

# 强化超声速混合的三维“燕尾”型壁面 凹槽流动特性数值研究

王春 姜宗林 胡宗民 吕俊明

(中国科学院力学研究所, 北京市北四环西路 15 号, 100080)

**摘要:** 针对现有超燃火焰稳定用二维壁面凹槽的限制, 本文提出了一种新型三维“燕尾”型壁面凹槽, 以进一步促进超声速主流与壁面凹槽内亚声速流动之间的掺混作用。采用三维分区网格结合有限差分方法开展了三维“燕尾”型壁面凹槽流动特性的数值研究。研究结果显示, 本文提出的“燕尾”型壁面凹槽通过将超声速主流自中心抽吸进入壁面凹槽, 通过三维“燕尾”型壁面凹槽自身的抽吸作用, 从两侧排出; 流体在凹槽内螺旋式运动, 滞留时间加长; 后掠“燕尾”型的结构可有助于降低壁面凹槽引起的气动阻力。

**关键词:** 超声速燃烧; 凹槽; 混合强化; 火焰稳定; 数值模拟

## 0 引言

在高速流动中进行燃料的点火、混合和燃烧, 通常是非常困难的。特别是在超燃燃烧室中, 一些在亚燃燃烧室中广泛采用的点火和稳焰措施受到了限制。围绕超声速气流中的燃烧点火以及燃料混合/燃烧, 目前的研究工作主要有双燃烧室(预燃室)<sup>[1]</sup>、旋流喷嘴<sup>[2]</sup>、支板式燃料喷射装置<sup>[3]</sup>、壁面凹槽火焰稳定装置<sup>[4]</sup>、后掠斜坡喷嘴和流向涡发生装置<sup>[5]</sup>、吸热型碳氢燃料和燃料加热等等。上述各种超声速燃烧的混合和燃烧强化措施, 各有其特点, 通常根据不同的需求进行选择 and 配置。其中, 壁面凹槽火焰稳定装置, 被认为是一种超燃燃烧室中最为简单和有效的火焰稳定装置。当高速气流流经壁面凹槽时, 进入壁面凹槽的气流与外部气流之间产生自持的激振机制, 由此产生压力、密度和速度的脉动, 有助于提高燃料与空气之间的混合, 该研究最早来自于 Krishnamurty 的博士学位论文(1956 年, 如图 1 所示)<sup>[7]</sup>。

在 20 世纪 90 年代, CIAM(Central Institution of Aviation Motors)将凹槽火焰稳定器大量用于俄/法联合氢燃料双模态超燃试验。已有的研究结果显示, 壁面凹槽非常有助于超声速气流中的火焰稳定, 特别是对碳氢燃料燃烧的稳定<sup>[4]</sup>。

超燃燃烧室中壁面凹槽引入, 会带来了气流阻力的增加, 导致燃烧室中的总压恢复系数的下降。根据壁面凹槽的不同长高比  $L/D$ , 凹槽内气流的作用机制有所不同, 当  $L/D < 7 \sim 10$  时, 称为“开式”凹槽, 剪切层再附着于凹槽后壁面上, 对于特别小的  $L/D$  凹槽 ( $L/D < 2 \sim 3$ ), 作用机制表现为气流的横向振动; 当  $L/D$  10~13 时, 称为“闭式”凹槽, 剪切层再附着于凹槽内壁面; 临界长高比时, 存在着流体作用机制之间的转换, 取决于壁面凹槽上游的边界层厚度, 流动马赫数以及凹槽的宽度。为了加强壁面凹槽里的漩涡与外部气流的质量、动量和能量交换, 在超燃燃烧室中通常设计成带斜坡的双模式壁面凹槽<sup>[4]</sup>。

