

文章编号:1000-8055(2011)10-2267-07

可压流条件下凹腔驻涡流动试验

宋双文¹, 雷雨冰², 姚尚宏², 马 辉², 胡好生¹

(1. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对几何因素和气动因素对凹腔驻涡流动的影响进行了研究. 试验研究了改变凹腔的高长比、射流孔位置和主流进气角度等对凹腔驻涡流动的影响, 研究了改变主次流进口流速等气动因素对凹腔流动的影响. 总压损失采用总压探针测量, 速度场采用粒子图像测速仪(PIV)测量. 试验结果表明: ①两股射流在中部和底部喷射时均能产生大尺度涡结构, 在中部喷射时产生一对旋向相反的涡对, 在底部喷射时产生单涡. ②在中部喷射情况下, 增加主流马赫数和主流进气角度, 凹腔上部空间的涡度增强. ③主流进口马赫数增加, 试验件的总压损失显著增加.

关 键 词: 驻涡燃烧室(TVC); 凹腔; 流场; 单涡; 双涡; 总压测量; 粒子图像测速仪(PIV)

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experimental study on compressible flow in trapped vortex cavity

SONG Shuang-wen¹, LEI Yu-bing², YAO Shang-hong²,

MA Hui², HU Hao-sheng¹

(1. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;

2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The effect of geometry and aerodynamic factors on the flow in trapped vortex cavity was evaluated. The effect of geometry was analyzed by altering the ratio of height to length (H/L) of the cavity, injection position and main-flow inlet angle; the impact of aerodynamics was analyzed by varying main-flow and second inject flow inlet velocity. Total pressure loss was measured by total pressure probe, and the velocity field was measured by particle image velocimetry (PIV). The results reveal that: (1) When the position of the injection holes is in the bottom or the middle position, large scale vortexes can be formed in the trapped vortex cavity. A couple of opposite swirling vortexes are formed in the middle position; and only a single vortex can be formed in the bottom. (2) For the middle injection configuration, increasing the main-flow mach number and inlet angle can enhance the vortex intensity in the upside of the cavity. (3) The total pressure loss increases apparently with the growing main-flow inlet Mach number.

Key words: trapped vortex combustor (TVC); cavity; flow field; single vortex; double vortexes; total pressure measurement; particle image velocimetry (PIV)

收稿日期:2010-11-23; 修订日期:2011-02-12

基金项目:湖南省自然科学基金(09JJ3107)

作者简介:宋双文(1966—),男,湖南双峰人,博士,主要从事航空发动机燃烧室设计和试验.

驻涡燃烧室(TVC)是一种先进的燃烧室^[1],与常规燃烧室相比,TVC具有较高的点熄火性能、较低的氮氧化物排放量、较宽的高效燃烧工作范围.TVC通过在燃烧室中设置凹腔,在主流与两股射流的共同作用下,可以在凹腔中形成稳定的“驻涡”,由于凹腔中的涡受燃烧室进口气流畸变的影响较小,因此在发动机宽广的工作范围内,燃油都能在凹腔中稳定燃烧.驻涡燃烧技术获得了广泛重视^[1-7],虽然目前的研究主要针对航空发动机主燃烧室,但该技术也具有应用于冲压发动机燃烧室和涡轮发动机级间燃烧室(ITB)等高流速条件下的潜力^[1-8].文献[9-11]分别对单、双涡的驻涡燃烧室的性能进行了调试和试验研究,文献[12]对切向喷油的驻涡燃烧室进行了研究,以上文献主要研究驻涡燃烧室的驻涡形成机理和具体结构的性能,燃烧室的进口速度较低,进口气流马赫数基本都低于0.3.

本文采用粒子图像测速仪(PIV)测量方法,研究了燃烧室高进口马赫数(0.3~0.5)进气条件下,驻涡燃烧室内驻涡的形成机理,研究了驻涡燃烧室凹腔不同的高长比、射流孔位置以及主流进气角度对凹腔内流场的影响,并探索不同凹腔结构和进气方式对驻涡燃烧室总压损失的影响,为驻涡燃烧室的研制提供参考.

