

环形中心钝体驻涡燃烧室驻涡腔有无喷射的对比

韩吉昂, 李晓东, 钟兢军

(大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘 要: 采用三维雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程, renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ 湍流模型和标准壁面函数对驻涡腔有无喷射的环形中心钝体驻涡燃烧室的冷态流场进行了数值仿真, 分析了驻涡腔有无喷射对环形中心钝体驻涡燃烧室涡系结构、驻涡腔流动参数和燃烧室总体性能的影响。结果表明: 相比于无喷射时, 驻涡腔添加喷射可以使驻涡腔内形成相对稳定的双驻涡结构; 驻涡腔喷射的存在使得环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面总压损失系数降低约 9.2%, 并能提高驻涡腔内的平均气流参数; 驻涡腔喷射对环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面流动参数沿流道高度方向的变化趋势影响不大。

关 键 词: 环形中心钝体驻涡燃烧室; 驻涡腔; 喷射; 冷态流场; 涡系结构

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Comparison of trapped vortex cavity with/without injection in annular central bluff-body trapped vortex combustor

HAN Ji-ang, LI Xiao-dong, ZHONG Jing-jun

(Marine Engineering College,

Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China)

Abstract: The three dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes (N-S) equations, renormalization group (RNG) $k-\epsilon$ turbulent model and standard wall functions were adopted to numerically simulate the cold flow field of annular central bluff-body trapped vortex combustor under trapped vortex cavity with/without injection. The effects of trapped vortex cavity with/without injection on the vortex structure, flow parameters in the trapped vortex cavity and the overall performance of the annular central bluff-body trapped vortex combustor were analyzed. Results show that a relatively stable double vortex structure can be formed in the trapped vortex cavity with trapped vortex cavity injection compared to trapped vortex cavity without injection. With the existence of trapped vortex cavity injection, the total pressure loss coefficient of the annular central bluff-body trapped vortex combustor is reduced about 9.2% at the exit section and the average flow parameters of the trapped vortex cavity also increase. The trapped vortex cavity injection has little influence on changing trend of flow parameters along flow-path height direction at the exit section of the annular central bluff-body trapped vortex combustor.

Key words: annular central bluff-body trapped vortex combustor;

trapped vortex cavity; injection; cold flow field; vortex structure

燃烧室是航空发动机和燃气轮机的核心部件之一,随着航空发动机和燃气轮机性能的提高,对燃烧室提出了高温升、低污染的要求,一些新型燃烧室和燃烧技术相继出现^[1-6],如双环腔燃烧室、分级燃烧室、变几何燃烧室、驻涡燃烧室以及贫油预混预蒸发燃烧技术等.其中,驻涡燃烧室是利用燃烧室中凹腔或钝体后的驻留旋涡实现火焰稳定的一种新型燃烧室,具有结构简单紧凑、成本低、稳定工作范围宽、污染物排放低等特点.

目前,国内外研究的驻涡燃烧室主要有两种结构,即凹腔驻涡燃烧室和中心钝体驻涡燃烧室.在凹腔驻涡燃烧室研究方面,从20世纪90年代提出其概念后^[7],目前已发展到第4代^[8].在近20年的时间内,国外针对凹腔内的涡系结构与气体或燃油喷射之间关系的已有研究表明,凹腔壁面的吹气能起到加强凹腔内驻涡的作用^[7,9];不同的凹腔前、后体吹气速度和位置不仅对凹腔内驻涡的稳定性有影响,而且对凹腔内涡系结构也有影响,当在凹腔前体底部喷入燃油,而在凹腔后体中部喷入气体时,凹腔内能够形成双驻涡结构,从而使得燃烧效果更好^[10-12].近年来,国内在凹腔驻涡燃烧室涡系结构方面也开展了许多研究工作.樊未军等^[13]对双驻涡冷态流场的研究证实了在主流以及前、后体壁面射流的情况下,凹腔在某些特定几何物理条件时会产生准周期驻涡.何小民等^[14]在驻涡区进口结构参数研究的试验中发现,驻涡区前壁面采用槽式进气,同时掺混进气位置比前壁进气槽更靠近燃烧室中心线时,掺混气更有利于加强驻涡区内的回流区.邢菲等^[15]在凹腔双驻涡稳焰冷态流场研究中发现,在主流速度和凹腔前体吹气速度一定的情况下存在一个最佳的凹腔后体吹气速度使得凹腔内的流场稳定.

中心钝体驻涡燃烧室是美国 Ramgen 动力系统公司在其基于激波压缩技术的 Ramgen 发动机(国内称旋转冲压发动机)研究中,鉴于该革新性发动机结构特点(压缩、燃烧和排气均在同一轮缘流道中实现)而提出的一种改进型驻涡燃烧室结构形式^[16],其后续研究表明这种改进型驻涡燃烧室具有燃烧效率高、NO_x 排放低等特点^[17-18].国内大连海事大学在中心钝体驻涡燃烧室方面也开展了较为系统的数值研究工作^[19-21],目前已完成了前、后钝体造型研究、前、后钝体间距匹配研究、驻涡腔内喷射气流的影响研究和燃烧流场分析等.已经完成的研究工作表明,在特定的燃烧室几何参数和结构形式下,前、后钝体之间能够形成稳

定的四驻涡结构,驻涡腔气体喷射孔参数(位置、孔径、角度和速度)的合理匹配能够使驻涡腔内的涡系分布更为均匀和稳定.