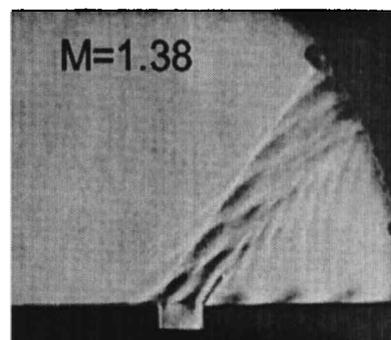


图 1 壁面凹槽结构导致的声学共振现象 (Krishnamurty, 1956)

**作者简介:** 王春(1975-), 男, 博士, 研究方向: 流体力学, 超声速燃烧与爆轰

通信地址: 北京市海淀区北四环西路 15 号 LHD, 100080, wangchun@imech.ac.cn

本项工作得到了国家自然科学基金资助(10602059)

研究表明,壁面凹槽在超声速气流中的混合和燃烧增强机制主要来源于壁面凹槽内气流涡流与凹槽外高速气流存在着的自持共振,这种自持的共振加强了凹槽内涡流和凹槽外流之间的动量、能量的交换,同时,凹槽内的低速回流区域起着稳定点火源的作用。壁面凹槽两个比较重要的特征参数是:凹槽阻力和凹槽内气体滞留时间。在何种条件下,壁面凹槽产生的阻力最小并使燃料的滞留时间增加,还没有确定性的结论。而且,在超燃燃烧室的壁面凹槽里,漩涡的运动通常伴随着来流边界层,剪切层,激波波系、湍流复杂相互作用现象,其中的作用机制还需深入研究。

## 1 新型三维“燕尾”型壁面凹槽特点及其作用机制

目前对超燃室壁面凹槽的研究主要集中于二维凹槽结构,其特点为:流动为二维凹槽流动,凹槽内涡轴方向上流动速度很低或者等于零,导致流动侧向方向上基本不存在气流/燃料的掺混;二维涡结构在壁面凹槽内形成滞止的涡系,凹槽内的燃烧气流一方面充当点火源的角色,另一方面容易形成封闭的漩涡,使得漩涡内的高温气体与外部高速气流的质量、动量和能量交换大大减小;封闭的涡系导致激波、射流剪切层及凹槽内涡系的复杂相互作用,形成较大的气动阻力,使超燃燃烧室总压损失增加。

针对超燃室使用的三维壁面凹槽,研究结果较少,可查阅到的研究结果主要有:Torda 和 Patel 等人于 1969 年研究了三角结构的壁面凹槽结构<sup>[8]</sup>,Douglas L. Davis 于 1996 年开展了具有横向尺寸变化的三维壁面凹槽结构的数值研究,由于在横向方向的尺寸变化较小,该研究结果认为流动在横向方向上的流动作用不明显<sup>[9]</sup>。中国科大与航天科工集团 31 所合作,开展了带有导流槽的二维壁面凹槽混合增强及火焰稳定实验和数值研究<sup>[10]</sup>。

本文提出一种新型的三维壁面凹槽方案,即三维“燕尾”型壁面凹槽,用于增强燃烧室主流与凹槽流动之间的掺混作用,如图 2 所示。主要的特点为:凹槽剖面具有双模式壁面凹槽形状,同时在侧向方向上向流动下游剧烈收缩,形成后掠“燕尾”型结构,如图 3 所示。其物理依据为三维侧向不等强度涡原理,即当壁面凹槽内部存在着相差悬殊的三维涡时,将诱导出较强的侧向方向流动。同时新型三维“燕尾”型壁面凹槽采用后掠式结构,用于降低壁面凹槽形成的气动阻力。新型三维“燕尾”型壁面凹槽通过有效组织壁面凹槽内的涡分布,而非破坏壁面凹槽内的涡运动,与现有壁面凹槽相比,具有鲜明的特点。

