

# 用 RANS 方法对凹腔支板组合的三维模拟

郭帅帅<sup>1</sup> 万田<sup>1,2</sup> 陈立红<sup>1,2</sup> 顾洪斌<sup>1,2</sup> 张新宇<sup>1,2</sup>

1 中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190

2 中国科学院高超声速科技中心, 北京海淀区 100190

**摘要** 本文用 RANS 方法在本实验室设计超燃冲压发动机模型上对一种新型凹腔支板组合进行模拟。讨论了该凹腔支板组合下冷流和燃烧对湍流流场的影响, 并比较了不同喷孔和支板的相对位置对燃烧的影响。结果表明, 无燃烧流场三维效应明显, 有燃烧流场燃料效率较高, 但未实现凹腔支板组合的匹配, 若燃料的注入与支板凹腔稳焰组合达到较好的匹配, 有利于控制燃烧室内释热分布。

**关键词** 超燃冲压发动机 凹腔支板组合 稳焰 混合

## 引言

超声速燃烧(简称超燃)冲压发动机在高飞行马赫数下的优良性能, 使得它成为高超声速飞行器的首选推进系统形式。但是超声速燃烧来流速度快, 燃料在燃烧室的滞留时间只有毫秒量级。在如此短的时间内完成燃料与来流的混合、点火、形成扩散火焰并传播至整个燃烧室, 实现稳定、高效的燃烧流场是一个困难的工作。因此, 燃料的混合与火焰稳定问题是超燃冲压发动机研究的两个主要内容。目前解决混合问题的主要方法包括燃料喷嘴结构、流场与射流的相互作用, 利用湍流不稳定性等<sup>[1]</sup>。凹腔火焰稳定器由于稳焰效果较好, 总压损失小, 而受到广泛应用, 支板火焰稳定器总压损失较大, 但增强稳焰效果较好。因此凹腔支板一体化设计是促进燃烧室内燃烧的一种可行性手段。

对于气态燃料能够产生较大的贯穿深度意味着能够更好的进行超声速混合, 形成高效的超声速燃烧<sup>[2]</sup>。本实验室进行的超声速冷流混合(未燃烧)实验发现支板后喷注燃料由于支板的保护作用, 可以延迟燃料与来流的相互作用, 使得燃料可以很容易的进入来流的核心区, 混合效果强于无支板直接壁面喷注。本文根据凹腔射流稳焰机理, 结合支板提高穿透深度的优势, 提出一种新型凹腔支板组合。

凹腔射流稳焰机理可以简述为: 在总温适合的条件下, 射流经过凹腔时被剪切层卷吸,

经由凹腔稳焰器, 形成高温低速区, 火焰发生在浓度合适的地方, 如图 1 所示<sup>[3]</sup>。新型凹腔支板设计在凹腔对面添加小支板, 如图 2 所示, 支板产生的激波打入凹腔回流区, 制造高温区域, 与凹腔内燃料混合浓度相匹配, 从而实现促进混合燃烧的目的。

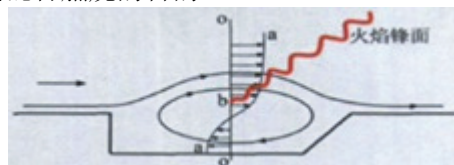


图 1 预混来流的凹腔回流区火焰稳定示意图

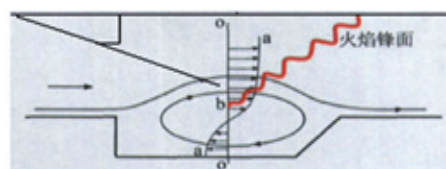


图 2 小支板促进点火燃烧示意图

## 1 软件介绍

本文采用实验室开发的 CH3D (Chemically-reacting Hypersonics 3D) 软件<sup>[4]</sup>, 该软件求解全 N-S 方程, 支持结构化多块网格, 非结构化网格, 以及混合网格等多种网格拓扑结构。利用 MPI2.0 实现并行化, 在 X86 及 altix 等多种架构的并行机上实现成功运行。

### 1.1 控制方程

质量守恒方程为:

$$\frac{\partial \rho_s}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_s \vec{u}) + \nabla \cdot (\rho_s \vec{v}_s) = \omega_s$$

$\rho_s$  为第  $s$  组元的密度,  $\vec{u}$  为混合物的对流速度矢量,  $\vec{v}_s$  是第  $s$  组元的扩散速度,  $\omega_s$  是第  $s$  组元的化学反应生成率。

