

文章编号: 1000-8055(2008)03-0470-06

两种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, 陈美宁
(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, 对台阶喷射燃烧室和支杆喷射燃烧室内的流场进行了三维数值研究. 研究表明, 支杆喷射燃烧室喷入氢气, 在整个流道内产生的流向涡和横向涡更加强烈, 更加能够促进氢气和空气在流向的对流掺混和扩散掺混效果, 从而使得燃烧室内的掺混距离缩短; 同时, 这两个超声速燃烧室内的凹槽结构能起到增强掺混和稳定火焰的作用, 使燃烧室后部燃烧区域增大.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超声速燃烧; 氢气; 流向涡; 掺混效果; 数值研究

中图分类号: V231.26

文献标识码: A

3-D numerical investigation on supersonic combustion of hydrogen in two different type of scramjet combustors

ZHOU Jianxing, PIAO Ying, QI Xingming, ZHU Jianhong, CHEN Meining
(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The flow fields of hydrogen injected into combustors with step injectors and strut injectors were numerically investigated by solving the 3-D compressible Navier-Stokes and species equations with implicit finite volume method. The results show that because of the stronger streamwise and spanwise vortices induced by the hydrogen flows injected via the strut injectors, hydrogen/air mixing efficiency is greatly enhanced and the mixing length along the channel is shortened. Besides, the cavities in both types of combustors enable the fuel to be mixed more fully and also stabilize the flame, enlarging the combustion area in the rear parts of the combustors.

Key words: aerospace propulsion system; supersonic combustion; hydrogen; streamwise vortex; mixing efficiency; numerical simulation

超声速燃烧技术是超燃冲压发动机研究的关键技术之一. 由于超声速气流在燃烧室内的驻留时间非常短, 燃料和空气进行有效混合、着火并稳定燃烧成为该研究的难点^[1]. 对此, 国内外从燃烧室结构、喷嘴结构、燃料喷射方式等方面入手. 一方面, 在燃烧室局部造成回流区, 增加燃料与空气的混合及其在燃烧室内的停留时间, 保证反应时间; 另一方面, 增加燃烧室流场内的漩涡尺度以增加燃料的对流扩散效果, 再结合其他如空腔等结

构来保证燃烧反应有一定的空间和时间^[2-3].

90 年代, CIAM 进行的轴对称双模态超燃冲压发动机的飞行验证试验中, 成功地将凹槽等燃料喷射结构应用到飞行验证实验中^[4], 其研究表明支杆结构只要能保证燃料均匀注入, 那么在较短距离内可以实现较好的混合燃烧^[5]. 90 年代末以来, 国内各研究机构对此也持续投入一些关注, 提出了许多方案, 并得到了相当的研究成果, 文献[6-7]基本反映了国内的一些研究状况.

收稿日期: 2007-02-06; 修订日期: 2007-05-24

作者简介: 周建兴(1977-), 甘肃榆中人, 博士生, 主要研究方向为超燃冲压发动机技术.

本实验在对 CIAM 轴对称超燃冲压发动机研究的基础上, 将其一些特征结构用于超燃冲压发动机进行的. 文章的主要工作是对台阶喷射和支杆喷射燃料结构燃烧室内的流动进行三维数值研究, 从流向涡的角度出发, 分析燃烧室内的流动和燃烧现象, 从而理解喷射结构带来的掺混效果的变化, 进一步为喷射结构的选择及深入的燃烧研究奠定基础.

1 物理模型和计算方法

1.1 控制方程

把空气和氢气作为可压缩气体考虑, 定压比热只与温度有关. 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 $k-\omega$ 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, 修正湍流粘性形式可以很好地处理剪切应力产生的输运效应.

燃烧反应动力学模型采用 H_2/O_2 体系的七组分八步基元反应体系^[8]. 本文进行燃烧反应研究时, 用该燃烧动力学模型进行数值计算. 总压恢复系数定义为

$$\sigma = \frac{\int_{\varepsilon} p_t \rho_t dA}{\int_n p_t \rho_t dA} \tag{1}$$

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(该格式具有 TVD 特性, 对激波有较高的分辨率), 扩散项采用二阶中心差分格式.

