保持

相同进气压比下,外内涵进气流量均增加,故凹腔内进气流量总体占比变化较小;而外内涵进气压比(r_p)的增大对于凹腔总进气量和凹腔进气流量分配的影响较为明显, $r_p=0.97\sim 1.07$ 时,总进气流量分别增大 0.82%(方案 A),0.91%(方案 B),0.55%(方案 C),保持相同主流马赫数,外内涵压比增大,内涵流量基本不变,外涵流量增加,故凹腔内总进气流量增加。

表 3 方案 A 流量分配
Table 3 Air flow distribution of case A

参数	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5	工况 6	工况 7
前进口流量/%	1.26	1.26	1.28	1.34	0.92	1.53	1.75
后进口流量 /%	0.97	1.00	1.05	1.11	0.87	1.21	1.34
凹腔冷却气流量/%	0.58	0.58	0.59	0.61	0.42	0.70	0.81
凹腔总流量/%	2.81	2.85	2.92	3.07	2.21	3.44	3.89

表 4 方案 B 流量分配
Table 4 Air flow distribution of case B

参数	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5	工况 6	工况 7
前进口流量/%	1.45	1.48	1.44	1.49	1.01	1.73	1.99
后进口流量 /%	0.94	0.99	0.99	1.07	0.80	1.13	1.29
凹腔冷却气流量/%	0.55	0.56	0.54	0.56	0.38	0.65	0.75
凹腔总流量/%	2.94	3.02	2.97	3.12	2.19	3.51	4.03

表 5 方案 C 流量分配
Table 5 Air flow distribution of case C

参数	工况 1	工况 2	工况 3	工况 4	工况 5	工况 6	工况 7
前进口流量/%	0.78	0.83	0.82	0.84	0.57	0.94	1.08
后进口流量 /%	0.76	0.84	0.83	0.88	0.65	0.94	1.07
凹腔冷却气流量/%	0.37	0.39	0.39	0.40	0.27	0.44	0.51
凹腔总流量/%	1.92	2.06	2.04	2.11	1.448	2.32	2.66

2 试验结果及分析

试验主要研究了主流马赫数 Ma 和外内涵进气压比对三种凹腔方案驻涡加力燃烧室贫油熄火性能的影响规律。

2.1 外内涵进气压比对贫油熄火极限的影响规律

图 9 给出了主流马赫数 $Ma=0.17$ 及外内涵温度不变的条件下,三种不同凹腔方案的贫油熄火油气比随 $r_p=0.97\sim 1.07$ 的变化规律。从图中可以看出,当主流马赫数 Ma 一定时,三种凹腔方案的贫油熄火油气比随外内涵压比的增大而增加。在外内涵压比较小时, q_{LBO} 的变化不大,随着外内涵压比的继续增加,三种方案的 q_{LBO} 逐渐

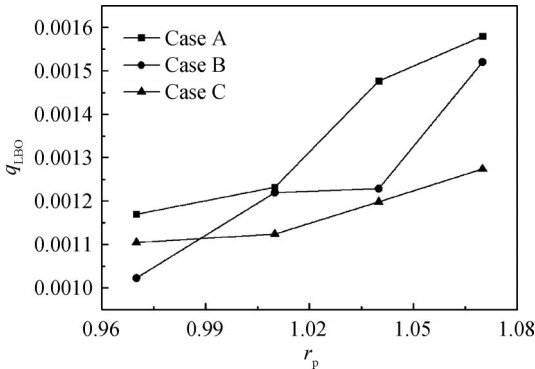


图 9 q_{LBO} 随外内涵进气压比的变化规律
Fig.9 Effects of the inlet pressure ratio of out and inner bypass on the q_{LBO}

