

文章编号: 1000 8055(2008)01-0150-06

三种不同结构超声速燃烧室流场的数值研究

周建兴, 朴 英, 陈美宁, 岂兴明, 刘兆舒
(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 采用有限体积法求解可压缩 N-S 方程及组分方程, 对三种不同结构的超声速燃烧室进行了数值研究. 研究表明, 凹槽改变了燃烧室波系结构, 促进氢气和空气的混合, 利于燃烧, 所形成的相对稳定的回流区可用于点火和稳定火焰; 喷射二次氢气可消除仅一次喷氢所带来问题, 进一步促进氢气和空气的混合及燃烧, 但带来比较大的总压损失.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 凹槽; 二次氢气; 超声速燃烧; 超燃冲压发动机; 数值模拟
中图分类号: V231.26 **文献标识码:** A

Numerical study on flow field in three supersonic combustors

ZHOU Jianxing, PIAO Ying, CHEN Meining,
QI Xingming, LIU Zhao shu

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The supersonic combustion in three different combustors was numerically investigated by solving the compressible Navier-Stokes equations with implicit finite volume method. The results show that the cavity can change the waves in combustors, and facilitate the mixing of hydrogen and air for easier combustion. Besides, the relatively steady reversing area in cavity can be used to ignite and stabilize the flame; ejection of secondary hydrogen can neutralize the problems induced by injecting hydrogen only one time, and also improve the mixing and combustion of hydrogen and air, in despite of slightly larger total pressure loss.

Key words: aerospace propulsion system; cavity; secondary hydrogen; supersonic combustion; scramjet; numerical simulation

超声速燃烧是超燃冲压发动机研究的关键技术之一, 研究难度非常大, 国内外在理论分析、实验研究和数值计算方面进行了大量的探索研究工作^[1]. 实验研究耗费巨大限制了广泛深入开展, 数值研究则以相对较低的成本, 成为实验研究一个非常重要的补充, 对于发现现象、设计实验、改进实验、促进理论分析等有直接有效的帮助, 遂得到了广泛的重视.

超声速燃烧问题难点在于如何解决燃料和空气的混合及稳定燃烧^[2-8]. 在理论分析的基础上, 目前广泛采取的方法是设计超声速燃烧室的结

构, 使得燃料喷射更加合理, 混合更加充分, 燃烧更加完全. 从 90 年代末, 超燃冲压发动机的研究得到国内相关机构的广泛关注, 提出了不同的燃烧室结构, 在超声速燃烧领域得到了大量的研究成果, 文献[2, 4-8]反映出国内在这一阶段的研究过程. 另一方面自 CIAM 成功地将凹槽用于超声速燃烧的研究以来, 此结构更得到了广泛的关注, 也得到了一定成果^[5]. 在 CIAM 的研究中, 在沿流道方向的三个位置, 分别向燃烧室喷射氢气来保证充分混合和完全燃烧, 很有借鉴意义^[6].

本文根据文献中 CIAM/NASA 联合研制的

收稿日期: 2006 12 19; 修订日期: 2007-02-08

作者简介: 周建兴(1977-), 男, 甘肃榆中人, 博士生, 主要从事超燃冲压发动机技术的研究.

表 1 燃烧室进口参数^[8]

Table 1 Flow parameters of the combustor^[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	177 2	1.25	0.105 9	0.010 3	0.120 5	0.156 6	0.606 7

超燃冲压发动机相关资料^[6], 将其燃烧段简化为等直扩张燃烧室结构, 在此基础上加入凹槽, 进一步增加二次氢气喷射. 由此, 为分析研究其特点, 深入研究超声速燃烧现象奠定基础. 本文中 3 种结构的数值计算尽管都采用二维结构进行流动分析, 但对于分析问题还是有一定意义的.

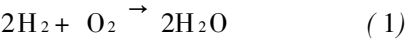
1 数值计算方法

1.1 控制方程

空气和氢气作为可压缩完全气体考虑, 定压比热只与温度有关. 忽略三维效应, 进行二维定常流动及燃烧计算.

