

# 带不同长度凹腔超声速燃烧数值研究

杜炜强, 吴宝元

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 对带不同长深比凹腔的燃烧室三维燃烧流场进行数值模拟, 研究了燃烧室流场结构。结果表明: 液体碳氢燃料穿透深度较小; 凹腔长深比对燃烧效率、总压损失影响较小, 对燃烧室阻力影响显著。

**关键词:** 超声速燃烧; 超燃冲压发动机; 燃烧效率; 总压恢复

中图分类号: V434.13

文献标识码: A

文章编号: (2005)04-0026-04

## Numerical investigation of supersonic combustor with cavity flameholder

Du Weiqiang, Wu Baoyuan

(Shaanxi Power Machine Design and Research Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Numerical research on flow fields of supersonic combustors with different configuration cavity flame holders. Results indicate that penetration of liquid hydrocarbon fuel is limited, cavity length depth ratio (LDR) slightly influences combustion efficiency and total pressure recovery but strongly influences drag in a combustor.

**Key words:** supersonic combustion; scramjet; combustion efficiency; total pressure recovery

### 1 引言

超燃冲压发动机近年来再度引起世界各大国的重视。俄罗斯、美国等相继投入大量资源开展这方面的研究, 并分别于 1991 年和 2004 年成功进行了氢燃料超燃冲压发动机飞行试验。

保持超声速火焰稳定是超燃冲压发动机的关

键技术。目前, 国内外普遍认为: 凹腔是稳定超声速火焰的理想结构。它结构简单、在燃烧室内不会引起太大的总压损失, 不仅可为火焰稳定提供高温回流区, 而且其后缘可增强燃料与空气混合。Gruber<sup>[1,2]</sup>等人在无化学反应条件下, 对超声速燃烧室开式凹腔火焰稳定器的试验和数值研究认为, 后缘倾角对凹腔阻力系数等影响显著。李丽<sup>[3]</sup>等对安装开式凹腔的超燃冲压发动机燃烧室

收稿日期: 2005-03-21; 修回日期: 2005-05-09。

作者简介: 杜炜强(1972—), 男, 工程师, 硕士研究生, 研究领域为发动机燃烧装置。

内流场进行冷态数值模拟,认为凹腔不会引起很大总压损失。

本文通过对三维燃烧流场的数值模拟,研究带凹腔的燃烧室流场结构和凹腔长度对燃烧效率、总压损失及燃烧室阻力的影响。

## 2 计算模型及边界条件

计算域为仅包括一个喷嘴的矩形截面燃烧室片体。燃烧室上下面对称,部分上表面向外扩张,下表面设置矩形凹腔,燃料由凹腔前下表面喷注。燃烧室入口截面高 $H$ ,宽 $1/4H$ ,总长 $10H$ ,凹腔深约 $1/3H$ ,凹腔长深比分别为6、8、10和15。

气相计算求解稳态三维N-S方程组,采用了RNG k- $\epsilon$ 湍流模型。液体煤油以 $C_{12}H_{23}$ 作为近似化学式,通过直流式喷嘴垂直喷入空气来流中。化学反应采用简化的一步化学反应方程,计算未考虑化学动力学因素的影响。化学反应与湍流的相互作用采用涡耗散模型。对于由混合而非化学动力学控制的化学反应来说,这一模型是比较精确的。

燃烧室入口按空气总温1350K,总压1.4MPa,静压0.1MPa计算。取燃料当量比 $f=0.57$ 。壁面为绝热壁,表面粗糙度 $6.3\mu m$ 。

## 3 结果与讨论

### 3.1 燃烧室流场

燃料由燃烧室底面喷入来流后,受到气流作用迅速雾化并开始蒸发,大部分液滴在凹腔末端之前已汽化,且穿透深度不超过25mm。因此,本计算采用的燃烧室内单侧喷注燃料不能使燃料与全部空气充分混合,但在低当量比( $f < 0.6$ )时,靠近燃料喷嘴一侧的燃烧室局部范围内,当量比接近化学当量比。这在燃烧室局部可形成高温燃烧区,提高化学反应速度,有助于保持火焰稳定。这也要求在组织高当量比( $1 < f < 0.6$ )燃烧时,燃料从上下表面同时喷注才能使其与空气充分混合。图1为液滴在燃烧室内的运动轨迹图。