1 凹腔驻涡流动试验系统和试验件

凹腔驻涡流动的试验系统见图1.来自气源的压缩空气进入试验段后由三通分为两路,一路作为主流进入试验件,另一路进入支流管路作为凹腔射流气源,射流的流量为总流流量的30%左右.总流量通过涡街流量计测量,支流采用浮子流量计测量,两者之差即为主流流量.主流、支流的流量调节均通过各自管路上的阀门控制.

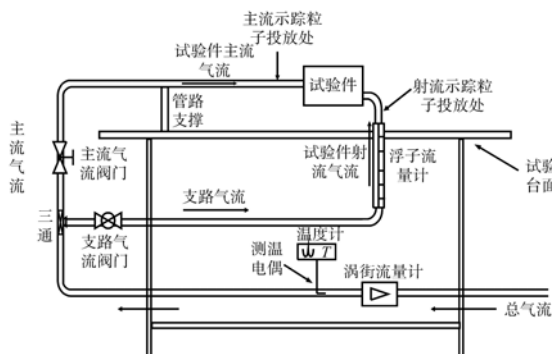


图1 凹腔驻涡试验系统示意图

Fig.1 Schematic of the test system

多方案驻涡试验件结构示意图见图2,图2中左端是进气口,右端是排气口,中间依次经过导流块和凹腔.试验件通过改变凹腔高长比(H/L)、射流孔位置以及主流进气角度(α)三个参数组成不同几何方案,每个几何参数各选取3个不同的值,试验件的特征尺寸见表1.试验件中保持凹腔长度 L 不变,通过调节凹腔高度 H 来改变凹腔高长比;凹腔后挡板是带有上、中、下射流孔的活动块,以便调节射流孔的位置;主流进气角度靠进口导流块调节.其中上、下射流在凹腔内形成单涡结构,中间射流在凹腔内形成双涡结构.

试验时,通过调整流量来改变主流的马赫数和射流的射流速度,主流马赫数在0.3~0.5之间变化,射流速度 V_j 在0~60 m/s之间变化.

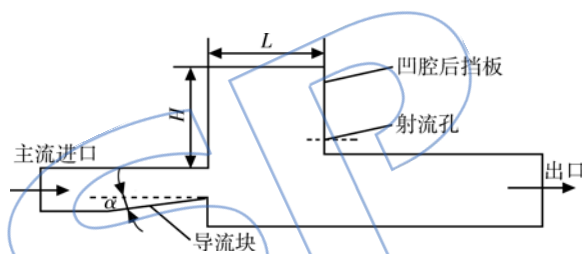


图2 驻涡流动试验件

Fig.2 Schematic of the TVC test configuration

表1 试验方案及代号

Table 1 Test items and symbol

凹腔高长比	$\alpha/(^\circ)$	凹腔射流孔位置		
		上	中	下
1.0	0	A	B	C
	10		T	Y
	20	W	N	X
0.85	0	D	E	F
	10		S	
	20		M	
0.7	0	G	H	K
	10		R	
	20		L	

图3为凹腔驻涡试验件的试验件照片.凹腔采用透光较好的有机玻璃制造,总压探针安装在进口导流块前方和出口靠上游的位置,凹腔进出口沿不同的径向位置分别安装了3支总压探针.对总压探针单点采集,再计算平均值作为进口压力.

试验所采用的 PIV 试验系统见图 4. 试验所用 PIV 是 TSI 公司生产, 其中 YAG(yttrium aluminium garnet)激光器功率为 50 mJ, CCD(charge couple device)相机分辨率为 $1000 \text{ 像素} \times 1000 \text{ 像素}$, 片光源厚度约 1 mm, 延迟时间取 $3 \mu\text{s}$. 试验结果采用各个截面数据的平均值, 每个截面的平均数据由 40 个瞬态流场数据统计平均得到.

