

# 超声速燃烧室凹腔火焰稳定器的数值模拟<sup>\*</sup>

陈 方, 陈立红, 张新宇

(中国科学院 力学研究所, 北京 100080)

**摘 要:** 为分析凹腔火焰稳定器在超声速燃烧室中的流动特性, 运用数值模拟方法研究了凹腔对  $H_2$  超声速燃烧的作用规律。通过对比分析不同凹腔长深比  $L/D_u$ , 后缘倾角  $\theta$ , 后缘深度  $D_d$  和  $H_2$  喷射位置  $L_{jet}$  对燃烧室性能的影响, 发现凹腔的火焰稳定机制主要在于富含自由基的高温回流区;  $L/D_u = 7 \sim 9$ ,  $\theta = 30^\circ$ ,  $D_u/D_d = 1.0$  和  $L_{jet} = 24$  mm 的燃烧室强化混合燃烧的性能较好, 可以获得较高的燃烧效率和总压恢复。

**关键词:** 超音速燃烧; 凹体; 燃烧性能; 氢; 数值仿真

**中图分类号:** V231.2      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2007) 02-0135-06

## Numerical studies on cavity flame holders for supersonic combustors

CHEN Fang, CHEN Li-hong, ZHANG Xin-yu

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

**Abstract:** The numerical simulation has been carried out to investigate the reactive flow characteristics for hydrogen supersonic combustion with recessed cavity. Several inclined cavities with a series value of length-to-depth ratio ( $L/D_u$ ), aft wall angle ( $\theta$ ), aft wall depth ( $D_d$ ), and  $H_2$  jet location ( $L_{jet}$ ) were evaluated for mixing enhancement and combustion stability. It is noted that the hot recirculation zone full of radicals in cavity is the paramount mechanism for stable flame holding. Moreover, combustor with  $L/D_u = 7 \sim 9$ ,  $\theta = 30^\circ$ ,  $D_u/D_d = 1.0$ , and  $L_{jet} = 24$  mm is recommended regarding combustion efficiency and total pressure recovery.

**Key words:** Supersonic combustion; Concave body; Combustion performance; Hydrogen; Numerical simulation

### 1 引 言

由于超声速气流在超燃冲压发动机燃烧室内停留时间短(一般为 ms 级),因此需要采用有效的方法,在减小总压损失的同时,最大限度实现燃料与来流的混合和稳定燃烧。具体方法有燃料壁面垂直喷射、斜向喷射和后台阶下游喷射等<sup>[1]</sup>。近年来,壁面凹腔作为超声速燃烧室的火焰稳定器<sup>[2]</sup>已经得到了广泛的关注。大量的理论分析和实验研究表明,凹腔火焰稳定器对提高超声速燃烧室的性能具有很大的潜力<sup>[3~5]</sup>。但是,关于凹腔结构对燃烧室性能的影响还没有详细的分析,特别是很少涉及到横向射流和凹腔之间的相互作用,因此本文采用数值模拟方法分析

了凹腔火焰稳定器强化  $H_2$  超声速燃烧的流动特性。

### 2 燃烧室模型与数值模拟方法

如图 1 所示,超声速燃烧室是一个矩形截面的自由通道,进口截面为 50 mm × 70 mm,总长 544 mm,具有 3 的扩张角。上下壁面垂直于流向各均匀设置 10 个燃料喷孔,喷孔直径  $d = 1$  mm,间距  $s = 7$  mm。来流采用烧氢补氧推进风洞的条件<sup>[6]</sup>:马赫数  $Ma = 2.5$ ,总压  $p_t = 1.1$  MPa,总温  $T_t = 1930$  K,气流成分的质量分数为  $\omega_{O_2} = 26\%$ ,  $\omega_{H_2O} = 21\%$ ,  $\omega_{N_2} = 53\%$ 。喷孔处  $H_2$  以声速垂直喷射,喷射压力  $p_{jet} = 1.2$  MPa,静温  $T = 250$  K,当量比  $\phi = 0.4$ 。

