

研究简报

# 凹槽稳焰的超音速燃烧室内混合 和燃烧特性分析

李 丽, 彭晓峰

(清华大学热能工程系 相变与界面传递现象实验室, 北京 100084)

关键词: 凹槽; 超音速; 数值计算; 混合; 燃烧

中图分类号: V 235. 213

文献标识码: A

文章编号: 0438-1157 (2007) 06-1391-05

## Mixing and combustion in supersonic combustor with flame holders

LI Li, PENG Xiaofeng

(Laboratory of Phase-change and Interfacial Transport Phenomena, Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** Numerical investigation was conducted to understand the dynamic mechanism and effect of shear layer on the mixing and combustion of supersonic flow in a supersonic combustor with cavities. The complex wave structure including shock wave, expansion wave and the interaction of shock wave with shear layer could effectively and significantly increase mixing; and the mass and momentum exchanges between backflow zones in the cavities and main flow would enhance the ignition and stabilization of combustion.

**Key words:** cavity; supersonic; numerical investigation; mixing; combustion

### 引 言

超声速气流在燃烧室的驻留时间极短, 要实现点火和稳定燃烧, 必须采用强化混合和稳定火焰手段。因结构简单, 强化混合和稳焰效果好, 凹槽很早就已在超音速发动机实际中得到广泛应用, 也有许多相关研究<sup>[1]</sup>。90 年代初, 俄罗斯中央航空发动机研究院 (Central Institute of Aviation Motors, CIAM) 在二维氢燃料超燃冲压发动机模型中首次使用凹槽稳定器<sup>[2]</sup>。1994 年 CIAM 将凹槽应用于双模态超燃冲压飞行实验<sup>[3]</sup>。近年来国内外系列的实验研究和数值模拟<sup>[4-5]</sup>均表明, 如果几何

尺寸选择合适, 凹槽不但能产生有效的混合和稳焰, 总压损失也很小。

凹槽的重要几何特征参数<sup>[6]</sup>包括深度  $D$ 、长深比  $L/D$  和后掠角  $\theta$  等。根据不同的长深比, 凹槽可分为两类,  $L/D < 10$  称为开式凹槽;  $L/D > 10$  称为闭式凹槽。开式凹槽中附面层分离扩展到整个凹槽长度方向, 并在凹槽后重新贴合 (再附); 闭式凹槽内附面层分离不能扩散到整个长度方向, 在凹槽底部重新贴合, 阻力系数较大。开式凹槽会产生自激的声学振荡, 虽然会引起一些不良后果, 但是能增强混合。超音速燃流场内一般采用开式凹槽。Yu 等<sup>[7]</sup>的实验研究表明, 长深比较小

2006-08-28 收到初稿, 2006-10-10 收到修改稿。

联系人: 彭晓峰。第一作者: 李丽 (1978—), 女, 博士研究生。

基金项目: 国家自然科学基金重点项目 (50636030)。

Received date: 2006-08-28.

Corresponding author: Prof. PENG Xiaofeng. E-mail: pxf-dte@mail.tsinghua.edu.cn

Foundation item: supported by the National Natural Science Foundation of China (50636030).

( $L/D < 3$ ) 时, 凹槽表现出良好的稳焰效果; 长深比大于 5 时, 未观察到稳焰效果。Baurle 等<sup>[8]</sup>对乙烯超燃流场的研究表明, 化学反应对燃烧室流场改变很大, 凹槽内的点火不足引燃主流混气。Mathur 等<sup>[9]</sup>实验研究了飞行马赫数 4~5 状态下乙烯超燃的性能, 乙烯自凹槽上游和凹槽上下壁面同时喷射, 并在凹槽内设置火花塞, 最终达到了稳定燃烧。

本文采用数值计算的方法, 对凹槽内的流动特性、激波结构, 以及安装两对凹槽的超音速燃烧室内的混合及燃烧进行分析, 通过合理布置凹槽生成合理的流场、波系结构, 保证碳氢燃烧 JP-3 煤油能够着火和稳定燃烧。因氢气具有很高的热焓和混合速率, 本文研究中应用氢气作为引导火焰, 因此对商用流体计算软件 CFX5.6 进行改进, 添加了 JP-3 煤油加氢的化学基元反应。