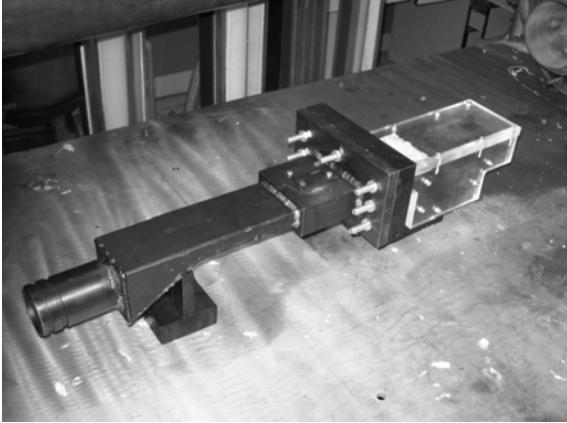


图 3 凹腔驻涡试验件装配图

Fig. 3 Assembly drawing of test configuration

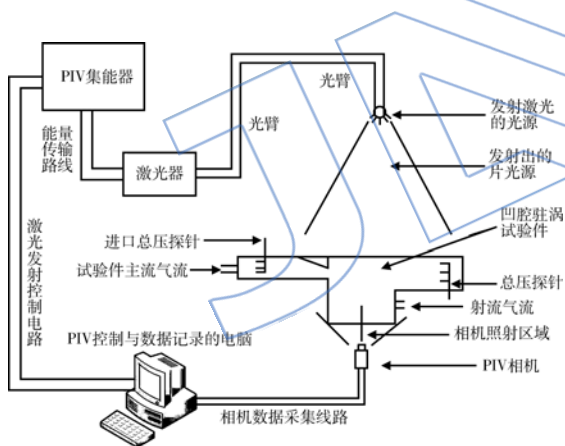


图 4 PIV 试验系统示意图

Fig. 4 Sketch of the PIV test system

2 总压恢复系数试验结果

图 5 和图 6 是不同方案试验件的总压恢复系数试验结果. 图 5 显示出了不同方案的试验件在主流马赫数为 0.5 条件下的总压恢复系数, 从图 5 中可以看出, 在任一方案下, 随着射流速度增加, 总压恢复系数变化不大, 相差只有 0.3% 左右, 这表明在相同的进口马赫数下, 射流速度对凹腔驻涡的总压恢复系数影响不大; 但不同方案的总压恢复系数相差较大, 随着主流进气角度的增

加, 总压恢复系数增大, 总压恢复系数最小的为 B 方案, 只有 83.2% 左右; 总压恢复系数最大的为 W 方案和 X 方案, 达到 88.4%. 由于不同方案的掺混程度不一样、涡的结构不一样, 不同方案试验件的总压恢复系数相差 5% 以上.

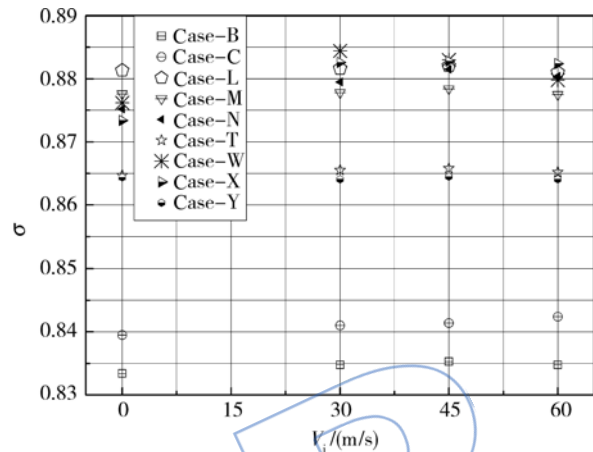


图 5 主流马赫数为 0.5 时多方案的总压恢复系数

Fig. 5 Total pressure recovery coefficient of multi-plans on the condition of main flow $Ma=0.5$