图 2 是凹腔火焰稳定器的主要几何参数:凹腔长

\* 收稿日期: 2005-11-27; 修订日期: 2006-02-20。

作者简介: 陈 方 (1977—), 男, 硕士, 研究领域为超声速燃烧。E-mail: thom\_chen@imech.ac.cn

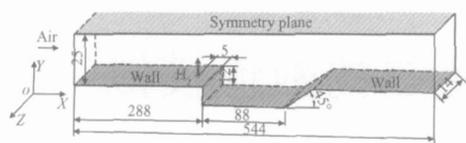


Fig 1 Baseline combustor geometry

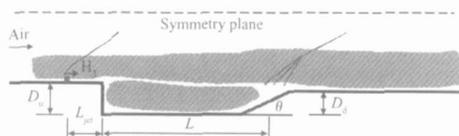


Fig 2 Combustor geometry schematic

度  $L = 94$  mm, 前缘深度  $D_u = 12$  mm, 长深比  $L/D_u = 7.8$ , 后掠角  $\theta = 45^\circ$ , 后缘深度  $D_d = 12$  mm。基准模型的凹腔前缘角点位于喷孔下游  $5$  mm ( $L_{jet} = 5$  mm)。

数值模拟采用 UNIC-CHD 软件求解凹腔强化  $H_2$  超声速燃烧的流动问题<sup>[7]</sup>, 该软件基于有限体积法, 采用三维多组份化学非平衡 Navier-Stokes 守恒方程组, 使用曲线坐标系建立物面贴体网格, 各基本控制方程的通用形式为

$$\frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial t} (\rho q) = - \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho U_i q) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu_{eff} G_{ij} \frac{\partial q}{\partial x_j} \right] + S_q$$

$q$  是通用变量, 当  $q = 1, u, v, w, h, k,$  和  $i$  时分别对应连续方程, 动量方程, 能量方程, 湍流模型和组分方程。考虑可压缩性对自由剪切层和边界层流动的作用, 采用可压缩修正的  $k-\epsilon$  湍流模型。其中  $J, U_i, G_{ij}, S_q$  分别为

$$J = \frac{\partial(x, y, z)}{\partial(\xi, \eta, \zeta)}, U_i = \frac{u_i}{J} \frac{\partial \xi}{\partial x_j}, G_{ij} = \frac{1}{J} \frac{\partial \xi}{\partial x_k} \frac{\partial \xi}{\partial x_k}$$

$$S_q = \frac{1}{J} \left[ \rho \dot{q} - P_{x_i} + \nabla \cdot [\mu_{eff} (\rho_j)_{x_i}] \right]$$

$$\frac{2}{3} (\mu_{eff} \nabla u)_{x_i}, \frac{Dp}{Dt} + \phi + Q_{i,} [P_r - (1 + M_i^2)]$$

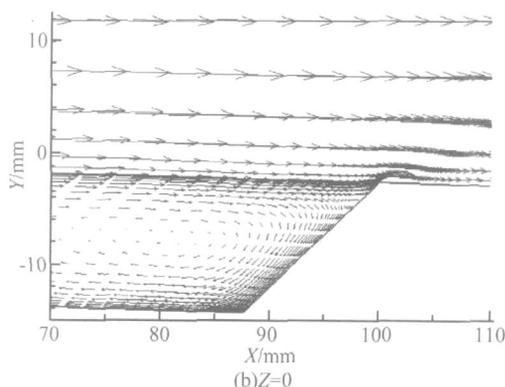
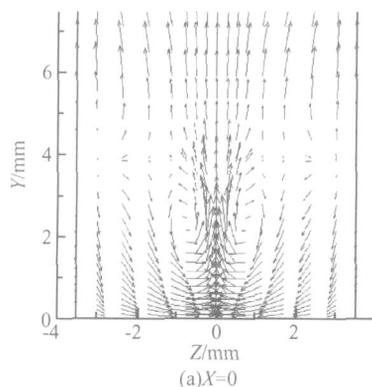