增大。

这是由于主流来流马赫数和进气压力不变,在保持进气温度不变的情况下增加外涵压力,外涵进气流量增加,即外涵进气速度增大,使得火焰难以在凹腔内保持稳定,对燃烧不利。除了上述的气动参数影响外,对于熄火性能还需考虑凹腔内的油气状态,局部油气比也是影响燃烧的重要因素。进气压力对熄火性能的影响主要是对于燃油雾化和穿透深度的影响,由于直射式喷嘴的雾化性能比其他类型喷嘴雾化效果差,燃油在离开喷孔后仍然密集聚集在一起,此次进气压力的变化主要考虑对燃油穿透深度的影响。对于凹腔内喷注的燃料来说,穿透深度公式

$$\frac{h}{d} = 2q^{0.5} \left(\frac{x}{d} \right)^{0.27} \quad (2)$$

式中 h 为穿透深度, d 为喷杆孔径, x 为凹腔下游端面距离喷油杆的轴向距离, q 为气液两相流动量比值。

气液两相流动量比值 q , 表示为

$$q = \rho_g \frac{1}{A_1^2} \cdot \frac{1}{\rho_l} \left(\frac{\dot{m}_l}{\dot{m}_g} \right)^2 \quad (3)$$

式中 ρ_l 为燃油密度, ρ_g 为气体密度, A_1 为喷杆孔面积, $\dot{m}_l$ 为燃油质量流量, $\dot{m}_g$ 为气体质量流量。

$$\dot{m} = \rho VA \quad (4)$$

考虑到本文中燃烧室模型未发生变化,仅改变外内涵进气压比,故 x 、 d 均为定值保持不变,由式(2)~式(4)可得

$$h \propto \left(\frac{\rho_l}{\rho_g} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{V_l}{V_g}$$

式中 V_l 为液体速度, V_g 为气体速度。

因此穿透深度与燃油密度和喷油速度成正比,与进气密度和进气速度成反比。在保持相同的燃油供给时,外内涵进气压比增大,凹腔内进气流量增大,速度增加,会使得燃油的穿透深度减小。凹腔内主涡用于点火,副涡用于稳焰,随着穿透深度的减小,主涡位置处逐渐贫油,不利于凹腔稳定燃烧。而随着外内涵压比的增大,凹腔内气流速度增加,同样不利于凹腔内稳定燃烧,因此在外内涵进气压比较大时,贫油熄火油气比急剧增大。

2.2 主流马赫数对贫油熄火极限的影响规律

图10给出了外内涵进气压比 $r_p=1.01$ 及外内涵温度不变的条件下,三种不同凹腔方案的贫油熄火油气比在主流马赫数 $Ma=0.13 \sim 0.20$ 时的

变化规律。从图中可以看出:在试验参数范围内,不同凹腔方案的贫油熄火油气比随主流马赫数的增加而增大。这是由于主流来流马赫数增加,内涵静压降低,凹腔进气流量增大,对于凹腔内火焰稳定产生不利影响;另外进气速度的提高对于燃油雾化提升的影响很小,因此 q_{LBO} 随着主流马赫数 Ma 升高而升高。

图10同样也可以看出,方案A和方案C在马赫数较大时,贫油熄火油气比增加较为显著,从马赫数0.17增加到0.20时,方案A无法成功点火,方案B的 q_{LBO} 增大约24%,而马赫数从0.13增加到0.17时,方案A的 q_{LBO} 增大约11%,方案B的 q_{LBO} 增大约4.9%。方案C在试验范围内的贫油熄火油气比均低于其余两种方案,贫油熄火油气比与主流马赫数几乎成线性变化,在马赫数0.20时,方案C的 q_{LBO} 约为方案A的0.79倍。

