

文章编号:1000-8055(2013)01-0120-09

氢燃料先进旋涡燃烧室流动和燃烧特性

邓洋波, 孙海涛, 王玉龙, 严春吉

(大连海事大学 轮机工程学院, 辽宁 大连 116026)

摘 要: 为了对整体煤气化联合循环(IGCC)燃气轮机的氢燃料先进旋涡燃烧室(advanced vortex combustor, AVC)结构设计提供理论依据,应用实验和数值模拟相结合的方法对 AVC 气流流动特性受燃烧室几何参数影响规律进行研究,在此基础上,确定氢燃料 AVC 内前、后钝体合理的布置方式.应用 19 步氢气和空气详细化学反应机制,对氢燃料 AVC 流动和燃烧特性进行数值模拟研究,结果显示:氢气和空气预混和气体主气流当量比为 0.65 时,在前、后钝体之间形成的凹腔内无喷射气流条件下,燃氢 AVC 能够形成稳定燃烧,出口温度被控制在 1950 K 以下,总压损失系数为 2.7665%,燃烧效率为 99.54%.相对于凹腔内无喷射气流,凹腔内有喷射气流的 AVC 旋涡在 z 轴方向分层有序、结构更加稳定,但不同 xy 截面上温度分布不同,导致出口截面温度分布不均匀,总压损失系数略有增大,燃烧效率提高了.

关 键 词: 先进旋涡燃烧室 (AVC); 整体煤气化联合循环 (IGCC); 流动特性; 燃烧; 前钝体; 后钝体
中图分类号: V235.21 **文献标志码:** A

Flow and combustion characteristics of advanced vortex combustor with hydrogen fuel

DENG Yang-bo, SUN Hai-tao, WANG Yu-long, YAN Chun-ji

(Marine Engineering College,

Dalian Maritime University, Dalian Liaoning 116026, China)

Abstract: To provide a valuable theory basis for the structure design of the advanced vortex combustor (AVC) of the turbine in integrated gasification combined cycle (IGCC), experiment and numerical simulation were conducted to study the flow characteristics of the AVC under cold flow condition. On this basis, the reasonable arrangement of fore-body and after-body in the AVC with hydrogen fuel was attained. Using 19-step chemical reaction mechanism, a numerical simulation was conducted to study the flow and combustion characteristics of AVC with hydrogen fuel. The results show that the combustion can be steadily maintained, and the temperature at the outlet can be controlled below 1950 K with the equivalence ratio of hydrogen and air being kept at 0.65 without gas injected into the cavity between fore-body and after-body. At the same time, there are total pressure loss coefficient of 2.7665% and combustion efficiency of 99.54%. Contrasting to the AVC without gas injected into the cavity, the AVC with flow injected has more regular and steadier vortex configuration, higher combustion efficiency, higher total pressure loss coefficient, and uneven temperature distribution at the outlet.

Key words: advanced vortex combustor (AVC);

收稿日期:2012-02-23

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.120_017.html

基金项目:国家自然科学基金(51076020)

作者简介:邓洋波(1970—),男,辽宁沈阳人,副教授、硕士生导师,博士,主要从事高效低污染燃烧技术研究.

integrated gasification combined cycle (IGCC); flow characteristic;
combustion; fore-body; after-body

先进旋涡燃烧室 (AVC) 是在驻涡燃烧室 (TVC) 基础上改进的一种新型燃烧室, 燃烧室结构特点是沿轴向方向先后布置前、后 2 个钝体, 气流通燃烧室的前、后钝体在剪切层作用下, 形成系列交互排列并挂住或锁住于 2 个钝体之间的旋涡, 增强了抵制外流场脉动能力, 燃烧性能明显优越于传统 TVC 燃烧技术^[1-3].

AVC 技术起初被美国 Ramgen 公司应用于旋转冲压发动机研制中. Ramgen 公司在 AVC 燃烧特性实验中, 空气和燃气贫预混合燃烧条件下, 燃烧效率达到 99.5%, NO_x 排放量达到 6.15 mg/m^3 , CO 排放量达到 11.25 mg/m^3 ^[4-5]. 国内大连海事大学也曾对 AVC 燃烧流动特性进行过大量数值模拟研究, 在得出冷态条件下前、后钝体几何参数及气流流动参数对 AVC 流动特性的影响规律基础上, 初步探讨了燃烧甲烷气体时 AVC 燃烧及污染物排放特性^[6-8]. 最近几年, 美国 Ramgen 公司针对 IGCC 燃气轮机在现代先进燃气轮机设计方案基础上进行改造遇到的技术难点, 提出了采用先进旋涡燃烧室技术的设想, 并对拟采用该项技术的燃气轮机及其构成的 IGCC 系统性能进行了评估. 结果表明: AVC 技术是燃用富氢合成气或纯氢气体 IGCC 燃气轮机最理想的燃烧技术之一.

含氢气体燃料燃烧热值高、火焰传播速度快, 容易导致回火. AVC 燃烧室内能够形成稳定的驻涡值班火焰区域, 在不同氢气组分燃气、不同来流条件和变负荷条件下, 都能够维持稳定燃烧; 燃烧室内主气流保持高速无旋流的流通状态, 可以避免含氢燃气燃烧火焰传播速度快而引发的回火; 可以稳定运行在贫燃料预混合燃烧模式下, 有效地抑制 NO_x 的生成.

