

驻涡燃烧室驻涡区三维冷态流动特性数值研究

金 义 何小民 彭春梅 方 杰 吴泽俊

(南京航空航天大学能源与动力学院,南京,210016)

摘要:驻涡燃烧室驻涡区内的流动是影响驻涡燃烧室性能的一个关键因素。首先将数值模拟结果进行与试验测量结果进行对比,确定了最佳的湍流模型,并在此基础上通过数值方法深入研究了驻涡燃烧室驻涡区冷态流动特性。结果发现:通过在驻涡区前壁进气缝中设置一定的矩形挡片可以在驻涡区一定范围内诱发以反向旋转的涡对形式存在的流向涡。对比研究了挡片阻塞比 BR(挡片面积与前壁开缝面积之比)分别为 0,0.2,0.4 时驻涡区内的流动结构,分析了流向涡产生的原因。定量结果表明,当 BR=0.2,0.4 时,(1)流向涡涡量大小比 BR=0 时提高了将近 100%,BR=0.2 对应的流向涡涡量比 BR=0.4 对应的流向涡涡量略大;(2)在流向涡混合层内,流向涡涡量沿轴向呈先增大后减小的趋势;(3)燃烧室总压损失约比 BR=0 时大 1%。

关键词:燃烧;驻涡燃烧室;驻涡区;冷态流场;数值研究

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2014)02-0272-08

3-D Numerical Simulation of Cold Flow Characteristics of Cavity in Trapped Vortex Combustor

Jin Yi, He Xiaomin, Peng Chunmei, Fang Jie, Wu Zejun

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The flow structure in cavities is a key issue for trapped vortex combustors. Numerical method is verified by experimental results. According to the numerical simulation in this paper, series of streamwise vortexes which exist in the form of counter-rotating vortex pairs would be induced by the addition of specific rectangular stacks in the jet slots in the front body of cavities. Three cases in which the stack blockage ratio BR (tab area to jet slot area ratio) are 0,0.2,0.4 respectively are investigated. In cases BR=0.2,0.4, the results show that: (1) the streamwise vorticities are significantly increased by nearly 100% compared with that in the case BR=0, and the streamwise vorticities in the case BR=0.2 are slightly stronger than the streamwise vortexes in the cases BR=0.4; (2) in the streamwise vortex mixing layer, the mean streamwise vorticity increases first and then decreases along the axis direction; (3) the total pressure loss of the combustor is about 1% bigger than that in the case BR=0.

Key words: combustion; trapped vortex combustor; cavity zone; cold flow; numerical simulation

驻涡燃烧室是一种利用凹腔(驻涡区)内驻定的漩涡来稳定火焰的新概念燃烧室。驻涡区内合理的流场结构是保证驻涡燃烧室优越性能的关键,国内外也就此开展了大量的试验和数值研究。樊未军等 2006 年采用粒子图像测速技术(Particle image velocimetry,PIV)对一个二维驻涡燃烧室

凹腔内的流动进行了试验测量,获得了凹腔前后体吹气对凹腔内流动的影响^[1],其后又于 2007 年使用大涡模拟对凹腔内双驻涡冷态流场进行了数值研究,发现在存在主流、前后壁面射流的情况下,凹腔在特定几何条件下会产生准周期生成和破碎的驻涡,同时分析了驻涡生成发展的过程^[2]。刘玉英

等采用 PIV 对二维矩形驻涡燃烧室凹腔内的流场结构进行了测量,结果表明前冷却缝对流场的影响较小,凹腔油气掺混孔在开孔截面上对流场及涡核中心位置的影响较大^[3]。李瑞明等同样采用 PIV 技术对二维模型驻涡燃烧室试验器进行了测量,重点考察了主流速度及结构变化对凹腔内涡流动的影响^[4]。邢菲等使用数值和实验两种方法对二维凹腔内双驻涡稳焰冷态流场进行了初步研究,得到了主流速度和前壁吹气速度一定的情况下的最佳后壁吹气速度,数值计算结果与实验结果符合较好^[5]。钟兢军、刘世青、程平利用数值方法对中心驻体式驻涡燃烧室开展了深入研究,获得了不少结果^[6-7]。