新型三维“燕尾”型壁面凹槽结构主要通过控制凹槽内涡在侧向方向上的分布不同,利用三维侧向不等强度涡具有的自抽吸作用或者泵浦效应,诱导出凹槽内部侧向方向上的流动。外部流体自中心区域进入凹槽内部,经螺旋式运动,在凹槽两侧端引出,从而促进外部流体与凹槽内部流体之间的质量、动量和能量交换作用。同时,由于凹槽内部尺寸具有的类似超声速机翼形状,当应用于超燃燃烧室时,具有降低凹槽引起的气动阻力的作用。

本文主要通过数值方法求解可压缩 RANS 方程,研究三维“燕尾”型壁面凹槽流动特点及规律,为进一步的实验研究及实际应用提供借鉴。

## 2 控制方程与数值算法

### 2.1 控制方程及湍流模型

根据本文的研究目标,采用差分方法求解三维可压缩 RANS 方程,控制方程可以写为:

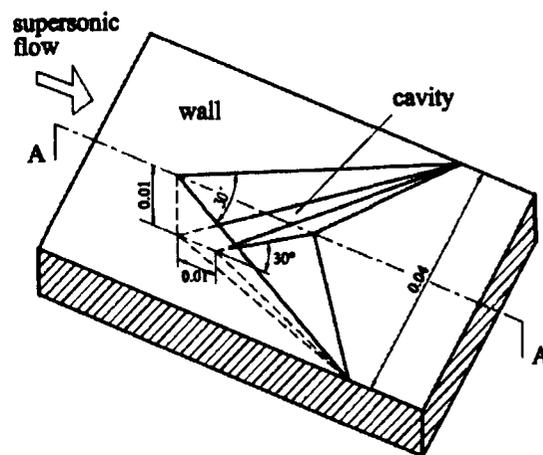


图2 新型三维“燕尾”型壁面凹槽结构

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + \frac{\partial H_v}{\partial z} + S \quad (1)$$

其中  $U$  为守恒量,  $F$ 、 $G$ 、 $H$  分别  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向上的对流通量项,  $F_v$ 、 $G_v$ 、 $H_v$  分别  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向上的粘性通量项,  $S$  为湍流模型源项。考虑三维可压缩流动模拟的计算量限制, 本文湍流计算采用基于 RANS 方程的  $k$ - $\epsilon$  双方程湍流模型, 相应对网格尺度的要求低于湍流直接模拟和大涡模拟。方程(1)中湍流模型源项  $S_k$  和  $S_\epsilon$  定义为

$$\begin{aligned} S_k &= P_k - \rho\epsilon + E_k \\ S_\epsilon &= (f_1 C_{\epsilon 1} P_k - f_2 C_{\epsilon 2} \rho \bar{\epsilon}) T_1^{-1} + E_\epsilon \end{aligned} \quad (2)$$

其中  $P_k$  定义为:

$$P_k = \left[ \mu_t \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \right] \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \quad (3)$$

涡粘性系数定义为:

$$\mu_t = f_\mu C_\mu \rho k^2 / \epsilon \quad (4)$$

(1.2)、(1.3)和(1.4)中  $E_k$ 、 $E_\epsilon$ 、 $f_1$ 、 $f_2$ 、 $C_{\epsilon 1}$ 、 $C_{\epsilon 2}$ 、 $f_\mu$ 、 $C_\mu$  为湍流模型系数,  $T_1$  为可压缩性修正系数, 这些系数由各个湍流模型给出。

本文采用了 Launder-Sharma (LS) 模型, 湍流模型封闭系数  $C_{\epsilon 1}$ 、 $C_{\epsilon 2}$ 、 $C_\mu$ 、 $\sigma_k$ 、 $\sigma_\epsilon$  及湍流模型系数  $f_1$ 、 $f_2$ 、 $T_1$ 、 $E_k$ 、 $E_\epsilon$ 、 $f_\mu$  如表 1 和表 2 所示。湍流雷诺数定义为:  $Re_t = k^2 / (\nu \epsilon)$ ,  $\nu$  为动力粘性系数。