由于 Ramgen 发动机技术难度过大,2007 年美国 Ramgen 动力系统公司又提出了一种同样基于激波压缩技术的相对易于实现的发动机概念——ASCE (advanced supersonic component engine)^[22],其压缩部件为旋转冲压压缩转子^[23],燃烧室为环形中心钝体驻涡燃烧室,膨胀系统为超声速膨胀器.在 ASCE 概念中采用环形中心钝体驻涡燃烧室,主要是为了适应旋转冲压压缩转子出口切向出流(流动方向与轴向夹角为 $60^{\circ}\sim 80^{\circ}$),减少流动损失.

从收集的文献看,目前国内外对这种环形中心钝体驻涡燃烧室的研究相对较少,美国 Ramgen 动力系统公司也仅仅是提出了其基本概念.虽然环形中心钝体驻涡燃烧室可以看作是中心钝体驻涡燃烧室通过变形得来,但是由于结构形式的改变,有关中心钝体驻涡燃烧室的前期研究结果是否能够直接应用到环形中心钝体驻涡燃烧室上还需要进行相应的研究后才能判定.

基于以上认识,本文在大连海事大学船舶动力工程研究所前期研究工作的基础上,开展了驻涡腔有无喷射时,环形中心钝体驻涡燃烧室冷态流场的研究,以期获得其内部流动特征和参数分布规律,为其优化设计和后续研究提供一定的指导.

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型和网格

本文所研究的环形中心钝体驻涡燃烧室是在大连海事大学船舶动力工程研究所前期研究的中心钝体驻涡燃烧室(图1)的基础上,通过弯曲变形然后以一定的角度安装在轮盘的轮缘上形成的,如图2所示.其前钝体形状为头部半圆形,后接一平直段;后钝体为长方体,其无量纲结构参数如表1所示.

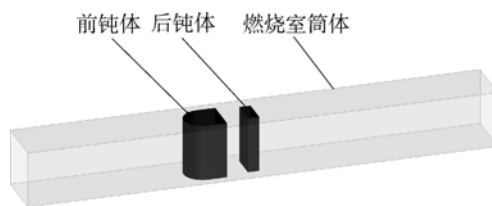


图1 中心钝体驻涡燃烧室

Fig. 1 Central bluff-body trapped vortex combustor

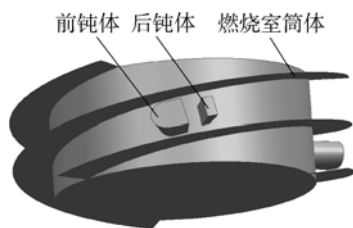


图 2 环形中心钝体驻涡燃烧室

Fig. 2 Annular central bluff-body trapped vortex combustor

表 1 环形中心钝体驻涡燃烧室无量纲参数

Table 1 Dimensionless parameters of annular central bluff-body trapped vortex combustor

参数	数值
轮盘直径	165
流道宽度	30
流道高度	25
前钝体半圆形头部直径	16.75
前钝体流向长度	16.75
前、后钝体间距	10.05
后钝体宽度	12.23
后钝体流向长度	5
燃烧室筒体安装角	2.5

对于驻涡腔有喷射时,喷射缝分别开在前钝体后端面和后钝体前端面上.其中前钝体后端面上对称开 2 道喷射缝,此 2 道喷射缝距前钝体后端面 2 条侧边的距离均为前钝体宽度的 4.5%;后钝体前端面上开 1 道喷射缝,该喷射缝开在后钝体前端面的中心位置,如图 3 所示.驻涡腔 3 道喷射缝的宽度均为 2 mm.

由于本文研究的环形中心钝体驻涡燃烧室由 3 个流道组成,考虑到流动的周期性以及尽量提

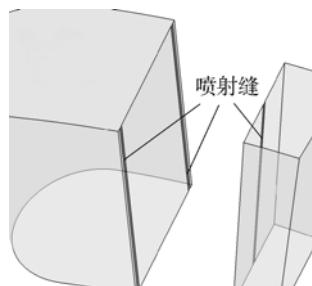


图 3 驻涡腔喷射缝位置

Fig. 3 Location of injection slots in trapped vortex cavity

高计算速度,只对其 1 个流道内的冷态流场进行了数值仿真,其计算域和网格如图 4 所示.整个计算域采用六面体/楔形网格进行网格划分,在固体壁面和驻涡腔区域都进行了网格加密,驻涡腔有无喷射时的网格总数均为 149 万.

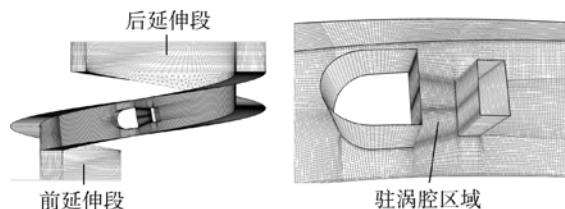


图 4 计算域和网格

Fig. 4 Computational domain and grid

计算过程中计算域进口设置为压力进口,给定进口总压、总温和来流方向(顺流道方向);计算域出口设置为压力出口,给定出口静压;燃烧室筒体、前、后钝体壁面和前、后延伸段的上、下壁面均设置为绝对静止的绝热壁面;前、后延伸段的两对侧面设置为旋转周期性边界.驻涡腔有喷射时,3 道喷射缝设置为压力进口,给定总温、总压和气流方向(垂直喷射缝).计算中使用的边界条件详细设置如表 2 所示.

表 2 边界条件

Table 2 Boundary conditions

参数	数值
燃烧室进口总压/Pa	113 134.63
燃烧室进口总温/K	310
燃烧室进口马赫数	0.40
燃烧室出口静压/Pa	101 325
前、后钝体喷射缝进口总压/Pa	110 283
前、后钝体喷射缝进口总温/K	310
前、后钝体喷射缝进口马赫数	0.35

1.2 数值方法

本文采用目前国际上通用性较强且有着比较广泛应用^[24]的 Fluent 软件对环形中心钝体驻涡燃烧室冷态流场进行数值仿真.计算所采用的控制方程为三维定常雷诺平均 N-S 方程,湍流模型为 RNG $k-\epsilon$ 两方程模型.计算中选用压力基隐式求解算法,方程对流项采用 2 阶迎风格式离散.

