

文章编号:1000-8055(2010)05-1005-06

驻涡燃烧室最佳中心驻体宽度选择的数值研究

刘世青, 钟兢军

(大连海事大学 轮机工程学院, 大连 116026)

摘 要: 为确定驻涡燃烧室中心驻体最佳宽度,在四种来流条件下,对当量宽度为 0.3~0.8 范围,间隔为 0.05 当量宽度的中心驻体驻涡燃烧室三维黏性流场进行了冷态数值模拟.计算结果表明,当量宽度在 0.65~0.70 的中心驻体有利于在驻涡腔内形成低速且稳定的流动.驻体宽度增加会导致驻涡腔外侧主流气流速度提高,引起摩擦损失的加大,燃烧室出口截面处的总压损失增加.

关 键 词: 驻涡燃烧室;中心驻体宽度;数值模拟

中图分类号: V235.21⁺3

文献标识码: A

Numerical simulation of center-body width in a trapped vortex combustor

LIU Shi-qing, ZHONG Jing-jun

(Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: The numerical simulation has been carried out to investigate the effect of the center-body with of different equivalent widths (from 0.3 to 0.8, interval 0.05) in the trapped vortex combustor under four different inlet conditions, so as to select the width of the center-body in the trapped vortex combustor. The results show there is a proper scale of the width to establish the low velocity and steady flow region in the trapped vortex cavity. The total pressure loss at the combustor outlet increases with rising center-body width.

Key words: trapped vortex combustor; center-body width; numerical simulation

驻涡燃烧室(trapped vortex combustor,简称 TVC)是由美国空军研究室(AFRL)和通用公司(GEAE)于上世纪 90 年代中期提出的,至今已发展到第四代^[1-3].与常规旋流器式燃烧室相比,驻涡燃烧室具有结构简单、贫富油极限宽、高空点火性能优越、能在更宽的油气比范围内保持高燃烧效率等优点^[3].

目前美国对驻涡燃烧室研究已从概念研究进入工程应用阶段,并在 XTE-77/SE⁺上进行验证工作^[4].另外美国航空航天局(NASA)开展了高速进气条件下($Ma > 0.7$)驻涡燃烧室适用性研究^[5],美国能源部(DOE)主持开发了 RQL (rich-burn quick-quench lean-burn)模式下的驻涡燃烧

室^[6],可以有效减少污染物排放.国内南京航空航天大学何小民^[3,6]和北京航空航天大学樊未军等^[7-9]开展了一些相关的研究工作.通过已有文献发现对中心驻体式的驻涡燃烧室进行的报道较少,对驻体最佳宽度问题的研究更少,采用的驻体宽度(类似加力燃烧室中堵塞比概念)差别也较大.如文献[6]在做冷态研究时的堵塞比约为 0.83,文献[9]所做的相关研究中采用的堵塞比为 0.9232.

1 计算模型

本文对中心驻体式驻涡燃烧室(见图 1)的驻体最佳宽度进行了冷态数值研究.采用三维定常

收稿日期:2009-04-12; 修订日期:2009-12-14

基金项目:国家自然科学基金(50676013)

作者简介:刘世青(1975-),男,河北冀州人,博士生,主要从事驻涡燃烧室火焰稳定数值模拟研究.

雷诺平均方程和标准壁面函数 (standard wall function), 湍流模型为 Realizable $k-\varepsilon$ model. 计算方案考虑了四种不同来流条件, 即条件 A 为 50 m/s ($Ma = 0.144$); 条件 B 为 100 m/s ($Ma = 0.288$); 条件 C 为 160 m/s ($Ma = 0.46$); 条件 D 为 185 m/s ($Ma = 0.533$), 研究中考考虑气体的可压缩性效应. 设置来流总温为 321.6 K , 湍流度为 $2.7\% \sim 3.2\%$, 采用 Fluent 程序进行计算. 整个计算域设定为 $100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm} \times 850 \text{ mm}$ 三维空间上. 把前驻体当量宽度研究范围设置为 $0.3 \sim 0.8$ 的流道宽度, 每间隔 0.05 流道宽度为一个研究方案, 后驻体造型大小比例及前、后驻体间距均按文献[10]所给最优配置比例配置, 每个驻体宽度模型均设置为结构化网格, 网格总数控制在 ≥ 320000 , 在驻涡腔区给予加密.