数值算法采用二阶 NND 格式求解坐标变换并无量纲化的控制方程, 空间差分二阶精度粘性项采用中心差分格式计算。

为了克服  $k$ - $\epsilon$  双方程湍流模型边界条件带来的刚性, 本文对其中的湍流源项进行“点隐”处理, 表示为:

$$(I - \Delta t \cdot H)(\hat{U}^{n+1} - \hat{U}^n) = \Delta t S^n \quad (5)$$

其中  $H = \frac{\partial S}{\partial U}$ , 在本文的计算中  $H$  的简化表达式为:

$$H = \Lambda \left[ \frac{2\mu_t}{k} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial U_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \right) \frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j}, \frac{2}{3} \rho \delta_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \cdot f_1 C_{\epsilon 1} - 2 f_2 \frac{\epsilon}{k} \right]$$

Table.1 Closure coefficients for turbulence model

$C_{\epsilon 1}$	$C_{\epsilon 2}$	$C_\mu$	$\sigma_k$	$\sigma_\epsilon$
1.44	1.92	0.09	1.0	1.3

Table.2 Damping function for turbulence model

$f_1$	$f_2$	$T_1$	$f_\mu$	$D$	$E_k$	$E_\epsilon$
1	$1 - 0.3 \exp(-Re_t^2)$	$k / \bar{\epsilon}$	$\exp \frac{-3.4}{(1 + Re_t / 50)^2}$	$2\nu \left( \frac{\partial \sqrt{k}}{\partial n} \right)^2$	$2\nu \left( \frac{\partial \sqrt{k}}{\partial x_k} \right)^2$	$2\nu \nu_1 \left( \frac{\partial^2 U}{\partial x_k \partial x_k} \right)^2$

根据计算的物理模型，网格生成采用三维分区方法。计算网格如图3所示，采用两个分区，两个分区之间采用重叠网格技术，在侧向方向上网格尺度相同，在网格剖面上采用面积加权平均的方法相互插值进行数据交换。计算网格：超声速主流  $121 \times 35 \times 31$ ，壁面凹槽  $61 \times 35 \times 31$ 。网格在壁面附近进行加密处理，壁面处最小网格间距为  $1.2 \times 10^{-4} \text{m}$ 。

### 2.2 初始及边界条件

本文的流场模拟主要为定常流场，初始流场主流进口给定超声速流马赫数  $M=2.0$ ，静压  $p=1 \text{atm}$ ，静温  $T=300 \text{K}$ 。其它计算区域及壁面凹槽内给定静止气流。

进口边界按超声速进口边界给定，主流上侧和左右两侧按无反射边界，下侧壁面区按无滑移及绝热边界条件给出。凹槽内壁面给定无滑移及绝热条件。

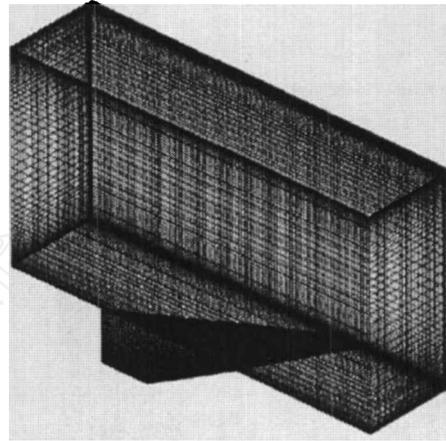


图3 三维分区计算网格（半计算区域）

### 2.3 湍流模型验证

验证计算模型取自双燃室超燃实验研究，如图4所示。超燃燃烧室主流空气流压力  $p_2=0.0977 \text{MPa}$ ，温度  $T_2=491.0 \text{K}$ ，马赫数  $M_2=2.09$ ，为污染空气流。副流燃气流  $p_1=0.1731 \text{MPa}$ ，温度  $T_2=1771.9 \text{K}$ ，马赫数  $M_2=1.25$ ，为未充分燃烧的高温油燃气气流。