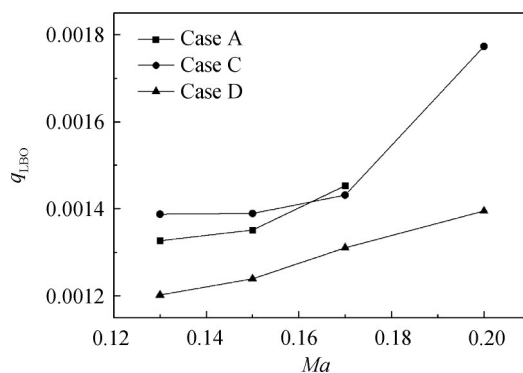
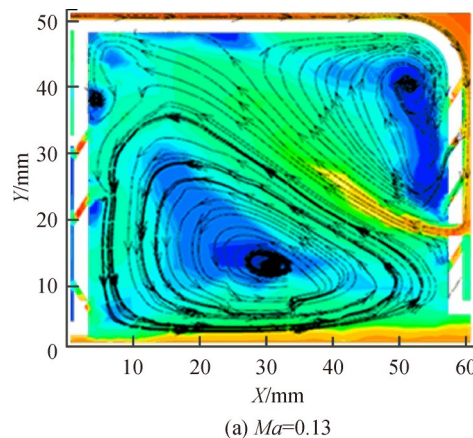


图10 q_{LBO} 随主流马赫数的变化规律

Fig.10 Effects of the mainstream Mach number on the q_{LBO}

图11是数值计算下方案C中心截面凹腔内随着主流马赫数增大的速度云图,从图中可以看出,随着马赫数的增大,凹腔内低速度区域逐渐减小,前、后壁面进气速度的增加使得高速度区域逐



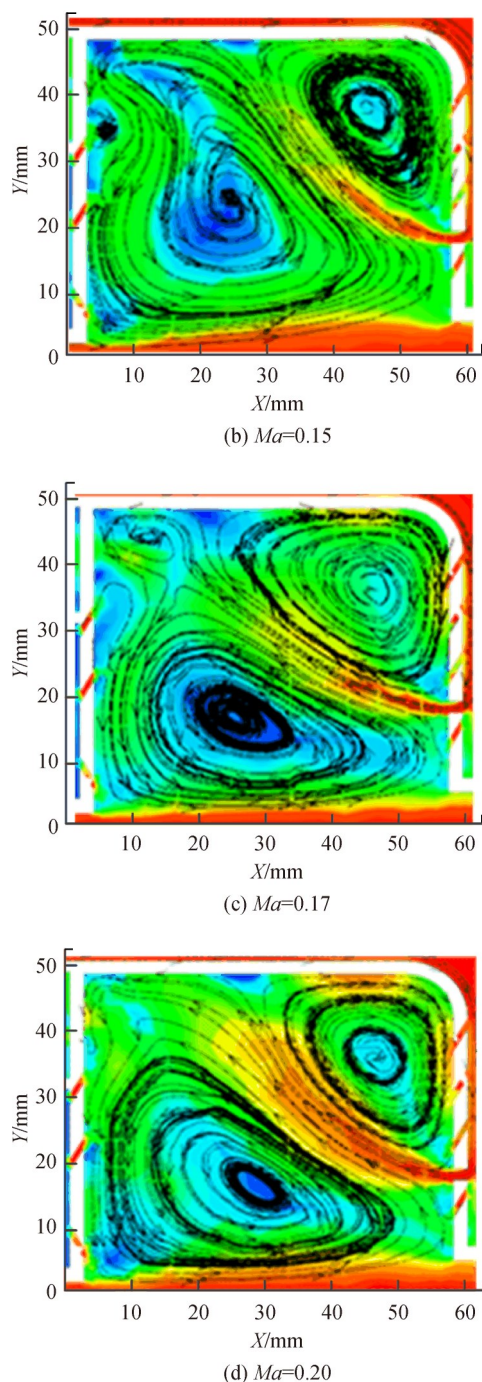


图11 方案C中心截面凹腔内的速度云图

Fig.11 Velocity contours of cavity in the middle section of case C

渐增大,导致火焰稳定性变差。主流马赫数 Ma 从0.13增加到0.17时,凹腔内均呈现相似的流动形态,但从主、副涡涡心位置和旋涡大小来看,在主流马赫数较小时,主涡涡心位置靠近下游,并贴近上壁面,而副涡涡心更贴近主流;随着马赫数的增大,主涡涡心往上游移动。主流马赫数从0.17到0.20时,凹腔内主、副涡涡心位置及旋涡大小