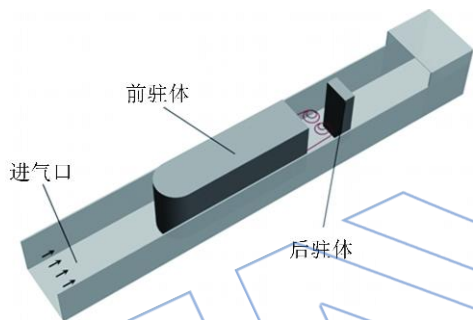


图1 驻涡燃烧室模型

Fig. 1 Model of trapped vortex combustor

2 计算结果与分析

对不可压缩来流条件最佳阻塞比已有成熟的理论和计算方法, 但气流速度大于 $Ma = 0.3$ 时必须考虑可压缩效应.

在研究稳定燃烧区域问题时, 气流的速度分布具有非常重要意义, 只有当气流流动速度与火焰传播速度匹配恰当时, 才有可能将火焰稳定于某个固定的位置或区域.

文献[8]进行相关研究时特别指明, 双旋涡结构对于降低污染物排放具有特别重要的意义. 其他文献表明^[7-8, 11], 驻涡在驻涡腔中是不稳定的, 但驻涡不稳定并非对燃烧呈完全不利影响, 定期脱落的驻涡有利于燃料与空气的掺混和火焰向外侧主流的扩散传播. 不稳定的旋涡并不意味着我们可以对驻涡腔中的旋涡分布不予重视, 相反旋涡分布 (实际上是速度分布的一个表现) 对于组织燃料喷射和燃烧区域的稳定都具有决定性的作用, 故应当对旋涡分布进行详细的研究.

另外, 总压损失对于一个燃烧室而言也是一个重要的评价标准, 降低总压损失是燃烧室流场研究的一个重要目标.

2.1 驻涡形成的物理过程

驻涡腔内气体在主流的卷吸和黏性作用下, 靠近主流的腔内气体被带动一起流向燃烧室下游. 由于腔内部气体被卷吸走, 引起驻涡区的局部质量和压力变化, 靠近后驻体前缘的气体在压力梯度作用下做与主流反方向流动. 当该部分气体向前驻体后缘运动时, 再次在受到主流的卷吸和黏性作用力流向燃烧室下游, 从而形成了驻涡腔中的回流区域.

2.2 总压损失与速度分布

计算结果的分析在以下截面进行: 流线分析在 z 轴中截面, 驻涡区速度分布在 z 轴驻涡腔中截面, 总压损失在燃烧室进出口截面, 如图 2 所示.

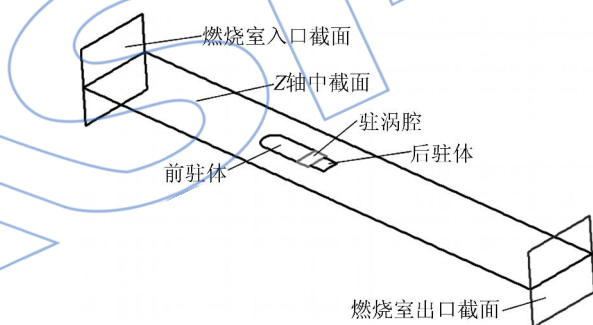


图2 计算截面分布

Fig. 2 Distribution of calculation section

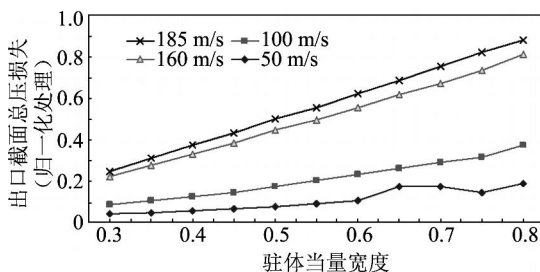


图3 出口截面总压损失

Fig. 3 Mass-average total pressure loss at outlet

总压损失系数定义为

$$\sigma = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^*}$$

式中 p_1^* 指燃烧室入口来流总压, p_2^* 指燃烧室出口截面气流总压.