燃料的喷入在喷嘴前引起一道弓形激波,喷嘴后靠近主流中心有一局部正激波,这是弓形激

波与燃烧引起的压升相互作用的结果。正激波后的亚声速区在与周围气流作用下很快恢复为超声速。喷嘴下游出现另一局部亚声速区,它是燃料射流阻挡来流引起的。此亚声速区气流温度较高且存在燃料空气混合物,为火焰存在创造了条件。图2为燃烧室马赫数云图。

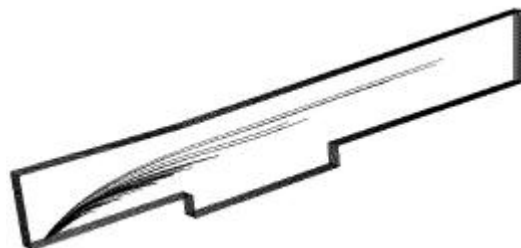


图1 液滴运动轨迹,终点表示液滴完全蒸发

Fig.1 Liquid droplet tracts, end when evaporated

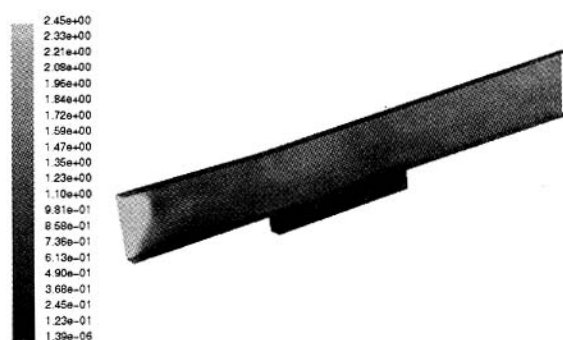


图2 燃烧室马赫数云图

Fig.2 Contour of Mach number in combustor

凹腔内是低速高温回流区,主流在凹腔中部弯向凹腔。长深比 $L/D \leq 10$ 的凹腔内仅存在一个大回流区,主流略弯向凹腔,这是闭式凹腔的典型特点。 $L/D=15$ 的凹腔,主流在靠近凹腔后壁处接近凹腔底,形成两个回流区,该凹腔为开式凹腔。图3为 $L/D=8$ 和15的凹腔内速度向量分布。

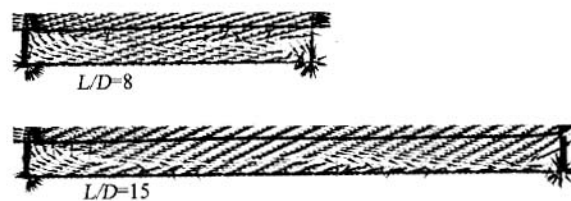


图3 凹腔内速度向量分布

Fig.3 Velocity vector in cavities

有燃烧的流场结构与冷态流场有所不同。冷态流场计算结果显示：在凹腔后缘有激波存在，它可增强燃料与空气混合，并引起较大的总压损失。有燃烧时此处无激波，在  $L/D=15$  的凹腔中也是如此。这是由于在冷态流场中，气流向凹腔内弯曲，凹腔后缘处于超声速气流中，而有燃烧时，主流为超声速，但凹腔及其附近区域为亚声速流动。

### 3.2 燃烧效率

燃烧效率

$$\eta = \frac{q_{mf.outlet}}{q_{mf.total}}$$

式中， $q_{mf.outlet}$  为由燃烧室流出的燃料质量流率； $q_{mf.total}$  为喷入燃烧室的燃料总质量流率。

随着凹腔长深比的增加，燃烧效率也增加，但增幅不大，见图 4。其原因是长深比增大时，进入凹腔的气流增多，凹腔后缘对流场的阻塞作用增强，使凹腔附近区域的压力和湍流度增加，强化了燃料与空气的混合，使燃烧效率增加。但从燃烧效率在燃烧室内的分布（见图 5）看，燃烧主要发生在凹腔及凹腔前，凹腔之后燃烧效率增幅较缓，因此凹腔长深比增加时燃烧效率增幅也不大。