AVC 流通气流的压力损失和旋涡结构形式是影响燃烧室性能的主要因素, 本文首先对 AVC 气流流动压力损失和旋涡结构形式受前、后钝体距离和后钝体宽度几何参数的影响进行了实验和数值模拟研究, 在此基础上, 确定了氢燃料 AVC 内前、后钝体的合理布置. 然后, 对氢燃料 AVC 流动和燃烧特性进行数值模拟研究.

1 AVC 内前、后钝体布置

1.1 实验装置和分析方法

核心实验件 AVC 如图 1, 由方型通道、前钝

体、后钝体和前后钝体距离调节机构组成. 方型通道由 $100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$ 方管构成, 方管底板为 8 mm 厚铝板, 侧板为 10 mm 厚有机玻璃板, 盖板为 8 mm 厚有机玻璃板, 盖板上开测试孔. 前钝体头部为半圆型, 后部为长方体, 沿 AVC 中轴线方向长度为 181.5 mm, 横向宽度为 63 mm, 高为 100 mm. 后钝体的宽度分别为 29.56, 37.92, 46.28, 54.64 mm, 厚为 20 mm. 前、后钝体之间的距离可以通过螺杆调节, 调节范围为 25~70 mm.

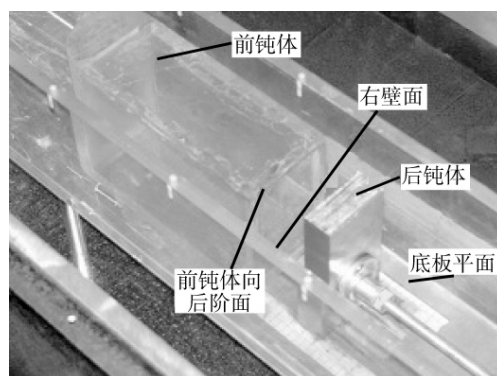


图 1 AVC 核心实验件

Fig. 1 Core test component of AVC

实验在燃烧室实验台上进行, 将 AVC 核心实验件放置于模拟小型风洞中, 在核心实验件进出口位置布置速度探针, 用来测量进出口位置气流的总压、静压和流速. 采用五孔探针来测量前、后钝体之间形成的凹腔内水平截面上气流的速度分布和压力分布情况. 用温度计测量 AVC 核心实验件进口位置的气流温度, 用气压计测量实验时间当地大气压力.

测量点安排和实验数据处理采用笛卡尔 (直角) 坐标系, 坐标原点为核心实验件前钝体向后阶面所在平面、底板平面和右侧壁面 3 个平面交点 (见图 1 和图 2). x 轴沿着核心实验件轴线方向, z 轴沿着高度方向, y 轴垂直于 x 轴和 z 轴. 对应于 x, y, z 轴方向的速度分量为 u, v, w . α 和 β 是轴向和展向的流动角.

速度场采用五孔探针的半对向测量方法, 测量值还有 xy 平面内气流的偏转角 α . 另外, 在测量的同时, 记录的还有 x, y, z 方向的坐标变化^[9-10]. 测量的实验数据由探针的校准曲线以及连续方程、运动方程和能量方程可整理出的数据处理公式进行处理. 因为前、后钝体凹腔空间尺寸

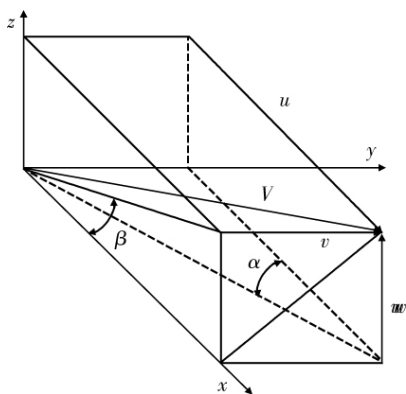


图2 速度矢量示意图

Fig. 2 Velocity vector diagram

较小, 探针测点布置密度较小, 所以测量所得的相应条件下凹腔内速度矢量图不能够准确地反映出凹腔内旋涡结构. 在处理实验数据时, 利用所测量的速度矢量分布, 依据旋涡拓扑结构特点来推断凹腔内旋涡结构.

1.2 实验结果分析

图3所示为AVC后钝体的宽度 B 分别为29.56, 37.92, 46.28, 54.64 mm, 进口总压为103941.4 Pa, 出口为当地大气压力时, 流通AVC气流总压损失系数随前、后钝体之间的距离变化而变化的曲线图. 图中下部曲线为数值模拟计算结果, 上部曲线是实验测量的结果.