基本不发生改变,流场已经处于自模状态。整体来看,随着主流马赫数的增大,凹腔内流速增加,不利于火焰稳定,而凹腔内的流场结构基本没发生变化。

2.3 不同方案贫油熄火油气比的影响分析

贫油熄火油气比主要受到燃油雾化性能和空气流动速度的影响。本文中的三种方案均采用带蒸发腔的凹腔结构,供油方式采用直射式喷嘴,燃油先供入蒸发腔,再通过前壁进气通道进入凹腔。外涵气体流经凹腔,驻涡区内气流由前后壁进气、凹腔壁面的冷却气组成,驻涡区受到主流气流约束和凹腔结构限制,形成了两个稳定的主、副涡。基于凹腔驻涡区内宏观流量特性,可将驻涡区按照径向方向分为三个区域,从上到下依次为:上部分区域,混合区域。下部分区域。其中,上部分区域指的是主涡涡心到凹腔上壁面之间的区域,流动以顺气流流动为主;混合区域指的是主涡与副涡涡心之间的区域,流动存在顺气流、逆气流;下部分区域指的是副涡涡心到主流之间的区域,流动以逆气流为主,驻涡区流动分区示意图见图12。从相关试验研究来看,燃油通过蒸发腔进入凹腔后并不会立即燃烧,而是与凹腔内的空气进行混合,到达凹腔上部分区域的后端位置才开始燃烧。因此,上部分区域的流动特性和局部油气比对于贫油熄火特性的影响较大。

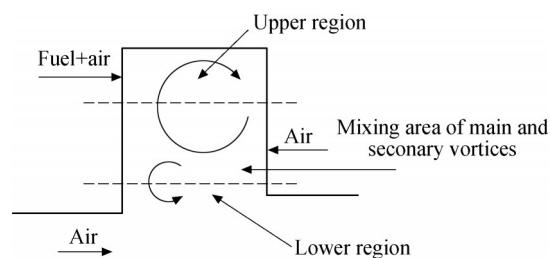


图12 驻涡区流动分区示意图

Fig.12 Schematic diagram of flow in trapped vortex region

图13是数值计算下三种方案的凹腔内中心截面在主流马赫数 $Ma=0.17$, 外涵进气压比 $r_p=1.01$ 时的速度云图。对比三种不同凹腔方案的流场结构发现,方案A的主涡涡心位置(39, 36),方案B的主涡涡心位置(40, 36),方案C的主涡涡心位置(47, 38),方案C的涡心位置更贴近凹腔后壁面。凹腔上部分区域的下游位置处于局部富油区,方案C的涡心位置更靠近此区域,有利于火焰燃烧。

