

文章编号: 1000-8055(2007)12-1984-05

超声速燃烧室内氢气燃烧的三维数值研究

周建兴, 朴英, 岂兴明, 祝剑虹
(清华大学 航天航空学院, 北京, 100084)

摘 要: 通过隐式耦合求解可压缩 N-S 方程及组分方程, 对氢气的超声速燃烧进行三维数值模拟, 对燃烧室内的冷热态流场, 以及氢气喷射压力对燃烧的影响进行了系统分析和研究. 研究表明, 燃烧放热以及氢气喷射压力提高都会导致燃烧室内波系结构变化, 沿周向的流向涡增强, 压缩波和膨胀波与氢气核心区的相互作用增强, 促进氢气和空气的掺混, 更利于氢气的燃烧.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超声速燃烧; 氢气; 流向涡; 超燃冲压发动机

中图分类号: V231.26

文献标识码: A

3-D numerical investigation on supersonic hydrogen combustion in scramjet combustor

ZHOU Jian-xing, PIAO Ying, QI Xing-ming, ZHU Jian-hong
(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: 3-D numerical simulation for supersonic hydrogen combustion was performed by solving the compressible Navier-Stokes equation and composition equations using implicit finite volume methods. Meanwhile, the effect of hydrogen injection pressure on combustion was analyzed and studied. The results show that, owing to the heat release from combustion and the influences of hydrogen's injection pressure, the flow field changes greatly, leading to enhanced streamwise vortex and stronger interaction between waves in the combustor and hydrogen flow, and also facilitating the mixing of hydrogen and air for improved hydrogen combustion performance.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic combustion; hydrogen; stream-wise vortex; scramjet

超声速燃烧技术是超燃冲压发动机研究的关键技术之一^[1]. 从上个世纪中期开始, 国内外开展了大量的研究工作, 实验研究由于实验设备, 耗费的经费人力物力庞大, 而限制了其广泛研究的开展, 而数值研究以其相对较低的成本成为超声速燃烧的研究一个必备的手段, 在实验设计、分析、扩展研究各方面带来巨大的收益.

燃料和空气有效的混合以及在超声速气流中

着火并稳定燃烧是超声速燃烧研究的难点之一^[2]. 对此, 国内外提出了一系列的超声速燃烧室结构方案, 对燃料喷射、混合、组织燃烧等方面做了大量工作^[3-4]. 在数值计算方面, 也进行了大量的二维数值计算工作. 但二维研究方法不能反映出沿截面方向流场的变化情况. 本文在前期工作的基础上, 对文献^[5-7]的结构进行分析和一定程度的简化, 研究三维情况下超声速燃烧的流场及燃

收稿日期: 2006-11-30; 修订日期: 2007-02-08

作者简介: 周建兴(1977-), 男, 甘肃榆中人, 博士生, 主要研究方向为超燃冲压发动机技术, E-mail: zhoujx03@mails.tsinghua.edu.cn

烧情况,并对不同氢气压力对燃烧的影响进行数值研究.

1 数值计算方法

1.1 控制方程

把空气和氢气都作为可压缩完全气体考虑,定压比热与温度组分有关.进行三维数值计算,考虑定常情况下的流动及燃烧.

控制方程为三维 N-S 方程组,包括连续方程、动量守恒方程、能量守恒方程、湍流模型,组分和状态方程.其中湍流模型采用考虑了可压缩性修正的剪切应力输运的 $k-w$ SST 模型,可以保证对边界层内的低雷诺数区和边界层外的高雷诺数区的准确计算.同时,修正湍流粘性模型可以很好地处理剪切应力产生的输运效应.