1.3 网格无关性验证

图 5 是环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的

总压损失系数 δ 随网格数的变化情况. 由图可知, 网格数在 90 万到 170 万范围变化时, 环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的总压损失系数总体上看变化不大, 其波动范围约为 0.6%. 当网格数大于 110 万时, 总压损失系数的波动范围更小, 约为 0.2%, 这是可以接受的. 因此, 针对本文采用的环形中心钝体驻涡燃烧室计算模型, 网格数大于 110 万时, 计算结果都是可以接受的. 考虑到环形中心钝体驻涡燃烧室的结构特点及所关注的局部流场细节, 本文选择的网格数约为 149 万.

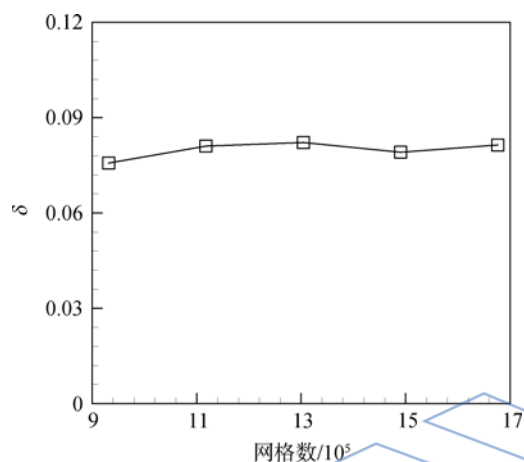


图5 环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面总压损失系数随网格数变化

Fig. 5 Variation of total pressure loss coefficient at the exit section in annular central bluff-body trapped vortex combustor with grid number

2 计算结果与分析

图6给出了驻涡腔有无喷射时, 环形中心钝体驻涡燃烧室不同径向位置的截面流线图. 其中的百分数(10%, 30%, 50%, 70%, 90%)为该截面与流道下壁面的距离与整个流道高度的比值(图中用 r 表示).

从图6(a)可以看出, 驻涡腔无喷射时, 不同流道高度截面驻涡腔内的涡系结构和旋涡的数目是不同的. 这表明在没有设置喷射时, 驻涡腔内不能形成相对比较稳定的旋涡结构, 甚至旋涡的数目也是不确定的, 而驻涡腔的主要作用是提供稳定的点火源, 其涡系结构的不稳定会导致值班火焰的不稳定, 这不利于燃烧室的稳定燃烧. 驻涡腔有喷射时, 不同流道高度截面驻涡腔内均能形成大小基本相等的2个旋涡, 也即双驻涡结构, 如图6(b)所示. 出现双驻涡结构的原因是前钝体后端面两侧的喷射在一定程度上能够把主流和驻涡腔

内气体的流动隔开, 使驻涡腔内流动受主流流动的影响减弱, 同时, 前钝体后端面两侧的喷射也能够提高驻涡腔内的气流速度, 增强旋涡的强度. 此外, 后钝体前端面中间位置的喷射能够在一定程度上把驻涡腔内上、下2个旋涡分开, 使上、下2个旋涡之间的相互影响减弱. 在以上因素的共同作用下, 驻涡腔内形成了相对稳定的双驻涡结构, 这是实现燃烧室稳定燃烧的前提条件. 另外, 不管驻涡腔内有无喷射, 燃烧室后钝体后的回流区的涡系结构都比较混乱, 其规律性较差, 但是该区域内的涡系结构随燃烧室流道高度的增加有逐渐规则的趋势. 由于后钝体后的回流区可以作为燃烧室补燃的值班火焰区, 该区域涡系结构的混乱不利于燃烧室补燃的点火, 因而在后续的研究中还需要从后钝体结构、形状以及喷射等方面进行改进、优化, 以使后钝体后的回流区能够形成相对比较稳定和规则的涡系结构.

图7给出了驻涡腔有无喷射时, 环形中心钝体驻涡燃烧室 $r=50\%$ 处截面的静压、速度和总压的分布情况. 从图中静压分布可以明显看出, 驻涡腔内有无喷射时, 驻涡腔内都存在上、下2个明显的低压区. 驻涡腔有喷射时, 驻涡腔内上、下2个低压区的大小、形状相差不大, 其对称性相对较好. 驻涡腔无喷射时, 虽然驻涡腔内也存在上、下2个明显的低压区, 但是其大小相差较大, 对称性较差. 结合图6中 $r=50\%$ 处截面流线分布情况可知, 驻涡腔有无喷射时, 环形中心钝体驻涡燃烧室驻涡腔内的低压区核心与旋涡的涡核位置基本都是重合的. 从图7中静压和速度分布看, 前钝体前缘的驻点并没有位于前钝体圆形头部的中心位置, 这主要是由于环形中心钝体驻涡燃烧室是把中心钝体驻涡燃烧室以一定的角度缠绕在圆柱面上而形成的, 相对于中心钝体驻涡燃烧室, 其前、后钝体和燃烧室筒体的结构都发生了一定的扭曲变形, 正是这种结构的变形导致了前钝体前缘驻点位置的偏移, 进而造成燃烧室中前、后钝体两侧流动参数分布不对称. 这种流动的不对称性, 会在较大程度上影响驻涡腔内的流动, 进而影响驻涡腔内的涡系结构. 这也是驻涡腔无喷射时, 驻涡腔内涡系结构规则性和稳定性相对较差的原因之一. 而驻涡腔有喷射时, 驻涡腔内流动受前、后钝体两侧流动不对称性的影响相对较小, 其原因是前钝体后端面两侧的喷射会在一定程度上隔离主流和驻涡腔内流动所致.