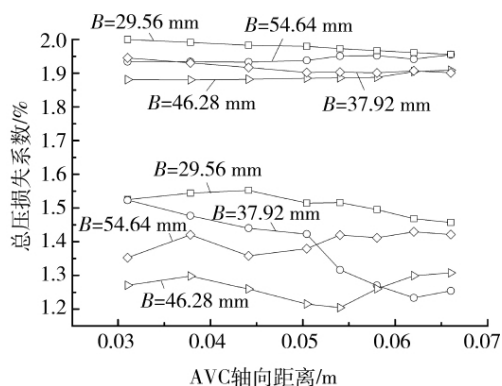


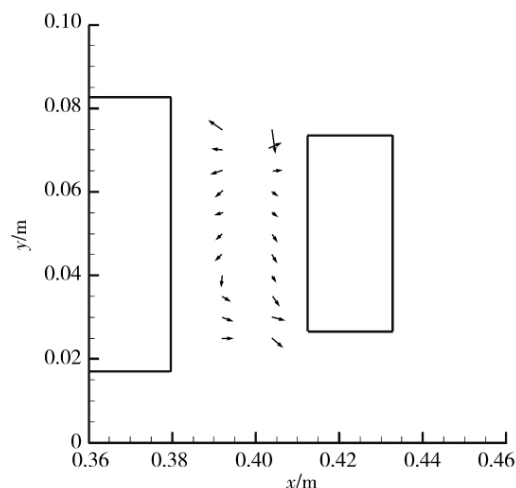
图3 实验测量和数值模拟总压损失系数变化曲线

Fig. 3 Curves of total pressure loss coefficient of experiment and numerical simulation

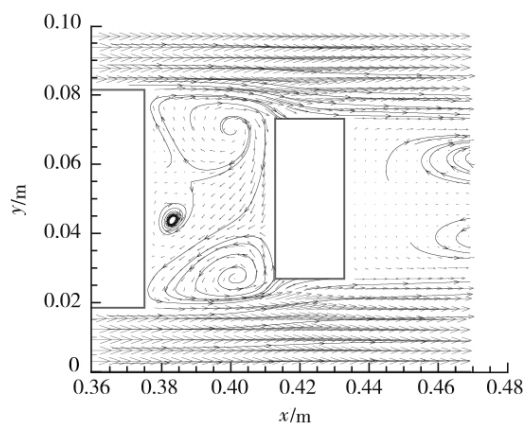
由图可以看出, 随后钝体的宽度增大, AVC总压损失系数先变小, 然后又增大. 当后钝体的厚度保持不变时, 随后钝体宽度和前、后钝体间距离变化, AVC总压损失系数先逐渐变小, 然后又逐渐增大. 对于每个给定厚度的后钝体, AVC都存在一个总压损失系数最小值, 最小值的位置完全

符合文献[11]中提及的Mair等人得出的关系式. 实验测量变化曲线显示, 随钝体宽度和前、后钝体间距离变化, 总压损失系数变化趋势与数值模拟计算结果一致, 最小值所在位置的后钝体宽度值与数值模拟计算结果一致, 而所对应的前、后钝体间距离大于计算结果总压损失系数最小值所在位置的前、后钝体间距离. AVC稳焰方式与传统的单钝体结构分离流回流驻涡稳焰方式不同, 主气流是通过黏性流体剪切层作用诱导AVC前、后钝体形成的凹腔内产生旋涡. AVC几何结构形式下, 前、后钝体布置合理, 就会符合气流流通“消耗能量最小”的自然规律, 所以, 气流流通的总压损失系数有最小值, 而且远小于单钝体结构驻涡燃烧室.

图4~图6表示保持AVC进口总压为103941.4 Pa, 出口为当地大气压力, 当后钝体宽



(a) 实验测量结果



(b) 数值模拟计算结果

图4 前、后钝体间37.8 mm距离凹腔内速度矢量分布图

Fig. 4 Velocity vector distribution in 37.8 mm cavity between fore-body and after-body

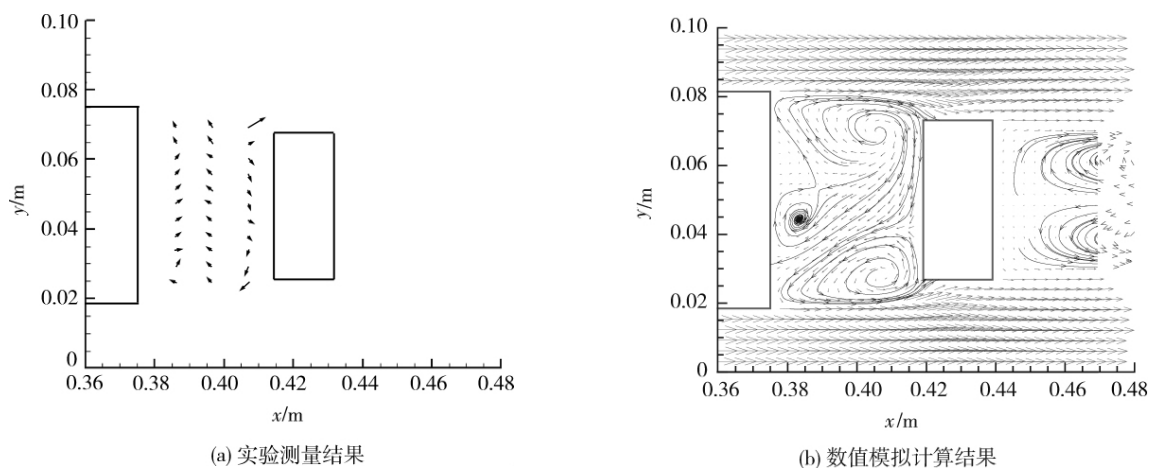


图 5 前、后钝体间 44.1 mm 距离凹腔内速度矢量分布图

Fig. 5 Velocity vector distribution in 44.1 mm cavity between fore-body and after-body