考虑到所研究工况强烈的湍流燃烧效应,故采用 Eddy Dissipation 反应模型.由于考虑燃烧对流场及其它参数的影响,故氢气燃烧用单步化学反应方程

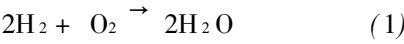


表 1 文献[8]燃烧室进口参数
Table 1 Flow parameters at the inlets^[8]

	p_s/MPa	T_s/K	Ma	质量百分数				
				C_2H_4	O_2	CO_2	H_2O	N_2
空气	0.097 7	492	2.09		0.233 0		0.052	0.715
高温燃气	0.173 1	1 772	1.25	0.105 9	0.010 3	0.120 5	0.156 6	0.606 7

从图 2 的壁面静压数值计算结果与实验结果的对比可以看出,数值计算结果和实验结果符合比较好,可以很好的捕捉波系,并能够比较准确的预测波系所在位置,静压数值也吻合比较好.因此,很好地证明了该数值计算方法的正确性.

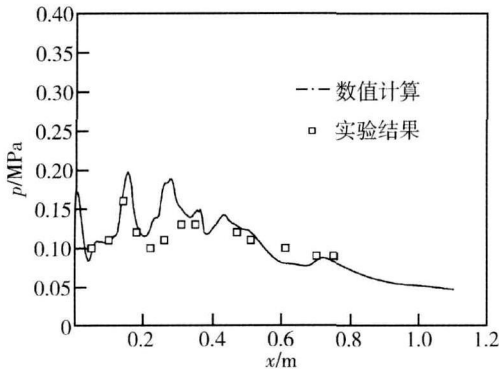


图 2 下壁面压力数值计算与实验的比较
Fig. 2 Wall static pressure comparison of numerical calculation and experiment

1.2 数值方法和边界条件

采用有限体积法对控制方程进行空间离散.离散化方程采用隐式耦合求解方法.对流项采用具有 Roe 通量限制因子的二阶迎风通量分裂差分格式(对激波有较高的分辨率),扩散项采用二阶中心差分格式.

计算时,进口给定压力边界.出口为超声速流动时,出口边界条件通过内点外插得到.壁面采用无滑移条件和绝热条件.

1.3 数值模拟方法的验证

为验证数值方法的正确性,本文根据文献[8]中的燃烧室结构及给定条件进行了计算,并和文献中给定的实验数据进行对比.结构简图和计算条件分别由图 1 和表 2 给出,网格节点数目为: 220×45 .

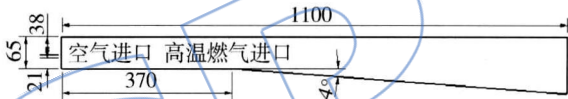


图 1 文献[8]燃烧室结构
Fig. 1 Combustor configure^[8]

1.4 物理模型及网格划分

本文研究的燃烧室为轴对称结构,沿周向均匀布置 42 个氢气喷口.简化后,取 1 个氢气喷口,沿周向角度为 8.571° ,两边设置对称边界条件.

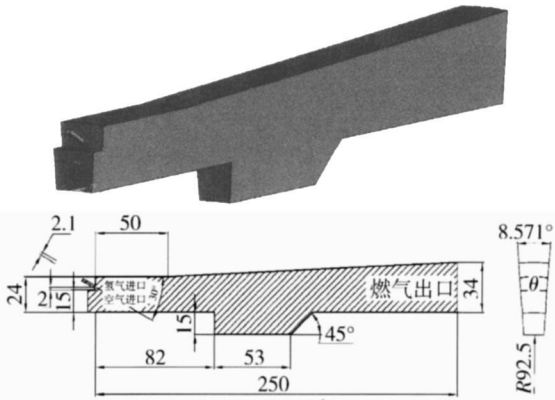


图 3 燃烧室结构及尺寸模型
Fig. 3 Geometry of the combustor

为便于计算, 氢气喷口伸出 10 mm, 空气进口延长 5 mm. 分块划分结构化网格, 近壁面处网格加密, 网格总数 123 568 个. 燃烧室的结构见图 3.

2 计算结果及分析

2.1 燃烧对流场结构的影响

为研究三维情况下, 超声速燃烧对燃烧室内流场的影响, 对图 3 所示燃烧室的流场进行冷态

和热态计算模拟(Case1 和 Case2). 空气及氢气喷口的流动参数见表 2.