总结以往关于凹腔内流动的研究可以发现,不论是通过试验方法还是数值方法,对凹腔流动的研究都集中在展向横截面内的流动(如展向涡的性态),关于三维凹腔模型中轴向横截面内流动的研究基本没有,原因在于:(1)驻涡燃烧室的优点在于火焰稳定性,而凹腔中展向涡对于火焰稳定起决定性作用,因此成为关注的焦点;(2)从试验研究的角度,展向横截面内的流动易于测量,而由于受到凹腔前后壁面和燃烧室出口的影响,对凹腔轴向横截面内流动的测量非常困难^[8-15]。目前,驻涡燃烧室良好的火焰稳定性已经得到了试验证实,因此有必要对轴向横截面内的流动开展研究,探寻进一步提高驻涡燃烧室性能的途径。基于上述内容,本文在验证了数值方法有效性的基础上对三维驻涡燃烧室模型开展了冷态数值研究,重点分析驻涡区轴向横截面内的流动特性。

1 物理模型

计算所采用的物理模型如图 1 所示,主要参数包括:燃烧室轴向长度 353 mm,展向长度 60 mm,径向最大尺寸 172 mm。燃烧室进口扩压器为直壁扩压器,火焰筒上游设置了中心钝体和帽罩保证流量分配,驻涡区前后壁分别开设了进气缝(图中的 5 和 7),前壁挡片高度(径向尺寸)与前壁进气缝高度相同,在驻涡区和主流区之间设置了矩形联焰板,联焰板宽度(展向尺寸)均为 10 mm,下游火焰筒板上开设了斜槽引入冷却气 4。坐标原点位于中心钝体下游壁面中心。

2 数值计算方法

2.1 数学模型

目前,凹腔流动数值研究中采用较多的湍流模

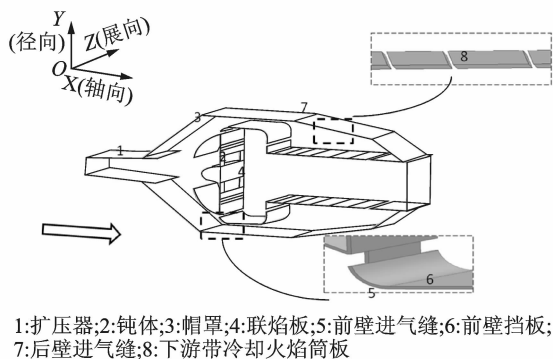


图 1 计算物理模型

Fig. 1 Physical model for computation

型包括 SST $\kappa-\omega$ 模型、Realizable $\kappa-\epsilon$ 、RNG $\kappa-\epsilon$ 模型和 Standard $\kappa-\epsilon$ 模型等,为验证数学方法的有效性,确定最佳的湍流模型,本文首先应用 PIV 技术试验测量了模型燃烧室冷态流场,然后基于 FLUENT 流场计算平台,采用不同的湍流模型计算了燃烧室冷态流场,计算设置的条件与试验条件完全一致。试验所使用的 PIV 系统是 La Vision 公司生产的 PIV 系统。采用的激光器系统是由两台 Nd:Yag 激光器及光路调整系统封装成一体。激光器的工作频率为 15 Hz,每个脉冲能量为 200 mJ,两激光器脉冲间隔为 0.5 μs ~33.3 ms,可以满足从低速流动到高速流动测量的需要,典型的脉冲持续期为 8 ns。CCD 相机分辨率为 2 048 \times 2 048 像素,双帧频为 14 帧/秒,每两帧图像之间的最小时间间隔约为 120 ns。不同湍流模型的特点和适用范围见文献[16,17],这里不再赘述。试验和数值方法得到的 Z 方向中间截面流场结构对比见图 2(常压、进口温度 300 K,进口速度 87 m/s),从图 2 可以清楚地发现,Standard $\kappa-\epsilon$ 模型预测的结果与 PIV 测量结果相对接近,而在 SST $\kappa-\omega$ 模型、Realizable $\kappa-\epsilon$ 模型和 RNG $\kappa-\epsilon$ 模型预测的结果中,凹腔下游底角处均存在一个较大的旋涡,涡系结构与 PIV 测量结果明显不符。图 3 为 Standard $\kappa-\epsilon$ 模型预测和 PIV 测量得到的不同轴向位置的轴向速度分布(Z 方向中间截面),其中 $L=50$ mm 为凹腔轴向长度,图中 4 个轴向位置分别距离凹腔前壁 10, 20, 30 和 40 mm。从速度分布上看,凹腔内气流速度低,主流射流速度高,中心钝体尾迹区速度低,如此沿径向形成了高低速度交替出现的特点,提高了速度梯度。Standard $\kappa-\epsilon$ 模型预测和 PIV 测量得到的结果具有良好的一致性。综合上述湍流模型校核的结果可以看出,Standard $\kappa-\epsilon$ 模型预测的流场从流场涡系结构和速