控制方程为二维 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, 可以保证对附面层内的低雷诺数区和附面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. 由于目前只考虑燃烧对流场及其它参数的影响, 更复杂的化学动力学反应的影响在以后的工作中进行, 文中暂采用氢气燃烧的单步化学反应. 反应方程如下



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.

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 1 给出, 网格节点数目为 220×45 .

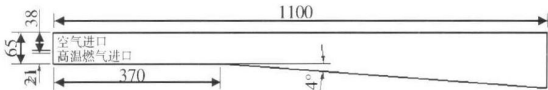


图 1 燃烧室结构^[8] (单位: mm)

Fig. 1 Geometry of a combustor^[8] (Unit: mm)

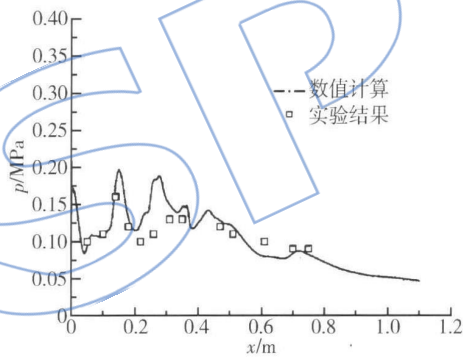


图 2 数值计算和实验结果壁面静压分布

Fig. 2 Low wall static pressure distribution of numerical calculation and experiment

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, 可以很好地捕捉波系并比较准确地预测波系位置. 静压数值吻合也较好. 因此, 该数值计算方法可用于数值模拟.

1.4 物理模型及网格划分

本文研究的燃烧室如图 3 所示. 进口相同, 下半段为空气进口, 上半部分为壁面, 沿 30° 喷入氢气, 称为一次氢气. 图 3(a) 为等直扩张燃烧室 (Case1), 图 3(b) 在 Case1 燃烧室的流道上增加凹槽 (Case2), 图 3(c) 则在 Case2 燃烧室凹槽前沿 45° 喷入氢气 (称为二次氢气), Case3. 其余为燃烧室壁面、出口和内部区域. 分区划分网格, 采用结构化网格, 近壁处网格加密. Case1 网格总数 13 860, Case2 和 Case3 采用同一套网格, 网格总数 14 760.

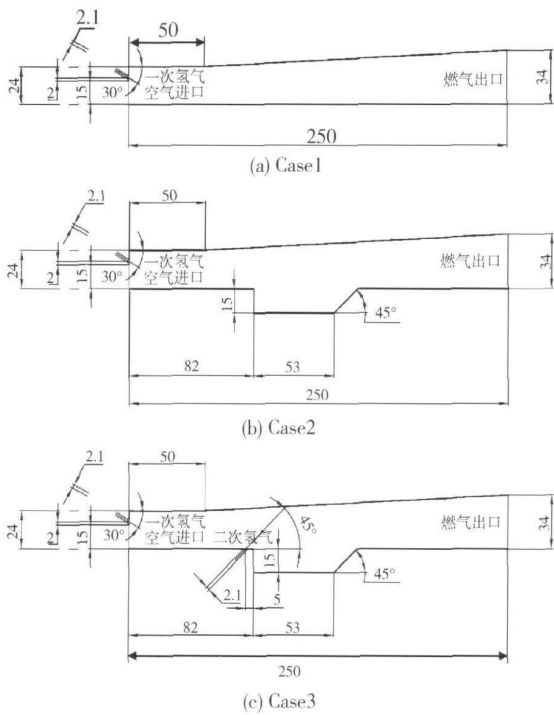


图 3 超声速燃烧室结构图 (单位: mm)
Fig.3 Geometries of the considering supersonic combustors (Unit: mm)

2 计算结果及分析

Case1 为研究的基准工况, Case2 用于研究凹槽对流动和燃烧的影响, Case3 则研究二次氢气对流动和燃烧的影响. 3 种情况下, 空气和一次氢气的流动参数相同, 见表 2. Case3 中, 二次氢气和一次氢气的流动参数相同, 故表中不再单独列出.