动量守恒方程为:

$$\frac{\partial(\rho\vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho\vec{u} \otimes \vec{u}) + \nabla p + \nabla \cdot \tau = 0$$

振动能守恒方程为:

$$\frac{\partial E_v}{\partial t} + \nabla \cdot (E_v \vec{u}) = -\nabla \cdot \sum_{s=1}^{ns} \vec{v}_s E_{v,s} - \nabla \cdot \vec{q}_v + Q_{T-v} + \sum_{s=1}^{ns} \omega_s e_{v,s}$$

总能守恒方程为:

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \nabla \cdot ((E+p)\vec{u}) = -\nabla \cdot (\vec{q} + \vec{q}_v) - \nabla \cdot (\vec{u} \cdot \vec{\tau}) - \nabla \cdot \sum_{s=1}^{ns} (\vec{v}_s \rho_s h_s)$$

由于燃烧室内温度温度和密度较高, 气体混合物的振动态被认为与平动态处于平衡状态。

## 1.2 数值方法

本文采用有限体积方法, 采用三阶迎风 MUSCL TVD 格式, 限制器为 minmod, 粘性项采用二阶中心差分。无粘项, 粘性项, 源项采用全隐处理。雅克比矩阵采用未经简化的全矩阵<sup>[5]</sup>。时间迭代采用双时间步可以达到二阶时间精度, 由于本文只需要定常结果而未使用。判断流场收敛的方法是计算流动时间达到 10ms, 流场结果没有变化, 残差下降 3 个量级, 并且流量守恒误差在 0.5% 以下 (与网格密度有关)。

## 1.3 湍流模型和数值模型

CH3D 中的湍流模型包括可压缩修正过的 Spalart-Allmaras 单方程湍流模型, SST 双方程模型和 DES (Detached Eddy Simulation) 模型。本文湍流模型采用可压缩修正后的 SST 双方程模型。燃烧模型采用有限速率化学反应模型, 化学反应采用 M.A Mavid 简化过的乙烯八步十组分化学反应<sup>[6]</sup>。程序验证参见文献<sup>[4]</sup>。

## 2 计算模型

### 2.1 发动机模型和来流条件

如图 3 所示为本实验室超燃冲压发动机模型。该模型全长为 1719 毫米,  $z$  方向宽 85 毫米, 凹腔位于  $2^\circ$  扩张角中, 支板设计在凹腔对面, 水平距离凹腔 10 毫米。在支板一侧距离支板后缘 15 毫米处设置喷孔 1, 喷孔 1 位于支板的中心线上, 半径为 3 毫米, 在凹腔一侧, 距离凹腔 62.7 毫米处设置喷孔 2, 喷孔 2 同样位于支板中心线, 半径为 2.8 毫米。支板构型如图 4 所示, 支板高为 20 毫米, 倾角  $\theta$  为  $60^\circ$ , 宽为 5 毫米。本文对来流 Ma 数为 2.5, 总温 1650K, 总压 1.1Mpa 的来流进行模拟, 设置喷孔 1 的当量比为 0.275, 喷孔 2 当量比为 0.2。对表 1 所示工况进行模拟。

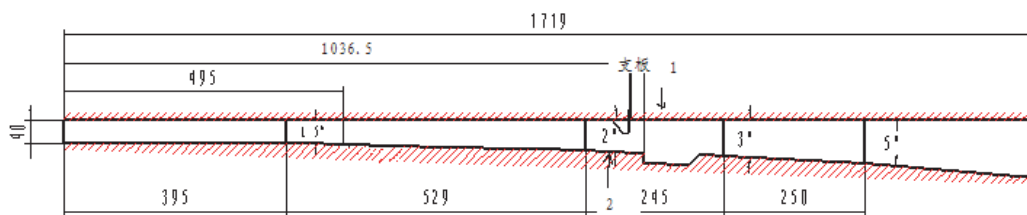


图 3 燃烧室构型及支板喷孔位置

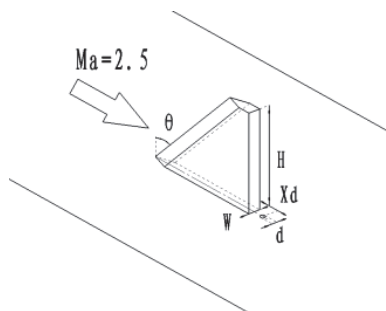


图 4 小直板构型示意图

表 1、计算工况及当量比

Case	来流 T0	来流 P0	喷孔 1	喷孔 2
1	1650K	1.1Mpa	0	0
2	1650K	1.1Mpa	0.275	0

## 2.2 计算网格

为确保网格质量，计算中对支板尖角采取钝化处理。计算网格为结构化网格，采用拓扑技术生成支板处网格以获得较好的正交性。为提高计算效率，取模型的一半进行模拟，网格如图 5 所示以及支板处网格如图 6 所示，其中支板附近网格为 693396，网格总数为 2794516。