Fig 3 Velocity vectors of non-reactive flow

$$\frac{1}{k} \left[ (C_1 + C_3 \frac{P_r}{Pr}) P_r - C_2 \right] \rho \mu_{eff} \nabla^2 T$$

对流项采用三阶迎风 TVD 格式, 粘性项及源项采用二阶中心差分格式; 采用隐式时间推进法求解稳态流场。为缩短计算周期, 对单个喷孔附近的单元区域进行计算, 忽略侧壁的影响, 取对称面为对称边界。来流条件固定, 远场边界和出口边界外推, 对称边界满足零梯度条件, 壁面采用绝热无滑移条件。

在  $H_2$  - 空气化学反应系统中, 一般包括  $H_2, O_2, N_2, O, H, OH, HO_2, H_2O, H_2O_2$  等成分。由于燃烧室的温度远小于  $N_2$  开始分解温度  $4000$  K,  $H_2$  - 空气化学反应模型仅为  $H_2 - O_2$  之间的化学反应过程, 采用 9 组分 23 方程 Rogers & Chinitz 基元反应模型<sup>[8]</sup>。

### 3 结果和分析

#### 3.1 基准模型的流动特性

图 3 显示了基准模型无化学反应流场的速度矢量图。图 3(a) 是射流喷孔下游  $5$  mm ( $X = 0$ ) 横截面上的速度矢量图, 可见  $H_2$  横向射流在下游产生了一对流向涡, 促进了  $H_2$  与空气在沿程横截面上的混合。图 3(b) 是过喷孔中心 ( $Z = 0$ ) 展向截面上的速度矢量图, 凹腔内部形成了一个跨越整个凹腔的回流区, 剪切层附着于凹腔后缘壁面, 使主流与凹腔流发生持续的质量交换, 对于稳定燃烧非常重要。

图 4 分别显示了无化学反应和有化学反应时凹腔附近的流场分布。从图 4(a) 无反应流场的流线和等温线分布可以看出:  $H_2$  横向射流上游诱发弓形激波, 形成一个明显的高温区, 易于点火。射流阻挡超声速来流, 迫使流线偏转, 附面层增厚。凹腔呈现典型的“开腔”形态, 剪切层跨越整个凹腔, 直至于凹腔后缘再附着于壁面。凹腔混气温度低, 处于富油状态。从图 4(b) 反应流场的流线和等值线分布可以看

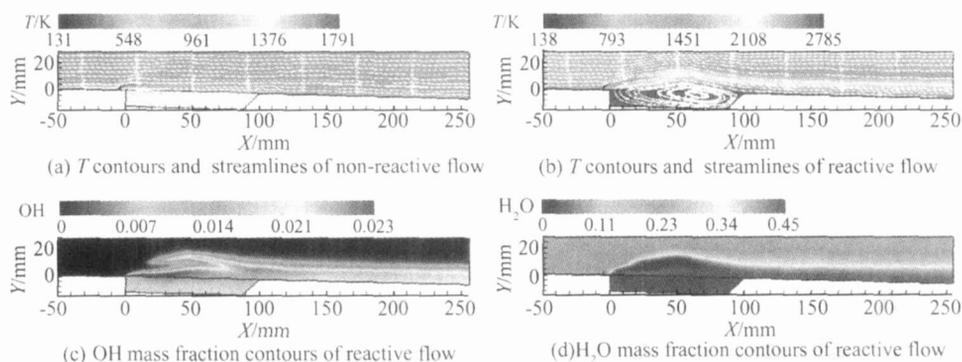


Fig 4 Contours and stream lines ( $Z=0$ )