图 6 给出了两个典型方案(N 和 X)在主流马赫数分别为 0.3, 0.4 和 0.5 时的总压恢复系数(sigma)试验结果. 由图可见, 在相同高长比、相同主流进气角度和相同主流马赫数下, 两股射流在中部喷射和下部喷射时, 两个方案的总压恢复系数基本相当. 随着主流马赫数增加, 摩擦损失和掺混损失增加, 凹腔的总压恢复系数下降, 主流马赫数为 0.3 时, 总压恢复系数为 95.5%; 主流马赫数为 0.5 时, 总压恢复系数为 88%.

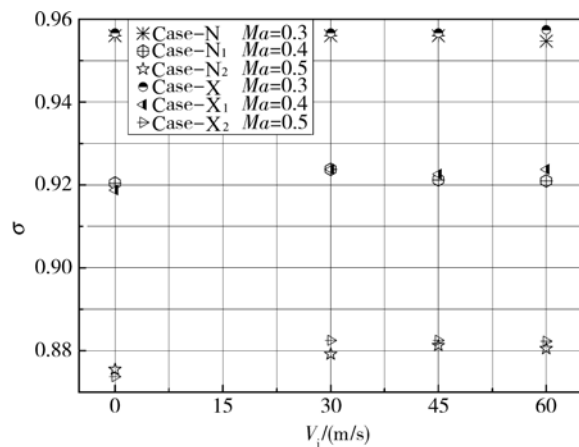


图 6 两种典型方案在不同主流马赫数时总压恢复系数

Fig. 6 Total pressure recovery coefficient of two typical plans under different main-flow Mach numbers