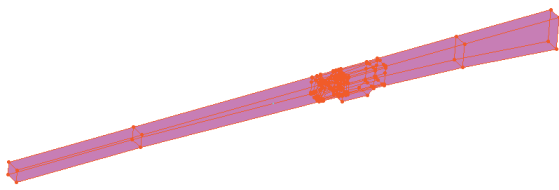


图 5 计算网格

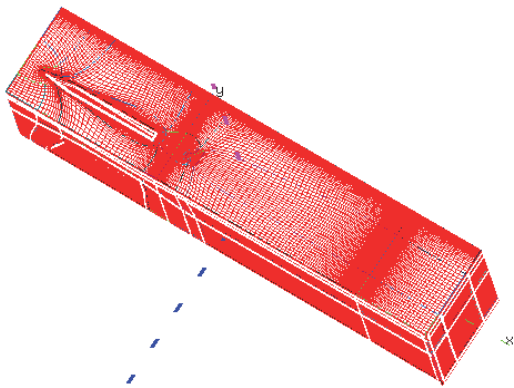


图 6 支板部分网格

## 3 结果与讨论

### 3.1 冷流流场计算结果

本文中支板经过超声速流场产生强烈的三维效应。图 7 显示在 X-Y 平面上流场的不同 Z 截面上的 Ma 数分布。其中 Z=0 处为对称面，Z=15mm 处为支板中心线。图示显示出 XY 平面上超声速来流经过支板前缘形成斜激波，斜激波打在凹腔剪切层上引起剪切层抬升。而支板后缘强烈的膨胀波作用则使凹腔和支板剪切层向壁面方向靠近，从而在一定程度上起到促进卷吸的作用。凹腔后缘倾角产生一道斜激波打在边界层上。值得注意的是支板中心线与对

称面并非在一条直线上，而由支板产生的激波依然能影响到对称面以及 Z=30 等截面，这是因为在 XZ 方向上支板流场强烈的三维效应造成的。图 8 展示了 XZ 方向上的典型的支板冷流流场。超声速来流经过支板前缘尖劈形状，从而产生两道激波，尖劈末端的钝角导致流道面积扩大，形成膨胀波，支板后缘形成绕凸角流动，再一次形成膨胀波。两个凹角形成两道膨胀波，发生撞击而形成两道斜激波，气流经过斜激波后改变方向并在支板后缘形成低速流动区域，靠近后缘处存在回流区。随着 y 方向靠近主流，低速区速度增加，逐渐不明显。凹腔支板冷流流场中波系较多并且存在强烈的三维效应，利用波系，实现燃料浓度与温焰区以及激波的相匹配，将会有效的提高燃烧效率。

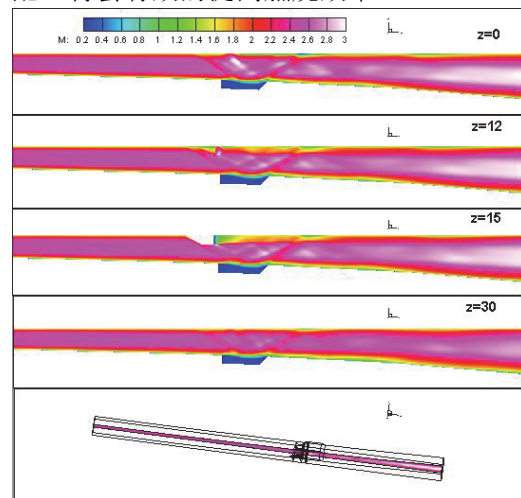


图 7 XY 方向上支板的 Ma 数分布

图 9 为燃烧流场。由图可知，燃烧主要发生在模型支板一侧，无燃烧时由于支板波系作用产生的回流区因为燃烧的释热而增大。图 10 为有燃烧状态下对称面 Ma 数分布和温度分布。由图 10 可知，凹腔稳焰区域和支板稳焰区域没有实现匹配，稳焰区域主要集中在支板附近，主流从凹腔支板之间通过。凹腔内部形成一个以氧化剂为主的回流区。燃烧释热主要集中在支板区域。由于燃烧的释热，导致支板后缘附近压力升高，剪切层抬升，主流经过支板前缘