四种来流速度条件下采用不同驻体宽度时燃

烧室出口截面上的总压损失情况如图3所示。总压损失变化有两个特点:首先总压损失随来流气体流速增大而迅速增大。当燃烧室来流速度由50 m/s提高到160 m/s时,速度提高约3倍,而总压损失增加更多,故在考虑燃烧室来流速度时,应当尽可能地降低来流速度以减小总压损失。高速来流条件造成总压损失急速增加的原因在于,高速来流在遇到中心驻体被部分滞止和向前驻体两侧流道分流过程中,由于气体与前驻体的撞击会造成较大的动压损失,另外由于气体来流速度增加后,会相应造成气体之间和气体与燃烧室外壁及驻体壁面的摩擦损失增大,并且这种摩擦损失会随着来流速度的增加而迅速增大。第二个特点是总压损失随着驻体宽度的增加而增大,并且在来流速度越高的情况下随驻体宽度的增加总压损失增加也更剧烈。其原因是驻体越宽,主流气体与中心驻体直接接触的部分也越大,这造成了动压损失的增大;再有,随着驻体宽度的增加,前驻体两侧与燃烧室外壁间的气流通道也相应变得更为狭窄,亚声速来流随通流面积的缩小气流速度增大,进而增大气体间和气体与燃烧室壁面等部件的摩擦损失。另外由于驻体宽度增大使得后驻体向燃烧室出口方向的回流区变大,有更多的气流参与到该回流运动,同样使得总压降低。故而从减少总压损失角度来看,在选择中心驻体宽度时,应当尽可能选择宽度较小的驻体,以减小总压损失。

四种来流速度在不同驻体宽度时驻涡腔 z 轴中截面的质量平均速度情况如图4所示。速度分布规律呈现几个特点:

1) 当驻体宽度比较小时,驻涡腔内速度变化较大;当驻体宽度大于0.45时,驻涡腔内气流质量平均速度呈现出规律性分布。说明当驻体宽度较小时,驻涡腔内气体易于受到外侧(所谓外侧是指驻涡腔靠近主流的两侧区域,内侧是指驻涡腔中离主流较远的驻涡腔内部区域)主流气体的扰动,速度分布呈现不规则分布形式。这种不确定的速度分布和不稳定的流动不利于组织燃烧和稳定火焰。

2) 在驻体当量宽度为0.65时,驻涡腔区 z 轴中截面的质量平均速度在四种来流速度情况下均达到极小值,当量宽度为0.7时速度略高于宽度为0.65时的值。原因分析为:一方面随着驻体宽度变大,驻涡腔受到前驻体的遮蔽作用,驻涡腔中气流流速降低。当驻体宽度继续增大时,外侧亚声速气流的速度会随通流面积缩小而迅速增大,

当增大到一定程度后(相当于驻体宽度超过0.7),主流气体与前驻体相遇后,流速增大,对驻涡腔内的气体产生更大的黏性作用力和更为强烈的卷吸作用力,使得驻涡腔内气体平均流速增大,增加了流动的不稳定性。但驻涡腔内气体的平均流速增长不多说明外侧高速气流对驻涡腔内气体的卷吸的影响范围和强度是有限的。也就是说,驻体宽度增大等价于驻涡腔深度的增加和外侧主流流速增大对驻涡腔中气体的复合叠加作用。

3) 驻涡速度平均值随主流速度的增大而增加,当主流速度为50 m/s时,驻涡腔中最小平均气流速度为4.8 m/s;而当外侧主流速度提高到185 m/s时,相应驻涡腔气流的最小平均速度也提高到12.2 m/s,这提示我们在考虑不同气流来流时,要根据不同的燃料种类和当量比情况确定气流的流动速度,也就是说确定驻涡腔中稳定火焰面所允许的最大气体流动速度。当主流速度不大于该速度值时,才可以确保燃烧室驻涡腔中气流稳定并进而保证火焰面的稳定。