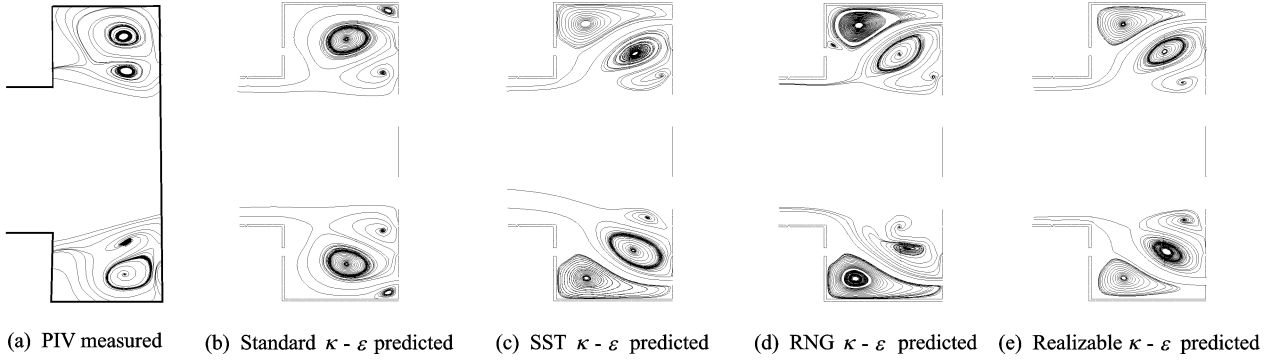


图2 不同湍流模型计算结果与PIV测量结果对比(Z 方向中间截面)

Fig. 2 Comparison of vortex structure measured by PIV and predicted by different turbulence models (middle plane in Z direction)

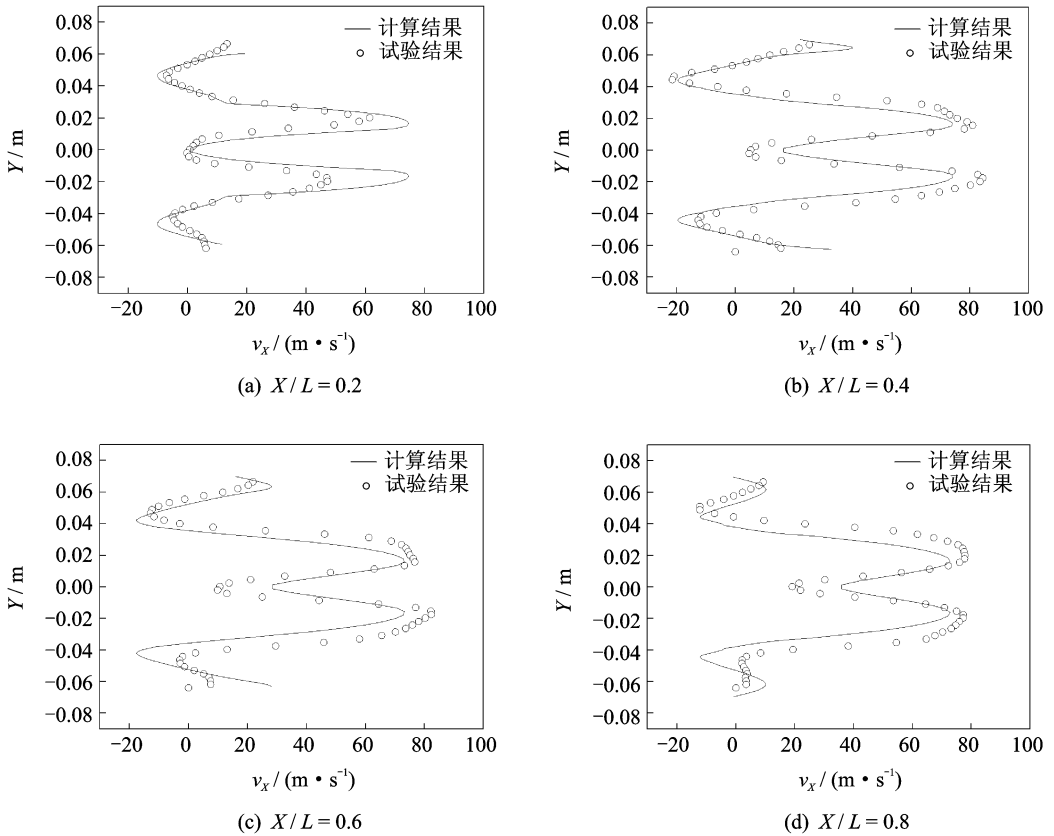


图3 Standard $\kappa\epsilon$ 模型和PIV测量得到的轴向速度分布(中间截面)

