

用 DDES 方法对凹腔火焰稳定的研究

郭帅帅, 万田, 陈立红, 张新宇

(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)

摘要 本文采用数值模拟的方法对超燃冲压发动机凹腔的稳焰进行研究。采用 DDES (Delayed Detached - Eddy Simulation) 湍流模型和有限速率化学反应来模拟来流 Ma 数为 2.5 的超燃冲压发动机凹腔内的稳焰过程。数值结果展示了凹腔内燃烧的过程, 本文基于此将探讨凹腔内的稳焰机制以及凹腔内燃烧状态下激波和剪切层的相互作用。

关键词 凹腔, 燃烧, 火焰稳定机理, 激波剪切层相互作用, DDES 模型

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, 驻留时间短。发动机点火与火焰稳定困难。因此, 在激波, 燃烧波和剪切层同时存在的复杂流场中的燃烧以及火焰稳定机理, 成为超燃冲压发动机研究的一个关键问题之一。

近年来, 大涡模拟方法由于其可操作性收到越来越多的重视, 这种计算技术能够很好的模拟出实验无法得到的流场空间和时间上的细节信息, 但是, 对于高 Re 和壁面流动的模拟确实大涡模拟的瓶颈。1992 年, Speziale 提出类似于混合 RANS/LES 的思想^[1]——即在同一套网格体系上将 RANS 和 LES 结合, 近壁区利用成熟的 RANS 方法, 而主流区利用 LES 方法去捕捉涡。1997 年, spalart^[2]建立了 DES (Detached Eddy Simulation) 模拟方法, 将 LES 和基于一方程 Spalart-Allmaras (S-A) 模型的 RANS 结合起来。2006 年, Spalart^[3]发展了 DDES (Delayed Detached Eddy Simulation) 方法。采用“延迟函数”衔接 RANS 方法与 LES 方法。本文即采用 DDES 方法对 Ma=2.5 的超燃冲压发动机模型燃烧进行数值模拟。

对于燃烧模型, 目前 PDF 模型, 火焰面模型和有限速率化学反应模型是湍流燃烧模拟中较为理想的模型。但是输运型 PDF 由于计算量

巨大而应用不多, 火焰面模型则由于计算效率较高而受到重视。Ming-bo Sun^[4]曾利用火焰面模型探究了凹腔的 Triple-flame 稳焰机制。Jung J. Choi 则在火焰面模型条件下对比了 EBU 和 LEM 方法, 研究了 Ma=2.5 下的甲烷的点火和熄火^[5]。但是由于湍流-燃烧的相互作用模型在国内外文献中尚未有一致结论, 本文采用有限速率化学反应模型。有限速率化学反应模型的反应速率由 Arrhenius 公式表示。本文采用 M. A Mavid 简化过的乙烯八步十组分化学反应^[6]。

1 CFD 方法

数值计算采用实验室自主开发的软件, 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:

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

ρ_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, ω_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:

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

总能守恒方程为：

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

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完全激发，振动温度等于气体温度，振动能守恒方程没有求解。

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^[7]，时间迭代采用双时间步以达到二阶时间精度。

1.3 湍流模型

软件中的湍流模型包括可压缩修正过的 Spalart-Allmaras 单方程湍流模型和 DES (Detached Eddy Simulation) 模型。

1.4 DES 方法

DES 方法是在同一套网格体系上将 RANS 和 LES 结合，近壁区利用成熟的 RANS 模型，而主

流区利用 LES，保证计算精度的同时又可以有效节约计算量。LES 方法的关键在于设计一个混合函数能够实现 LES 与 RANS 的合理转换。在 DES97 中，Spalart^[2]定义了

$$\tilde{d} = \min(d, C_{DES}\Delta), \quad \Delta = \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z).$$

当 $\tilde{d} \ll \Delta$ 时，模型便是 S-A 湍流模型，当 $\tilde{d} \gg \Delta$ 时，模型转换成 LES 模型。2006 年 Spalart^[4]改进 DES 方法，提出了有延迟函数的 DDES 方法。延迟函数为：

$$r_d \equiv \frac{\nu_t + \nu}{\sqrt{U_{i,j} U_{i,j}} \kappa^2 d^2}$$

其中 ν_t 为动力涡粘性系数， ν 为分子粘性系数， $U_{i,j}$ 为速度梯度， κ 为卡门常数， d 为壁面的距离。

$$f_d \equiv 1 - \tanh([8r_d]^3),$$

$$\tilde{d} \equiv d - f_d \max(0, d - C_{DES}\Delta)$$

当 $f_d = 0$ 时， $\tilde{d} = d$ ，这时采用 RANS 方法；当 $f_d = 1$ 时， $\tilde{d} = \min(d, C_{DES}\Delta)$ 湍流模型转为 DES97。本文中采用 DDES 方法。