数值结果得到的超燃室上壁面和下壁面的压力分布与实验测试结果的对比如图5所示。由图可见，本文的湍流模型计算是可靠的。

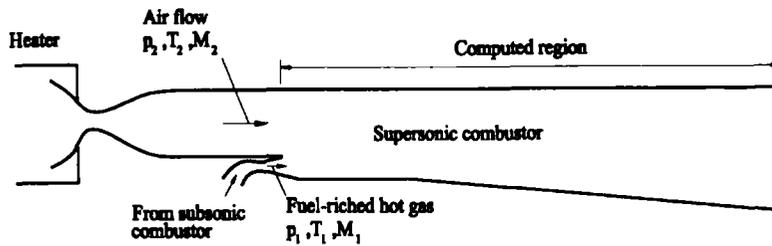


图4 超燃流场模拟的湍流模型数值验证模型

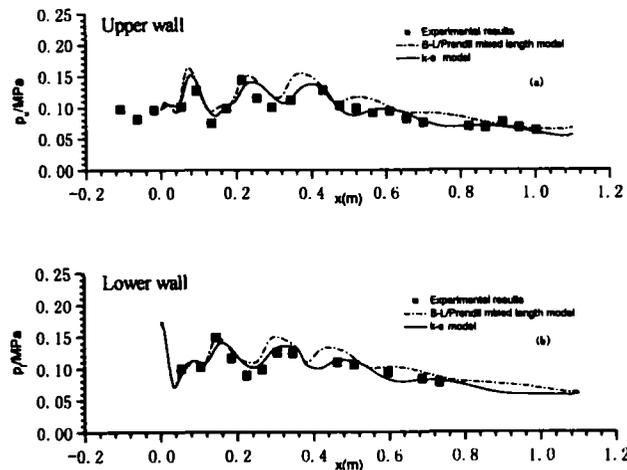


图5 超燃室数值模拟的湍流模型验证

### 3 数值结果与讨论

用于超声速混合的三维“燕尾”型壁面凹槽的数值结果如图6所示。图中分别给出了在横向方向上三个剖面的流场云图及速度矢量图。

由数值结果可知,由于三维壁面凹槽在侧向方向上剖面呈后掠收缩性的特点,流场具有鲜明的三维特征。表现在:在对称轴剖面上涡结构较大,在后向两侧方向上涡结构逐渐减小,出现三维分布的涡结构,因而在侧向方向上涡强呈现较大的差异;在对称轴剖面上凹槽斜坡形成的斜激波较强,在后向两侧方向上斜激波减弱,位置前移;凹槽内部涡分布的差异诱导出较强的侧向流动,诱导出的侧向流动是促进外部主流与凹槽内部流动交换作用加强的直接原因。

图7显示了新型“三维”壁面凹槽内外流场不同视角的部分流线图,红色箭头表示超声速主流流动方向。由图可见,在超声速主流下边界层附近,超声速主流自壁面凹槽中心区域被抽吸进入壁面凹槽,进而在凹槽内部形成螺旋式动向后向两侧方向的运动,最后在后向两侧端部排出,与主流会合。新型“三维”壁面凹槽的这种流动特性非常有助于促进超声速主流(含燃料)与壁面凹槽内流动的相互交换,凹槽内的滞止气流及其高温有利于点火器火焰稳定,同时燃料在凹槽内的滞留时间加强,有利于燃料的充分燃烧。后掠超声速机翼形状的特点也有助于降低壁面凹槽引起的气动阻力。