3 凹腔内流场 PIV 测量结果

图7~图9给出了主流马赫数为0.5,射流速

度为60 m/s条件下的PIV流场测量结果.图7给出主流进气角度为 20° ,中间射流的不同凹腔高长比下的速度矢量图.可以看出,随着高长比 H/L 的

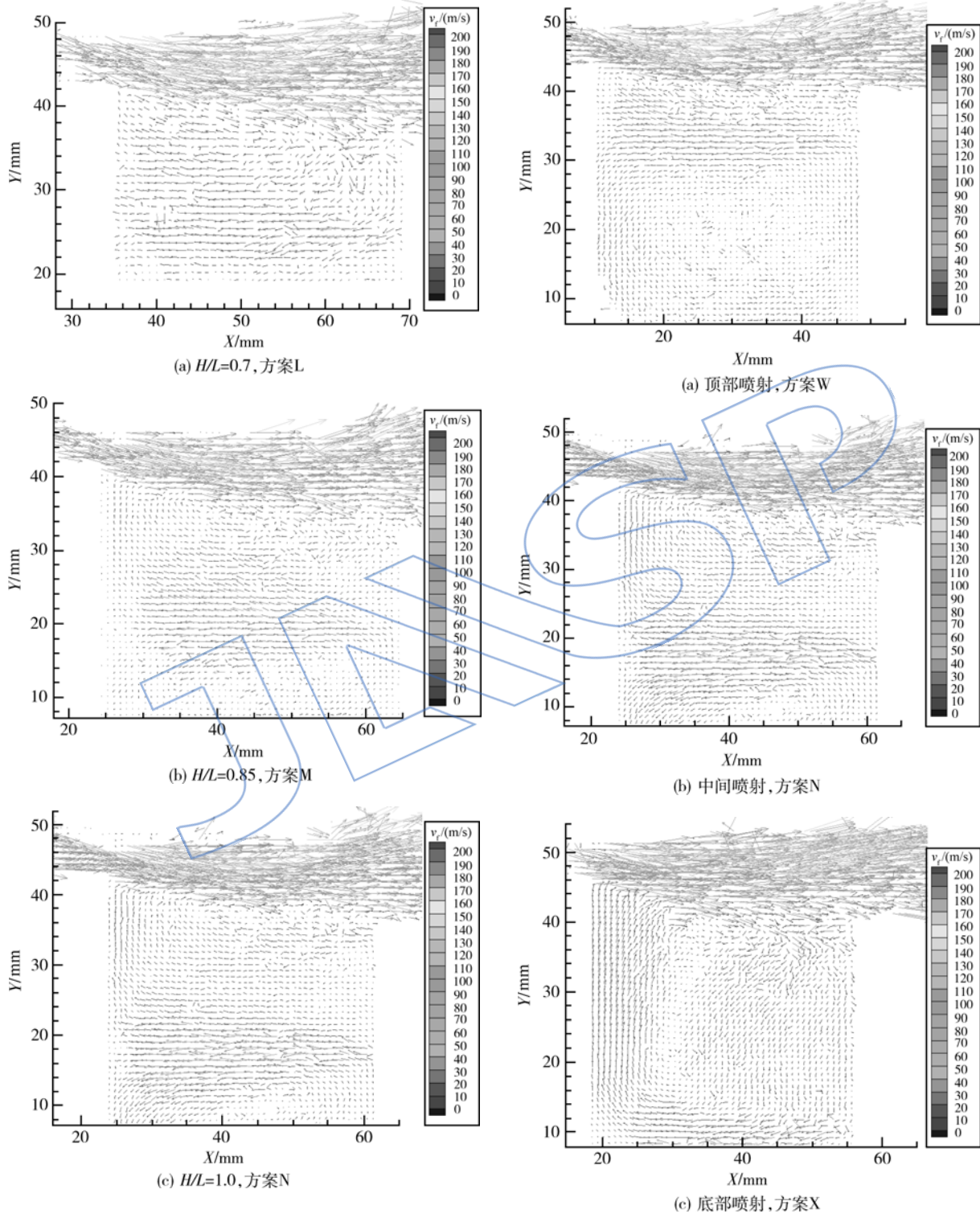


图7 主流进气角度为 20° 、中间射流条件下,不同凹腔高长比时的速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector images at different H/L under the main inlet angle 20° and middle injection

图8 凹腔高长比为1、主流进气角度为 20° 条件下,二股射流不同喷射位置时速度矢量图

Fig. 8 Velocity vector images at different injection position under the $H/L=1$ and main inlet angle 20°