表一 乙烯燃烧的八步十组分化学反应(单位/ s, mole, cm³, K)

Reaction	A	n	Ea
H+H+M ⇌ H ₂ +M	3.310E+18	-1.0	0.0
O+H ₂ ⇌ OH+H	1.800E+10	1.3	3152.0
H+O ₂ ⇌ OH+O	2.600E+14	0.0	8465.0
H+OH+M ⇌ H ₂ O+M	2.200E+22	-2.0	0.0
H ₂ +OH ⇌ H ₂ O+H	2.161E+08	1.51	1727.0
CO+O+M ⇌ CO ₂ +M	2.830E+11	0.0	-2286.0
CO+OH ⇌ CO ₂ +H	8.800E+05	1.5	-373.0
C ₂ H ₄ +O ₂ ⇌ 2CO+2H ₂	2.100E+14	0.0	18026.0

1.5 燃烧模型

本文采用有限速率化学反应模型，表 1 为 M. A Mavid 简化过的乙烯八步十组分化学反应。

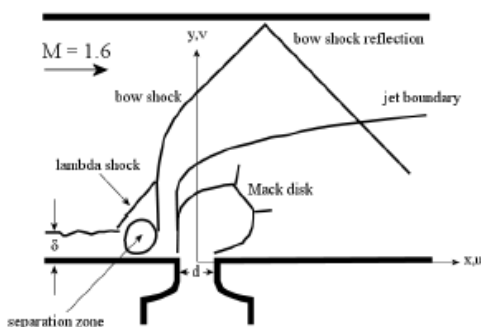


图 1 验证模型

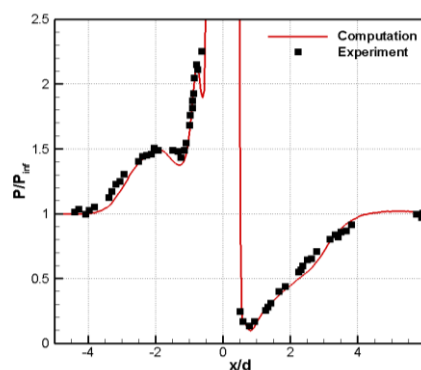


图 2 单孔垂直喷射的实验与模拟对比图

1.6 程序验证

图 1 为程序验证模型，其中来流 Ma 为 1.6，总温 295K，总压 241kPa，空气以声速，

总温 300K, 总压 476kPa 垂直直径 40mm 的孔喷入。图 2 显示了计算与实验数据对比, 对比显示实验数据模拟吻合的很好。

2 计算模型

2.1 发动机模型和来流条件

采用本实验的超燃冲压发动机模型为计算, 如图 3 所示, 其中入口高度和宽度分别为 50mm 和 70mm。对于图中的引导氢气, 由于喷流非常小, 对流场基本无影响, 为了减少网格及计算量, 程序中假设氢气已混合入空气中, 不设置氢气喷孔。

