2004 年 4 月
第 25 卷 第 2 期

推 进 技 术
JOURNAL OF PROPULSION TECHNOLOGY

Apr. 2004
Vol. 25 No. 2

煤油-空气预混气流超声速燃烧数值研究*

孙英英[1]，司徒明[2]，傅维镳[3]

(1. 中国科学院 力学研究所，北京 100080；2. 北京动力机械研究所，北京 100074；
3. 清华大学 工程力学系，北京 100084)

摘 要：对以高温燃气作为引导火焰的煤油-空气预混气流超声速燃烧进行了数值模拟，系统研究了预混气流的温度、压力、当量比，以及预混气流与高温燃气的压力匹配关系等多种重要因素对超声速燃烧的影响。结果表明：随着预混气流静温、静压的升高，着火点诱导的压缩波增强，最高燃烧温度升高，火焰传播角相应增大；预混气流的当量比为化学恰当比时，燃烧温度最高；与静压匹配的情况相比，静压不匹配情况下的火焰传播角增大，当预混气流的静压高于高温燃气的静压时，着火点前移，反之，着火点则后移；此外，在多种情况下，燃烧室下壁面边界层都出现了自燃现象。

关键词：煤油；超音速燃烧；高温气体；引导火焰+；数值仿真

中图分类号：V231.26 **文献标识码**：A **文章编号**：1001-4055 (2004) 02-0101-06

Numerical study on supersonic combustion of kerosene-air premixed flow

SUN Ying-ying[1], SITU Ming[2], FU Wei-biao[3]

(1. Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100080, China;
2. Beijing Power Generating Machinery Inst., Beijing 100074, China;
3. Dept. of Engineering Mechanics, Tsinghua Univ., Beijing 100084, China)

Abstract: A numerical study was conducted for the supersonic combustion of premixed kerosene-air flow ignited by a high-temperature hot gas as the pilot flame. Many factors, which have important influences on supersonic combustion, were systematically explored. These factors include the temperature, pressure, equivalence ratio of the supersonic premixed flow, and the pressure matching relations between the premixed flow and the hot gas. The results show that with the rise of the static temperature or the static pressure of the premixed flow, the compression wave induced by ignition intensifies, resulting in an increased highest temperature and an expanded flame-spreading angle. When the equivalence ratio of the premixed flow is exactly stoichiometric, the combustion temperature reaches the highest. When the static pressure of the premixed flow is higher than that of the hot gas, the ignition distance is shorten, compared with the static pressures matched cases. On the contrary, when the latter is higher than the former, the ignition distance is prolonged. Moreover, the flame-spreading angle is larger in the non-matched cases than that of the matched case. Besides, auto-ignition occurs in the boundary layer at the lower wall in many cases.

Key words: Kerosene; Supersonic combustion; High temperature gas; Pilot flame+; Numerical simulation

1 引 言

采用碳氢燃料的超燃冲压发动机特别适合于小型低成本低高超声速飞行器，如高超声速导弹，具有重要的军事应用前景[1,2]。为解决有限长度的超声速燃烧室中碳氢燃料的点火与稳定燃烧问题，美国约翰霍普金斯大学提出了一种双燃烧室冲压发动机方案[3]。我们在国内最先开展了该方案的试验研究工作[4,5]，成功地利用预燃室实现了煤油高温富油燃气在超声速空气流中的补燃，继而对采用高温燃气作引

* 收稿日期：2003-05-23；修订日期：2003-11-01。
作者简介：孙英英（1970—），女，博士后，助理研究员，研究领域为超声速燃烧。E-mail: yysun@imech.ac.cn

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

导火焰的碳氢燃料超声速燃烧进行了试验研究[6~8]。文献[9]采用乙烯简化的两步化学反应模型近似模拟高温富油燃气在超声速空气流中的补燃。

本文在以往研究工作的基础上,利用 Fluent 软件对以高温燃气作为引导火焰的煤油-空气预混气流超声速燃烧进行了数值模拟,系统研究了超声速预混可燃气流的温度、压力、压力匹配关系、当量比等多种重要因素对超声速燃烧的影响,不仅有助于认识超声速燃烧的机理,而且可以为超燃冲压发动机燃烧室设计参数的选择提供参考。