图8给出了驻涡腔内不同流向长度截面流线

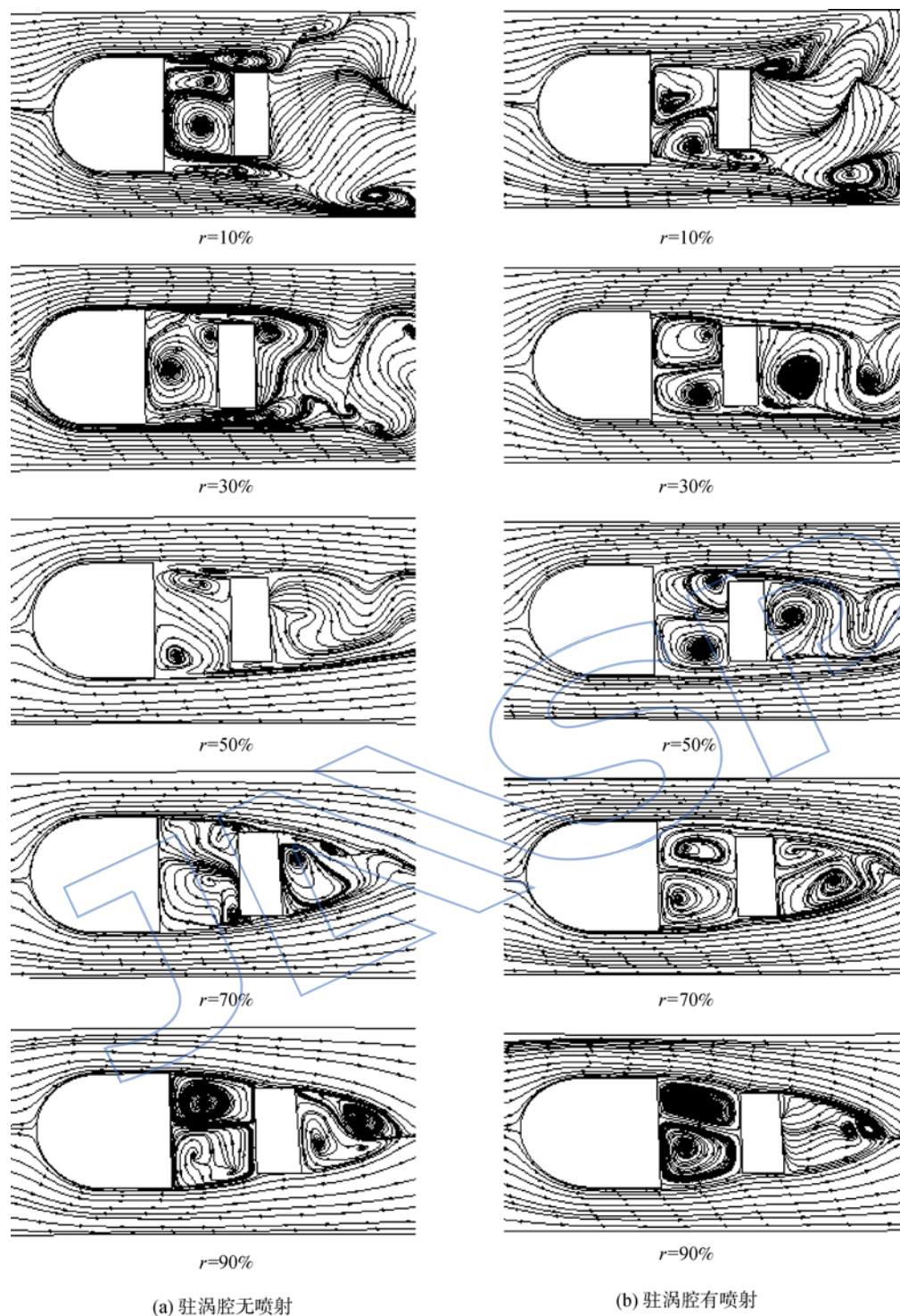


图6 不同径向位置截面流线的分布

Fig. 6 Streamlines distribution of different radial sections

分布,其中的百分数(30%,50%,70%)指的是该截面与前钝体后端面之间的距离和前、后钝体间距的比值(图中用 L 表示).从图中可以看出,不管驻涡腔内是否有喷射,驻涡腔内不同流向位置截面上的旋涡数目、大小和形状都是不同的.同时,驻涡腔有喷射时,驻涡腔内旋涡的数目要多于无喷射时,且旋涡更加分散,这更加有利于驻涡腔

内气流与主流之间的掺混,对燃烧稳定性和燃烧效率的提高是有益的.此外,在驻涡腔无喷射时,驻涡腔内旋涡的影响范围基本上都局限于驻涡腔内,而在驻涡腔有喷射时,驻涡腔内的旋涡有向主流区扩散的趋势,并且旋涡对主流气体的卷吸作用更强.