进口边界条件为设计状态(25 km, $Ma=6$) 下二维整机数值计算后, 在研究截面处按流量平均后得到. 出口为超声速流动时, 其边界条件通过内点外插得到. 燃烧室壁面按照无滑移条件和绝热条件处理.

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[9] 中的燃烧室结构及给定条件进行了计算, 并和文献中的实验数据进行对比. 燃烧室结构简图和计算条件分别由图 1 和表 1 给出, 网格节点数目为 220×45 .

从图 2 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预测波系所在位置, 静压数值也吻合比较好. 因此, 该数值计算方法可以用于数值模拟.

1.4 物理模型及网格划分

本文研究的燃烧室分别通过台阶喷射和支杆喷射喷入燃料, 结构如图 3 和图 4(Burner1 和 Burner2). 燃烧室前部两者都设有隔离段. Burner1 燃料喷射通过 3 个和流向夹角为 30° 的喷口喷入; Burner2 在隔离段设置 3 个支杆喷射器, 每个支杆上设置一个与来流方向平行的燃料喷口; 其余结构尺寸参数两者相同. 分块划分结构化网格, 数目均约为 45 万左右.

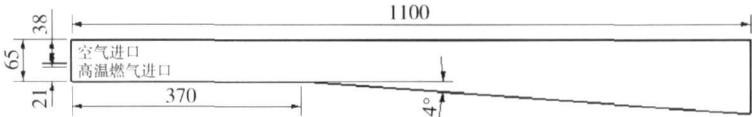


图 1 燃烧室结构^[9] (单位: mm)

Fig 1 Geometry of combustor^[9]

表 1 燃烧室进口参数^[9]

Table1 Inlet parameters of the combustor^[9]

	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

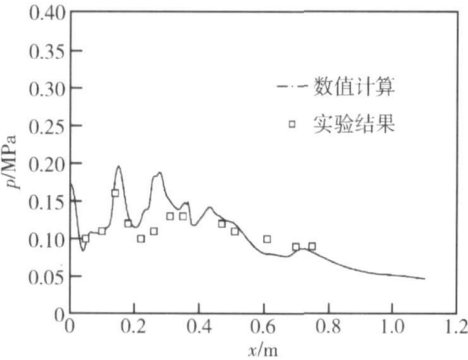


图 2 数值计算和实验测量下壁面静压分布
Fig. 2 Low wall static pressure distribution of numerical and experimental results

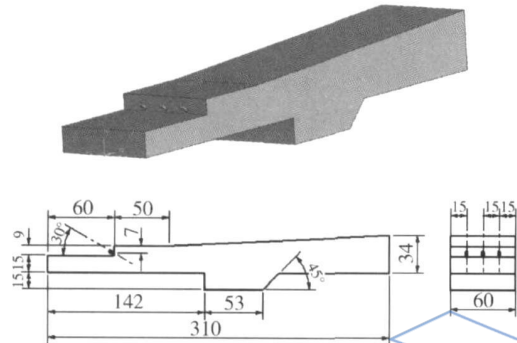


图 3 台阶喷射燃烧室(Burner1 单位:mm)
Fig. 3 Combustor with step injectors (Burner1)

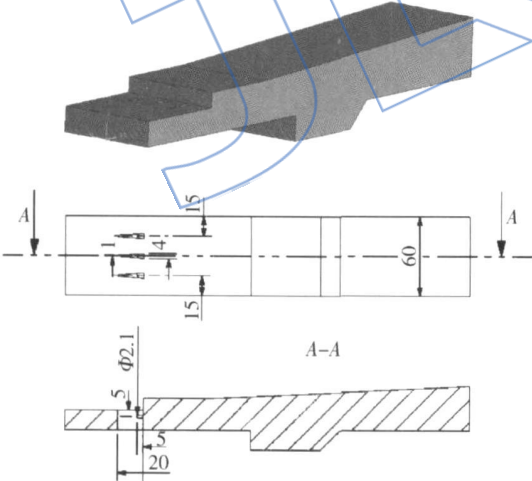


图 4 支杆喷射燃烧室(Burner2 单位:mm)
Fig. 4 Combustor with strut injectors (Burner2)

2 计算结果及分析

本文进行冷态和热态研究时, 给定隔离段进口流动参数, 见表 2.