Fig. 3 Comparison of axial velocity distribution between Standard $\kappa\epsilon$ model predicted and experimental results (middle plane)

度分布来看都和PIV试验测量结果符合得很好,因此,本文工作中均选用了Standard $\kappa\epsilon$ 湍流模型模型。连续方程、动量方程、湍流动能方程、耗散率方程均采用二阶迎风差分格式离散,压力场的求解采用SIMPLEC算法进行压力速度耦合求解,近壁区采用壁面函数法处理。残差要求小于 1×10^{-6} 。

2.2 边界条件

燃烧室进口为压力进口,空气温度300 K;出

口为压力出口边界;燃烧室沿展向的两侧面为平移周期边界;参考压力为101.325 kPa。

2.3 计算网格及独立性研究

整个计算域网格采用分块网格生成法划分,全部为六面体网格,并对驻涡区进行了局部加密。为了保证计算结果不受网格数量影响开展了网格独立性试验,考虑到凹腔和中心钝体尾迹区对驻涡燃烧室的重要作用,改变网格数时主要改变了上述区

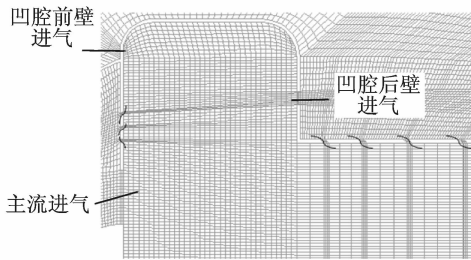


图 4 计算网格划分

Fig. 4 Mesh generated for computation

域的网格密度。图 5 为前壁挡片阻塞比 0.2 的模型在不同网格数量下得到的驻涡区内展向涡涡心位置分布情况,从图可以看出,采用 181 万网格得到的解与 207 万网格得到的解基本重合,说明模型在 181 万网格时已经得到了网格无关解,故在本文研究的所有模型中网格总数都保持在 181 万左右。

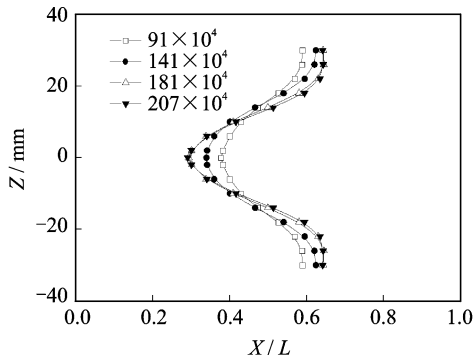


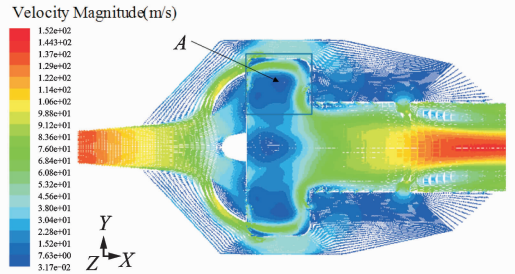
图 5 网格独立性计算结果

Fig. 5 Grid independency results

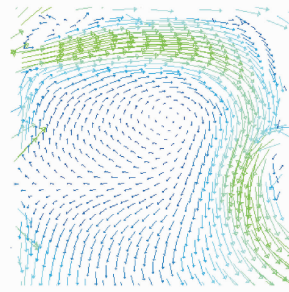
3 结果与分析

3.1 前壁挡片对驻涡区前后壁射流速度分布的影响

图 6 给出了燃烧室宏观流动结构和凹腔流动的局部放大图,清晰反映了燃烧室流动特点。图 7 为不同挡片阻塞比情况下驻涡区前后壁射流的速度分布(前壁轴向位置: $X=0$,后壁轴向位置: $X=50\text{ mm}$)。从图中可以看出,无前壁挡片时,驻涡区前后壁射流速度沿 Z 方向基本不变;加入挡片后,速度分布发生了显著变化,前壁挡片位置速度为 0,挡片两侧流通区域速度升高,且 BR 越大,升高的幅度也越大,驻涡区后壁面射流速度呈现中间高两侧低的分布,BR 从 0.2 升高到 0.4,速度分布曲线形状基本不变,但速度大小略有升高。对比图 7(a)和图 7(b)可以发现,驻涡区前后壁速度分布曲线似乎呈现一种“配合”关系,产生这种现象的原因是驻涡区前壁进气方向顺着燃烧室进口气流方向,且前壁进气缝位于凹腔底部,前壁进气全部