出:凹腔内发生剧烈的燃烧,气流受热膨胀,流线向主流通道方向突起。凹腔尾部燃烧反应开始缓和,流线逐渐平伏。凹腔的混合作用使大量的 OH 基进入凹腔

图 5 是有化学反应时燃烧室壁面压力的沿程分布,可以发现:  $H_2$  燃烧释热使射流下游压力上升,达到峰值后由于扩张段的膨胀作用压力开始下降,直至燃烧室出口。在  $X/D_u = 8$  处压力峰值达到 225 kPa,并且在凹腔段出现一个 190 kPa 左右的高压平台,说明凹腔内释放了大量的热量,对增强混合和维持燃烧有促进作用。计算结果总体上反映了燃烧室的流动特性,与壁面压力测量值对比有较好的一致性,不过在  $X/D_u = 11$  处测量到的压力峰值达到 242 kPa,峰值位置和大小都与计算结果存在一定的差异,这可能是由于实验时燃烧室入口气流不均匀使凹腔尾缘激波较强所造成的。

### 3.2 凹腔几何参数对燃烧室性能的影响

图 6 是当凹腔长深比  $L/D_u$  分别为 4 和 12 时燃烧室的流场分布。从图中可以看出:当  $L/D_u = 4$  时,

图 7 是当凹腔后缘倾角 分别为 30 和 90 时燃烧室的流场分布。从图中可以看出:当  $\theta = 30^\circ$  时,回流区体积较大,凹腔内部可以释放更多的热量,有利于促进燃烧。但 OH 基在凹腔后部的分布区域更大,说明凹腔后缘诱发激波的强度较弱,混合作用减弱,化学反应缓和。当  $\theta = 90^\circ$  时,剪切层冲击后缘壁面使压力升高,向凹腔前部挤压,流线深入主流通道方向,回流区形状发生变化,不过回流区体积变化不大。由于凹腔后缘激波较强,促进了化学反应,使 OH 基在凹腔下游的分布区域减小。

图 8 是当凹腔后缘偏移量  $D_u/D_d$  分别为 0.8 和 1.2 时燃烧室的流场分布。从图中可以看出:当  $D_u/D_d = 0.8$  时,剪切层由于受到凹腔后缘的阻碍,后缘壁面压力上升,回流区萎缩,使流线发生弯曲,凹腔前

(图 4(c)),促进化学反应的进行,生成大量的  $H_2O$  (图 4(d)),化学反应完全,说明凹腔已经成为一个富有自由基的高温回流区,有利于稳定火焰和强化燃烧。