2 数值模拟方法及验证

2.1 控制方程

采用理想气体假设,气体定压比热只与温度有关;忽略体积力的影响;采用二维计算,忽略三维效应;考虑定常流动。

控制方程为二维多组分计及化学反应的 N-S 方程组,包括连续性方程、动量守恒方程、能量守恒方程、组分输运方程、湍流模型和状态方程。其中湍流模型采用考虑了可压缩性修正的雷诺应力模型,壁面采用非平衡壁面函数来处理。

2.2 化学反应模型

考虑到煤油作为一种常规液体燃料在碳氢燃料超燃冲压发动机上的应用前景,以煤油作为燃料。为便于计算,煤油的化学分子式取为 $C_{12}H_{23}$[10],采用气体碳氢燃料乙烯近似模拟高温燃气中尚未燃烧的燃料成分[9]。

采用简化的两步有限速率化学反应模型[10,11],计算的组分包括 $C_{12}H_{23}$,$C_2H_4O_2$,CO,CO_2,H_2O 和非反应组分 N_2,所考虑的化学反应方程式集中表示如下:

$$C_{12}H_{23} + 11.75O_2 \rightleftharpoons 12CO + 11.5H_2O$$

$$C_2H_4 + 2O_2 \rightleftharpoons 2CO + 2H_2O$$

$$CO + 0.5O_2 \rightleftharpoons CO_2$$

2.3 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,点隐式线性方程解法与代数多重网格方法相结合。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。

计算的进口边界条件全部给定,出口边界条件由内点外插得到,壁面采用无滑移条件和绝热条件。

2.4 数值模拟方法的验证

为了验证数值模拟方法的正确性,采用乙烯的简化两步化学反应模型,近似模拟超声速燃烧室中煤油高温富油燃气在超声速空气流中补燃的试验状态,并与文献[9]中给出的试验数据进行了比较。燃烧室结构简图及工况参数均参照文献[9],分别由图 1 和表 1 给出,计算网格节点数为 220 ×45。

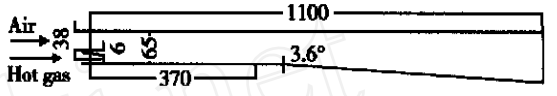

Fig. 1 Schematic of supersonic combustor

Table 1 Parameters at entrance of supersonic combustor

Flow	p_s/MPa	T_s/K	Ma	Mass fraction				
				C_2H_4	O_2	CO_2	H_2O	N_2
Air	0.0977	492	2.09	—	0.2330	—	0.0520	0.7150
Hot gas	0.1731	1772	1.25	0.1059	0.0103	0.1205	0.1566	0.6067

图 2 是燃烧室上壁面静压的计算结果与试验数据的比较,图中离散的数据点表示试验值,连续曲线表示计算结果。由上图可见,壁面压力计算值与试验结果符合较好,计算获得的波系位置与试验结果基本吻合,从而验证了数值模拟方法的正确性。

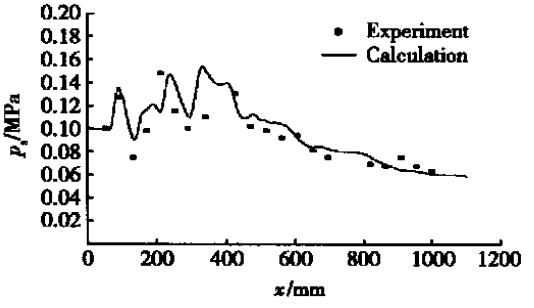

Fig. 2 Wall pressure comparison of calculation and experiment

3 物理模型及网格划分

本文模拟的物理模型为文献[7]中的超声速燃烧室,其结构简图以及计算网格如图 3 所示。超声速燃烧室入口高度为 55mm,出口高度为 70mm,燃烧室上下壁面以相同角度扩张,总长 500mm。来自亚声速燃烧室的高温燃气作为引导火焰,在超声速燃烧室内与碳氢燃料预混气流混合,点燃下部的超声速预混气流。