限于篇幅, 文章给出沿流向三个截面的速度矢量图($z = 0.334\text{ m}$, 0.416 m , 0.489 m , 燃烧室进口为 0.281 m), 图 4; 沿周向截面($x = 0.000\text{ m}$)上的温度等值线图 and 压力等值线图, 图 5; 径向截面($R = 0.127\text{ m}$, 凹槽底部半径为 0.0925 m)上的温度等值线图, H_2 和 O_2 质量分数等值线图,

表 2 燃烧室进口流动参数
Table 2 Flow parameters at the entrance

	p_t/MPa	p_s/MPa	T_t/K	T_s/K	Ma	H_2	空气
H_2	0.189 3	0.100 0	840	700	1.0	1.0	—
空气	0.782 4	0.100 0	1 620	900	2.0	—	1.0

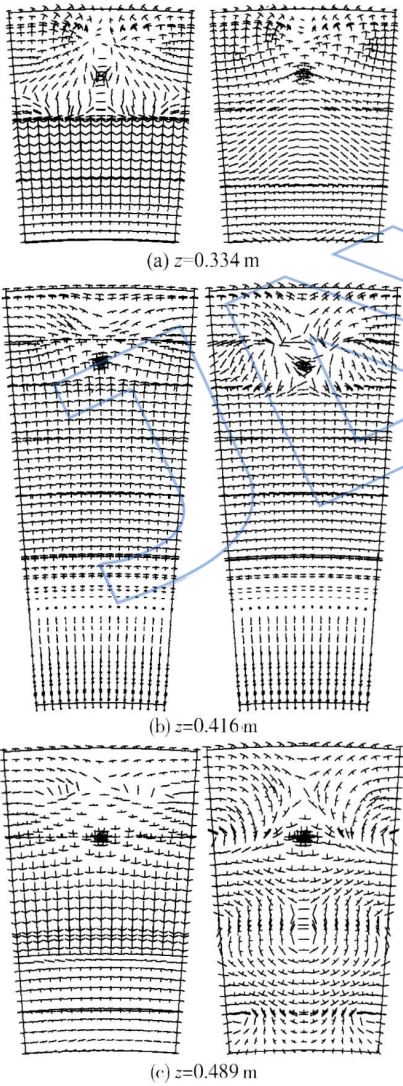


图 4 沿流向三截面的矢量图
(左侧为冷态, 右侧为热态)

Fig 4 Three vector maps along the passage
(Left: non reacting, right: reacting)

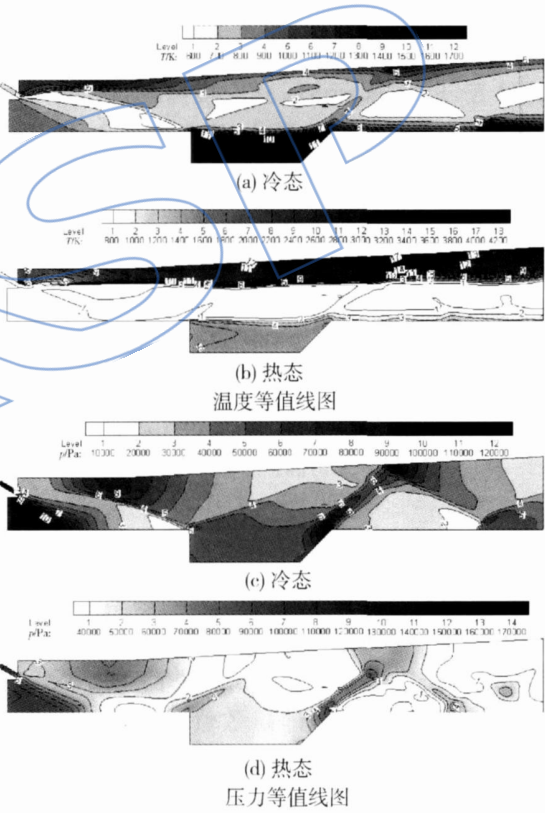


图 5 流向截面的等值线图
Fig. 5 Contours of the middle plane
((a), (c): non reacting, (b), (d): reacting)

图 6. 每个图同时给出冷态和热态计算结果进行对比.