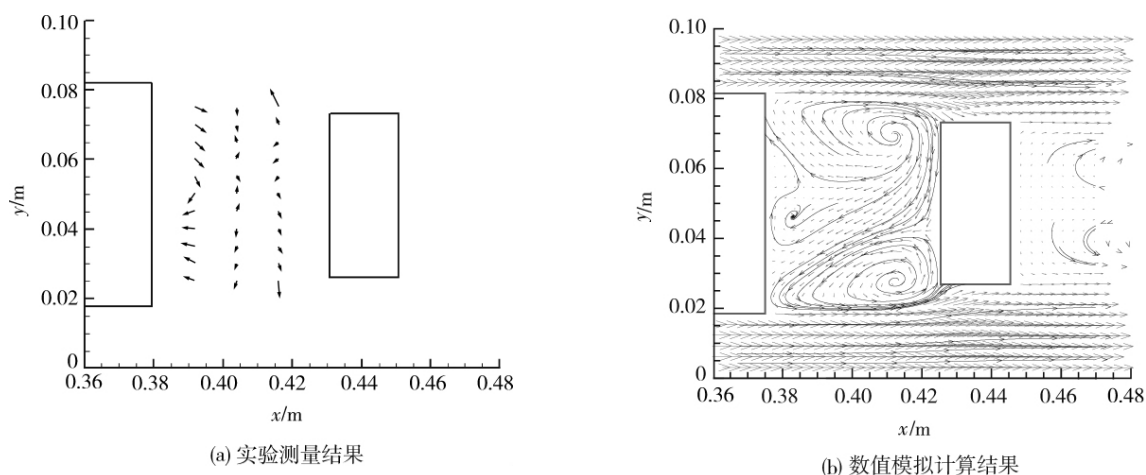


图 6 前、后钝体间 50.4 mm 距离凹腔内速度矢量分布图

Fig. 6 Velocity vector distribution in 50.4 mm cavity between fore-body and after-body

保持为 46.28 mm, 前、后钝体之间距离分别为 37.8, 44.1, 50.4 mm 时, 实验测试和数值模拟所得前、后钝体之间凹腔内的速度矢量。实验测试和数值模拟结果显示: 在图 4 中前、后钝体之间的距离为 37.8 mm 的凹腔内, 在气流黏性剪切力作用下, 靠近后钝体外侧生成一对具有附着螺旋点的旋涡, 除此之外, 在凹腔内由 2 个旋涡的挤压作用诱导生成一个小旋涡。随前、后钝体之间的距离增大, 如图 5 和图 6 所示, 旋涡逐渐挤入凹腔内。随前、后钝体之间的距离增大, 凹腔内旋涡结构变化数值模拟结果与实验结果在趋势上相近。

保持 AVC 进口总压为 103 941.4 Pa, 出口为当地大气压力, 前、后钝体距离为 44.1 mm, 后钝体宽分别为 37.92, 46.28, 54.64 mm 时, 实验测试和数值模拟凹腔内速度矢量分布。文中没有给出相应的测试和数值模拟速度矢量图。分析结果显示: 随着后钝体宽度的增大, 凹腔内的旋涡结构

靠近后钝体, 在后钝体外侧一对旋涡逐渐挤入凹腔, 最后占据整个凹腔, 形成相对比较对称的一对旋涡。凹腔内旋涡结构变化趋势数值模拟结果与实验结果在趋势上相近。

通过对核心实验件总压损失, 前、后钝体间凹腔内速度矢量分布实验测试和数值模拟结果整理分析, 燃氢 AVC 内的前、后钝体的几何参数选定总压损失最小且前、后钝体间凹腔内旋涡结构稳定条件下的几何尺寸, 即后钝体的宽度为 46.28 mm, 厚度为 20 mm, 前、后钝体的距离选用 50.4 mm。

2 氢燃料 AVC 物理模型

燃氢 AVC 物理模型如图 7 所示, 燃烧室通道是截面为 100 mm × 100 mm 的方形通道, 通道内沿轴线方向先后设置前、后 2 个钝体; 前钝体向后阶面宽为 63 mm, 高为 100 mm; 在前钝体两侧

布置对称椭圆形支杆,支杆的后平面与前钝体的向后阶面在一个平面上;后钝体的宽度为 46.28 mm,厚度为 20 mm,前、后钝体的距离为 50.4 mm.在后钝体凹腔壁面布置对称喷气管排(图中用狭缝表示),喷射氢气和空气预混合气体.

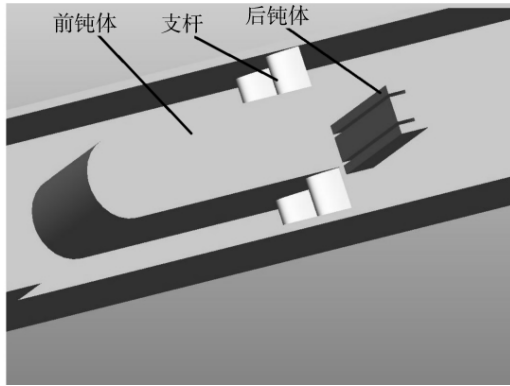


图 7 AVC 物理模型

Fig. 7 Physical model of AVC

3 氢燃料 AVC 燃烧过程数值模拟

本文应用 Fluent 商业软件对三维 AVC 氢气和空气预混合燃烧的燃烧和流动特性进行数值模拟研究.应用专业网格生成软件 Gambit 生成 AVC 三维立体几何模型网格,采用非结构适体网格,如图 8 所示.整体网格由多区域拼接而成,网格品质较好,网格节点单元数为 419 094 个.计算过程中,改变网格的疏密程度来验证计算结果对网格的灵敏度.在 AVC 气流流动计算模型的控制方程中,湍流模型采用可实现(realizable)模型,近壁面处采用标准壁面函数法.控制方程离散采用基于控制体中心的有限体积方法,选用隐式格式,采用 1 阶迎风格式.经过分析和比较,在化学反应模型中,采用 19 步氢气和空气燃烧详细化学反应机制(列于表 1 中,其中 A 为指前因子, n 为温度指数, E 为活化能).求解器选用分离式求解器,求解残差小于 1×10^{-4} .