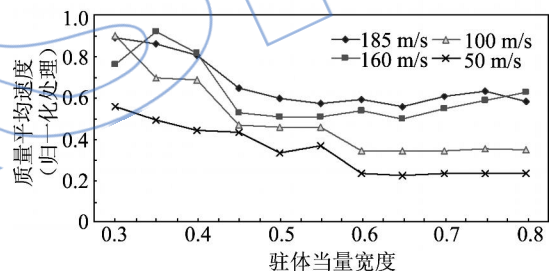


图4 驻涡区平均速度

Fig. 4 Mass-average velocity in trapped vortex cavity

2.3 流线分布

来流速度为185 m/s时,不同当量宽度驻体的驻涡腔区域 z 轴中截面流线分布如图5所示(为说明问题,给出了当量宽度为0.3时的驻涡腔内详细流线图,其他情况类同,未予给出)。

驻体当量宽度为0.3时,驻涡腔内形成双旋涡^[8]分布如图5(a)和(b)所示(单旋涡指以燃烧室驻涡腔区域被 y 轴50%位置的中心线分成上下两部分,在上(或下)半部分区域内流线只形成一个旋涡被称为单旋涡分布,形成两个旋涡称为双旋涡分布)。B和C旋涡基本充满了整个驻涡腔空间区域,B旋涡流线背离旋涡中心,涡核分布有低压区,故B旋涡是不稳定的;C旋涡中心区也有低压区分布,流线方向也背离旋涡中心的,故C也不稳定。分布于驻涡腔外侧的两个旋涡A和D

均有明显的低压区分布,旋涡 A 和 D 均明显存在稳定极限环,极限环外部流线是指向旋涡核的,极限环内部流线是背离核的,由此可知旋涡在旋涡轴向方向上经历了一次分叉运动,旋涡由稳定变为不稳定;旋涡 D 与旋涡 A 运动相比,仅仅是旋涡运动方向相反.图 5(c) 显示当驻体当量宽度为 0.4 时,驻涡区出现了类似凹腔驻涡双涡结构.其中 A 与 B 构成一对双涡结构,C 与 D 构成另一对双涡结构.4 个旋涡中心均与低压区重合,旋涡 A,B,C 和 D 流线方向背离旋涡中心,流体运动方向是沿着逆压梯度的,旋涡是不稳定的.对图 5(d)~(g) 当量宽度为 0.5~0.8 不同驻体宽

度流道中的流线图研究发现,随驻体宽度增大驻涡中心区旋涡的影响区域充满整个驻涡腔,而位于驻涡腔外侧的旋涡被压缩且悬挂于驻涡腔与主流之间,基本形式保持不变.不同宽度驻体时旋涡中心均有低压区存在,但流线方向显示它们的稳定性是变化的:如当量宽度为 0.5 截面图上,B 旋涡流线背离旋涡中心,显示它是不稳定的,A 旋涡流线指向旋涡中心,它是稳定的;当量宽度为 0.6 流线上,四旋涡流线均背离旋涡中心,它们都是不稳定的,但外侧的旋涡 A 和 D 都存在一个稳定的极限环;当量宽度为 0.7 截面图上,四旋涡流线均背离旋涡中心,它们都是不稳定的;当量宽