表6为在截面 $X=35, 40, 45, 50, 55$ mm 上,

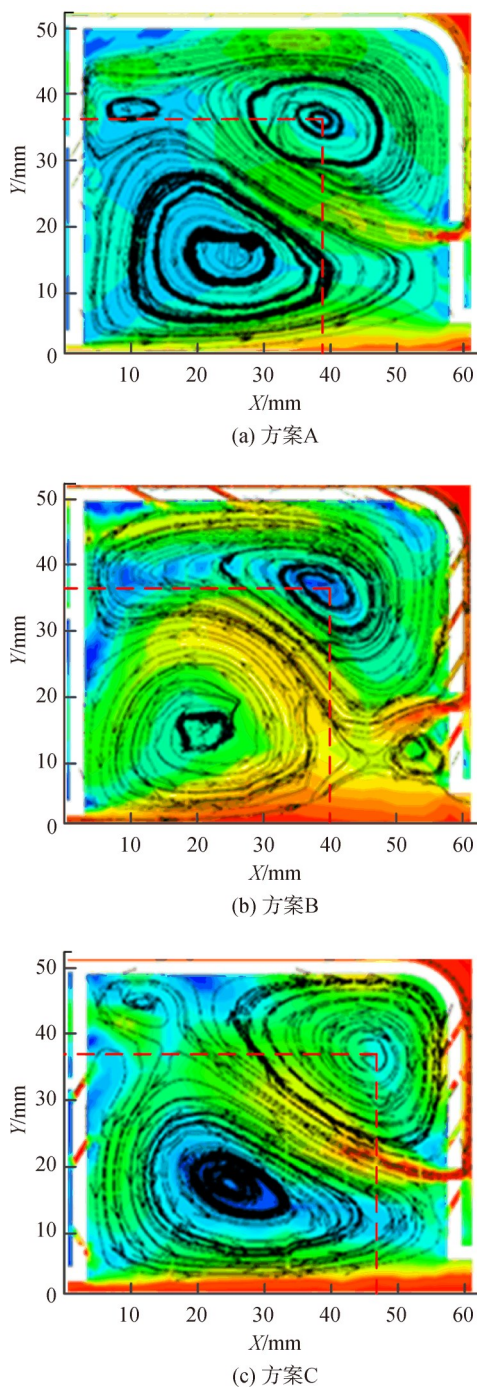


图13 三种不同方案凹腔内的速度云图

Fig.13 Velocity contours of cavity in three structures

不同凹腔方案驻涡区上部分区域轴向平均绝对速度分布。从表中数据可以看出,方案C的轴向平均绝对速度在大多数截面上低于方案A、方案B。凹腔内轴向绝对速度升高,对于火焰的稳定越不利,并且会造成燃油蒸发时间缩短,燃油雾化变差,从而使得贫油熄火油气比增大,即降低了贫油熄火性能。同时也可以看出,方案A在靠近凹腔涡心的截面上,轴向绝对速度远高于另外两种方

表6 不同凹腔方案驻涡区上部分区域轴向平均绝对速度分布

Table 6 Axial average of absolute velocity range from the positon of the trapped vortex region center to the upper surface of each section in cavity (m/s)

方案	X=35 mm	X=40 mm	X=45 mm	X=50 mm	X=55 mm
A	16.3	20.0	18.9	24.0	30.2
B	11.9	16.0	18.2	19.3	19.8
C	17.2	6.2	8.8	11.8	14.7

案,因此方案A在马赫数较大时,点火失败。

3 结 论

本文设计了三种不同方案的凹腔结构,试验研究了外内涵进气压比和主流马赫数对其贫油熄火性能的影响规律,主要得出结论如下:

1) 驻涡加力燃烧室的贫油熄火油气比随着外内涵进气压比 r_p 的增大而增加。

2) 驻涡加力燃烧室的贫油熄火油气比随着主流马赫数 Ma 的增大而增加,并且在马赫数较大时,增幅更大。

3) 按照驻涡区宏观流动特性可将其分为上部分区域、混合区域、下部分区域,上部分区域的轴向平均绝对速度越低,越有利于火焰稳定;主涡涡心位置在一定范围内更贴近凹腔后壁面,贫油熄火性能更优。

4) 在后续的驻涡加力燃烧室优化设计中,降低前壁进气速度的同时,保证主涡涡心位置更贴近凹腔后壁面,涡心位置局部富油有利于贫油熄火性能。

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, 1995.
- [2] CHRISTOPHER S, SURESH M. Simulation of fuel-air mixing and combustion in a trapped-vortex combustor[R]. AIAA 2000-0478, 2000.
- [3] KATTA V R, ROQUMORE W M. Study on trapped vortex combustor-effect of injection on dynamics of non-reacting and reacting flows in a cavity[R]. AIAA-97-3256, 1997.
- [4] KATTA V R, ROQUMORE W M. Study on trapped-vortex combustor-effect of injection on flow dynamics[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(3): 273-281.
- [5] KATTA V R, ROQUMORE W M. Numerical study on trapped-vortex combustor concepts for stable combustion[J]. Transactions of the ASME, 1998, 120(3): 60-68.