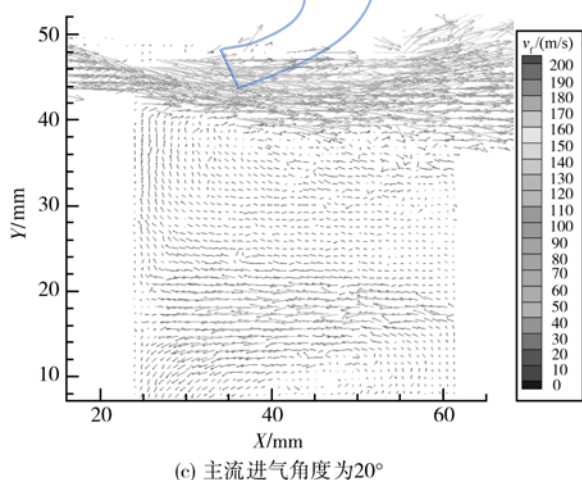
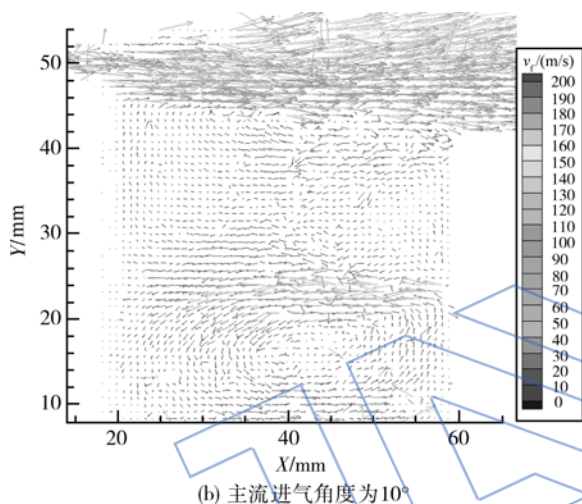
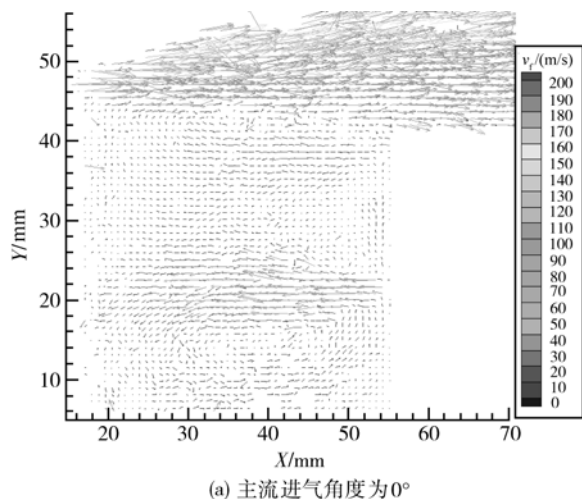


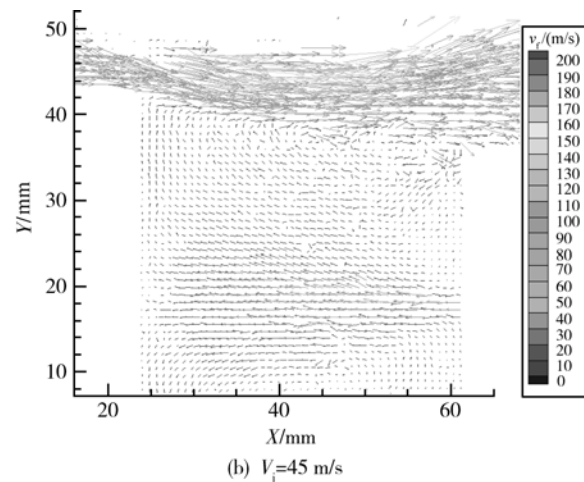
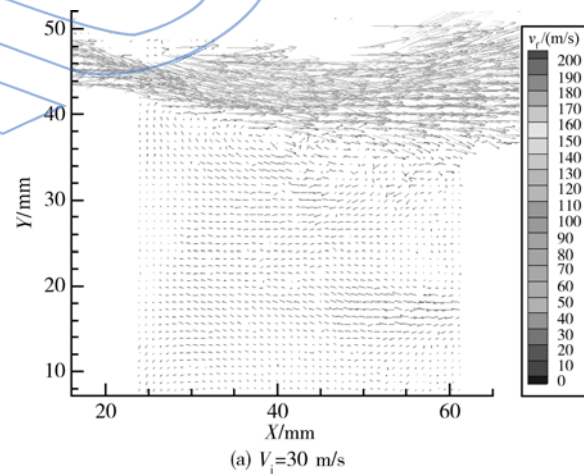
图 9 凹腔高长比为 1、中部喷射条件下,在不同主流进气角度时的速度矢量图

Fig. 9 Velocity vector images at different main-flow inlet angles under the $H/L=1$ and middle injection