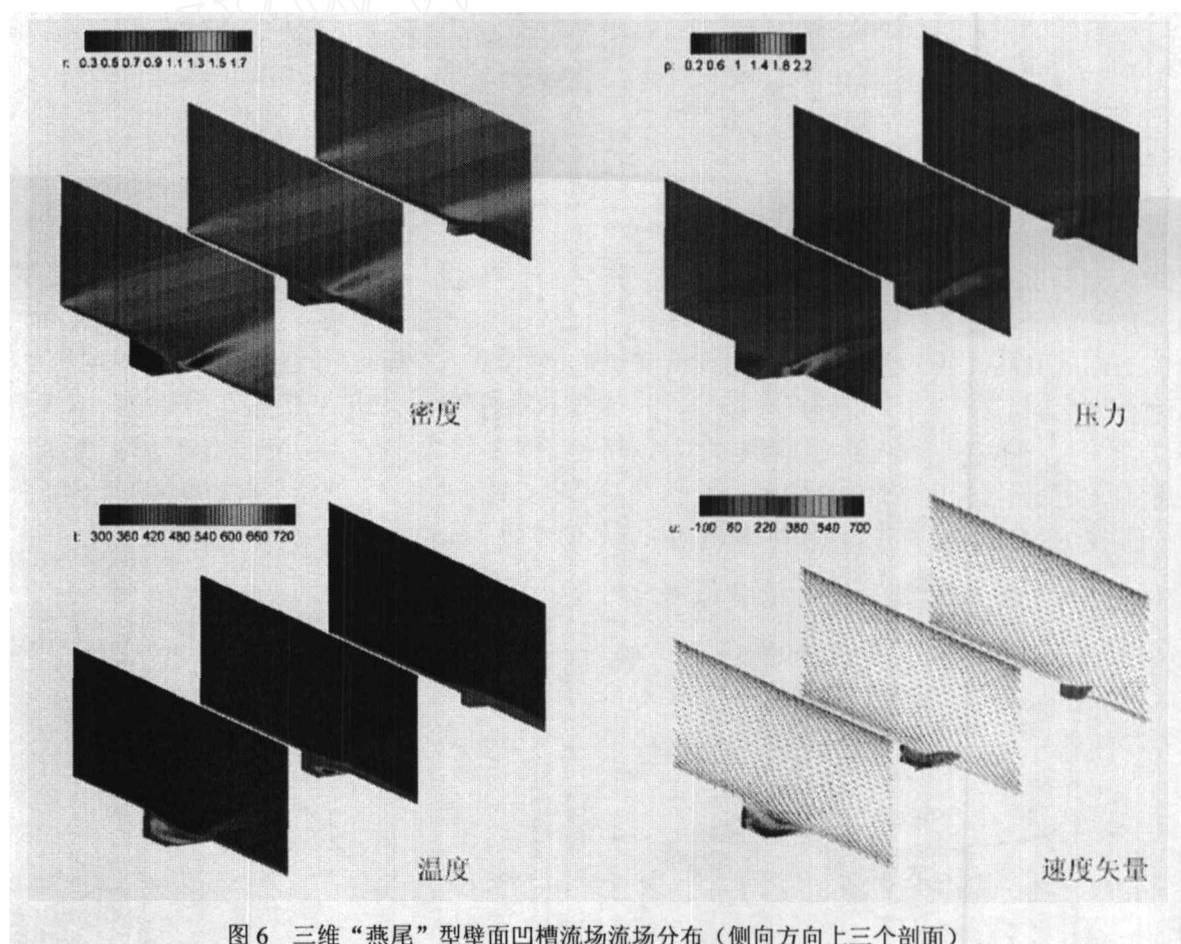


图6 三维“燕尾”型壁面凹槽流场分布(侧向方向上三个剖面)