## 1 问题描述与数值方法

### 1.1 分析对象

整个燃烧室由喷管、隔离段、凹槽稳定段、扩张段、第二稳定段组成, 总长度为 1.86 mm, 凹槽稳定段由两对凹槽串连。凹槽深  $D=15$  mm, 前面一对凹槽长深比  $L/D=3$ , 后倾角  $\theta=45^\circ$ , 后面一对凹槽长深比  $L/D=2$ , 后倾角  $\theta=60^\circ$ , 隔离段的高度为 40 mm, 扩张段的扩张角为  $5^\circ$ 。超音速空气从喷管进入隔离段并向下游流动, 雾化煤油从宽度为 2 mm 的支板后端部喷入, 氢气从垂直壁面的喷嘴注入, 喷嘴的直径为 1 mm。

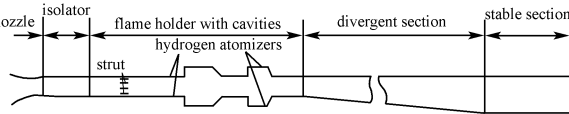


图 1 计算域简图

Fig. 1 Scheme of computational domain

### 1.2 数学描述

直角坐标系下有化学反应的二维可压黏流的守恒形 N-S 方程组形式如下

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

式中  $U$  表示守恒变量,  $F$ 、 $G$  表示对流项,  $F_v$ 、 $G_v$  表示黏性项,  $S$  表示化学源项。

$$U = \{\rho_i, \rho u, \rho v, \rho e\} \quad (2)$$

$$F = \{\rho_i u, \rho u^2 + p, \rho uv, (\rho e + p)u\} \quad (3)$$

$$G = \{\rho_i v, \rho v, \rho v^2, (e + p)v\} \quad (4)$$

$$F_v = \left\{ \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial x}, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x \right\} \quad (5)$$

$$G_v = \left\{ \rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial y}, \tau_{xy}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + q_y \right\} \quad (6)$$

其中,  $\rho_i$  ( $i=1, \dots, N_s$ ) 为各组元密度, 单相  $i=1$ ;  $\rho$  为混合气体的密度;  $p$ 、 $e$  分别为气体的压力和单位比内能;  $u$ 、 $v$  分别为  $x$ 、 $y$  方向速度;  $Y_i$  为各组元的质量分数;  $\tau_{xx}$ 、 $\tau_{xy}$ 、 $\tau_{yy}$  为剪切应力张量;  $q_x$ 、 $q_y$  为传输强度项;  $D_i$  为组元  $i$  的分子扩散系数。

选用剪应力输运湍流模型  $k-\epsilon$  模型, 使用低 Reynolds 数模型处理近壁面流动问题, 通过计算湍流剪应力输运能精确预测负压力梯度下流动分离起始位置和规模。

采用有限速率反应模型描述气相燃料的化学反应, 包含  $N_s$  个组分、 $N_R$  个基元反应的化学反应可表达为通用格式

$$\sum_{i=1}^{N_s} \nu'_{ij} M_i \xrightleftharpoons[k_{b,j}]{k_{f,j}} \sum_{i=1}^{N_s} \nu''_{ij} M_i \quad (j=1, \dots, N_R) \quad (7)$$

式中  $\nu'_{ij}$  和  $\nu''_{ij}$  分别为第  $j$  个反应中反应和生成第  $i$  种组元的化学当量系数。

组元  $i$  的质量生成率为

$$\dot{\omega}_i = M_i \sum_{j=1}^{N_R} \hat{R}_{i,j} \quad (8)$$

式中  $\hat{R}_{i,j}$  是该组元在第  $j$  个反应中的摩尔生成/耗散率, 用式 (9) 表示

$$\hat{R}_{i,j} = \sum_{j=1}^{N_R} (\nu''_{ij} - \nu'_{ij}) (k_{f,j} \prod_{i=1}^{N_s} n_i^{\nu'_{ij}} - k_{b,j} \prod_{i=1}^{N_s} n_i^{\nu''_{ij}}) \quad (9)$$