增大,凹腔内上部空间的涡度减弱,这是由于主流与射流之间的距离增加,两者之间的剪切作用减弱的缘故.图 8 给出了凹腔高长比 $H/L=1$,主流入流角度为 20° 时两股射流在三个不同位置下的流场速度矢量图.由图 8 可见,下部射流和中间射流都能产生较好的涡结构,下部射流产生单涡结构,而中间射流产生双涡结构,上部射流虽然也有涡存在,但是由于射流与主流靠得太近,虽然流体之间的速度梯度很大,黏性力很大,仍然没有卷起大的旋涡.图 9 给出了凹腔高长比为 1,中间射流的主流进气角度分别为 0° , 10° 及 20° 条件下的流场速度矢量图,可以看出随着主流进气角度的增大,凹腔上部区域的涡度增加.根据第 3 部分的分析,随着主流进气角度的增大,总压恢复系数也有所升高.

图 10 给出了在主流马赫数为 0.5, 两股射流中间位置喷射时,不同射流速度下的速度矢量图.可以看出,随着射流流速的增加,凹腔内涡的涡度明显加强.

图 11 给出了射流速度 $V_j=60$ m/s, 中间位置喷射条件下在不同主流马赫数下的速度矢量图.



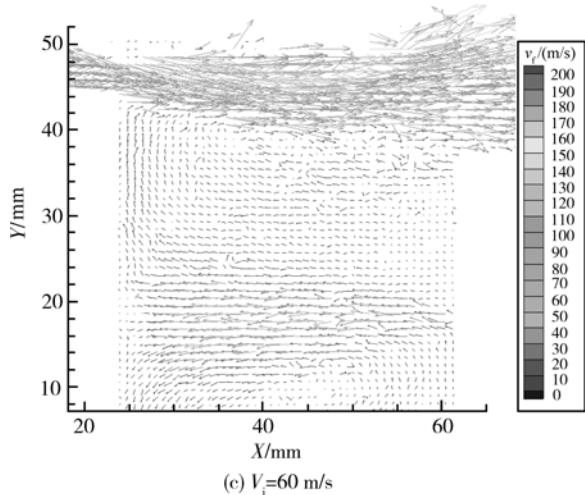


图10 主流马赫数为0.5、中间射流条件下，不同射流速度时的速度矢量图

Fig. 10 Velocity vector images at different injection velocities under main-flow $Ma=0.5$, middle injection

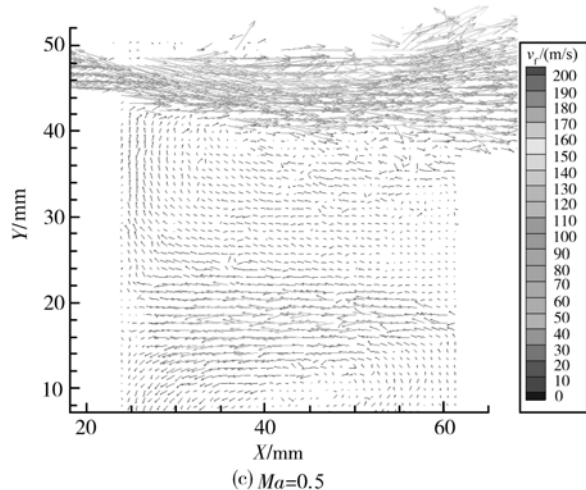
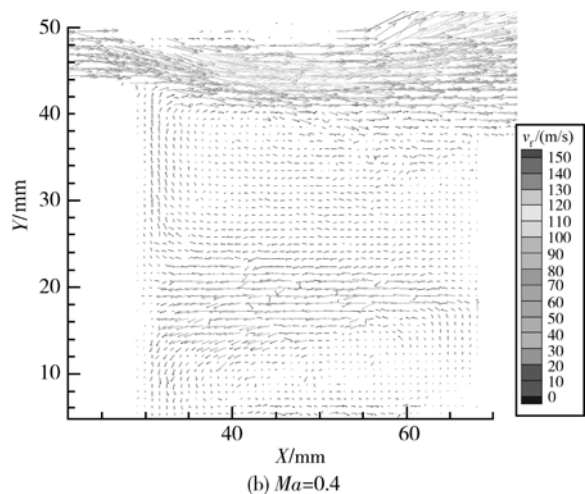
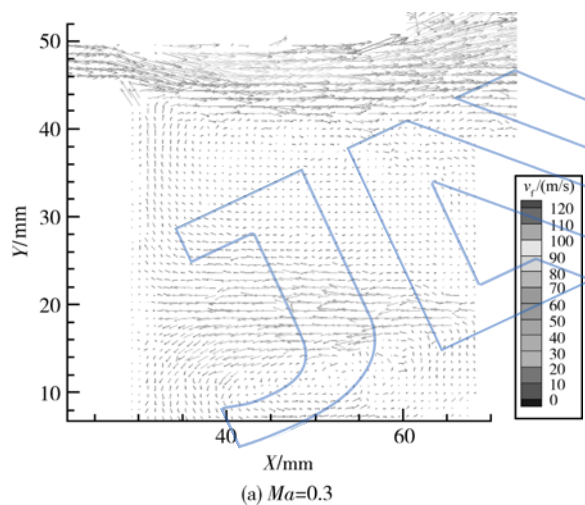