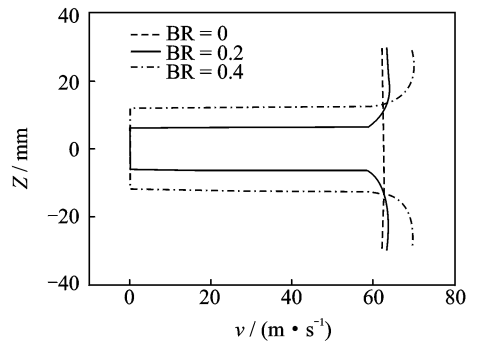
(a) 全局



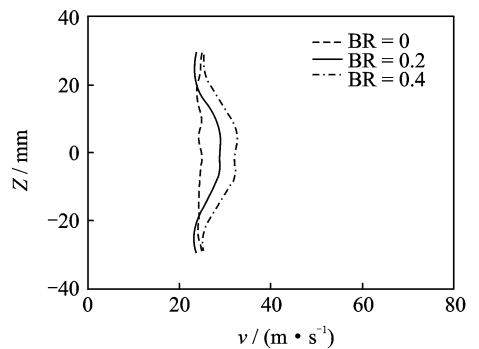
(b) A区域局部放大图

图 6 联焰板截面速度分布图

Fig. 6 Velocity vector in plane along radial strut



(a) 前壁



(b) 后壁

图 7 驻涡区前壁及后壁射流速度分布

Fig. 7 Velocity profiles of jet slots in both front body and after body of cavity

进入驻涡区,相比之下,驻涡区后壁进气方向与燃烧室进口气流方向几乎相反,且后壁进气缝靠近远离凹腔底部而接近主流,后壁进气只有部分参与驻

涡区流动,其余气体直接流入主流。因此,从驻涡区流动的角度而言,前壁进气起主导作用,后壁进气而从一定程度上决定于前壁进气情况。

3.2 驻涡区冷态流动特性(涡系分布)分析

图8为不同BR对应的不同轴向位置驻涡区

速度矢量场。从图可以看出,BR=0时,凹腔内没有流向涡产生,而BR=0.2,0.4时,凹腔一定空间范围内产生了流向涡,从形态上看,流向涡以反向旋转的涡对形式存在。BR=0.2,0.4时,流向涡沿着轴向方向经历了一个从生成、发展、减弱到消