分析图 5 的冷态情况, 可以看出: (1) 氢气喷入后, 在空气进口产生三维的膨胀波系, 同时在喷射口下游诱导产生压缩波系; (2) 压缩波系在燃烧室内发生反射, 在凹槽产生的扩张通道部分以膨胀波系的反射; (3) 在凹槽后端, 结构因素诱导产

生新的激波波系, 该波系在燃烧室后段反射扩张直到出口. 实际上, 由于三维效应以及周向不均匀性, 在氢气喷射点附近, 沿周向产生一对强烈的流向涡, 促进氢气和空气的掺混, 从图 4 (a) 和图 6 可以看出这一点. 凹槽后端诱导产生的激波系和沿流道喷射的氢气射流核心区相互作用, 形成更为复杂的流场结构, 进一步促进氢气和空气的掺混, 图 4(b) 和 (c) 中形成涡则表明了这一点.

氢气和空气发生化学反应后, 燃烧放热, 燃烧室内压力升高, 流场结构发生变化, 图 5 的压力等值线图反映出波系在燃烧室内相互作用的情况. 图 4 的冷热态矢量分布的对比, 显示出燃烧产生了更为丰富的涡系, 氢气和空气的混合及燃烧也因此而增强. 结合图 6 的等值线图, 具体分析, 可以看出: (1) 氢气喷口附近, 燃烧放热产生更强的流向涡, 在与流向垂直的横向平面内产生大尺度的对流现象, 进一步增强氢气和空气的掺混; (2) 氢气喷口下游, 燃烧放热产生较大的反压作用, 诱导产生的激波系变化, 附面层发生分离, 产生一对相反方向的流向涡, 促使氢气和空气继续掺混, 同时也产生较大的总压损失; (3) 在凹槽后端诱导产生的激波, 在和温度升高的燃气核心区相互作用下, 使得氢气和空气掺混增强, 化学反应进一步加强; (4) 在燃烧室后段, 凹槽后端产生的激波系由于在附面层分离的影响下, 反射位置更加靠近流道中心, 膨胀波系进一步促进氢气和空气的扩散

掺混及燃烧反应.

从图 5 的等值线分布图及图 6 中 H_2 和 O_2 的质量分数等值线图上, 可以更清楚地看出, 燃烧室内波系和射流氢气的相互作用, 结果导致两者掺混进一步加强, 反应更加充分. 图 6 (a), (b) 和 (c) 中, 沿流道方向, 冷态情况中只发生氢气和空气混合, 而在热态反应情况中, 靠近氢气喷口附近的对流掺混和燃烧室后段的扩散掺混, 使得氢气和空气的混合更充分, 反应也进一步加强, 反应核心区更加增大. 图 5 中温度等值线图表明, 热态反应中, 由于燃烧放热, 氢气和空气的掺混作用增强, 沿喷射方向及流动方向的氢气反应更靠近燃烧室中心, 反应程度增大; 同时, 燃烧放热导致的波系变化以氢气核心区形式表现出来, 反应核心区增大, 即边界处反应增强, 温度梯度增加, 表明反应放热使得氢气掺混效果增强, 反应增强.

2.2 氢气喷射压力对燃烧的影响

Case3~ Case6 中, 空气的流动参数不变, 氢气仍以声速条件喷入燃烧室, 喷射压力按照 0.05, 0.10, 0.15, 0.20 MPa 逐渐升高. 其中, Case4 和 Case2 为同一研究工况, 为便于比较, 此处作为 Case4 再次列出. 由于篇幅所限, 此处只列出沿中间截面的温度等值线图.