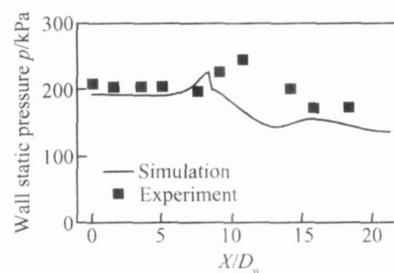
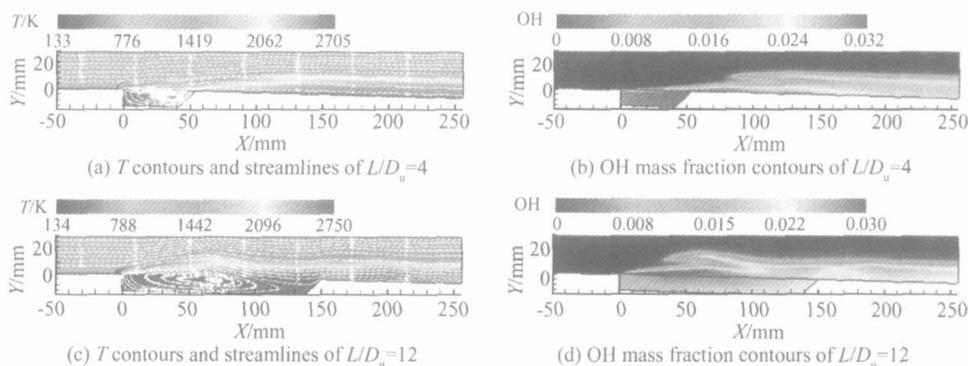
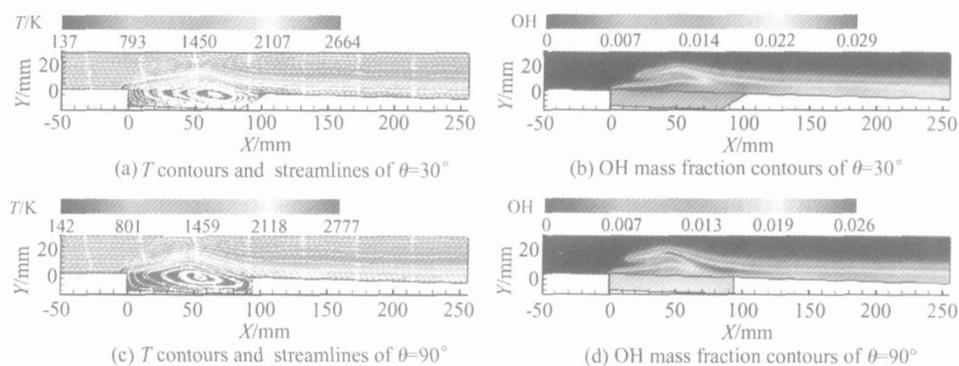
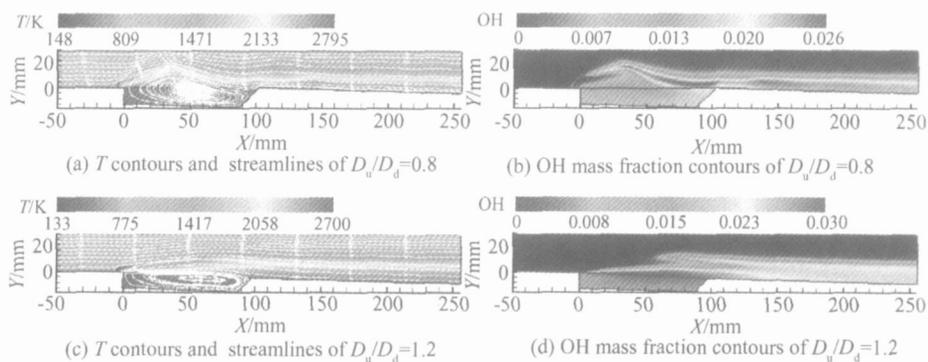


Fig 5  $p/p_0$  distributions of sidewall centerline

剪切层跨越整个凹腔,回流区的尺寸局限于凹腔的长度,对于气流的混合所起的作用有限。而且高温区和 OH 基分布主要集中在凹腔内部。当  $L/D_u = 12$  时,剪切层冲击凹腔后缘壁面,流线深入凹腔后部,回流区体积缩小,不过回流区并未因此发生分离,仍为开腔流态。燃烧室高温区主要集中于凹腔前部。凹腔后缘诱发的斜激波有利于凹腔下游气流的混合,对燃烧有一定的促进作用。当  $D_u/D_d = 1.2$  时,剪切层直接跨越凹腔,对凹腔后缘壁面的冲击减弱,后缘斜激波强度很小。由于弱化了剪切层对凹腔气流和主流的混合作用,凹腔强化混合和燃烧的作用明显减弱。

图 9 是当  $H_2$  喷射位置  $L_{jet}$  分别为 24 mm 和 96 mm 时燃烧室的流场分布。从图中可以看出:当  $L_{jet} = 24$  mm 时,由于横向射流下游回流区的存在,使  $H_2$  在凹腔前缘即开始发生化学反应,回流区体积有所增大。但当  $L_{jet} = 96$  mm 时,横向射流与凹腔之间的相互作用减弱,剪切层逐渐平伏,回流区体积缩小,进入凹腔内部的混气减少,不利于  $H_2$  与空气的混合。而