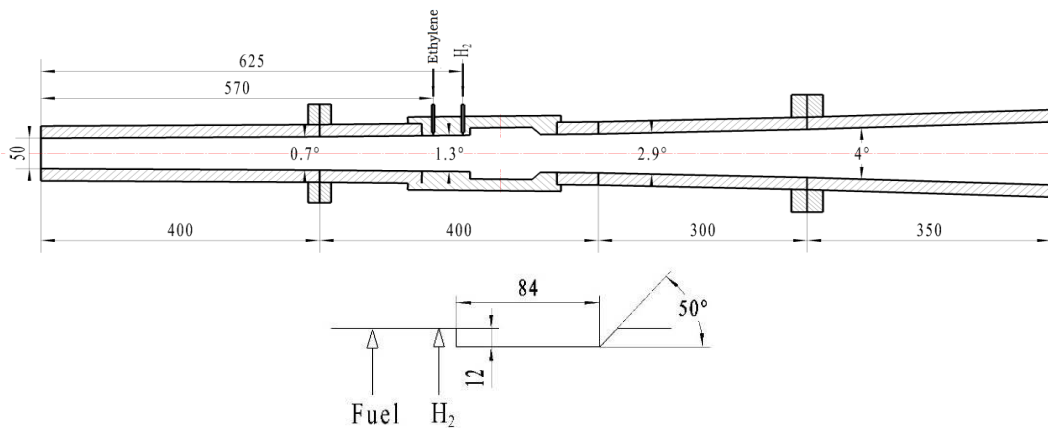


图 3 发动机模型示意图

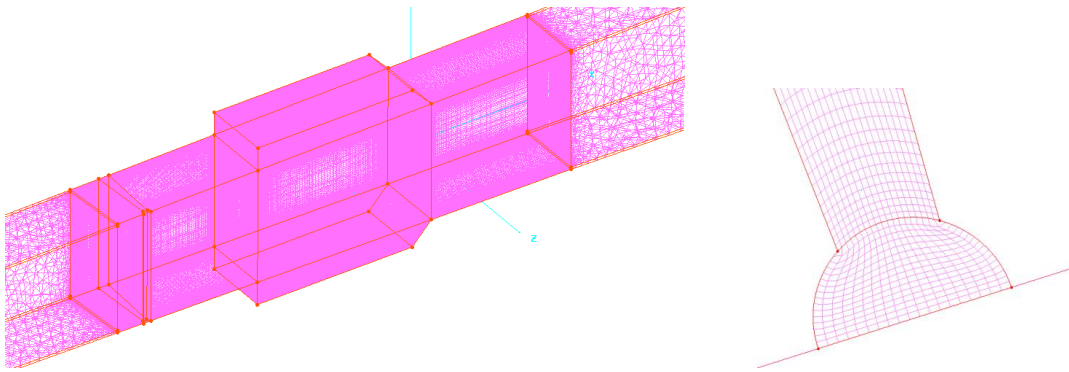


图 4 燃烧室内加密的混合网格和喷孔出的网格处理

空气来流为 $Ma=2.5$, 总压 $P_0=1.31MPa$, 总温 $T_0=1850K$, 引导氢气当量比 $\Phi=0.07$, 流量为 $3.3g/s$, 喷入乙烯当量比 $\Phi=1.12$, 来流静温 $T=267.86K$, 来流 $Ma=1$ 。

2.2 计算网格和边界条件

计算采用混合网格, 在喷孔和燃烧室部分用结构化网格加密, 计算网格如图 4 所示。

结构化网格一共有 4721527, 非结构化网格为 388535, 其中, 用结构化网格加密的凹腔部分的网格为 $(60+120+60)$

$*120*100=2880000$, 喷孔处网格为 $(17+84)$

$*120*20=242400$ 。程序在中国科学院超算中心深腾 7000 上用 256 个节点进行并行运算。

3 结果与讨论

3.1 稳焰过程

图 5 展示了点火和火焰稳定的过程。凹腔在 $\tau=0.271ms$ 点火。考虑到激波的影响, 我们认为在 $T=2400K-2800K$ 时处于燃烧状态^[8], 因此认为等温图中红色区域是燃烧区域。在 $\tau=0.416ms$ 时, 凹腔内温度和压力渐渐提高, 燃料丰富, 火焰处于维持和发展阶段, 凹

腔也处于预热阶段。 $\tau=0.567ms$ 时, 火焰剧烈燃烧和扩张, 消耗燃料和氧化剂的同时产生大量燃烧中间产物, 此时凹腔剪切层抬升不高, 提供的燃料氧化剂混合气不能满足后续燃烧的进行, 导致 $\tau=0.731ms$ 火焰几乎熄灭。最终在 $\tau=2.729ms$ 形成一个具有明显前后缘分解的火焰来。从图中可以看出, 在 $\tau=2.729ms$ 时刻, 前缘火焰的温度低于后缘火焰, 即前缘火焰燃烧弱于后缘火