4 计算结果与分析

本文对 17 种不同的工况进行了计算,其中工况 1 为参照工况,超声速燃烧室进口参数如表 2 所示。

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

Table 2　Parameters at entrance of supersonic combustor (case No. 1)

Case	Flow	p_t/MPa (p_s/MPa)	T_t/K (T_s/K)	Ma	Φ	Mass fraction					
						$C_{12}H_{23}$	C_2H_4	O_2	CO_2	H_2O	N_2
No. 1	Premixed flow	1.0666 (0.100)	1300 (801)	2.2	1.0	0.0642	—	0.2180	—	—	0.7178
	Hot gas	0.30935 (0.100)	2000 (1604)	1.4	—	—	0.0248	0.0500	0.1950	0.0798	0.6504

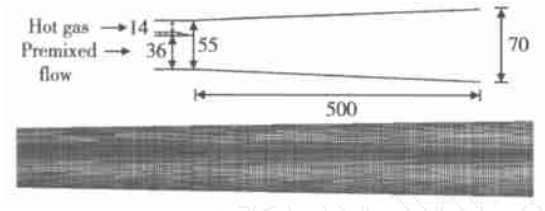

Fig. 3　Schematic of computational model and grids (200 ×55)

图 4～8 分别给出了工况 1 冷态无化学反应与热态化学反应流场的静压分布、密度分布、静温分布、马赫数分布以及 $C_{12}H_{23}$ 的质量分数分布的等值线图。

对照冷态与热态流场的参数分布图可知,化学反应使流场参数出现显著变化。由于化学反应造成的燃烧释热,使流场的整体压力、密度和温度水平提高。燃烧过程可以分为 3 个阶段:(1) 初始阶段为混合控制的冻结阶段。燃烧室上部的高温燃气与下部的超声速预混可燃气流混合,反应进行得非常缓慢,温度几乎保持不变。(2) 着火阶段。在该阶段混合层内形成了着火,发生剧烈的化学反应,热量释放导致温度、压力急剧升高,在着火点处诱导出压缩波。(3) 火焰传播阶段。流场中出现明显的火焰传播。着火点诱导出的压缩波在燃烧室下壁面反射,反射压缩波与火焰相互作用,作用点处压力、密度升高,燃烧释热强度增大,火焰区温度升高。由图 6(b) 可知,火焰在超声速预混气流中的传播角较小,工况 1 所对应的火焰传播角约为 3°。

4.1　温度的影响

计算工况 2～5 在超声速燃烧室进口处的预混气流总温分别为 1000K,1150K,1450K 和 1600K(对应的静温分别为 598K,699K,903K 和 1004K),其余参数均与工况 1 相同。