2.1 冷态流场的燃料掺混特性

通过对台阶喷射燃烧室和支杆喷射燃烧室冷

表 2 两燃烧室的进口气流参数

Table 2 Inlet parameters of the combustors

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

态流场的数值模拟, 分析燃烧室内的流动特点. 两种情况下, 燃料的当量比分别为 0.543 和 0.537, 均为富氧混合.

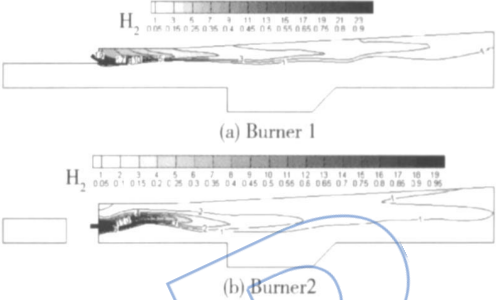


图 5 $x = 0.000$ m 截面 H_2 质量百分数等值线
Fig 5 H_2 mass fraction contours at section $x = 0.000$ m without combustion

图 5 和图 6 分别为台阶喷射和支杆喷射燃烧室过喷嘴截面($x = 0.000$ m 和 0.015 m, Y-Z 截面)的氢气质量分数等值线图.

台阶喷射燃烧室中, 台阶后形成局部低速回流区, 在三维情况下, 在横向和流向产生横向涡及流向涡, 使喷射后的氢气在回流区气流卷挟带动下, 和空气发生对流掺混. 由于喷入的氢气靠近燃烧室上部, 氢气和空气的掺混主要发生在台阶后及燃烧室上部的空间. 从图 5 和图 6 可以看出, 和支杆喷射燃烧室的氢气质量百分数分布相比较, 台阶喷射燃烧室流道的下游, 氢气质量百分数仍比较集中. 尽管凹槽前后端产生的激波导致燃烧室上壁面的边界层分离, 在一定程度上能促进氢

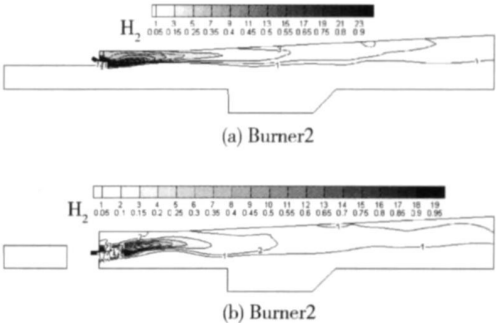


图 6 $x = 0.015$ m 截面 H_2 质量百分数等值线
Fig 6 H_2 mass fraction contours at section $x = 0.015$ m without combustion

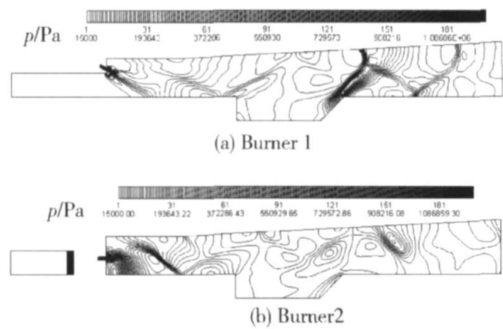


图 7 $x=0.000$ m 截面压力等值线图
Fig. 7 Pressure contours at section $x=0.000$ m without combustion

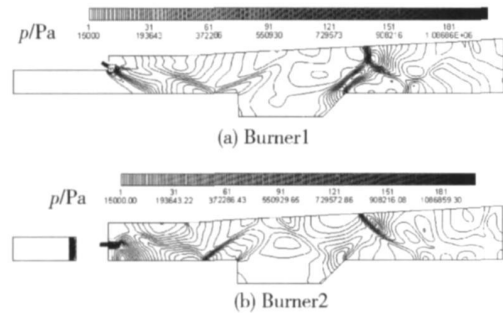


图 8 $x=0.015$ m 截面压力等值线图
Fig. 8 Pressure contours at section $x=0.015$ m without combustion

气和空气的掺混(图 7 和图 8), 但由于喷入的氢气靠近燃烧室上壁面, 流动速度整体比较低, 不能促进氢气和空气很快掺混, 掺混主要以扩散掺混过程为主, 进而造成沿流道方向掺混距离增大。