表 1 氢气和空气化学反应机制^[12-15]

Table 1 Chemical reaction mechanism of hydrogen and air^[12-15]

序号	化学反应关系式	A	n	$E/(J/mol)$
1	$H + O_2 = O + OH$	1.915×10^{14}	0	6.87×10^4
2	$O + H_2 = H + OH$	5.080×10^4	2.67	2.63×10^4
3	$OH + H_2 = H + H_2O$	2.160×10^8	1.51	1.43×10^4
4	$O + H_2O = OH + OH$	2.970×10^6	2.02	5.60×10^4
5	$H_2 + M = H + H + M$	4.577×10^{19}	-1.40	4.36×10^5
6	$O_2 + M = O + O + M$	4.515×10^{17}	-0.64	4.97×10^5
7	$OH + M = O + H + M$	9.880×10^{17}	-0.74	4.27×10^5
8	$H_2O + M = H + OH + M$	1.912×10^{23}	-1.83	4.95×10^5
9	$H + O_2 + M = HO_2 + M$	1.475×10^{12}	0.60	0
10	$HO_2 + H = H_2 + O_2$	1.660×10^{13}	0	3.44×10^3
11	$HO_2 + H = OH + OH$	7.079×10^{13}	0	1.23×10^3
12	$HO_2 + O = OH + O_2$	3.250×10^{13}	0	0
13	$HO_2 + OH = H_2O + O_2$	2.890×10^{13}	0	-2.08×10^3
14	$H_2O_2 + O_2 = HO_2 + HO_2$	4.634×10^{16}	-0.35	2.12×10^5
15	$H_2O_2 + M = OH + OH + M$	2.951×10^{14}	0	2.02×10^5
16	$H_2O_2 + H = H_2O + OH$	2.410×10^{13}	0	3.97×10^3
17	$H_2O_2 + H = H_2 + HO_2$	6.025×10^{13}	0	1.66×10^4
18	$H_2O_2 + O = OH + HO_2$	9.550×10^6	2.00	3.32×10^4
19	$H_2O_2 + OH = H_2O + HO_2$	1.000×10^{12}	0	0

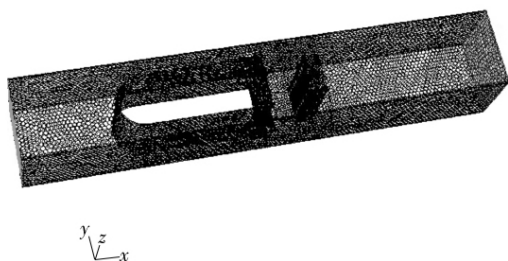


图 8 AVC 计算网格

Fig. 8 Computational grids of AVC

边界条件: AVC 入口气流总压为 104 208 Pa, 静压为 101 325 Pa, 温度为 27 °C; 出口气流静压为 101 325 Pa; AVC 内外壁面均视为绝热.

4 计算结果分析

氢气和空气预混合气体主气流当量比为 0.65 时, 气流总压为 104 208 Pa, 静压为 101 325 Pa, 在沒有凹腔喷射气流条件下, AVC 预混合燃烧凹腔内三维旋涡结构如图 9 所示. z 轴方向距 AVC 底板 30 mm 位置 xy 截面、距 AVC 中心面 40 mm 位置 xz 截面和 z 轴方向距 AVC 底板 50 mm 位置 xy 截面上的旋涡结构、速度矢量和压力分布云图如图 10、图 11 和图 12 所示. z 轴方向各层 xy 截面上的温度分布如图 13 所示. 由图可以看出, 在 AVC 前、后钝体形成的凹腔内, 形成了三维立体旋涡结构, 相对于常规的单钝体驻涡火焰稳定器, 旋涡沿燃烧室主轴方向缩短, 使得燃烧室结构形式更加紧凑. 在图 10 中距离 AVC 底板 30 mm 位置 xy 截面上, 在支架后界面沿 x 轴向有 1 对附着螺旋点的平行底板旋涡, 旋涡涡核位置有相应