图9给出了50%驻涡腔流向长度截面气流

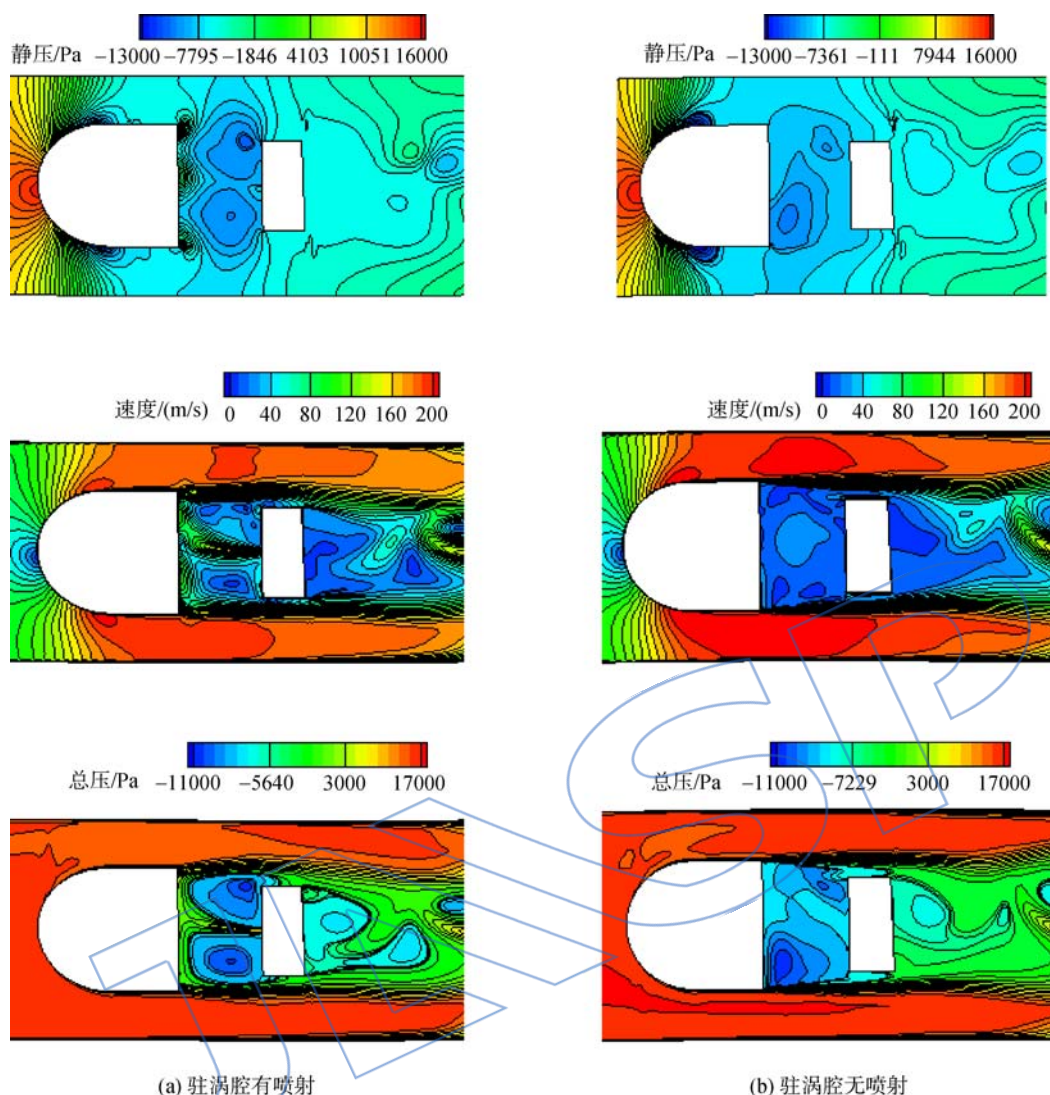


图7 径向位置为50%处截面气流参数分布

Fig. 7 Flow parameters distribution of the section at 50% radial position

参数的分布情况. 由图可知,驻涡腔有喷射时,由于后钝体前端面中心位置喷射的作用,把驻涡腔内的低速、低压区分成了大小基本相等的两个部分,这也是驻涡腔有喷射时,驻涡腔内能够形成双驻涡结构(图6)的一个重要原因.同时,从图中还可看出,无论驻涡腔有无喷射时,驻涡腔两侧的静压、速度和总压等气流参数的分布是不对称的,这和图7中所获现象相一致.

表3给出了驻涡腔有无喷射时,环形中心钝体驻涡燃烧室流动参数和总体性能参数.从表中可以看出,环形中心钝体驻涡燃烧室的总压损失系数相对都比较大,且相比于无喷射时,驻涡腔有喷射时的总压损失系数要相对小一些,其原因可能是驻涡腔喷射的存在使得驻涡腔内的涡系结构更加规则、有序和稳定,而这对降低燃烧室的总压

损失是有利的.同时,从表中还可看出,驻涡腔喷射的存在会使驻涡腔内的平均静压、平均速度和平均总压有一定程度的增加,其原因是从喷射缝喷出的高速高能气体与驻涡腔内的低速气体进行掺混和能量交换所造成的.驻涡腔内相对高的压力对燃烧室的点火是有利的,而一定程度上提高驻涡腔内的流动速度也有利于燃烧室内燃料和空气之间的掺混.