表 2 进口气流参数

Table 2 Flow parameters at the entrance

	H ₂	空气
p_t / MPa	0.189 3	0.782 4
p_s / MPa	0.100 0	0.100 0
T_t / K	840	1 620
T_s / K	700	900
Ma	1.0	2.0
H ₂	1.0	—
空气	—	1.0

2.1 燃烧室内的流场特性

图 4 和图 5 是燃烧室内的静压等值线分布图. Case1 中, 沿 30° 方向喷入氢气, 沿该方向造成

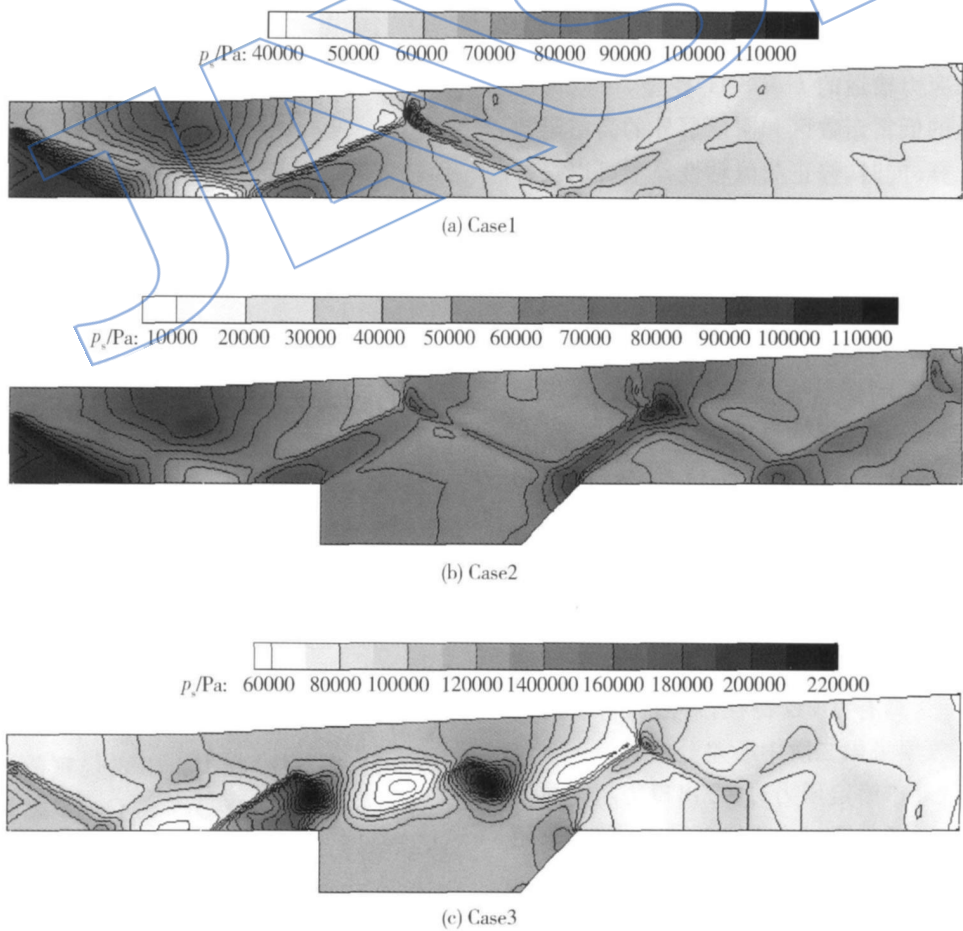


图 4 静压等值线分布图
Fig. 4 Static pressure contours

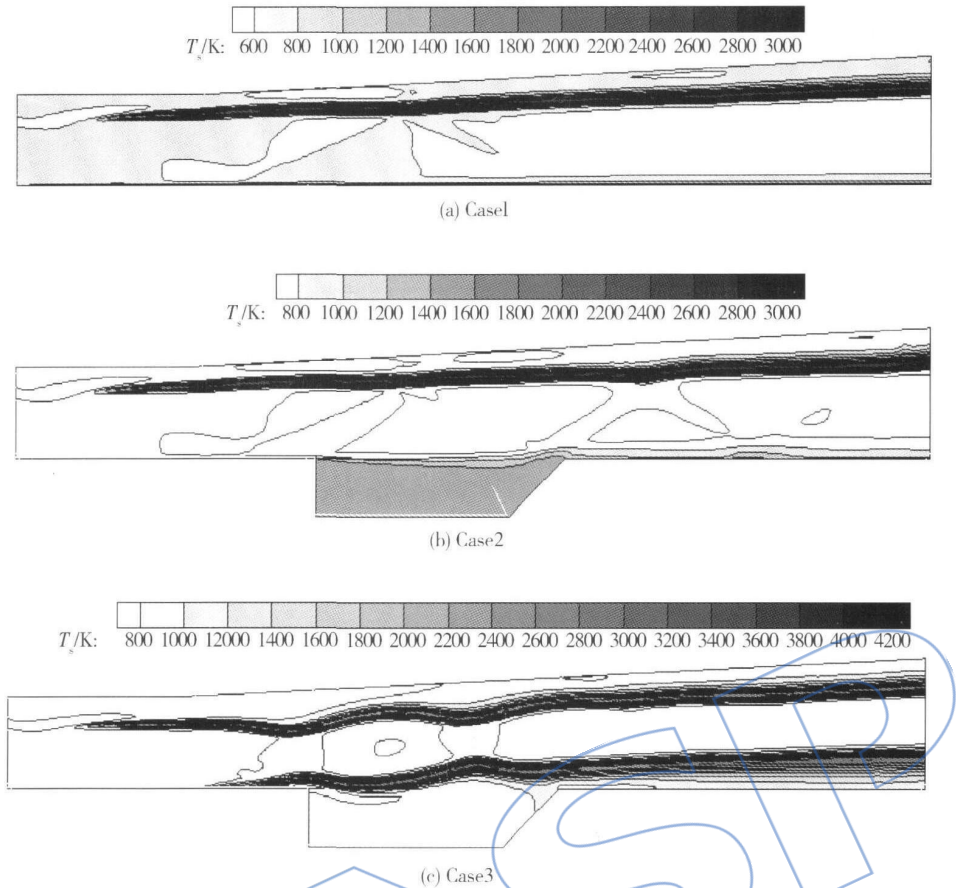


图 5 静温等值线分布图
Fig. 5 Static temperature contours

静压降低,在上游空气流动区域产生一束膨胀波而降低空气静压,在下游由于氢气与空气燃烧放热而诱导产生一道斜激波.继续流动过程中,由于燃烧放热、激波与附面层的相互扰动,造成燃烧室上下壁面的附面层分离,同时,由于燃烧室流道扩张使得此道激波变弱,直至最后消失.

对此分析表明:计算区域内产生复杂的波系,有助于氢气和主流空气的掺混;同时,由于产生的激波强度较弱,燃烧室内总压损失相对不会很大.

Case2 在 Case1 燃烧室的基础上,在流道下壁面增加了凹槽.氢气仍然从进口上段沿 30° 方向喷入,空气和氢气的进口条件和 Case1 相同.对比 Case1 的静压等值线分布,凹槽前端及凹槽所产生的流道扩大,使氢气喷射及燃烧产生的激波强度变弱,在凹槽段上壁面反射形成膨胀波.经过凹槽后端,燃烧室流道突然变窄,形成强压缩波.由于激波和附面层的相互作用,在燃烧室上壁面形成分离,同时,随着附面层变厚,凹槽后端产生的强压缩波经反射,形成反射激波和反射膨胀波系,进一步造成附面层的分离.