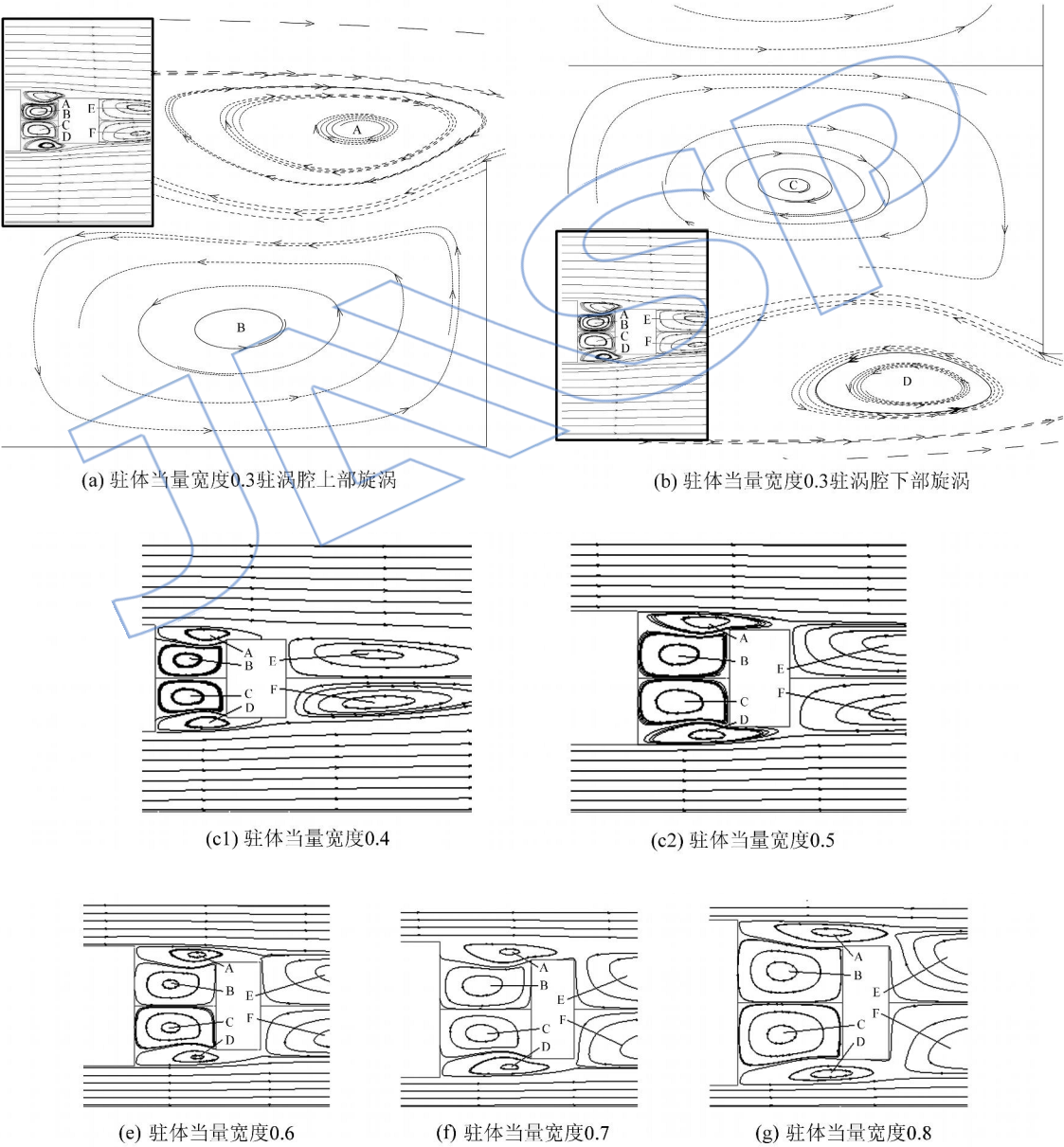


图 5 185 m/s 来流速度时驻涡腔中流线分布图

Fig. 5 Streamlines in trapped vortex cavity at inlet velocity 185 m/s

度为0.8时,旋涡流线方向是背离旋涡中心的,这表明该旋涡是不稳定的.不稳定的旋涡分布印证相关研究^[12]得到的驻涡腔中旋涡会不断从驻涡腔前壁面脱落向后壁面发展并最终耗散的结论.

文献[7-9]对凹腔中单双涡结构的冷、热态特性进行了详细研究,指出双涡结构比单涡结构在流动稳定性、燃烧稳定性及低排放和扩大贫熄范围方面均具有更优异表现.本文研究过程中发现驻体配置(指前、后驻体的宽度比例及前、后驻体间距比例按文献[10]比例配置)恰当情况下,在所考察范围内($0.3 \leq \text{当量宽度} \leq 0.8$)驻涡腔中均能形成双涡结构.

2.4 后驻体下游回流区

后驻体下游回流区气流结构是:高速气流流经钝体,在黏性力作用下将钝体后面隐蔽区中的气体引流向燃烧室下游,从而使钝体隐蔽区产生压力变化,靠近燃烧室下游的气体在压力梯度作用下做与主流反方向流动.该部分气体向后驻体运动时,再次受到主流的卷吸和黏性作用力流向燃烧室下游,从而形成该回流区.驻涡腔火焰对来流点燃后,该回流区的作用强化未燃主流和已燃产物的物质和能量的交换,加速火焰扩散,尽快点燃和燃尽主流混合气.回流区的大小和形状对驻涡燃烧室稳定值班火焰和稳定主流燃烧起着决定性的作用^[3],传统燃烧室火焰稳定理论也认为回流区面积大小是影响燃烧稳定性能的最关键因素.回流区发挥稳定火焰效能,就要求该区域必须具备一定的能量强度和能量总量,这要求回流区面积不能太小,否则会严重影响到火焰扩散的效果.