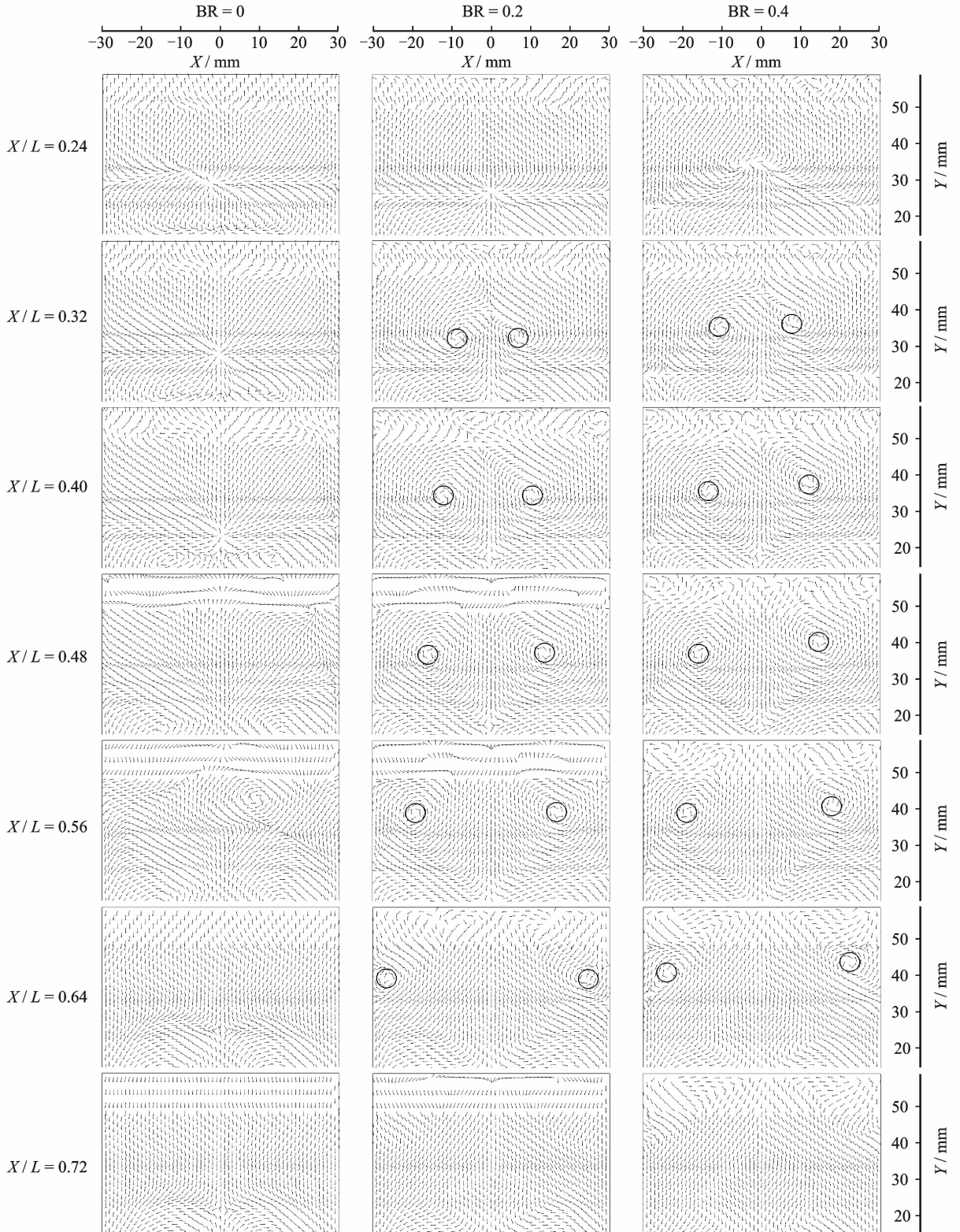


图8 驻涡区内速度矢量场沿轴向的变化

Fig.8 Flow field in cavity at different axial locations

失的过程,流向涡生成位置约位于 $X/L=0.32$ 上游,消失位置约位于 $X/L=0.64$ 下游,流向涡存在的范围约占凹腔的 33% 左右。越往下游,流向涡对涡心之间沿展向的距离越远。值得一提的是,本文研究中得到的流向涡对旋转方向和刘欣、Zaman 等人^[18-23]得到的喷口小突片下游诱发的流向涡对旋转方向相反,主要原因在于喷口小突片在出口处对流体滞止作用形成压力沿射流出口展向的不均匀分布,小突片根部压力大,小突片两侧压力小,诱发了流向涡,气流流过小突片后处于自由射流状态,而凹腔前壁气流流经挡片后进入的是一个受限空间而非自由空间,其流动还受到凹腔后壁射流和主流的影响,流动更为复杂。

图 9 为不同 BR 对应的驻涡区内流向涡涡量平均值 ($|\omega_x|_{avg}$) 沿轴向的变化。从图中可以看出,前壁挡片的存在明显增强了驻涡区内的旋涡强度,与 $BR=0$ 相比, $BR=0.2, 0.4$ 对应的流向涡涡量大约提高了 100%。 $BR=0$ 时大约为 400 s^{-1} 左右; $BR=0.2, 0.4$ 时大约为 800 s^{-1} 左右。 $BR=0$ 时流向涡涡量主要是联焰板后的低压区对驻涡区内气体的引导产生的, $BR=0.2, 0.4$ 时,驻涡区内流向涡系的产生极大地强化了驻涡区内的旋涡强度。对比 $BR=0.2$ 和 $BR=0.4$ 的曲线可以发现,两者流向涡涡量沿 X 轴均呈现先增大后减小的非单调变化趋势,这与流向涡系沿轴向经历生成、发展、减弱到消失的过程相符合。 $BR=0.2$ 时流向涡涡量值比 $BR=0.4$ 时值略大,主要原因是前壁挡片阻塞比的增大降低了驻涡区内的总流量,驻涡区内的平均流速也相应降低。 $BR=0.2$ 时最大涡量位置比 $BR=0.4$ 时最大涡量位置略靠下游。