支杆喷射燃烧室内喷入氢气, 由于支杆后部形成的局部低速流动区域, 氢气喷射的三维效应(图 7 和图 8 所示), 产生的流向涡促使喷射后的氢气能够燃烧室截面中能够在更大的范围内, 和来流空气发生对流掺混, 氢气和空气的掺混效果增强, 沿流动方向的掺混距离也比较短。从图 5 和图 6 比较可以看出, 支杆喷射燃烧室内, 氢气的组分分布沿流向比台阶喷射燃烧室内的氢气组分的分布更加集中, 也能够使得氢气和空气在更短距离内完成掺混过程。

图 9 为沿流道方向若干截面上的氢气质量百分数等值线图。可以清楚地看出, 台阶喷射燃烧室内的氢气在截面内分布区域更大, 在燃烧室下游的分布却比支杆喷射燃烧室的分布区域要小。总体而言, 台阶喷射燃烧室内的氢气分布主要集中于台阶后及燃烧室上部; 而支杆喷射燃烧室中, 氢气在流向涡和横向涡的作用下, 对流扩散的区域扩展到截面比较大的区域, 因此, 氢气和空气能够发生掺混的区域也更大。

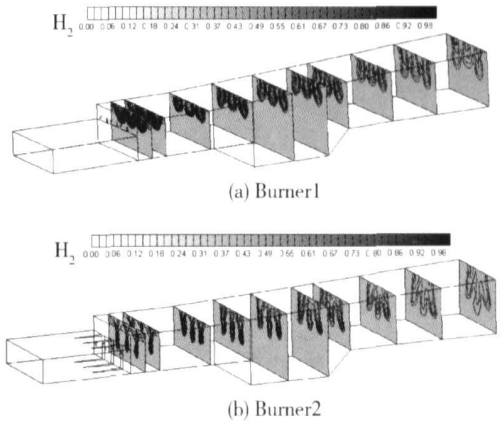


图 9 沿流道截面的氢气质量百分数等值线
Fig. 9 H_2 mass fraction contours at several sections along the passage

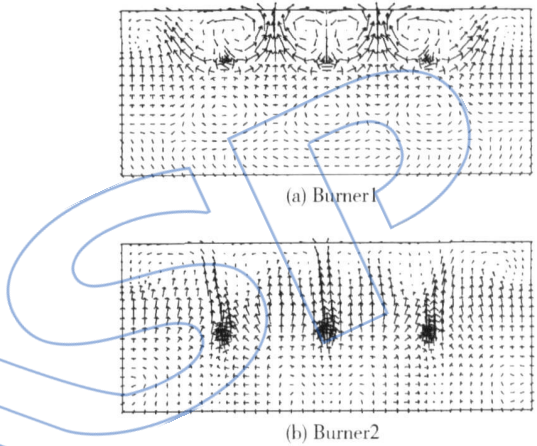


图 10 无燃烧反应 $z=0.070$ m 截面的矢量图
Fig. 10 Velocity vectors at section $z=0.070$ m without combustion

图 10 为距隔离段入口 $z=0.070$ m 处(距燃烧室进口台阶面 0.010 m)的速度矢量图。台阶喷射燃烧室在该截面上的速度矢量投影更大一些, 形成的涡也更大一些, 主要集中于燃烧室上部台阶后。支杆喷射燃烧室速度矢量的投影尽管较小, 但主要集中在截面中部, 速度梯度较大, 形成更强的流向涡, 促使氢气和空气发生掺混。同时, 在燃烧室截面上部形成小涡分布, 也能够促进氢气的掺混。这些涡系的分布和图 9 中氢气在横向的分布是一致的。可见, 支杆喷射燃烧室内形成的流向涡和横向涡, 是促使氢气和空气能够尽快发生掺混并沿流道方向掺混距离缩短的主要原因。但是, 也应该看到, 台阶喷射燃烧室内的总压恢复系数分布整体较高, 而支杆喷射燃烧室内支杆的引入造成了燃烧室内比较大的总压损失(图 11)。