图10给出了驻涡腔有无喷射时,环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面参数沿流道高度 h 的分布曲线.从图中可以看出,无论驻涡腔内有无喷射,环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的总压损失系数 δ 、总压 p^* 和速度 V 沿流道高度方向的分布趋势基本上都是相同的.随着流道高度的增加,环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的总压损失系数是

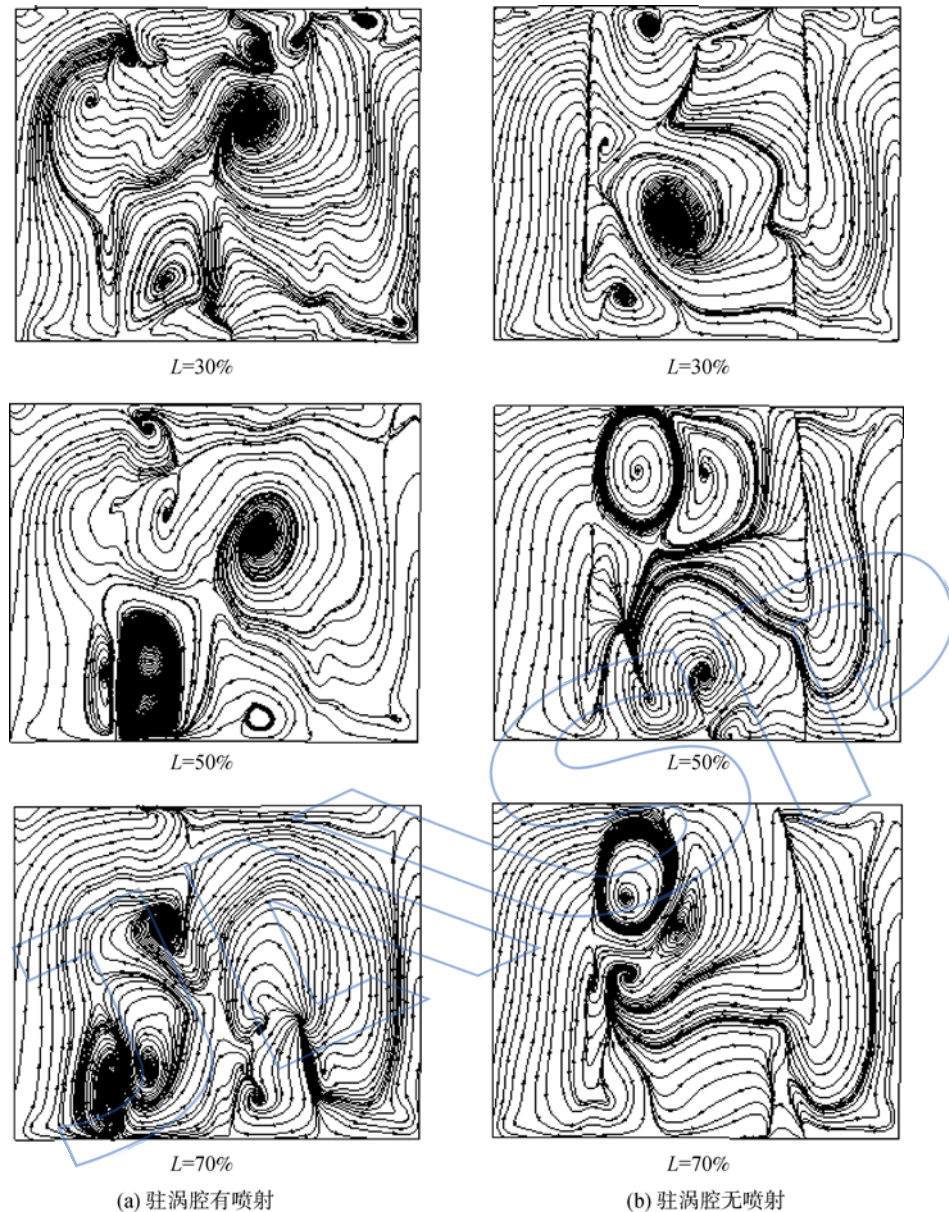


图8 不同驻涡腔流向长度截面流线分布

Fig. 8 Streamlines distribution of different length section along flow direction of trapped vortex cavity

逐渐减小的,而出口截面的总压和速度却是逐渐增加的.根据总压损失系数的定义(进、出口截面的总压差值与进口截面的总压之比)可知,当出口截面的总压沿流道高度方向逐渐增加时,如图10(a)所示,在进口来流条件不变的前提下,环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的总压损失系数沿流道高度方向必然是逐渐减小的,见图10(b).同时,由总压、静压和速度之间的关系可知,在出口截面的静压相同的条件下,当出口截面的总压沿流道高度方向逐渐增加时,环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的速度沿流道高度方向也会逐渐提高,如图10(c)所示.从图10还可知,除了在流道

高度 $h=42\%\sim 53\%$ 范围内,驻涡腔有无喷射时的燃烧室出口截面的总压损失系数、总压和速度基本相同外,在其他相同流道高度处,相对于无喷射情况,驻涡腔有喷射时的总压损失系数减小,而总压和速度却是增大的.从驻涡腔有无喷射时,环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的总压损失系数沿流道高度方向的分布曲线也可得到与前文相同的结论,即相比于无喷射的情况,驻涡腔有喷射时,环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的总压损失系数有一定程度的降低,这对环形中心钝体驻涡燃烧室总体性能的提高是有利的.