计算的燃烧室出口燃烧效率仅 0.6，可以预计如果燃烧室长度增加，凹腔长深比对燃烧效率的影响会得到进一步体现。计算未考虑化学动力学因素的影响，因此得到的凹腔前燃烧效率偏高。

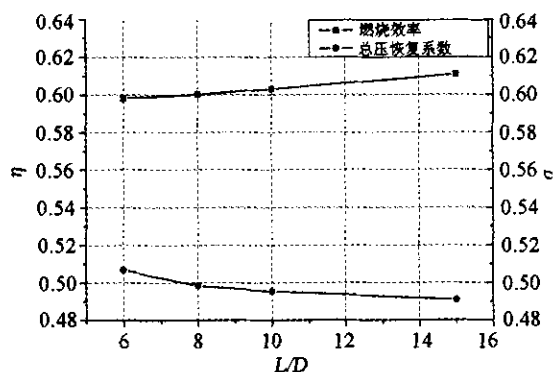


图 4 凹腔长深比与燃烧效率和总压恢复系数的关系

Fig.4 Combustion efficiency and total pressure recovery vs. cavity LDR

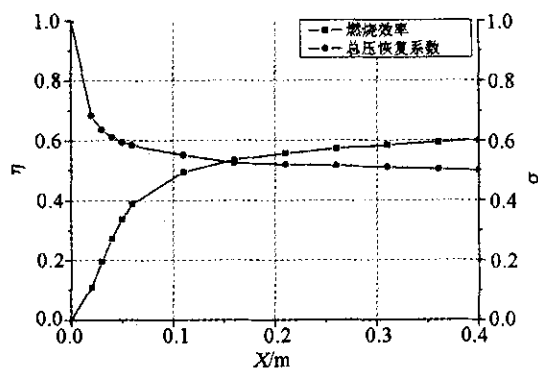


图 5 燃烧效率和总压恢复系数在燃烧室的分布，凹腔长深比  $L/D=8$

Fig.5 Distributions of combustion efficiency and total pressure recovery in combustor with cavity LDR=8

### 3.3 总压恢复系数

总压恢复系数随着凹腔长深比的增加而减小，但相差不大，见图 4。从马赫数和总压恢复系数在燃烧室内的分布（见图 2、5）可知，燃料喷注和燃烧室反压引起的激波是燃烧室总压损失主要因素。

在有燃烧的流场中，凹腔未在燃烧室引起激波，因此凹腔处的总压损失较小，这不同于冷态流场中的情形。在冷态流场中，凹腔后缘引起的激波及其反射波是造成总压损失的主要因素之一。

### 3.4 阻力

燃烧室阻力包括凹腔前后表面的压差阻力、各固体表面和剪切层的摩擦阻力。凹腔内为气体回流区，底部表面的摩擦力是推力的一部分。剪切层内的摩擦阻力远小于固体表面的摩擦力。凹腔长深比增加，与高速气流接触的固体表面积减少，因此总的摩擦力减小。由上文提到的凹腔长深比对流场的影响可知，凹腔前后表面的压差阻力将增加。

将凹腔前后表面的压差阻力记为凹腔阻力，按下式定义凹腔阻力系数

$$x_{cavity} = \frac{F_{Dcavity}/A_{cavity}}{\rho V^2/2}$$

式中， $F_{Dcavity}$  为凹腔阻力； $A_{cavity}$  为凹腔截面积（凹

腔宽×深);  $r$ 、 $V$  分别为燃烧室入口气体密度和速度。

计算结果显示: 凹腔阻力随着凹腔长深比的增加而大幅增加。长深比由 6 增加至 15, 凹腔阻力增加到 5.5 倍。同时凹腔阻力在燃烧室总阻力中所占比例也大幅增加, 如图 6。