2.2 燃烧反应流场的分析

图 12 和图 13 分别为 $x=0.000$ m 和 $x=0.$

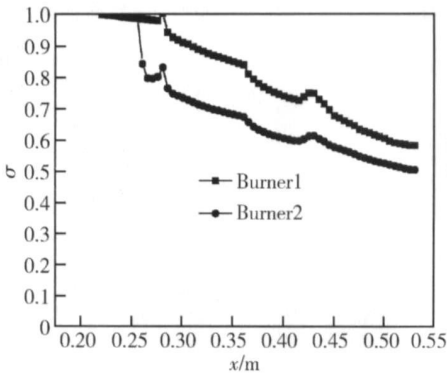


图 11 总压恢复系数分布
Fig 11 Total pressure recovery distribution along the passage

015 m 截面的温度等值线图. 可以看出, 台阶喷射燃烧室的反应主要在燃烧室中上部氢气和空气混合的地方. 而支杆喷射燃烧室在入口处, 反应发生在燃烧室上部回流区和燃烧室截面的中部, 在凹槽附近, 由于流向涡和横向涡所带来的对流扩散掺混效果, 燃烧室主流区的氢气和凹槽内的气流发生质量交换, 氢气被带入凹槽内, 而凹槽内形成低速回流区作为一个稳定的低速流动区域, 形成了一个稳定的燃烧着火区域.

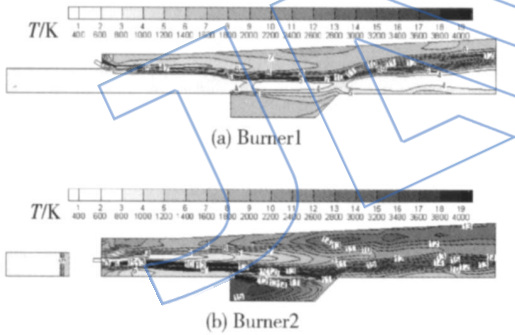


图 12 燃烧时 $x=0.000$ m 截面温度等值线
Fig. 12 Temperature contours at section $x=0.000$ m with combustion

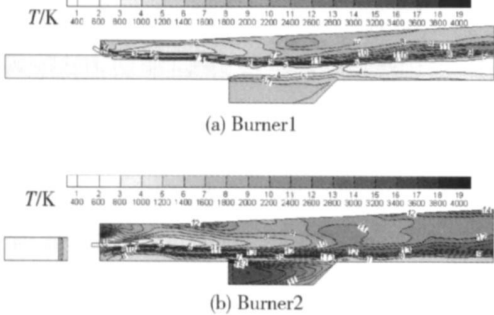


图 13 燃烧时 $x=0.015$ m 截面温度等值线
Fig. 13 Temperature contours at section $x=0.015$ m with combustion

图 14 为沿流道若干截面的温度等值线图分布. 可以看出, 两种燃烧室结构中, 燃烧都存在强烈的三维效应, 横向涡和流向涡产生的对流和扩散掺混作用, 使得燃烧在截面内比较剧烈的发生. 台阶喷射燃烧室内的燃烧反应主要发生在燃烧室上部. 而在支杆喷射燃烧室中, 燃烧在每个截面内发生的区域更大, 同时由于燃烧发生在燃烧室中部, 燃烧造成燃烧室内流场的变化, 促进燃烧室中主流空气和凹槽内气流发生质量交换. 由于凹槽内相对稳定的回流区域, 形成了比较稳定的燃烧点火区域. 因此, 在燃烧室后部促使燃烧在整个截面内充分发生.

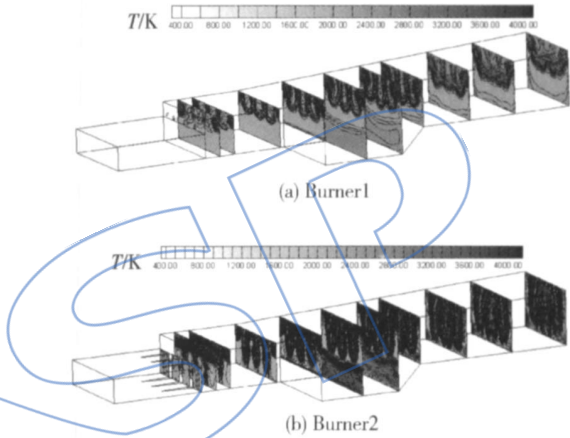


图 14 沿流道截面的温度等值线图
Fig 14 Temperature contours at several sections along the passage