其中,  $n_i$  为每种组元的物质的量浓度。

第  $j$  个反应的正向反应速率  $k_{f,j}$  由 Arrhenius 公式计算得到

$$k_{f,j} = A_j T^{\beta_j} e^{-E_j/RT} \quad (10)$$

其中,  $A_j$  为第  $j$  个基元反应的 Arrhenius 常数,  $\beta_j$  为反应温度,  $E_j$  为反应活化能。

假设反应不可逆, 逆向反应速率常数  $k_{b,j}=0$ 。冷态混合的工况,  $\dot{\omega}_i=0$ 。

### 1.3 数值方法

计算采用商用软件 CFX5.6。使用代数方法生成四边形网格, 由于计算域比较复杂, 模型内的网格分区生成, 各区的网格向壁面、拐角和支板处吸引。

采用二阶迎风差分格式和隐式耦合方法的基础上离散式 (1), 并结合对应边界条件迭代求解, 物性参数采用多项式拟合公式, 目标残差值

为  $1 \times 10^{-5}$ 。

式 (1) 对应的边界条件为：入口来流为均匀空气，给定总压  $p_{t,in}$ ，静压  $p_{0,in}$ ，总温  $T_{0,in}$ ；出口压力为大气环境压力；壁面均采用无滑移壁面条件  $U_w = 0$ ，并满足绝热条件  $\partial T / \partial n = 0$ 。

### 1.4 工况条件

计算模拟工况：飞行高度  $H_0 = 20$  km，隔离段入口马赫数  $M_2 = 1.89$ ，出口静压等于相应高度下的大气压力，计算得到隔离段进口总压  $p_{t,in} = 0.6$  MPa，静压  $p_{0,in} = 0.077$  MPa，总温  $T_{0,in} = 909$  K，煤油喷嘴的质量流量为  $\dot{m}_{t,C_{12}H_{23}} = 0.02$  kg · s<sup>-1</sup>，氢气喷嘴的质量流量  $\dot{m}_{t,H_2} = 0.0018$  kg · s<sup>-1</sup>。煤油为 JP-3，分子式为 C<sub>12</sub>H<sub>23</sub>。

## 2 激波、膨胀波和边界层的相互作用

为保证点火和稳焰，必须选取适宜的凹槽尺寸。按 PSR (perfectly stirred reactor) 模型<sup>[10]</sup> 计算雾化煤油在凹槽中最小驻留时间，要求其大于煤油着火延迟时间以保证着火。计算凹槽深度  $D$  约为 13.66 mm，根据质量交换率大于 5% 的原则，给出凹槽长深比  $L/D$  约为 2.83。本文取  $D = 15$  mm， $L/D = 2$  和  $L/D = 3$ 。

首先对单对凹槽和整个燃烧室进行单相流动计算，见图 2。结果和文献 [11] 类似，长深比  $L/D = 2$  的凹槽由横向振动机理控制，即振荡是由于剪切层的上下振动引起的，凹槽内只有一个涡；长深比  $L/D = 3$  的凹槽内的振荡由纵向振动机理控制，即振荡在凹槽后壁面小扰动的反射向上游传播的过程中产生，凹槽后壁面附近生成一个几乎充满凹槽长度的大涡，相对大涡，从前壁面衍生出小涡。但是当两对凹槽串联时，第一对凹槽引起边界层增厚和边界层内速度分布改变，第二对凹槽内的振荡有所增强，转变为纵向振动，前壁面也出现小涡。

图 3 (a) 和图 3 (b) 为长深比  $L/D = 2$  和  $L/D = 3$  的单凹槽内压力分布图。由于边界层的扩展，凹槽前角出现一对弱的激波，该激波在凹槽上方相交反射；在凹槽的后角，通道突然变窄，形成一对强激波，这对强激波相互穿透，并在壁面上反射，形成激波串向下游传播。当  $L/D$  增大，激波角  $\mu$  增大，激波强度增大。一对凹槽串联时，第二凹槽对第一凹槽上方的斜激波串没有明显影响；但受第一凹槽后边界层急剧增厚的影响，第二对凹槽