图 9 给出了这四种工况的静温分布。由该图可知,随着燃烧室入口处预混气流静温的升高,最高燃烧温度升高,火焰传播角相应增大,工况 2～5 的火焰

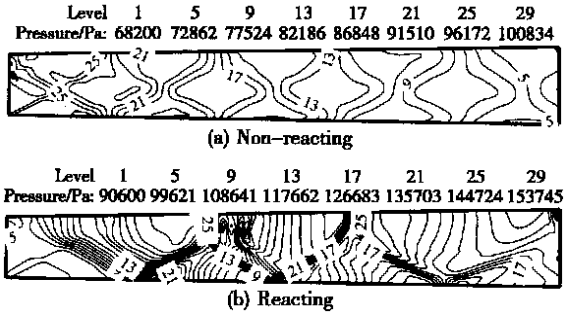

Fig. 4　Contours of static pressure, case 1

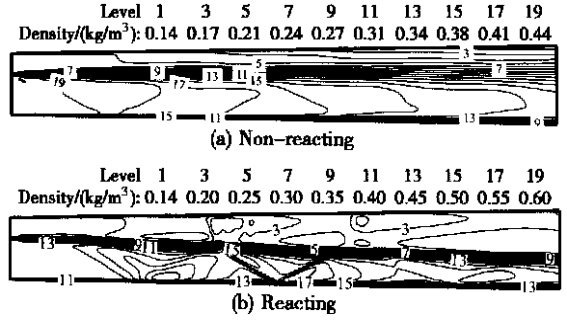

Fig. 5　Contours of density, case 1

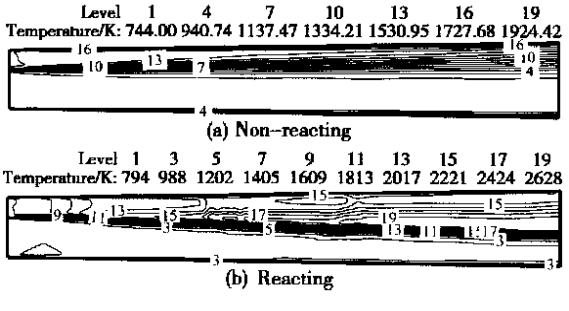

Fig. 6　Contours of static temperature, case 1

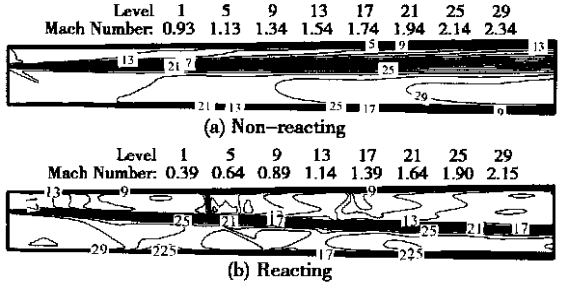

Fig. 7　Contours of Mach number, case 1

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

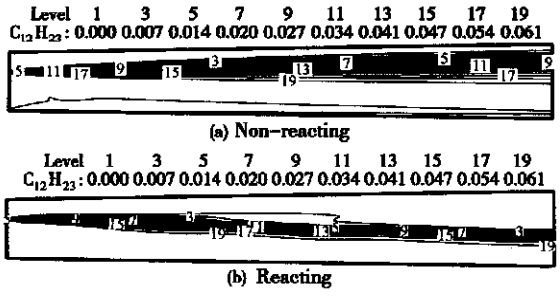

Fig. 8 Contours of mass fraction of $C_{12}H_{23}$, case 1

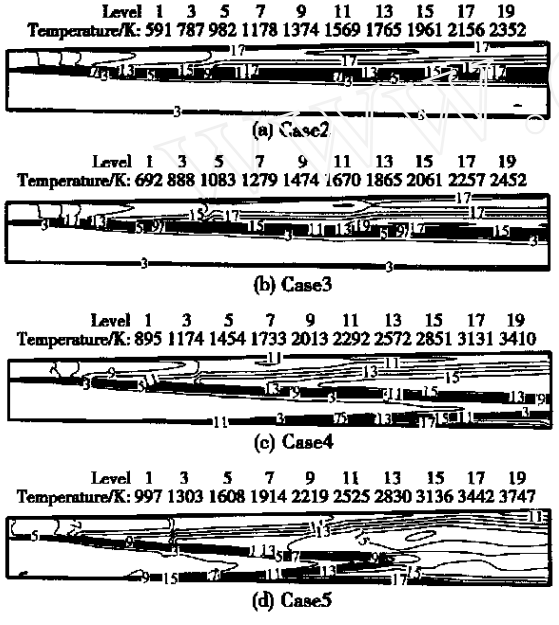

Fig. 9 Contours of static temperature

传播角分别约为 2°,2.5°,3.5 和 5°。

当燃烧室入口处预混气流的温度足够高时(工况 4,5),不仅在高温燃气与预混气流之间形成的混合层中形成了着火,而且在燃烧室下壁面边界层内也形成了着火和火焰传播。这与以往所观察到的试验现象相一致[8]。

此外还发现,着火点所诱导的压缩波随着预混气流温度的升高而增强,燃烧室下壁面边界层内自燃现象的形成,不仅是由于边界层内流速较低,温度较高,压缩波反射也起到了极为重要的促进作用。

4.2 压力的影响

计算工况 6～9 研究了压力对超声速燃烧的影响,燃烧室进口处的压力如表 3 所示,其余参数均与工况 1 相同。在燃烧室进口处,这四种工况下的高温燃气与预混气流的静压相匹配,而总压及相应的静压依次升高。