为研究回流区与中心驻体宽度影响的关系,定义回流区面积定义为后驻体下游形成的回流区包络线所围成的面积(以 A 表示).具体计算时仿照椭圆面积的计算公式

$$A = 1/2 \times \pi \times (a + b)$$

式中 a 为后驻体宽度, b 为后驻体下游端面至回流区后止点之间距离.

图6显示回流区面积随钝体宽度增大而单调增加,随来流速度增大也单调增加,但随来流变化的增幅不大,说明影响回流区面积大小的主要因素是钝体的宽度.也就是说要发挥回流区稳定火焰效果就必须保证一定的钝体宽度.从回流区面积角度出发,驻体宽度越大越好.但这与燃烧室整体流阻特性,与驻涡腔中形成稳定流动的要求存

在一定的矛盾.在确定驻体最佳宽度时,应当给以酌情考虑,使燃烧室整体性能达到最佳.

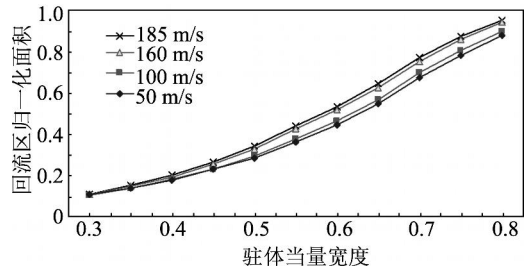


图6 后驻体下游回流区面积

Fig.6 Area of the back flow behind the after-body

3 结 论

- 1) 驻涡腔中平均气流速度随着外侧主流速度的提高而增大,这说明若在驻涡腔中形成一定的低流速条件就要适当限制主流速度.间隔为0.05相同来流情况下,中心驻体当量宽度为0.65~0.7时在驻涡腔中形成的气体平均流动速度最低,为稳定火焰面创造了最佳气体低流速条件.
- 2) 高的来流速度在同样宽度驻体条件下造成的总压损失更高;同样来流速度情况下宽度大的中心驻体造成的总压损失更高.
- 3) 前、后驻体在配置适当时,研究范围内任意宽度的前驻体均能在驻涡腔内形成“双涡”气流结构.
- 4) 后驻体下游回流区面积随来流速度和驻体宽度的增加而增大.

参考文献:

- [1] Burrus D L, Johnson A W, Mroquemoire M, et al. Performance assessment of a prototype trapped vortex combustor concept for gas turbine application [R]. ASME Paper 2001-GT-0087, 2001.
- [2] Hendricks R C. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tri-pass diffuser [R]. NASA/ TM-2004-212507, 2004.
- [3] 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)
- [4] Kandebo S W. New combustor aims to boost performance, lower emissions [J]. Aviation Week and Space Technology, 2001, 3: 43-44.

- [5] Andreja B, Robert C R. Measurement and computation of supersonic flow in a lobed diffuser-mixer for trapped vortex combustor[R]. NASA/ TM-2002-211127, 2002.
- [6] 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)
- [7] 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 evolvement and development in the model of trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 888-892. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 樊未军, 严明, 易琪, 等. 富油/快速淬熄/贫油驻涡燃烧室低 NO_x 排放[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 88-91.
FAN Weijun, YAN Ming, YI Qi, et al. Low NO_x emission of rich-burn, quick-mix, lean-burn trapped vortex combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 88-91. (in Chinese)
- [10] Bucher J, Edmonds R G, Steel R C. The development of a lean-premixed trapped vortex combustor[R]. ASME Paper GT-2003-38236, 2003.
- [11] 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)
- [12] 甘志文. 凹腔驻涡燃烧室的瞬态流场研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2003.
GAN Zhiwen. Study on transient flow field in the cavity of the trapped vortex combustor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003. (in Chinese)