从图 7 的温度等值线分布可以看出, 随着氢气喷射压力的提高, 氢气的着火点位置更加靠近喷口, 氢气和空气的混合更加充分, 燃烧也更加完全, 特征面上显示的火焰截面区域增大, 在靠近燃烧室后部, 火焰截面区域进一步增大, Case6 中甚至可以达到燃烧室径向的中部, 说明氢气的火焰传播角度随氢气喷射压力的增大而增大.

产生以上现象的原因在于, 随着喷射压力增大, 氢气的穿透深度增大, 喷入的氢气量增多, 同时, 燃烧放热导致燃烧室内压缩波和膨胀波增强, 增强了氢气和空气的掺混与燃烧. 结合图 8 和图 9 给出的沿流道按面积平均的温度和压力曲线, 可以进行具体分析. 在靠近喷口的区域, 产生的流向涡增强, 大尺度对流增加了氢气和空气的掺混, 图 8 在 0.300 m 左右的地方温度达到一个较高点, 即说明此处的反应比较剧烈; 在燃烧室中部, 因燃烧放热而增强的压缩波和膨胀波和氢气射流区强烈作用, 增加氢气和空气的掺混, 图 9 中的压力较高点(0.463 m 左右的位置)即反映出凹槽后端产生的激波与氢气核心区作用产生的压力升高, 而图 8 的温度曲线也反映出了这一点; 在燃烧

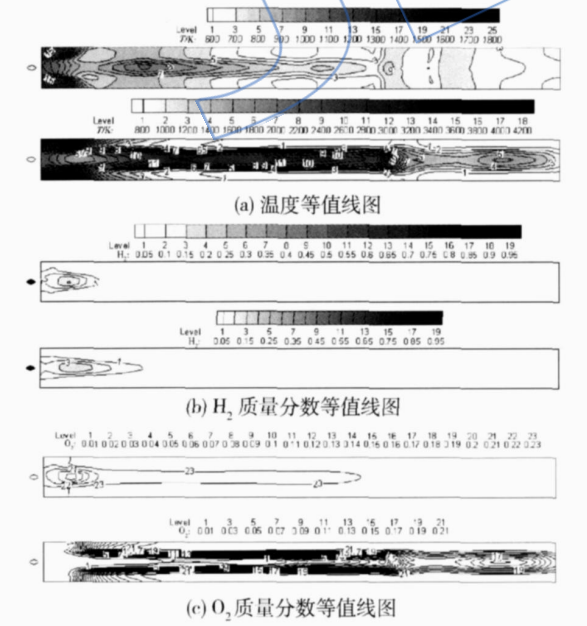


图 6 $R = 0.127\text{ m}$ 面上的等值线图
(上图冷态, 下图热态)

Fig 6 Contours of the face $R = 0.127\text{ m}$
(Up: non reacting, down: reacting)