Fig 6 Contours and stream lines ( $Z=0$ )Fig 7 Contours and stream lines ( $Z=0$ )Fig 8 Contours and stream lines ( $Z=0$ )

且,凹腔后缘斜激波减弱,在凹腔下游 OH基分布区域增大,受凹腔的影响减小。

分别定义燃烧室出口的燃烧效率  $\eta_c$  和总压损失  $\lambda_{bss}$  为衡量燃烧室整体性能的主要参数。

图 10(a) 是不同长深比  $L/D_u$  的燃烧室性能。从图中可以看出: 在  $L/D_u = 7 \sim 9$  的范围内, 燃烧效率  $\eta_c$  变化不大, 接近 90%。随着  $L/D_u$  逐渐增大或减小, 燃烧效率开始降低, 特别是  $L/D_u = 4$  时燃烧效率降低非常明显。这主要是因为当凹腔太长时, 气流将深入凹腔, 剪切层将大量未燃烧的气体带入凹腔, 降低凹腔温度, 抑制化学反应进行, 使燃烧效率有所下

降。而凹腔太短, 剪切层将直接跨越凹腔, 凹腔的卷吸能力减弱, 高温燃气和新鲜空气的混合效率下降, 凹腔基本上对混合燃烧没有什么影响。总压损失  $\lambda_{bss}$  随  $L/D_u$  的变化规律基本上与燃烧效率一致, 说明总压损失主要是由于燃烧所致。当  $L/D_u = 7 \sim 9$  时, 总压损失比较大, 将近 37%。随着  $L/D_u$  逐渐增大或减小, 总压损失的下降趋势更加明显。

图 10(b) 是不同后缘倾角  $\theta$  的燃烧室性能。从图中可以看出: 对燃烧效率  $\eta_c$  和总压损失  $\lambda_{bss}$  的影响不大, 当  $\theta = 45^\circ$  时燃烧效率和总压损失相对较低。说明在长深比  $L/D_u$  不变的条件下, 凹腔回流区体积

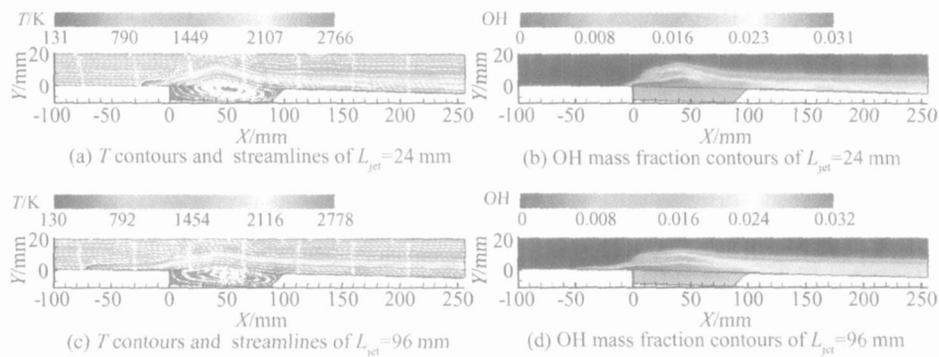


Fig 9 Contours and stream lines (Z = 0)