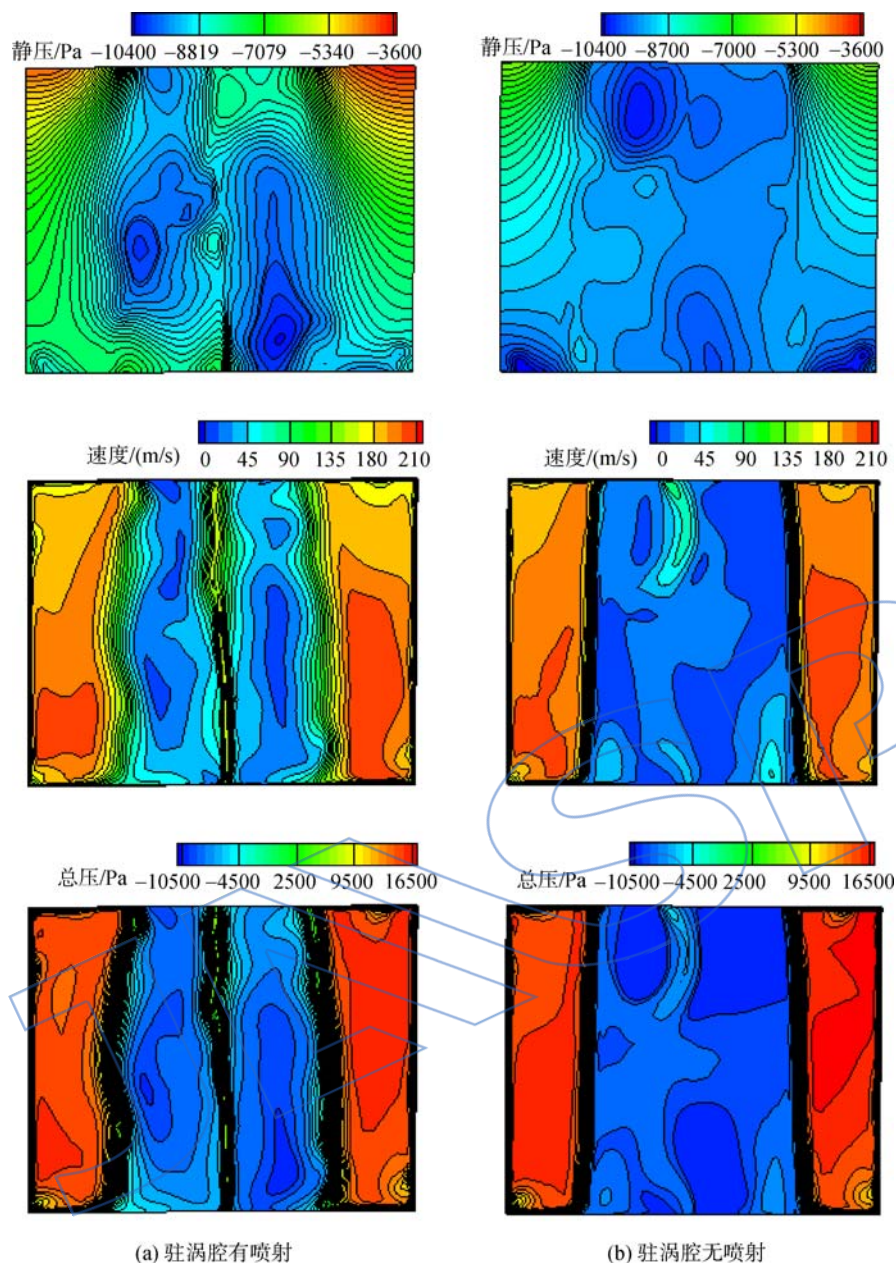


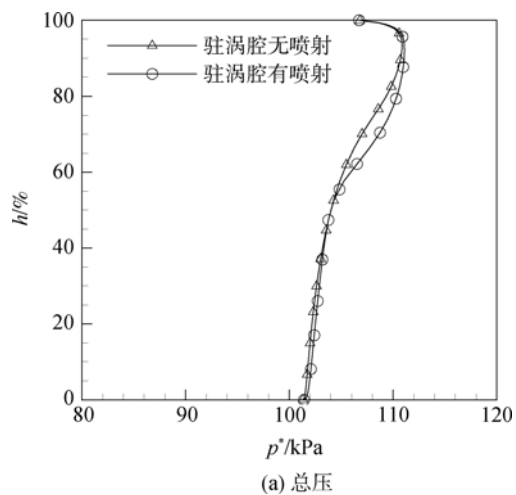
图9 50%驻涡腔流向长度截面气流参数分布

Fig.9 Flow parameters distribution of 50% length section along flow direction of trapped vortex cavity

表3 环形中心钝体驻涡燃烧室流动参数和总体性能参数

Table 3 Flow and overall performance parameters of annular central bluff-body trapped vortex combustor

参数	驻涡腔有喷射	驻涡腔无喷射
总压损失系数	0.079497	0.087567
驻涡腔平均静压/Pa	92705.86	91834.25
驻涡腔平均速度/(m/s)	54.00359	20.66635
驻涡腔平均总压/Pa	94926.841	92165.669



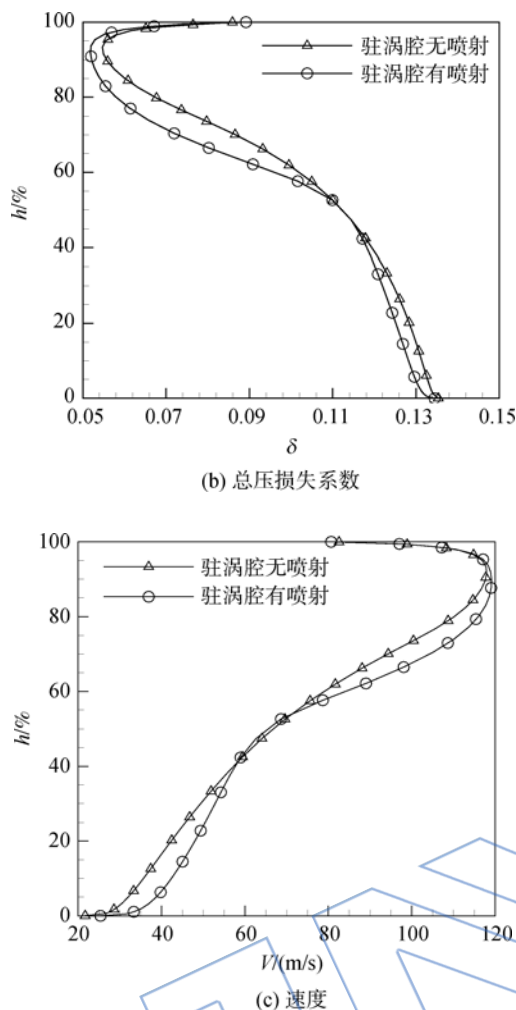


图10 环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面参数沿流道高度分布

Fig. 10 Parameters distribution along flow-path height at exit section of annular central bluff-body trapped vortex combustor