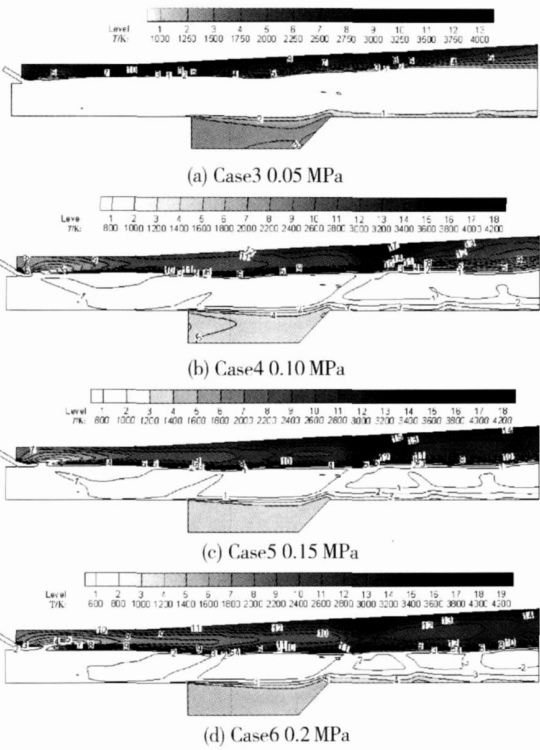


图 7 不同喷射压力下的温度等值线图

Fig. 7 Temperature contours for hydrogen injecting with different pressure

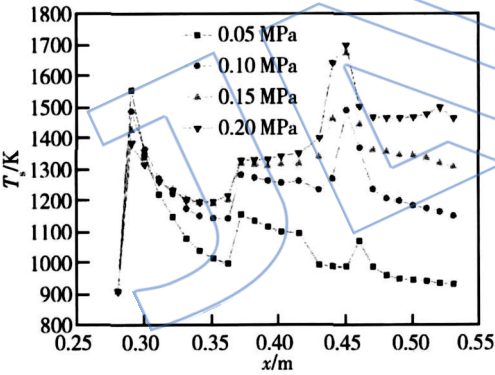


图 8 沿流道温度曲线

Fig. 8 Static temperature distribution

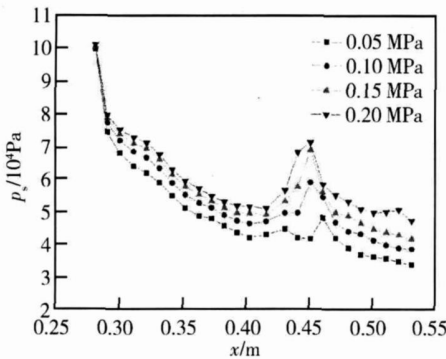


图 9 沿流道压力曲线

Fig. 9 Static pressure distribution

室后段,因流动的湍流效果增强而使得氢气流中心区和空气的扩散掺混效果增强.

3 结 论

(1) 三维数值模拟研究表明,喷射氢气后,在氢气喷口附近由于附面层分离,促使产生比较强的沿周向的流向涡,增强氢气和空气的对流掺混,更利于燃烧;

(2) 燃烧放热增强燃烧室内压缩波和膨胀波的强度,与氢气核心区相互作用加强,沿周向提高了氢气和空气的对流以及扩散掺混效果,促进燃烧反应进行;

(3) 提高氢气的喷射压力,流向涡增强,氢气和空气的对流掺混和扩散掺混增强,氢气着火点位置靠近喷口,火焰传播角度增大.

参考文献:

[1] 刘陵,刘敬华,张榛,等. 超声速燃烧和超声速燃烧发动机 [M]. 西安:西北工业大学出版社,1993.

[2] 司徒明. 煤油超燃冲压发动机性能分析 [J]. 推进技术, 1998, 19(2): 18-22.

SITU Ming. Performance analysis of hydrocarbon fueled scramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19 (2): 18-22.

[3] Vinogradov V, Grachev V, Petrov M. Experimental investigation of 2 D dual mode scramjet with hydrogen fuel at Mach 4-6 [R]. AIAA 90-5269.

[4] Owens M G, Tehranian S, Segal C. Flame holding configuration for combustion in Mach 1.8 airflow [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 456-461.

[5] Volland R T, Auslender A H, Smart M K, et al. CIAM/ NASA Mach 6.5 scramjet flight and ground test [R]. AIAA 99-4848.

[6] Rodriguez C G. CFD analysis of the CIAM/ NASA scramjet [R]. AIAA 2002-4128.

[7] Roudakov A S, Semenov V L, Hicks J W. Recent flight test results of the joint CIAM-NASA Mach 6.5 scramjet flight program [R]. NASA/TP 1998-206548.

[8] 王春,司徒明,马继华,等. 高温富油燃气超声速燃烧数值模拟 [J]. 推进技术, 2000, 21(2): 60-63.

WANG Chun, SITU Ming, MA Jihua, et al. Numerical simulation on supersonic combustion of fuel rich hot gas [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(2): 60-63.