产生的激波与之相匹配，激波角度变大（对比图 7 未燃烧状态），打在凹腔上游壁面上，并引起附面层的分离和抬升。距支板后缘由于释热影响导致剪切层继续抬升，压缩主流流道，导致一道激波打在凹腔后缘，并引起剪切层分离，同时凹腔由于后缘倾角产生激波打在支板燃烧区剪切层上，引起剪切层的抬升。

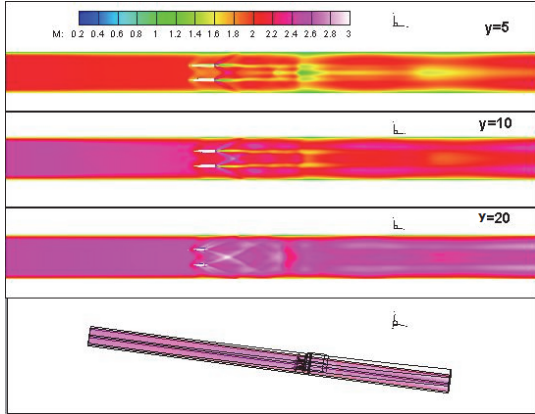


图 8 XZ 方向上支板的 Ma 数分布

由于化学反应的影响，支板后缘边界层抬升，距离上壁面 5 毫米处切面完全处于剪切层内，并靠近壁面，为典型流场，故取该截面进行分析。图 11 为距离上壁面 5 毫米处切面温度和 Ma 数分布云图。冷流状态时（见图 8），由于波系碰撞，两支板之间的区域成为一个高温低速区。喷孔喷入燃料后，燃料经支板后缘回流区卷入支板之间，发生化学反应。由于燃烧释热与剪切层的抬升，该区域的波系被推到支板前缘。图 12 为距离上壁面 5 毫米处切面的燃烧中间产物 CO 与生成物 CO<sub>2</sub> 的分布云图。如图所示，该区域内燃料与高温产物的浓度都较高，高温低速和稳定的燃料供应使之成为一个稳焰区域。在喷孔附近（见图 11），化学反应使得支板尾部压力升高，剪切层外扩<sup>[7]</sup>，直至下游，受流场中波系干扰以及化学反应的影响剪切层逐渐向射流中心靠拢。