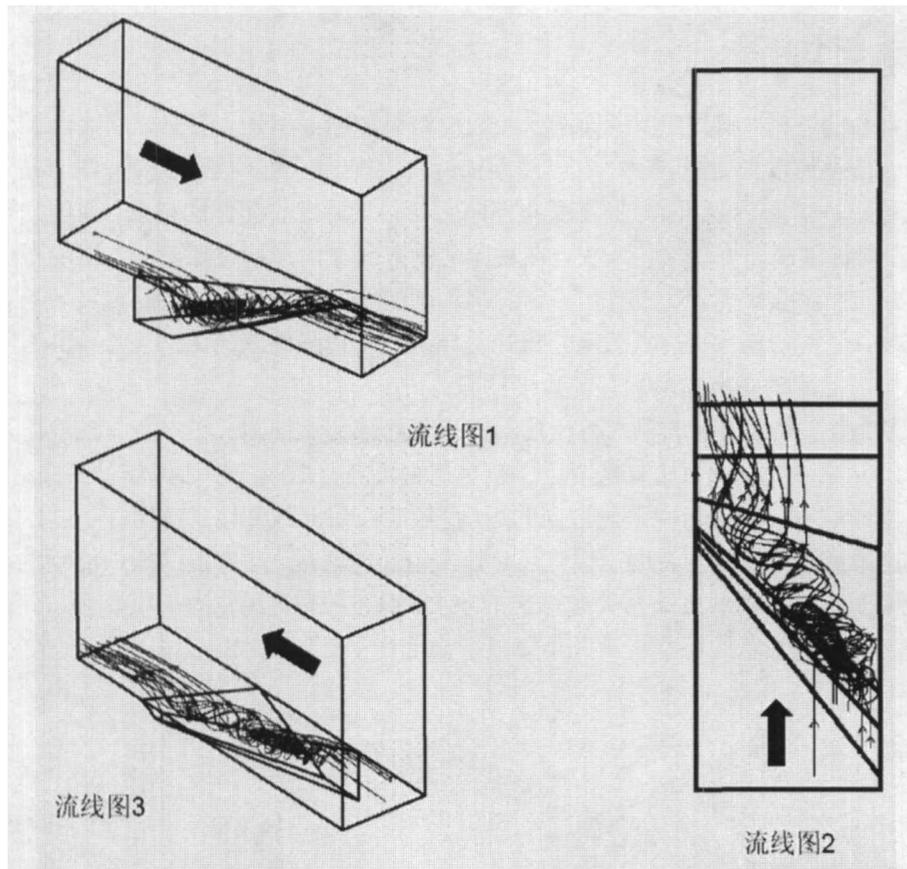
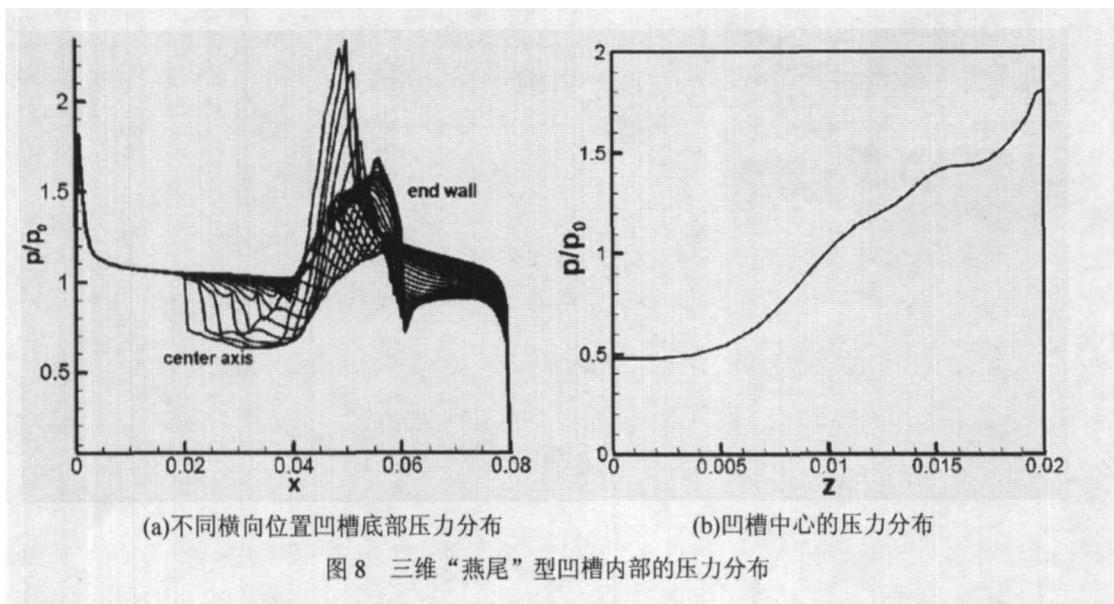