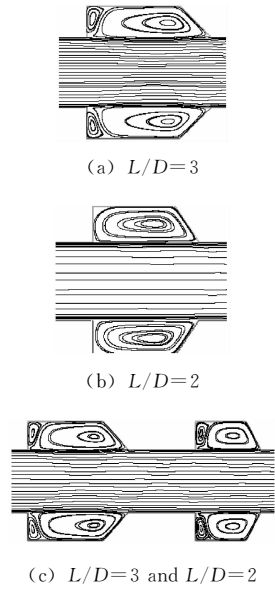


图 2 单凹槽和双凹槽流线对比

Fig. 2 Comparison of streamline of one and two couple of cavities

前角和上方的激波减弱。

图 3 (c) 为安装两对凹槽的燃烧室压力图。凹槽前的等直段内出现弱的斜激波串；凹槽之后，激波和边界层的相互干扰，等直通道内出现激波、膨胀波交替的复杂波系；气流进入扩张段后，在转角处有一道强的膨胀波，在上壁面反射；经历长扩张段的膨胀后，流动进入第二稳定段，在扩张结束的拐角处产生的弱斜激波并在上壁面发生反射。复杂的激波、膨胀波和边界层的相互作用有助于增强混合。

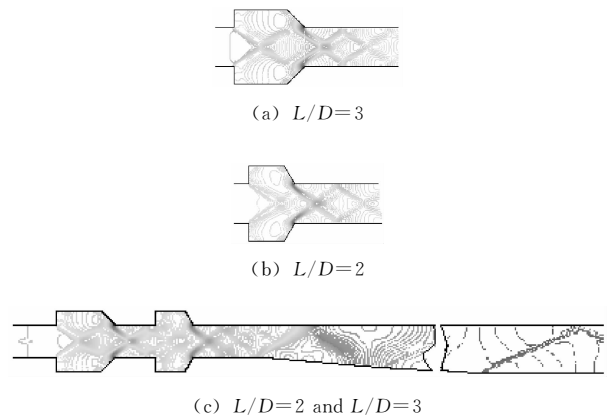


图 3 单相流动压力分布

Fig. 3 Pressure contour of single phase flow

## 3 氢气、煤油和空气的混合

冷态混合的情况仍然出现复杂的激波、膨胀波

和边界层的相互作用, 和单相流动不同的地方有: 煤油和氢气喷注引起的扰动向上游传播, 隔离段内出现生成正激波; 支板之后边界层畸变, 凹槽前角处的扩张, 在两对凹槽的前角出现膨胀波, 静压下降, 见图 4。



图 4 冷态混合压力分布

Fig. 4 Pressure contour of mixing

图 5 为燃烧室内的等马赫线分布图, 两对凹槽中流动的马赫数很低, 这有利于点火和火焰稳定。另外, 从正激波后第一对凹槽的下游为亚声速, 其后一直为超音速流动。



图 5 冷态混合马赫数分布

Fig. 5 Mach number contour with mixing

图 6 给出了  $C_{12}H_{23}$  的质量分数的分布。由于煤油的扩散性较差, 在横喷支板喷嘴附近, 相邻喷嘴间煤油的质量百分数很小; 但是卷吸作用使得煤油充满了凹槽的大部分区域; 煤油和空气已基本均匀混合, 这表明凹槽可以有效地增强超音速气流的混合。

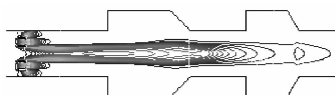


图 6 冷态混合煤油质量分数分布

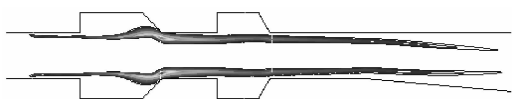
Fig. 6 Mass fraction distribution of kerosene of mixing

#### 4 氢气、煤油和空气的燃烧

煤油和氢气的反应速率分布情况参见图 7, 支板后煤油能够自燃, 煤油的燃烧主要集中在凹槽段通道的中间, 氢气的反应主要在附面层附近位置, 最高反应速率在第一对凹槽的后角。