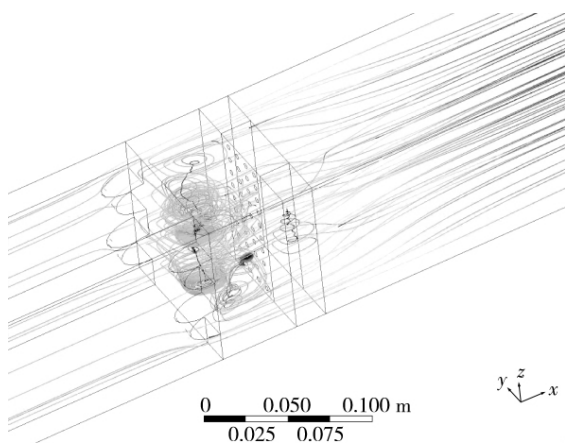
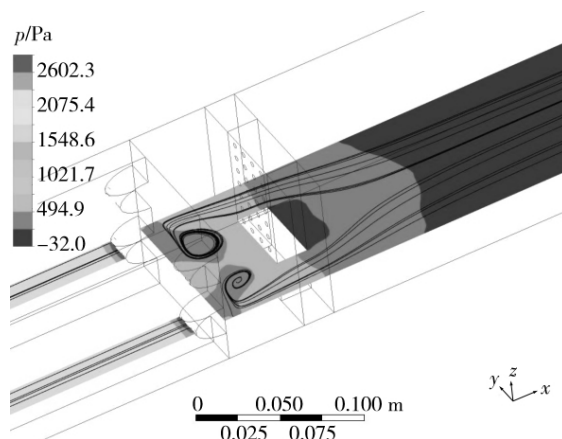
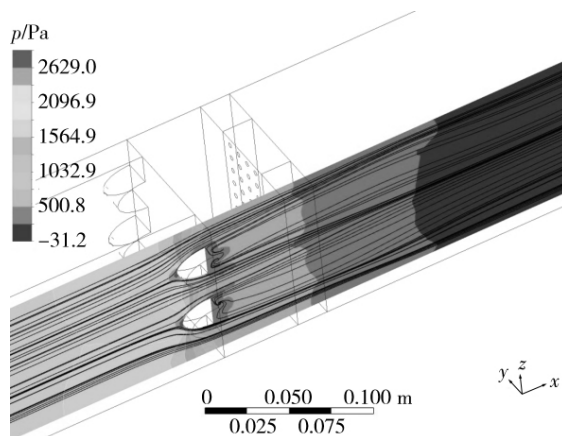
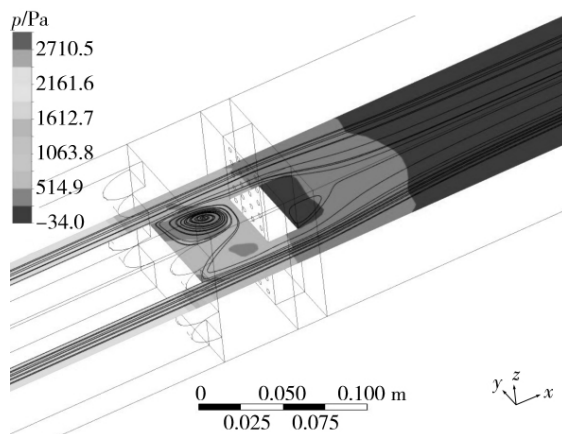


图 9 无喷射时凹腔内旋涡结构

Fig. 9 Vortex configuration without gas flow injected into the cavity

图 10 无喷射时 30 mm 的 xy 截面上旋涡结构Fig. 10 Vortex configuration in 30 mm xy cross section without gas flow injected into the cavity图 11 无喷射时 40 mm 的 xz 截面上旋涡结构Fig. 11 Vortex configuration in 40 mm xz cross section without gas flow injected into the cavity图 12 无喷射时 50 mm 的 xy 截面上旋涡结构Fig. 12 Vortex configuration in 50 mm xy cross section without gas flow injected into the cavity

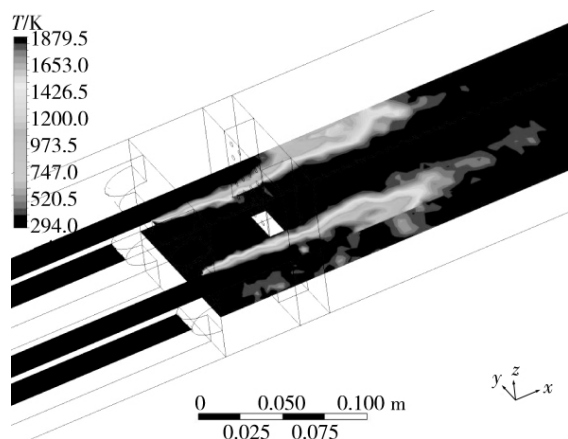
图 13 无喷射时 xy 截面上温度分布云图

Fig. 13 Temperature distribution in xy cross section without gas flow injected into the cavity

的低压槽. 由图 11 可以看到, 距离 AVC 中心面 40 mm 位置 xz 截面上, 出现主气流绕流支杆形成的尾流涡结, 并诱导低压槽. 由图 12 可以看到, z 轴方向距 AVC 底板 50 mm 位置 xy 截面有一对不对称旋涡, 而且具有相应的低压槽. AVC 的 2 个钝体间凹腔内这种三维旋涡结构区域, 作为值班火焰区域, 燃烧产生热烟气溢出凹腔与主气流进行热量交换, 可以形成贫燃料预混合稳定燃烧, 而且燃烧排放出口温度控制在 1950 K 以下, 有利于控制 NO 排放. 沿 z 轴各层 xy 截面温度分布基本保持不变, 这样有利于控制气流出口温度均匀分布, 燃烧室出口温度场不均度为 0.17%. 计算结果显示: 流通 AVC 气流总压损失系数为 2.7665%, 燃烧效率为 99.54%. 计算结果对网格的灵敏度小于 0.5%.