Table 3 Pressure at entrance of supersonic combustor

Case	p_t/MPa (p_s/MPa)	
	Premixed flow	Hot gas
No. 6	0.53330 (0.05000)	0.15468 (0.05000)
No. 7	0.79995 (0.07500)	0.23201 (0.07500)
No. 8	1.33325 (0.12500)	0.38669 (0.12500)
No. 9	1.59990 (0.15000)	0.46403 (0.15000)

分析以上四种工况下的静压和静温分布可知,随着燃烧室入口处预混气流和高温燃气静压的升高,着火诱导的压缩波系增强,最高燃烧温度升高,火焰传播角相应增大,工况 6～9 的火焰传播角分别约为 2°,2.5°,3.5 和 4.5°。由于篇幅所限,本文仅给出了这四种工况下的静温分布图(图 10)。当燃烧室入口处的静压达到 0.15MPa 时(工况 9),在燃烧室出口附近的下壁面边界层内形成了自燃。

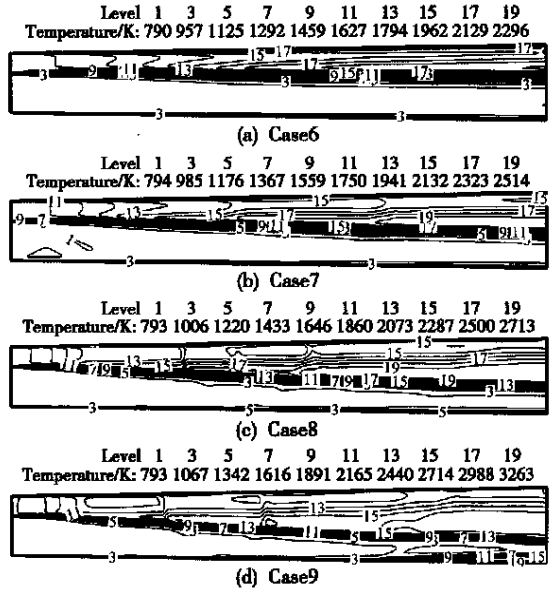

Fig. 10 Contours of static temperature

造成以上变化的主要原因可能是,在燃烧室入口的预混气流和高温燃气温度不变的前提下,燃料和氧气的浓度随着压力的升高而增大,从而使得燃烧释热强度相应增大。

4.3 压力匹配关系的影响

计算工况 10,11 研究了压力匹配关系对超声速燃烧的影响,燃烧室入口参数如表 4 所示。其中,工况 10 的预混气流静压高于燃气静压,分别为 0.15MPa 和 0.10MPa。相反,工况 11 的燃气静压则高于预混气流静压。

图 11 给出了工况 10,11 冷态无化学反应流场的静压分布。对于预混气流和高温燃气的压力相匹配

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

的基准工况 1 ,图 4(a) 所给出的冷态无反应流场的静压分布表明 ,流场中只存在由于燃烧室扩张而形成的极其微弱的膨胀波系。与之形成鲜明对照的是 ,对于预混气流和高温燃气的压力不匹配的工况 10 和工况 11 ,冷态流场中则存在着较强的压缩、膨胀波系。

Table 4　Pressure at entrance of supersonic combustor

Case	p_t/MPa　(p_s/MPa)	
	Premixed flow	Hot gas
No. 10	1.59990　(0.15000)	0.30935　(0.10000)
No. 11	1.06660　(0.10000)	0.46403　(0.15000)

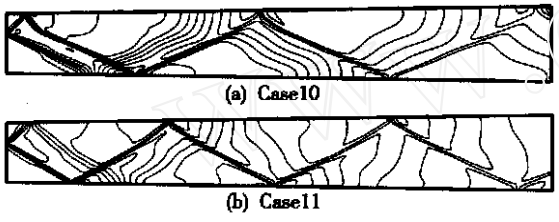

Fig. 11　Contours of static pressure, non-reacting

图 12 是工况 10 ,11 热态反应流场的静温分布。与基准工况 1 热态反应流场的静温分布图 6(b) 相比 ,当预混气流的压力高于高温燃气的压力时 (工况 10) ,着火点前移 ;相反 ,当后者高于前者时 (工况 11) ,着火点则后移。工况 10 ,11 的火焰传播角均大于基准工况 1 ,分别约为 4 °和 4.5 °。由于燃烧室入口处预混气流和高温燃气的压力不匹配而形成的压缩、膨胀波系可能是造成以上变化的主要原因。