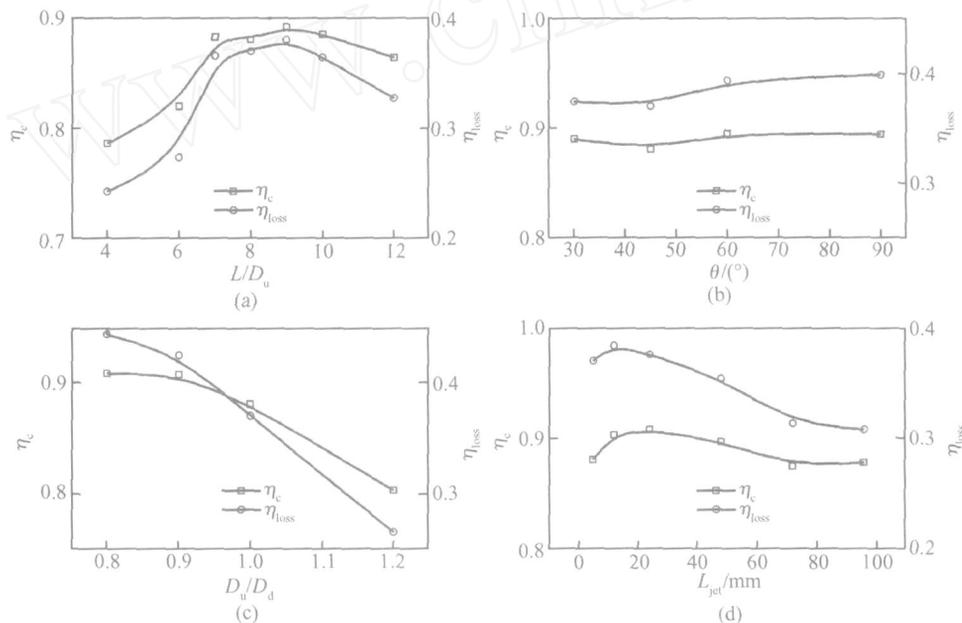


Fig 10 Combustor performance of various values

和后缘激波强度对燃烧效率和总压损失有着重要的影响,回流区越大或后缘激波越强,燃烧效率和总压损失越高。而且当  $\theta = 60^\circ \sim 90^\circ$  时,总压损失比较大,而且基本上不变,说明在这个范围内  $\theta$  对总压损失影响不大。当  $\theta = 30^\circ$  时,总压损失明显较低,具有很好的总压恢复性能。

图 10(c)是不同后缘偏移量  $D_u/D_d$  的燃烧室性能。从图中可以看出:当  $D_u/D_d = 0.8$  时,燃烧效率  $\eta_c > 90\%$ 。随着  $D_u/D_d$  逐渐增大,燃烧效率下降比较明显,而当  $D_u/D_d = 1.2$  时燃烧效率只有 80% 左右。当  $D_u/D_d = 0.8, 0.9$  时,总压损失  $\eta_{loss}$  较大,达到 40% 左右。总压损失随着凹腔后缘深度  $D_d$  的减小而减小,而且下降的幅度很大。这主要是剪切层对后缘壁面的冲击减弱,后缘激波强度减小所造成的。

图 10(d)是不同喷射位置  $L_{jet}$  的燃烧室性能。从

图中可以看出:燃烧效率  $\eta_c$  和总压损失  $\eta_{loss}$  随  $L_{jet}$  的变化存在最大值,当  $L_{jet} = 24 \text{ mm}$  时燃烧效率较高,而当  $L_{jet} = 12 \text{ mm}$  时总压损失比较大。当  $L_{jet} > 24 \text{ mm}$  时,随着  $L_{jet}$  增大,燃烧效率和总压损失迅速下降。说明当横向射流与凹腔之间距离较大时,剪切层跨越凹腔后直接附着于凹腔下游壁面,凹腔的作用减小。

#### 4 结 论

(1)凹腔的火焰稳定机制主要在于凹腔内可以建立一个高温、低速回流的反应区,完成燃料与空气之间持续的质量交换,增加了燃料的驻留时间,有利于维持稳定的燃烧。

(2)当凹腔太长时,剪切层将大量未燃烧的气体带入凹腔,抑制化学反应进行,使燃烧效率和总压损失有所下降。而当凹腔太短时,剪切层将直接跨越凹

腔,凹腔对混合燃烧影响很小。

(3)当  $\beta = 30$  时燃烧效率  $\eta_c$  较高,总压损失  $\Delta p_{\text{loss}}$  明显较低,具有很好的总压恢复性能。在长深比  $L/D_u$  不变的条件下,凹腔回流区体积和后缘激波强度对燃烧效率和总压损失有着重要的影响,回流区越大或后缘激波越强,燃烧效率和总压损失越高。