(a) kerosene



(b) hydrogen

图 7 反应速率分布

Fig. 7 Reaction rate distribution

从压力分布图 8 可以看出, 燃烧的作用使燃烧室内压力升高, 燃烧室内过度膨胀; 支板喷嘴后压力升高最大; 第一对凹槽内的压力明显升高, 说明燃烧主要发生在第一对凹槽内。



图 8 燃烧工况压力分布

Fig. 8 Pressure contour of combustion

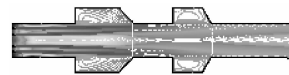
图 9 为燃烧室内马赫数分布, 入口处为亚音速, 说明正激波出现在隔离段前的喷管, 凹槽段后由于化学反应的作用开始出现超声速区, 向后主流逐步完全变为超声速; 扩张段内局部区域内速度降低, 说明该区域内可能发生局部燃烧。



图 9 燃烧工况马赫数分布

Fig. 9 Mach number contour of combustion

图 10 为凹槽部分反应物的质量分数分布。由于在第一对凹槽部分对称面附近的油气比最为合适,  $CO_2$  的质量分数在此处最高。而喷入的氢气的量和煤油相比很小,  $H_2O$  和  $CO_2$  的质量分数分布基本相同, 但第二对凹槽内  $H_2O$  的质量分数远高于  $CO_2$  的质量分数, 说明空气被卷吸进凹槽内, 并与喷注的氢气发生了反应, 相当于此处是点火源。



(a)  $CO_2$



(b)  $H_2O$

图 10 反应产物的质量分数

Fig. 10 Mass fraction distribution of reaction production

#### 5 结 论

(1) 本文研究了超声速气流流过两对串连开式凹槽的流动特性, 通过改变剪切层, 前面的凹槽对后面凹槽的影响比较大, 但后面凹槽的扰动一般不能传到前面凹槽内。

(2) 对雾化煤油在超声速流中混合和燃烧特性进行了数值分析, 虽然雾化煤油的扩散性不很好, 但凹槽稳定段内的斜激波系使得气流速度降低、压

力增加，有助于来流和燃料的混合。

(3) 凹槽内形成的低速回流区内氢气与主流进行质量交换可以起到点火和火焰稳定的作用。

## References

- [1] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjet: review and experimental study. AIAA Paper 98-3122
- [2] Vinogradov V, Grachery V. Experimental investigation of 2-D dual mode scramjet with hydrogen fuel at Mach 4—6. AIAA Paper 90-5268
- [3] Roudakov A S, Semenov V L. Recent flight test result of the Joint CIAM NASA Mach 6. 5 Scramjet Flight Program. AIAA Paper 98-1634
- [4] Situ M, Wang C, Lu H P. Hot gas piloted energy for supersonic combustion of kerosene with dual-cavity. AIAA Paper 2001-0523
- [5] Sato S, Imamura A. Advanced mixing control in supersonic airstream with a wall-mounted cavity. *Journal of Propulsion and Power*, 1999, **15** (2): 358-360
- [6] Gruber M R, Hsu K Y, Mathur T. Fundamental studies of cavity based flameholder concepts for supersonic combustors. AIAA Paper 99-2248
- [7] Yu K H, Wilson K J, Smith R A, Schadow K C. Experimental investigation on dual-purpose cavity in supersonic reacting flows. AIAA Paper 98-0723
- [8] Baurle R A, Mathur T A. Numerical and experimental investigation of a scramjet combustor for hypersonic missile applications. AIAA Paper 98-3121
- [9] Mathur T, Streby G. Supersonic combustion experiments with cavity based fuel injector. AIAA Paper 99-2102
- [10] Davis D L, Bowersox R D W. Stirred reactor analysis of cavity flame holder for scramjets. AIAA Paper 97-3274
- [11] Zhang X, Edwards J A. An investigation of supersonic oscillatory cavity flow driven by thick shear layer. *Aeronautical Journal*, 1990, **94**: 355-364