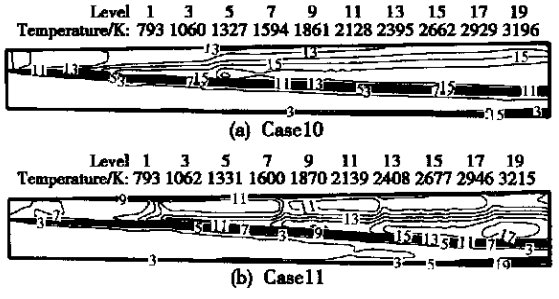

Fig. 12　Contours of static temperature, reacting

对工况 10 ,燃烧室下部预混气流的压力高于上部高温燃气 ,对其形成压缩 ,在燃烧室入口处诱导出向上传播的斜激波 ,斜激波后高温燃气的温度升高 ,致使混合层内的温度与基准工况相比有所提高。再加上预混气流的压力高于基准工况 ,相应地 ,混合层内的压力与基准工况相比也有所提高。因此 ,工况 10 的着火点比基准工况明显前移。

相反 ,对工况 11 ,燃烧室上部燃气的压力高于下部预混气流 ,在燃烧室入口处诱导出向上传播的膨胀波 ,膨胀波后高温燃气的温度降低 ,致使混合层内的温度低于基准工况 ,导致着火点与基准工况相比明显后移。

由图 12 可见 ,工况 10 和 11 在靠近燃烧室出口的下壁面边界层内均形成了自燃。其原因可能是 ,随着火焰在燃烧室内的传播 ,在燃烧室出口附近形成了较大的逆压梯度 ,导致边界层增厚 ,边界层内压力、温度升高 ,达到了着火条件 ,从而形成自燃。

4.4　当量比的影响

计算工况 12～17 研究了当量比对超声速燃烧的影响 ,燃烧室入口处预混气流的当量比和各组分的质量分数如表 5 所示 ,其余参数与工况 1 相同。

Table 5　Equivalence ratio of premixed flow

Case	Φ	Mass fraction					
		$C_{12}H_{23}$	C_2H_4	O_2	CO_2	H_2O	N_2
No. 12	0.0	0.0000	—	0.2330	—	—	0.7670
No. 13	0.3	0.0202	—	0.2283	—	—	0.7515
No. 14	0.6	0.0395	—	0.2238	—	—	0.7367
No. 15	0.8	0.0520	—	0.2209	—	—	0.7271
No. 16	1.2	0.0761	—	0.2153	—	—	0.7086
No. 17	1.6	0.0989	—	0.2099	—	—	0.6912

其中 ,工况 12 为高温燃气在超声速空气流中的补燃情况 ;工况 13～15 为三种贫燃工况 ;工况 16 ,17 为两种富燃工况。

图 13 给出了这六种工况热态反应流场的静温分布。由上图可知 ,对于补燃工况 12 ,化学反应局限于混合层中。与预混气流当量比为化学恰当比的基准工况 1 的热态反应流场静温分布图 6(b) 相比 ,三种贫燃工况 13 ,14 ,15 和两种富燃工况 16 ,17 的最高燃烧温度均低于前者 ,火焰传播角也略小。

5　结　论

本文对以高温燃气作为引导火焰的煤油-空气预混气流超声速燃烧进行了数值研究 ,得出了如下结论 :

在超声速燃烧流场中 ,着火点处诱导出压缩波 ,反射压缩波与火焰相互作用 ,致使燃烧释热强度增大 ,火焰区温度升高 ;火焰在超声速预混气流中的传播角较小 ,在所研究的工况范围内 ,火焰传播角大约在 2 °～5 °范围内。