可以看出,由于在等直扩张段内加入凹槽,通道内波系结构更加复杂,能够进一步促进氢气和空气的掺混;但由于凹槽后端激波强度的增大,造成较大的总压损失.

Case3 在 Case2 的基础上,在凹槽前向空气主流喷入氢气(即二次氢气)参与燃烧.由于二次氢气流动及燃烧放热使得压力升高,通过附面层向上游传播,导致一次氢气诱导产生的激波反射点位置前移,反射后的激波强度变弱.同时,二次氢气的喷入,使得燃烧室上壁面的附面层分离程度增大,在后面凹槽段扩张的流道内产生非常复杂的波系,附面层分离程度也比 Case1 和 Case2 要大很多.但产生的膨胀波和激波强度都比较弱.经过凹槽后端后,诱导产生压缩波,在流道内进一步反射形成弱斜激波和膨胀波,直到燃烧室出口.

可以看出,Case1 和 Case2 中只喷入一次氢气,燃烧只发生在燃烧室通道的上部,在燃烧室下部却有大量的富余空气不能参与反应.二次氢气的喷入,形成了更加复杂的波系,更好地促进了氢气和空气主流的混合,也消除了上面提到的一次

氢气燃烧所带来的问题;但是,由此也产生更大的流动损失,造成更大的总压损失.

图6是这三种研究工况的流线图.可以看出, Case2 和 Case3 中,凹槽前方壁面的附面层分离扩展到整个凹槽段上方,在凹槽后重新贴合,和文献[9]提到的开式凹槽的情况完全符合,附面层分离、附着而形成的流动波动,造成氢气和空气主流更好的质量交换,保证燃烧的发生. Case3 中,二次氢气的流动使燃烧室凹槽段附面层形成的波动加剧,也更有利于气流掺混和稳定燃烧.图5中静温分布等值线图更清楚地反映出流动所带来的掺混作用.

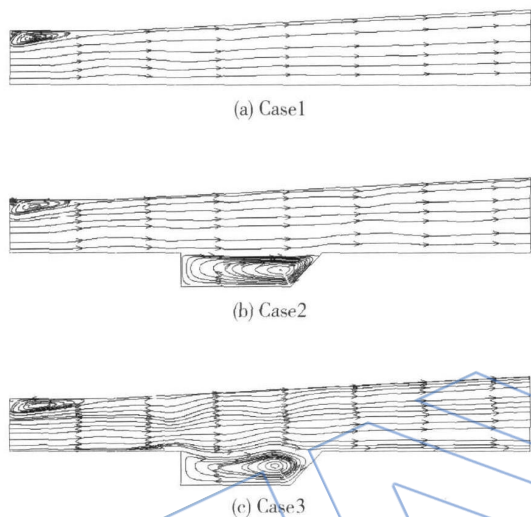


图6 流线图
Fig. 6 Streamlines

在 Case2 和 Case3 中,凹槽中都有比较大的回流区产生,并充满整个凹槽,回流区的中心位置相对比较稳定,都靠近凹槽后端,可以作为稳定的点火源.此外,凹槽段和附面层的变化使得空气核心区减小、增大、再减小,相当于可变的燃烧室结构,对超燃冲压发动机燃烧模态转换非常有意义.

2.2 壁面静压分布曲线

图7是研究的3个燃烧室上下壁面的静压分布曲线.从 upper wall 静压分布曲线可以看出,凹槽前方 Case1 和 Case2 的静压分布曲线大致重合,而凹槽的加入使得燃烧室通道截面积变大,波系结构发生变化, Case2 中曲线变化反映出激波和膨胀波在此处交替反射的情况($x = 0.363 \sim 0.431$ m). Case3 中,二次氢气的加入,对流场产生比较大的扰动,同时由于燃烧放热产生的反压影响更大,导致整个压力分布曲线的压力水平比 Case1 和 Case2 要高很多,其曲线的变化反映出激波和

膨胀波反射造成的影响.