- [6] 何小民,王家骅.驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究[J].航空动力学报,2002,17(5):567-571.
HE Xiaomin, WANG Jiahua. An investigation on the fluid characteristics of trapped - vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 567-571. (in Chinese)
- [7] 何小民,许金生,苏俊卿.驻涡区进口结构参数影响 TVC 燃烧性能的试验[J].航空动力学报,2007,22(11):1798-1802.
HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing. Effect of air and fuel injection patterns in pilot zone on trapped-vortex combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(11): 1798-1802. (in Chinese)
- [8] 李瑞明,刘玉英,刘河霞,等.驻涡燃烧室主流对凹腔涡流动的影响[J].航空动力学报,2009,24(7):1482-1487.
LI Ruiming, LIU Yuying, LIU Hexia, et al. Impact of main-stream on the vortex flow of cavity in trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1482-1487. (in Chinese)
- [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):30-34,39.
XING Fei, FAN Weijun, 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): 30-34, 39. (in Chinese)
- [10] 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火特性[J].推进技术,2015,36(4):601-607.
WU Zejun, HE Xiaomin, HONG Liang, et al. Ignition and lean blowout characteristics of a single-cavity trapped vortex combustor utilizing pressure swirl atomizer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(4): 601-607. (in Chinese)
- [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 Yixiao, HE Xiaomin, YE Zhengyuan, 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. (in Chinese)
- [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 Jianfeng, 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. (in Chinese)
- [13] 何小民,姚锋.流动和油气参数对驻涡燃烧室燃烧性能的影响[J].航空动力学报,2006,21(5):810-813.
HE Xiaomin, YAO Feng. Effect of flow parameters and equivalence ratio on the trapped vortex combustor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 810-813. (in Chinese)
- [14] 樊未军,易琪,严明,等.驻涡燃烧室凹腔双涡结构研究[J].中国电机工程学报,2006,26(9):66-70.
FAN Weijun, YI Qi, YAN Ming, et al. A Study of double vortex structure in the trapped vortex combustor[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(9): 66-70. (in Chinese)
- [15] STURGESS G J, SHOUSE D T, ZELINA J. Emissions reduction technologies for military gas turbine engines[R]. AIAA 2003-2622, 2003.
- [16] 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 Xiangtai, LI Jibao, 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. (in Chinese)
- [17] 金义,何小民,彭春梅,等.驻涡燃烧室驻涡区三维冷态流动特性数值研究[J].南京航空航天大学学报,2014,46(2):272-279.
JIN Yi, HE Xiaomin, PENG Chunmei, et al. 3-D numerical simulation of cold flow characteristics of cavity in trapped vortex combustor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(2): 272-279. (in Chinese)
- [18] 李瑞明,刘玉英,马文杰,等.驻涡燃烧室掺混孔对流量分配及燃烧性能的影响[J].航空动力学报,2010,25(3):488-495.
LI Ruiming, LIU Yuying, MA Wenjie, et al. Impact of dilution holes on the flow rate distribution and combustion performance of trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(3): 488-495. (in Chinese)
- [19] 何小民,许金生,苏俊卿,等.驻涡燃烧室燃烧性能试验[J].航空动力学报,2009,24(2):318-323.
HE Xiaomin, XU Jinsheng, SU Junqing, et al. Experimental research of the performance of the trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 318-323. (in Chinese)
- [20] 金如山.航空燃气轮机燃烧室[M].北京:宇航出版社,1988:129-147.

(编辑:张 雪)