图11 射流速度为60 m/s、中间射流条件下，不同主流马赫数时的速度矢量图

Fig. 11 Velocity vector images at different main-flow Ma under $V_j=60$ m/s, middle injection



可以看出,随着主流马赫数的增加,主流与凹腔内上部涡之间的剪切作用加强,从而使得上部涡度增强;由于二次气流的存在,使得凹腔底部形成一个流动死区,因此底部的涡基本不随主流马赫数变化。

4 结 论

通过试验研究和分析,得到以下结论:

1) 凹腔高长比、射流位置对总压恢复系数影响很小,主流进气角度对总压恢复系数影响较大。在 $\alpha \in (0^\circ, 20^\circ)$ 时,随着角度增加,总压恢复系数显著增加;随着主流马赫数的增加,总压恢复系数有明显下降。

2) 下部射流和中间射流都能产生大尺度涡结构,其中下部射流产生单涡结构,而中间射流产生双涡结构。

3) 在本文所研究参数范围内,增大主流马赫数、主流进气角度和射流速度有利于增强凹腔内的涡度。

参考文献:

- [1] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D L, et al. Vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA 2001-0483, 2001.
- [2] Straub D L, Casleton K H, Lewis R E, et al. Assessment of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor for stationary gas turbines[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 127(1): 36-41.

- [3] 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, 2001.
- [4] Hendricks R C, Shouse D T, Roquemore W M. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser[R]. NASA TM-2004-212507, 2004.
- [5] Hendricks R C, Buehrle R, Liu N S, et al. Numerical simulation of the RTA combustion rig[R]. NASA TM-2005-21389, 2005.
- [6] 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.
- [7] Zelina J, Ehret J, Hancock R D, et al. Ultra-compact combustion technology using high swirl for enhanced burning rate[R]. AIAA 2002-3725, 2002.
- [8] Thornburg H, Zelina B S, Greenwood R. Numerical study of an inter-turbine burner (ITB) concept with curved radial vane[R]. AIAA 2007-649, 2007.
- [9] 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)
- [10] 邢菲, 樊未军, 张荣春, 等. 蒸发管供油的单驻涡燃烧室贫油点火试验[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 523-527.
- XING Fei, FAN Weijun, ZHANG Rongchun, et al. Ignition performance of a single trapped vortex combustor with evaporation tube as fuel supply[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(5): 523-527. (in Chinese)
- [11] 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): 784-799.
- KONG Xianglei, FAN Weijun, XING Fei, et al. Experimental study on outlet temperature distribution in single vortex/lean oil trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 784-799. (in Chinese)
- [12] 张弛. 切向驻涡燃烧室基础研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.
- ZHANG Chi. Basal research on tangent trapped vortex combustor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)