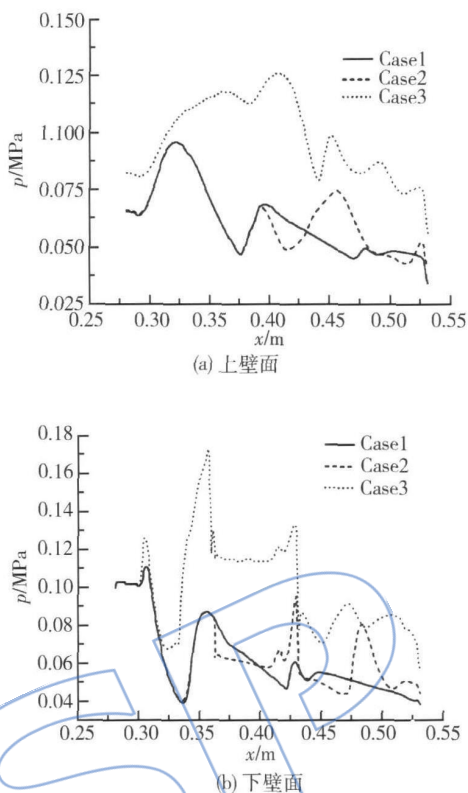


图7 上下壁面静压分布曲线
Fig. 7 Static pressure distribution along the up wall and the low wall

分析下壁面静压分布曲线,一次氢气喷入使得空气进口产生一束膨胀波,三种情况下此束膨胀波的位置大致相同,都在 0.31 m 左右,这与图4的静压等值线图分布一致.对 Case2 和 Case3,在凹槽前端(0.363 m)和后端(0.431 m)附近都有一个高压点,和此处诱导产生激波一致.而在凹槽段,即 0.363~0.431 m 之间,压力水平比较低,和此处凹槽造成燃烧室流道扩张的效果一致.可以明显发现, Case3 比 Case2 的压力水平要高,这可能与二次氢气喷入以及氢气燃烧放热造成整个燃烧室内的压力水平升高有直接的关系.

从以上分析,可以看出壁面压力分布曲线反映出燃烧室内所形成的复杂的波系结构及其特点.

2.3 总压恢复系数

对文中3种结构燃烧室进出口总压恢复系数进行计算,对应于 Case1~Case3,总压恢复系数分别为:0.680 6, 0.625 0 和 0.527 0.可以看出, Case1 的总压恢复系数最高, Case3 的总压恢复系数最低.这也反映出凹槽加入,使得燃烧室波系结构变化,促进氢气和空气的混合,利于超声速燃烧

的发生, 但造成了比较大的总压损失; 而对 Case3, 二次氢气喷入燃烧室, 造成了比较大的流动损失. 结合前面的分析, 可以看出, 凹槽可以促进氢气和空气的混合, 也有利于稳定燃烧的发生, 但氢气的喷射方式的不同却对燃烧室的进出口总压损失有比较大的影响, 需要在对燃烧室结构及燃烧机理进行大量研究工作的基础上提出改进方案.

3 结 论

(1) 凹槽可以使得燃烧室内波系发生比较大的变化, 造成附面层分离、附着而流动波动, 可以促进氢气和空气的混合; 凹槽内形成的相对比较稳定的回流区, 可用于点火或稳定火焰;

(2) 喷入二次氢气可以改善一次氢气喷射所带来的燃烧只发生在燃烧室上部的问题, 同时, 改变了燃烧室内的波系结构, 促进氢气和空气的混合, 利于燃烧, 但同时也会带来比较大的总压损失, 需要对氢气的喷射方式进行大量研究工作.

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] 刘欧子, 蔡元虎, 胡欲立, 等. 凹槽火焰稳定器对超声速燃烧的影响 [J]. 推进技术, 2005, 26(4): 354-359.

LIU Ouzi, CAI Yuanhu, HU Yuli, et al. Effect of the geometry configuration of cavity flame holder [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(4): 354-359.

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

[7] 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.

[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.

[9] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame holders for ignition and flame stabilization in scramjet: review and experiment study [R]. AIAA 98-3122.