(4)随着  $D_u/D_d$  逐渐增大,燃烧效率下降比较明显,总压损失随着凹腔后缘深度  $D_d$  的减小而减小,而且下降的幅度很大。因为剪切层对后缘壁面的冲击减弱,弱化了剪切层对凹腔气流和主流的混合作用,凹腔强化混合和燃烧的作用明显减弱。

(5)当  $L_{\text{jet}} = 24 \text{ mm}$  时燃烧效率  $\eta_c$  较高,而当  $L_{\text{jet}} = 12 \text{ mm}$  时总压损失  $\Delta p_{\text{loss}}$  比较大。当  $L_{\text{jet}} > 24 \text{ mm}$  时,随着  $L_{\text{jet}}$  增大,燃烧效率和总压损失迅速下降。由于横向射流与凹腔之间距离较大,剪切层逐渐平伏,直接附着于凹腔下游壁面,回流区体积缩小,受凹腔的影响减小。

#### 参考文献:

- [1] Adela B Y, Ronald K H. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview[J]. *J. of Propulsion and Power*, 2001, 17 (4).
- [2] Roudakov A S, Schikhmann Y, Semenov V, et al. Flight testing an axisymmetric scramjet-russian recent advances [R]. *AF Paper S 4*. 485, 1993.
- [3] Vinogradov V, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow [J]. *J. of Propulsion and Power*, 1995, 11 (4).
- [4] Orweth P, Mathur A, Vinogradov V, et al. Experimental and numerical investigation of hydrogen and ethylene combustion in a Mach 3~5 channel with a single injector[R]. *AA 96-3245*.
- [5] Owens M G, Tehranian S, Segal C, et al. Flame-holding configurations for kerosene combustion in a mach 1.8 air-flow [J]. *J. of Propulsion and Power*, 1998 14 (4).
- [6] ZHANG Xin-yu, CHEN Li-hong, YU Gang, et al. Development of a facility for model scramjet testing [R]. *AA 2001-1857*.
- [7] 陈方, 张新宇. 壁面凹腔强化  $H_2$  超声速燃烧的数值模拟 [C]. 中国力学学术大会 2005.
- [8] Rogers R C, Chinitz W. Using a global hydrogen-air combustion model in turbulent reacting flow calculations [J]. *AA J*, 1983, 21 (4).

(编辑:梅 瑛)

#### 书讯

### 《火箭发动机教程》一书的特色

哈尔滨工业大学出版社 杜燕 甄森森

由哈尔滨工业大学航天工程系关英姿副教授编写的《火箭发动机教程》一书,于 2006年 3月由哈尔滨工业大学出版社编辑出版了。该书的特色在于:

(1)系统完整、条理清晰、重点突出,详略得当。教程对内容精心选择,仅用 20万字就系统全面地介绍了液体火箭发动机、固体火箭发动机及电火箭发动机在结构和设计方面的基本理论和参数,并对各类发动机及推进剂的一些典型问题进行了阐述。

(2)重视教程定位,兼顾多层次教学。教程编写中吸取了国内外有关教材的长处,兼顾多层次教学的要求,并适当增加了供读者自学的内容。且书中的专业术语均用黑体字示出,给出了对应的英文,以便为双语教学做准备。每章前有内容提要,每章后附有思考题和练习题,是一本优秀的飞行器设计专业教材,对于航天领域的科研人员,也不失为一本好的参考书。

地址:黑龙江省哈尔滨市南岗区复华四道街 10号 哈尔滨工业大学出版社 邮编:150006  
电话:0451-8621408; 13684544660