不同挡片阻塞比对应凹腔内展向涡涡心位置如图 10 所示,经过对比发现, $BR=0$ 时,凹腔内展向涡表现出较强的二维性态,涡心位置沿轴向基本

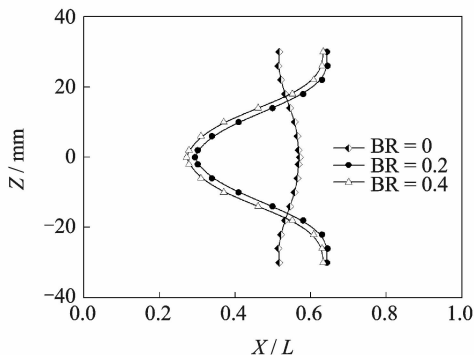


图 10 展向涡涡心位置分布

Fig. 10 Distribution of spanwise-vortex cores

不变。 $BR=0.2, 0.4$ 时,由于凹腔前后壁射流速度分布的变化,展向涡沿轴向发生较大错位,挡片中心截面展向涡涡心最靠上游,越往两侧涡心越靠下游。展向涡沿轴向的错位在轴向横截面内产生径向剪切(中心流向主流,两侧背离主流),加上主流和凹腔底部壁面的限制,最终在凹腔一定区域内诱发了流向涡。总体而言, $BR=0.4$ 时展向涡涡心比 $BR=0.2$ 时的展向涡涡心略靠上游。图 11 为 $BR=0.2$ 时驻涡区内展向涡涡心位置及涡系分布的示意图,由于前壁挡片的存在,驻涡区内形成了展向涡、流向涡同时存在的复杂涡系结构。

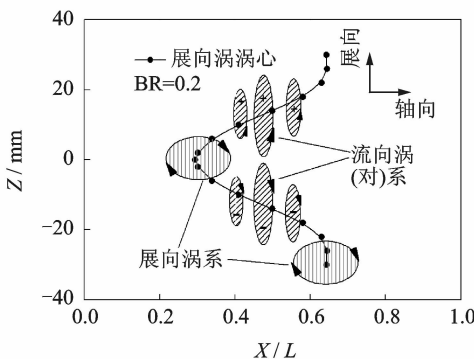


图 11 驻涡区涡系结构示意图

Fig. 11 Schematic diagram of vortices in cavity

图 12 为燃烧室总压损失随凹腔前壁进气缝堵塞比的变化。 $BR=0.2$ 和 $BR=0.4$ 时燃烧室总压损失相差不大,约为 4.5%,但与 $BR=0$ 时相比增加了约 1%。

基于驻涡区宏观流动特性可以将驻涡区沿轴向方向分为 3 个区域,依次为:前区、流向涡混合层(存在流向涡的区域)和后区,前区的流动以背离主流的流动为主,流向涡混合层的主要特点是存在流向涡系,后区的流动以朝向主流的流动为主,驻涡

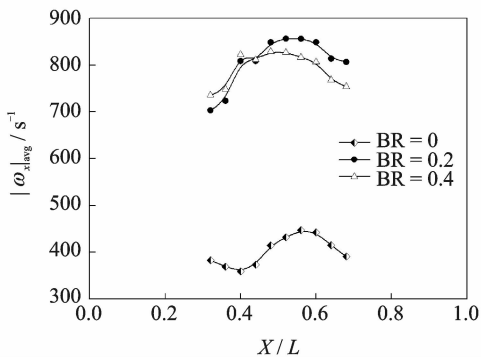


图 9 不同 BR 对应的驻涡区涡量

Fig. 9 Mean streamwise vorticities in cavity at different axial locations

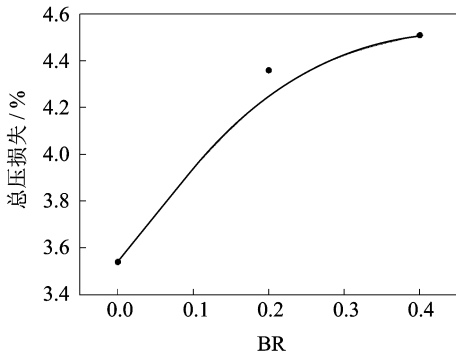


图 12 燃烧室总压损失随 BR 的变化

Fig. 12 Pressure loss of combustor versus BR

区流动分区示意图见图 13。从相关燃烧试验研究结果看,如果燃油从驻涡区前壁供入,燃油进入驻涡区后并不会立即燃烧,而是经过与空气的混合到达下游一定位置后才开始燃烧,因此,流向涡混合层会对驻涡燃烧室燃烧性能产生较大影响,通过适当途径扩大流向涡混合层的影响范围、增强流向涡旋涡强度有望提高燃烧室综合性能。

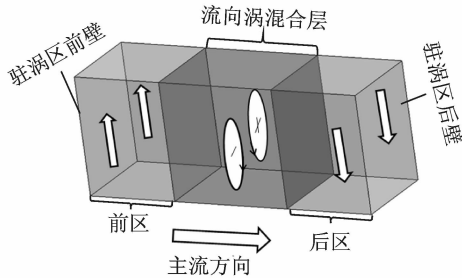


图 13 驻涡区流动分区示意图

Fig. 13 Schematic of flow characteristics in cavity

4 结 论

本文通过数值方法对开缝进气式三维驻涡燃烧室模型冷态流场进行了研究,深入分析了驻涡区前壁挡片对驻涡区内流动的影响,主要结论如下:

(1)合理设置前壁挡片可以在驻涡区内诱发流向涡系,该流向涡系可以强化驻涡区内沿展向的物质和能量的输运。按照宏观流动特性将驻涡区分为前区、流向涡混合层和后区 3 个区域。

(2)对比不同前壁挡片阻塞比的流动发现,诱发流向涡系的主要原因是前壁挡片改变了驻涡区前后壁射流速度分布,展向涡涡心沿轴向发生了较大错位。

(3)BR=0.2,0.4 时流向涡混合层内的流向涡涡量比 BR=0 时增大了近 100%,BR=0.2,0.4 时流向涡涡量沿轴向呈先增大后减小的趋势,

BR=0.2 对应的流向涡涡量比 BR=0.4 对应的流向涡涡量略大。

参考文献:

- [1] 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):66-71.
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): 66-71.
- [2] 樊未军,孔昭健,邢菲,等. 凹腔驻涡模型燃烧室内涡的演化发展[J]. 航空动力学报,2007,22(6):888-892.
Fan Weijun, Kong Zhaojian, Xing Fei, et al. Vortexes evolvment and development in the model of trapped vortex combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 22(6): 888-892.
- [3] 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):29-33.
Liu Yuying, Li Ruiming, Yang Maolin, et al. Experiment on flow field of cavity in trapped vortex combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 29-33.
- [4] 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 mainstream on the vortex flow of cavity in trapped vortex combustor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 24(7): 1482-1487.
- [5] 邢菲,孟祥泰,李继宝,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.
- [6] 钟兢军,刘世青. 驻涡燃烧室前后驻体后端面冷态流场数值模拟[J]. 热能与动力工程,2010,25(5):482-486.
Zhong Jingjun, Liu Shiqing. Numerical simulation of the cold-state flow field on the rear end surface of a front centerbody in a trapped vortex combustor [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2010, 25(5): 482-486.
- [7] 程平. 驻涡燃烧室冷态流场气体喷射的研究[D]. 大连:大连海事大学,2009.
Cheng Ping. Study on the cool flow field in trapped vortex combustor with air injecton [D]. Dalian: Dalian Maritime University, 2009.
- [8] Ezhil Kumar 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.
- [9] Katta V R, Roquemore W M. Study on trapped vortex combustor-effect of injection on flow dynamics [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998(14): 273-281.
- [10] Straub D L, Casleton K H, Lewis R E, et al. Assessment of rich-burn, quick-mix, lean-burn (RQL) trapped vortex combustor for stationary gas turbines [J]. *Transactions of the ASME*, 2005(127): 36-41.
- [11] 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, 2004.
- [12] 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.
- [13] 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.
- [14] 林宏军, 程明, 何小民. 驻涡燃烧室的研究进展和应用浅析[J]. *航空科学技术*, 2011(4): 68-70.
Lin Hongjun, Cheng Ming, He Xiaomin. Progress and application of trapped vortex combustor [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2011(4): 68-70.
- [15] Kang Woong, Sung Hyung Jin. Large-scale structures of turbulent flows over an open cavity [J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2009(25): 1318-1333.
- [16] Pope S B. *Turbulent flows*[M]. London: Cambridge University Press, 2000.
- [17] 李鹏飞, 徐敏义, 王飞飞. 精通 CFD 工程仿真与案例实战[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2011.
- [18] Zaman K B M Q. Streamwise vorticity generation and mixing enhancement in free jets by 'delta-tabs'[R]. AIAA-93-3253, 1993.
- [19] Zaman K B M Q, Reeder M F, Smimy M. Supersonic jet mixing enhancement by delta-tabs[R]. AIAA-92-3548, 1992.
- [20] Zaman K B M Q, Reeder M F, Smimy M. Effect of tabs on the evaluation of an axisymmetrical jet[R]. NASA-1991-2263, 1991.
- [21] 刘欣. 减小突片喷口射流增强混合的机理研究[D]. 天津: 天津大学, 2006.
Liu Xin. Investigation on mixing enhancement mechanism of jet flow with tabbed nozzle [D]. Tianjin: Tianjin University, 2006.
- [22] 凌国灿, 熊忠民. 三维尾迹型流动中的大尺度旋涡位错形成[J]. *中国科学(A辑)*, 2001, 31(10): 913-922.
- [23] 林建忠, 余钊圣, 沈利平. 混合层流场的特性及其大涡结构的研究[J]. *力学进展*, 1997, 27(2): 217-231.
Lin Jianzhong, Yu Zhaosheng, Shen Liping. The advances on the large vortex structures and properties in mixed layers [J]. *Advances in Mechanics*, 1997, 27(2): 217-231.