随着预混气流静温、静压的升高 ,着火点诱导的压缩波增强 ,最高燃烧温度升高 ,火焰传播角相应增

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

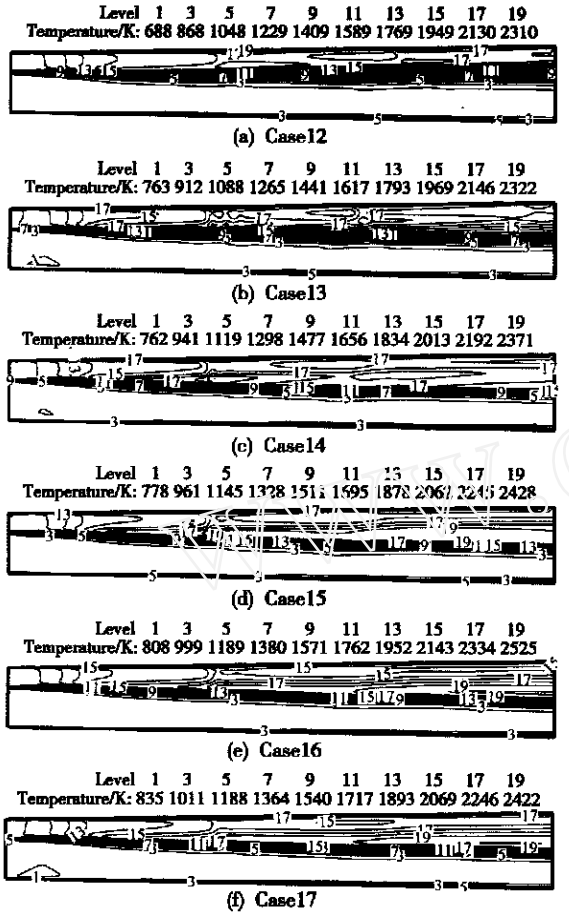

Fig. 13 Contours of static temperature

大;预混气流的当量比为化学恰当比时,燃烧温度最高;与静压匹配的情况相比,静压不匹配情况下的火焰传播角增大,当预混气流的静压高于高温燃气的静压时,着火点前移,反之,着火点则后移;此外,在多种情况下,燃烧室下壁面边界层都出现了与以往试验观察相一致的自燃现象。

参考文献:

[1] Waltrup P J. Liquid fueled supersonic combustion ramjets: a research perspective of the past, present and future [R]. *AIAA* 86-0158.

[2] Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, et al. Future direction of supersonic combustion research: air force/NASA workshop on supersonic combustion[R]. *AIAA* 97-1017.

[3] Billig F S, Waltrup P J, Stockbridge R D. Integral-rocket dual-combustion ramjets: a new propulsion concept[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980(5).

[4] 司徒明,王子川,牛余涛,等. 高温富油燃气超燃试验研究[J]. 推进技术,1999,20(6). (SITU Ming, WANG Zi-chuan, NIU Yu-tao, et al. Investigation of supersonic combustion of hydrocarbon fuel-riched hot gas[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(6).)

[5] 孙英英,司徒明,王 春,等. 双燃烧室中煤油超燃试验研究[J]. 流体力学实验与测量,2000,14(1).

[6] 孙英英,韩肇元,司徒明,等. 高温富油燃气作引导火焰的煤油超燃研究[J]. 推进技术,2001,22(2). (SUN Ying-ying, HAN Zhao-yuan, SITU Ming, et al. Investigation on supersonic combustion of kerosene using fuel-rich hot gas as pilot flame[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(2).)

[7] 孙英英,司徒明,韩肇元,等. 碳氢燃料超声速燃烧研究的新方法[J]. 推进技术,2001, 22(1). (SUN Ying-ying, SITU Ming, HAN Zhao-yuan, et al. New method for the investigation of hydrocarbon-fueled supersonic combustion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2001, 22(1).)

[8] 孙英英,韩肇元,司徒明,等. 超声速预混可燃气流的点火与燃烧[J]. 工程热物理学报,2002,23(6):776～778.

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

[10] Amsden A A. KIVA-III: a KIVA program with block-structured mesh for complex geometries[R]. *Los Alamos National Laboratory Report*: *LA*-12503-*MS*, 1993.

[11] Westbrook C K, Dryer F L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames[J]. *Combustion Science and Technology*, 1981, 27.

(编辑:王居信)

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net