图7 三维“燕尾”型壁面凹槽流场部分流线图(红色箭头表示超声速主流方向)

图8显示了三维“燕尾”型凹槽内部的压力分布,其中(a)为不同侧向位置上沿流动方向的凹槽底部的压力分布,(b)为凹槽中心沿凹槽侧向方向上的压力分布。由图8a可见,在靠近对称轴的位置,壁面凹槽底部压力较低,低于超声速主流压力,有利于外部主流进入壁面凹槽,在靠近后向两侧端部方向,壁面凹槽内压力提升,高于外部超声速主流压力,利于凹槽内气流的排出。所以,由于三维“燕尾”型凹槽流动特性,在壁面凹槽内部形成特定的低压和高压区,三维“燕尾”型凹槽具有流动的“泵浦”作用,将凹槽内低压区气体泵浦到高压区。图9b的凹槽中心的压力分布,显示了自轴对称位置到后向两侧方向的压力提升作用,即三维壁面凹槽流动所具有的流动“泵浦”作用。



(a)不同横向位置凹槽底部压力分布

(b)凹槽中心的压力分布

图8 三维“燕尾”型凹槽内部的压力分布

## 4 小结

三维分区网格结合有限差分方法开展了三维“燕尾”型壁面凹槽流动特性的数值研究。研究结果显示,本文提出的“燕尾”型壁面凹槽通过将超声速主流自中心抽吸进入壁面凹槽,通过三维“燕尾”型壁面凹槽自身的抽吸作用,从两侧排出;流体在凹槽内螺旋式运动,滞留时间加长;后掠“燕尾”型的结构可有助于降低壁面凹槽引起的气动阻力。

### 参考文献

- [1] 司徒明, 双燃式冲压发动机研究—基础技术与应用, 中国国防科学技术报告, 2000.11
- [2] Kraus D K, Cutler A D. Mixing Enhancement by Use of Swirling Jets. AIAA Paper93-3126, 1993
- [3] Goukov O, Kopchenov V, Vinogradov V, Waltrup P J. Numerical Researches of Gaseous Fuel Pre-Injection in Hypersonic 3-D Inlet. AIAA Paper 2000-3599, 2000
- [4] Adela Ben-Yakar and Ronald K. Hanson, Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview, Journal Of Propulsion And Power Vol. 17, No. 4, July - August 2001.
- [5] Donohue J M, McDaniel Jr J C, and Haj-Hariri H. Experimental and Numerical Study of Swept Ramp Injection into a Supersonic Flowfield. AIAA Paper 93-2445, 1993
- [6] Eklund D R, Gruber M R. Study of a Supersonic Combustor Employing an Aerodynamic Ramp Pilot Injector. AIAA Paper 99-2249, 1999
- [7] K. Karamcheti. Sound Radiation From Surface Cutouts in High Speed Flow. PhD thesis, California Institute of Technology, 1956.
- [8] Torda, T. P. ; Patel, Bharatan R., Analytical and Experimental Investigations of Oscillations in Rocket Motor Baffle Cavities. NASA TECH REPORT, AD0849511.
- [9] Davis, Douglas L. Numerical Analysis of Two and Three Dimensional Recessed Flame Holders for Scramjet Applications. Ph.D thesis, ADA324246
- [10] 黄生洪, 徐胜利, 刘小勇, 煤油超燃冲压发动机两相流场数值模拟(I)数值校验及总体流场特征.推进技术, 2004,25 (6).