在氢气和空气预混合气体主气流当量比为 0.65 时, 气流总压为 104 208 Pa, 静压为 101 325 Pa; 前、后钝体间凹腔喷射氢气和空气预混合气体当量比为 0.75, 喷射气流总压为 103 443 Pa, 静压为 101 325 Pa. AVC 预混合燃烧凹腔内三维旋涡结构如图 14 所示. z 轴方向距 AVC 底板 30 mm 位置 xy 截面和 50 mm 位置 xy 截面的旋涡结构、速度矢量和压力分布云图如图 15 和图 16 所示. 沿 z 轴方向各层 xy 截面温度分布如图 17 所示. 由图可以看出, 凹腔内有喷射条件下, z 轴 30 mm 位置 xy 截面和 50 mm 位置 xy 截面上均有对称的旋涡, 涡核位置具有对称的低压槽. 由于喷射气流的作用, 前、后钝体间凹腔内, 静压低压区域由凹腔内向凹腔外扩展, 范围扩大, 这样有利于主气流

火焰的稳定. 相对于前、后钝体间凹腔内无后钝体喷射气流, 有了凹腔喷射气流存在时, 凹腔内旋涡结构在 z 轴方向分层有序、更加稳定, 所以, 燃烧气流在 z 轴方向的各 xy 截面气流层之间掺混效果减弱. 各 xy 截面气流层之间掺混减弱导致对流热量交换效果减弱, 所以图 17 显示沿 z 轴方向各 xy 截面上温度分布不同, 导致出口截面温度分布也不均匀, 燃烧室出口温度场不均度为 6.55%. 计算结果显示: AVC 的总压损失系数为 2.767%, 燃烧效率为 99.93%. 相对于凹腔喷射气流的条件, AVC 总压损失系数略有增大, 燃烧效率增大了.

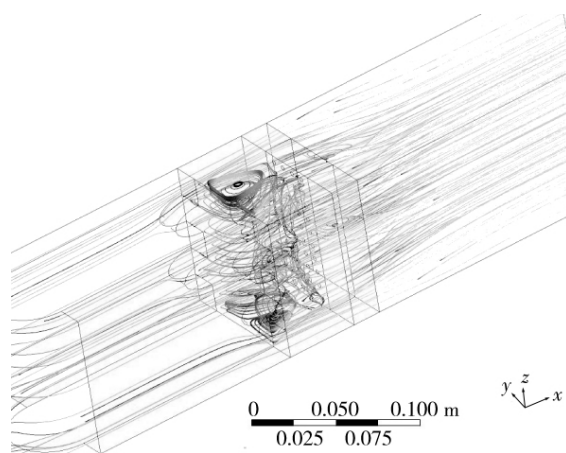


图 14 有喷射时凹腔内旋涡结构

Fig. 14 Vortex configuration with gas flow injected into the cavity

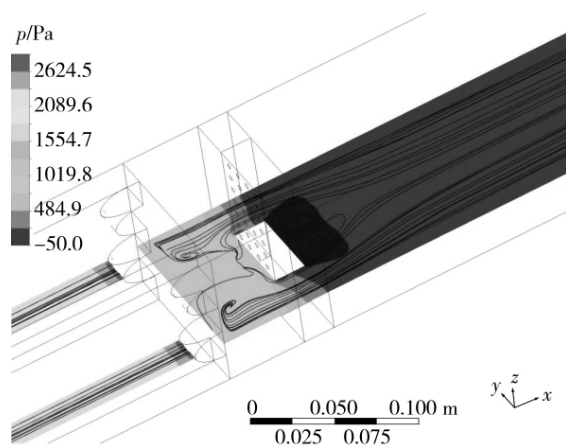
图 15 有喷射时 30 mm 的 xy 截面上旋涡结构

Fig. 15 Vortex configuration in 30 mm xy cross section with gas flow injected into the cavity

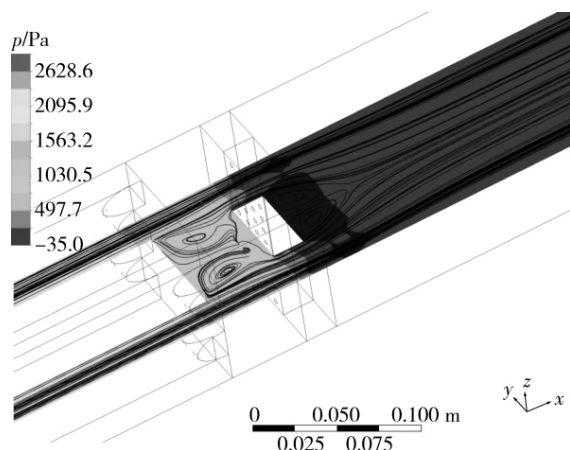


图 16 有喷射时 50 mm 的 xy 截面上旋涡结构

Fig. 16 Vortex configuration in 50 mm xy cross section with gas flow injected into the cavity