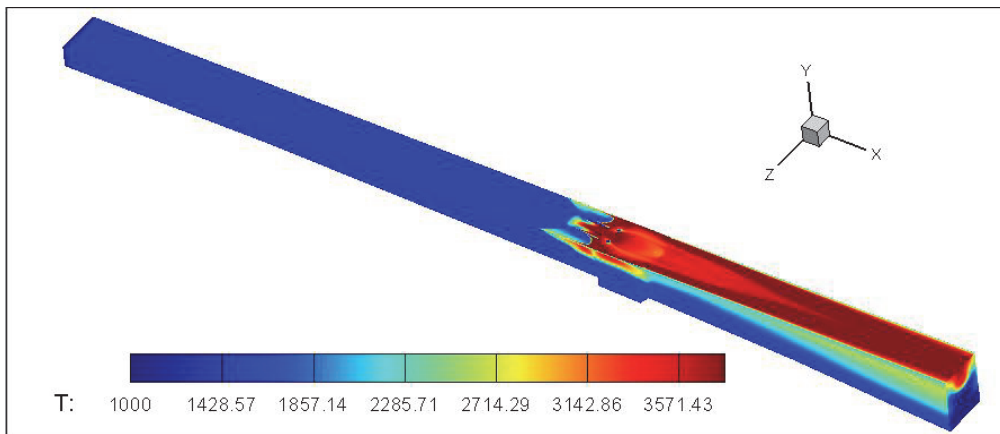


图 9 燃烧流场下模型三维温度分布 case2

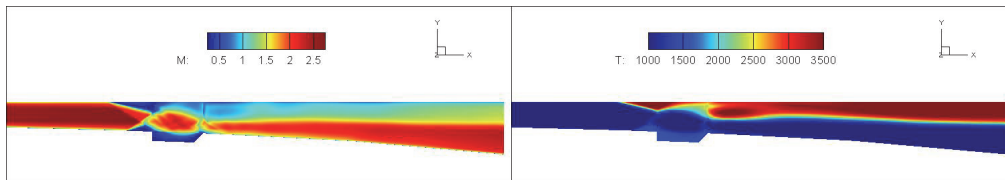


图 10 对称面 Ma 数静温分布云图

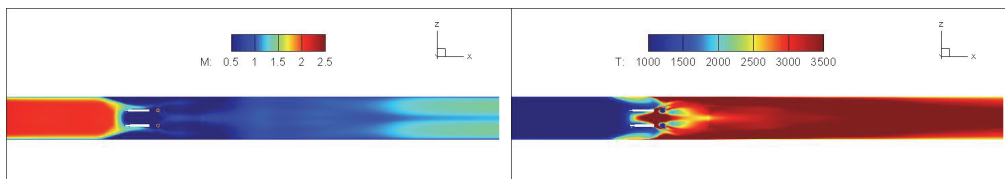


图 11 距上壁面 5 毫米处切面 Ma 数静温分布云图

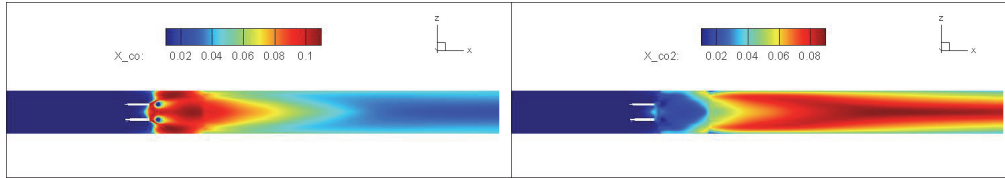
图 12 距上壁面 5 毫米处 CO 与 CO<sub>2</sub> 浓度分布图

图 13 为支板中心线温度分布云图。由于支板后缘回流区的影响，射流贯穿深度很大。有利于燃料的充分混合与燃烧，该算例燃烧效率为 89.7%，但由于高速主流的隔离，燃料未达到凹腔，燃烧中凹腔与支板稳焰未实现匹配，在以后的研究中，将改变喷孔条件，开启喷孔 2，进一步研究凹腔支板组合燃烧与释热的关系。

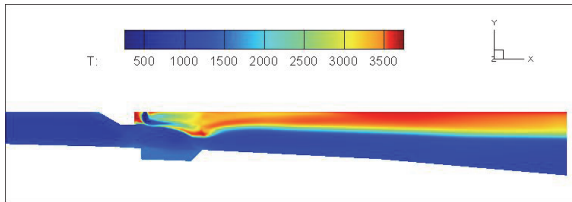


图 13 支板中心线截面处温度分布云图

## 4 结 论

本文对一种新型凹腔支板组合进行了冷态和燃烧两种情况的模拟研究。

(1) 冷流条件下小直板的构型导致流场中显现出强烈的三维效应和波系组合，利用流场特征，实现燃料浓度与激波，剪切层的匹配，是提高燃烧效率，控制释热分布的有效手段。

(2) 分析 Case2 情况下燃烧流场，该情况下未能实现支板与凹腔两种稳焰器的匹配。在以后的研究中，将改变喷孔条件，支板凹腔位置，进行进一步的研究。

## 参考文献

- [1] Curran E T. Scramjet Propulsion. Volume 189 Progress in Astronautics and Aeronautics, Virginia 20191-4344: AIAA, 2000, 757-822
- [2] 陈立红 顾洪斌 张新宇 支板凹腔一体化超燃冲压发动机实验研究 工程热物理学报 . Vol.28, No.4 Jul. 2007
- [3] Ming-bo sun, Hong-bo Wang, Xue-song Bai, Zhen-guo Wang, Hui-geng Jian-ban liang and Wei-dong Liu Experimental and Numerical Study on Flame Stabilization in a supersonic Combustor with Hydrogen Injection Upstream of Cavity Flameholders
- [4] 万田 顾洪斌 陈立红 张新宇 HIFiRE 直联式燃烧室模型的数值模拟 第四届高超声速科技学术会议
- [5] Ioannis Nompelis, Travis W. Drayna, Graham V. Candler, Development of a Hybrid Unstructured Implicit Solver for the Simulation of Reacting Flows Over Complex Geometries. AIAA Paper 2004-2227
- [6] M.A. Mavid B. Sekar Wright Laboratory Kinetic Modeling of Ethylene Oxidation in High Speed Reacting Flows American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper 97-2816
- [7] 范周琴 孙明波 刘卫东 支板喷射超声速燃烧流场三位大涡模拟 国防科技大学学报 Vol.33 No.1 Feb. 2011