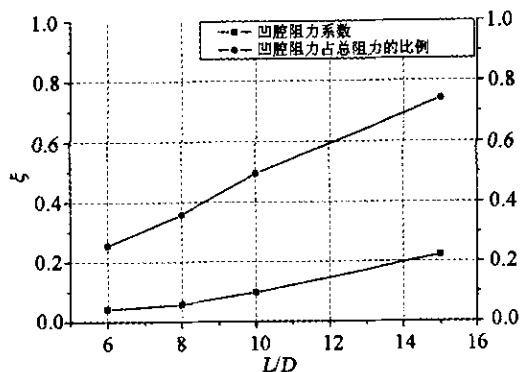


图 6 凹腔阻力系数和凹腔阻力所占比例

Fig.6 Drag coefficient and drag weight in total drag vs. cavity LDR

### 3.5 燃烧室推力

燃烧室推力产生于扩张型面。净推力包括: 由扩张表面上压力积分得到的表面压力轴向分量、凹腔阻力和所有表面的摩擦阻力的轴向分量。燃烧室推力

$$F = I_{\text{outlet}} - I_{\text{inlet}}$$

式中,  $I_{\text{inlet}}$ 、 $I_{\text{outlet}}$  分别为燃烧室入口和出口的冲量函数。

冲量函数

$$I = \int p dA + \int V d q_m$$

式中,  $p$ 、 $V$  分别为气体压力和速度;  $A$  为燃烧室截面积;  $q_m$  为燃气质量流率。

把扩张表面上压力积分的轴向分量记为表面推力。计算结果表明: 随着凹腔长深比的增加, 表面推力增加, 增幅达 10%, 而燃烧室净推力却减小了 16%, 见图 7。表面推力增加的原因是: 凹腔长深比增大导致了燃烧效率及其附近压强增加。而凹腔阻力的大幅增加又使净推力减小了。

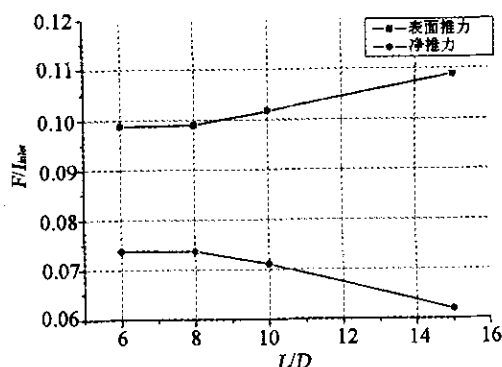


图 7 无量纲燃烧室表面推力和净推力

Fig.7 Relative surface thrust and net thrust vs. cavity LDR

## 4 结论

- (1) 大部分燃料液滴在凹腔末端之前已汽化, 且穿透深度较小。
- (2) 有燃烧时, 凹腔不会在燃烧室引起激波和较大的总压损失; 燃料喷注和燃烧反压引起的激波是燃烧室总压损失的主要因素。
- (3) 随凹腔长深比的增加, 燃烧效率和总压损失略有增加, 凹腔阻力大幅增加, 燃烧室净推力减小。

### 参考文献:

- [1] Gruber M R, Baurle R A, Mathur T, et al. Fundamental studies of cavity-base flameholder concepts for supersonic combustors[R]. AIAA99-2248.
- [2] Hsu K Y, Carter C, Crafton J, et al. Fuel distribution about a cavity flameholder in supersonic flow[R]. AIAA2000-3585.
- [3] 李丽, 叶中元, 刘兴洲. 壁龛稳焰超声速燃烧室流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2003, (12).
- [4] 刘欧子, 胡欲立, 蔡元虎, 等. 超声速燃烧凹腔火焰稳定的研究动态[J]. 推进技术, 2003, (6).
- [5] 贺武生. 超燃冲压发动机研究综述[J]. 火箭推进, 2005, 31(1).

(编辑: 马 杰)