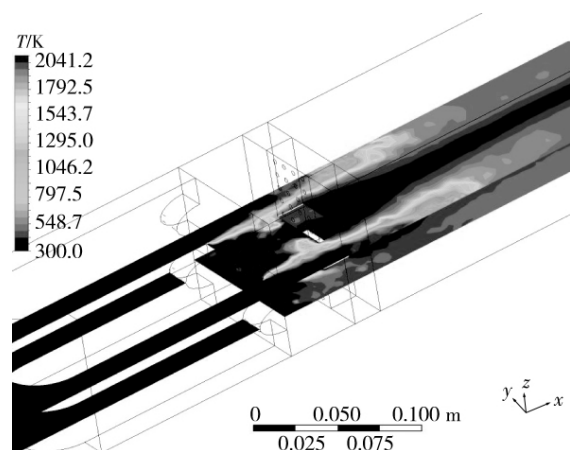


图 17 有喷射时 xy 截面上温度分布云图

Fig. 17 Temperature distribution in xy cross section with gas flow injected into the cavity

5 结 论

1) 随后钝体的宽度增大, AVC 总压损失系数先变小, 然后又增大。当后钝体的厚度保持不变时, 随后钝体宽度和前、后钝体间距离变化, AVC 总压损失系数先逐渐变小, 然后又逐渐增大。对于每个给定厚度的后钝体, 随后钝体宽度和前、后钝体间距离变化, AVC 都存在一个总压损失系数最小值。

2) 随前、后钝体之间的距离增大, 一对旋涡逐渐挤入 AVC 前、后凹腔内。随着后钝体宽度的增大, 凹腔内的旋涡结构靠近后钝体, 在后钝体外侧 1 对旋涡逐渐挤入 AVC 前、后凹腔, 最后占据

整个凹腔, 形成相对比较对称的一对旋涡。

3) 通过对总压损失、前、后钝体间凹腔内速度矢量分布实验测试和数值模拟结果整理分析, 确定氢燃料 AVC 的结构形式。氢气和空气预混和气体主气流当量比为 0.65 时, 在凹腔喷射气流条件下, 燃料 AVC 能够形成稳定燃烧, 而且燃烧排放出口温度控制在 1950 K 以下, 总压损失系数为 2.7665%, 燃烧效率为 99.54%。

4) 相对于无凹腔喷射气流, 有凹腔喷射气流的 AVC 实现稳定燃烧时, 凹腔内旋涡结构在 z 轴方向分层有序、更加稳定, 但不同 xy 截面上温度分布不同, 导致出口截面温度分布不均匀, 总压损失系数略有增大, 燃烧效率增大了。

参考文献:

- [1] 王云, 赵小路, 徐建中. 新概念旋转冲压发动机的研究与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(8): 777-782.
WANG Yun, ZHAO Xiaolu, XU Jianzhong. Research of new conceptive rotated ramjet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(8): 777-782. (in Chinese)
- [2] 邓洋波, 钟兢军. 旋转冲压发动机驻涡燃烧技术研究现状分析[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2006, 19(3): 58-62.
DENG Yangbo, ZHONG Jingjun. Progress of research on trapped vortex combustion technology in rotated ramjet[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(3): 58-62. (in Chinese)
- [3] 何小民, 王家华. 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)
- [4] Kendrick D W, Chenevert B C, Trueblood B, et al. Combustion system development for the Ramgen engine[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125(4): 885-894.
- [5] Edmonds R G, Steele R C, Williams J T, et al. Ultra-low NO_x advanced vortex combustor[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2006 Power for Land, Sea, and Air. Barcelona, Spain; ASME, 2006: 255-262.
- [6] 邓洋波, 刘世青, 钟兢军. 先进旋涡燃烧室燃烧特性数值模拟[J]. 大连海事大学学报, 2008, 34(3): 21-24.
DENG Yangbo, LIU Shiqing, ZHONG Jingjun. Numerical simulation for combustion characteristics of advanced vortex combustor[J]. Journal of Dalian Maritime University, 2008, 34(3): 21-24. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 邓洋波,刘世青,钟兢军. AVC 中钝体布置与燃烧室流动特性研究[J]. 工程热物理学报,2008,29(8):1415-1418.
DENG Yangbo,LIU Shiqing,ZHONG Jingjun. Reseach of the flow characteristics of cold state flow of advanced vortex combustion[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008,29(8):1415-1418. (in Chinese)
- [9] 陈光诚. 流体力学实验技术[M]. 北京:机械工业出版社,1983.
- [10] 林峰,张堃元,彭成一. 五孔探针的标定技术[J]. 航空动力学报,1990,5(3):236-238.
LIN Feng,ZHANG Kunyuan,PENG Chengyi. Calibration techniques of five-hole probe[J]. Journal of Aerospace Power,1990,5(3):236-238. (in Chinese)
- [11] Requemore W M,Shouse D,Burrus D. Vortex combustor concept for gas turbine engines [R]. AIAA 2001-0483,2001.
- [12] Frassoldati A, Faravelli T, Ranzi E A. A wide range modeling study of NO_x formation and nitrogen chemistry in hydrogen combustion[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2006,31(15):2310-2328.
- [13] Strohle J, Myhrvold T. An evaluation of detailed reaction mechanisms for hydrogen combustion under gas turbine conditions[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2007,32(1):125-135.
- [14] Rortveit G J, Hustad J E, Li S C, et al. Effects of diluents on NO_x formation in hydrogen counterflow flames[J]. Combustion and Flame,2002,130(1):48-61.
- [15] Alejandro M B, Suresh K A. A numerical study of H_2 -air partially premixed flames[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2005,30(3):327-339.