图 15 和图 16 分别为沿流向 $z = 0.070$ m 和 $z = 0.210$ m (凹槽后端出口处截面) 的温度等值线图. 这两个位置截面的温度等值线图同样反映

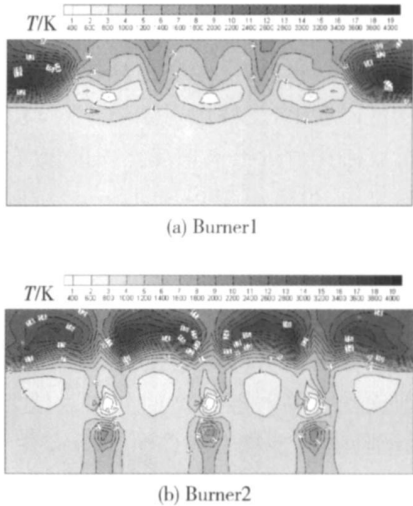


图 15 燃烧时 $z = 0.070$ m 截面温度等值线
Fig 15 Temperature contours at section $z = 0.070$ m with combustion

出, 由于流向涡和横向涡的共同作用, 支杆喷射燃烧室在燃烧室入口附近即发生比较剧烈的燃烧反应. 而在 $z = 0.210\text{ m}$ 处, 由于截面前方凹槽形成的回流区的流动起到了一定的掺混、着火和稳焰的作用, 以及支杆喷射燃烧室内形成的流向涡的作用, 氢气在该截面内的扩散增强, 因此, 在整个截面比较大的区域内形成燃烧, 从而比台阶喷射燃烧室产生更强烈的燃烧反应.

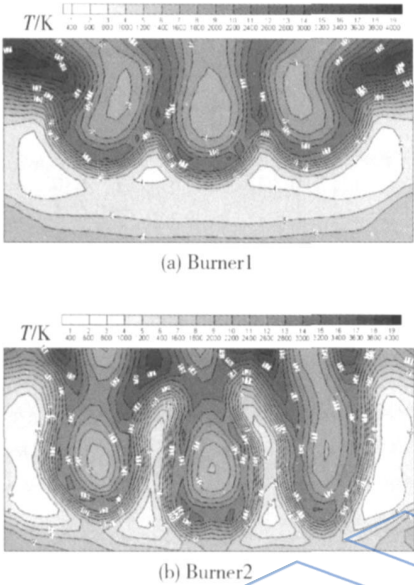


图 16 燃烧时 $z = 0.210\text{ m}$ 截面温度等值线
Fig 16 Temperature contours at section $z = 0.210\text{ m}$ with combustion

3 结 论

- (1) 超声速燃烧室内的流动和燃烧存在强烈的三维效应, 流向涡和横向涡产生的三维对流扩散作用增强了支杆喷射燃烧室的燃料对流扩散, 使得燃烧发生得更加充分, 可以缩短燃烧室长度.
- (2) 通过主流和凹槽内气流的质量交换, 凹槽可以发挥作为稳定点火源的作用, 但台阶喷射燃烧室喷入的燃料主要集中于燃烧室上部而无法和凹槽发生质量交换. 因此, 可以考虑凹槽喷射结构和台阶喷射结构相结合的混合燃料喷射方式.

(3) 支杆喷射燃烧室中, 流场结构的变化促使燃烧室主流和凹槽内的气流发生质量交换, 从而使得凹槽发挥增强燃料和空气的掺混、燃烧和火焰稳定的作用.

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] 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.

[3] 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.

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

[5] 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.

[6] 刘敬华, 凌文辉, 马祥辉, 等. 超声速燃烧室流场的数值模拟研究[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 28 32.

LIU Jinghua, LING Wenhui, MA Xianghui, et al. Numerical simulation study of scramjet flow field[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 28 32.

[7] 崔玉峰, 徐 刚, 黄伟光. 后台阶喷氢加喷空气超声速燃烧数值模拟[J]. 航空学报, 2004, 25(2): 113 116.

CUI Yufeng, XU Gang, HUANG Weiguang. Numerical simulation on supersonic combustion over a reward facing step with transverse hydrogen and air injection[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(2): 113 116.

[8] Evan J S, Schexnayder C J. Influence of chemical kinetics and unmixedness on burning in supersonic hydrogen flames[J]. AIAA Journal, 1980, 18(2): 188 193.

[9] 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.