3 结论

1) 驻涡腔有喷射时, 环形中心钝体驻涡燃烧室驻涡腔内不同流道高度截面均能够形成较为稳定的双驻涡结构; 而驻涡腔无喷射时, 环形中心钝体驻涡燃烧室驻涡腔内不同流道高度截面不能形成形状、数目相对稳定的旋涡结构。

2) 相比驻涡腔无喷射时, 驻涡腔有喷射时, 环形中心钝体驻涡燃烧室驻涡腔内不同流向位置截面上形成的旋涡数目更多, 且旋涡更为分散, 这有利于驻涡腔内气体与主流气体的掺混。

3) 驻涡腔有喷射时, 环形中心钝体驻涡燃烧室出口截面的总压损失系数要略小于无喷射时, 而驻涡腔内的平均气流参数要比无喷射时大。

4) 驻涡腔有无喷射对环形中心钝体驻涡燃

烧室出口截面的总压损失系数、总压和速度沿流道高度方向分布曲线的变化趋势影响较小。除 $h=42\% \sim 53\%$ 范围内, 驻涡腔有无喷射的出口总压损失系数、总压和速度基本相同外, 其他相同流道高度处, 驻涡腔有喷射的出口截面的总压损失系数要小于无喷射时, 而总压和速度大于无喷射时。

参考文献:

- [1] 张津, 洪杰, 陈光. 现代航空发动机技术与发展[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [2] 尚守堂, 程明, 李锋, 等. 低排放长寿命燃烧室关键技术分析[J]. 航空制造技术, 2009(2): 32-37.
SHANG Shoutang, CHENG Ming, LI Feng, et al. Analysis on key technologies of low-emission and long-life combustion chamber[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(2): 32-37. (in Chinese)
- [3] 金捷, 岳明. 燃气涡轮发动机低污染燃烧室的发展趋势及思考[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集. 深圳: 中国航空学会, 2007: 1836-1846.
- [4] 林宇震, 许全宏, 刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [5] Hsu K Y, Gross L P. Characteristics of a trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1): 57-65.
- [6] 于达仁, 刘金福, 徐基豫. 面向21世纪的燃气轮机技术的发展[J]. 燃气轮机技术, 2001, 14(1): 14-21, 53.
YU Daren, LIU Jinfu, XU Jiyu. Facing the development of GT technology in the 21st century[J]. Gas Turbine Technology, 2001, 14(1): 14-21, 53. (in Chinese)
- [7] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D, et al. Performance of a trapped vortex combustor[R]. AIAA 95-0810, 1995.
- [8] Roquemore W M, Shouse D, Burrus D, et al. Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines[R]. AIAA-2001-0483, 2001.
- [9] Katta V R, Roquemore 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.
- [10] 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 Paper 2001-GT-0087, 2001.
- [11] Mancilla P C, Chaka P, Acharya S. Performance of a trapped vortex spray combustor[R]. ASME Paper 2001-GT-0058, 2001.
- [12] 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.
- [13] 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 Aerospace Power, 2007, 22(6): 888-892. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] 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)
- [16] Kendrick D, Lawlor S P, Steele R C. Trapped vortex combustor; USA, US7003961B2[P]. 2006-02-28.
- [17] Edmonds R G, Steele R C, Williams J T, et al. Ultra-low NOx advanced vortex combustor[R]. ASME Paper GT2006-90319, 2006.
- [18] Bucher J, Edmonds R G, Steele R C, et al. The development of a lean-premixed trapped vortex combustor[R]. ASME Paper GT2003-38236, 2003.
- [19] 邓洋波, 刘世青, 钟兢军. 先进旋涡燃烧室流动与燃烧特性分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 488-493.
- DENG Yangbo, LIU Shiqing, ZHONG Jingjun. Analysis of the combustion and flow field characteristics of advanced vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 488-493. (in Chinese)
- [20] 程平. 驻涡燃烧室冷态流场气体喷射的研究[D]. 辽宁大连: 大连海事大学, 2009.
- CHENG Ping. Study on the cool flow field in trapped vortex combustor with air injection [D]. Dalian Liaoning: Dalian Maritime University, 2009. (in Chinese)
- [21] 刘世青. 驻涡燃烧室流动特性的冷态数值研究[D]. 辽宁大连: 大连海事大学, 2011.
- LIU Shiqing. The numerical study of the cold flow properties in the trapped vortex combustor[D]. Dalian Liaoning: Dalian Maritime University, 2011. (in Chinese)
- [22] Lawlor S P, Steele R C, Baldwin P. Advanced supersonic component engine for military application[R]. ASME Paper GT2007-27336, 2007.
- [23] Lawlor S P, Hinkey J B, Mackin S G, et al. Supersonic compression stage design and test results[R]. International Mechanical Engineering Congress and Exposition, IMECE 2004-59914, 2004.
- [24] 姚征, 陈康民. CFD 通用软件综述[J]. 上海理工大学学报, 2002, 24(2): 137-144.
- YAO Zheng, CHEN Kangmin. Review on the commercial CFD softwares[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2002, 24(2): 137-144. (in Chinese)