焰。此时，前缘火焰向后缘火焰提供预混的空气和燃料，以及活性物质，对后缘火焰起到助燃作用，而后缘火焰向前缘火焰提供大量释热来维持其燃烧。

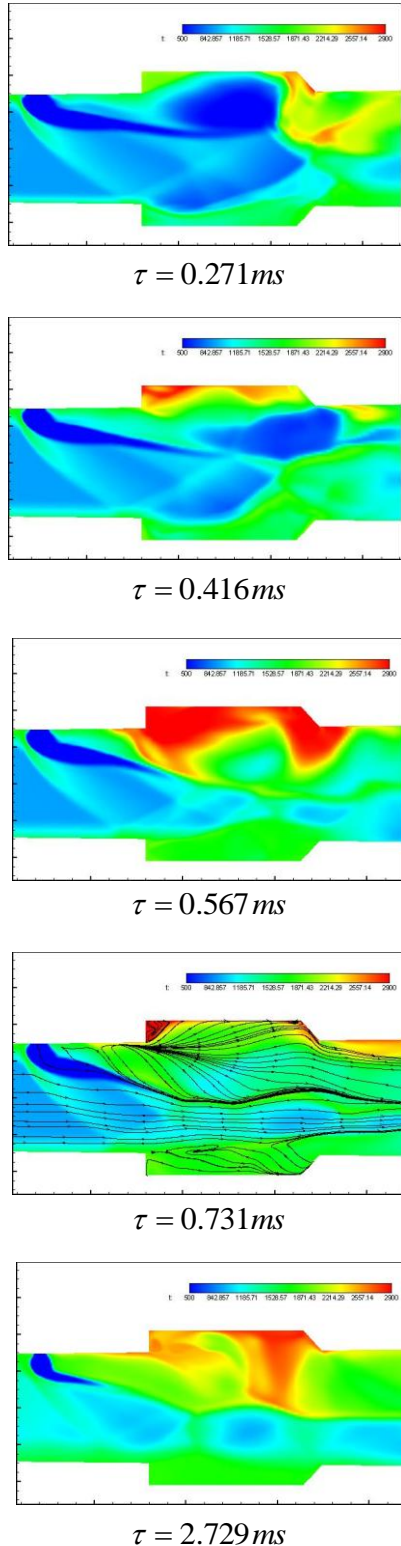


图5 火焰稳定过程

3.2 燃烧中的混合

图6所示为 $\tau = 2.729ms$ 流场的温度三维分布。图7和图8展示了流线分布和沿 z 上燃料分布。 $Z=0$ 为对称面，喷孔中心在对称面上。从 $Z=0$ 截面上看到，凹腔后缘强烈燃烧，燃料被消耗掉。从图7流线分布可以看到由于前缘后缘燃烧膨胀作用，流场呈现出向 $-Z$ 方向的流动，因此在图8中 $Z=-5mm$ 截面上，凹腔中部乙烯分布明显增多。在 $Z=-5mm$ 和 $Z=-10mm$ 截面上，凹腔前缘乙烯分布较多是因为消耗少，对比同截面上发现凹腔后缘乙烯分布相对较少，则是因为燃烧导致燃料的消耗。 $Z=-25mm$ 和 $Z=-30mm$ 燃料分布较少则是因为 Z 方向上距离喷孔位置较远，燃料喷射的扩散有限。

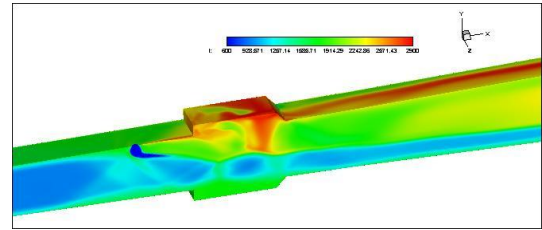
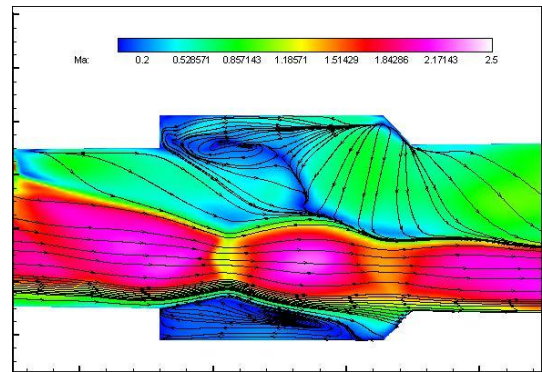
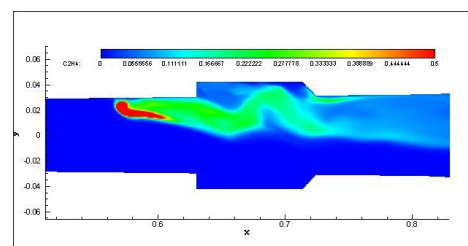
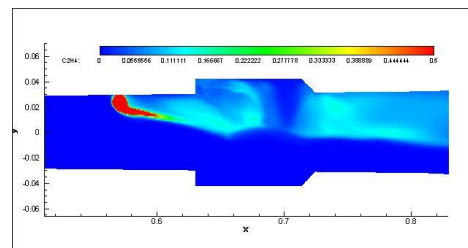
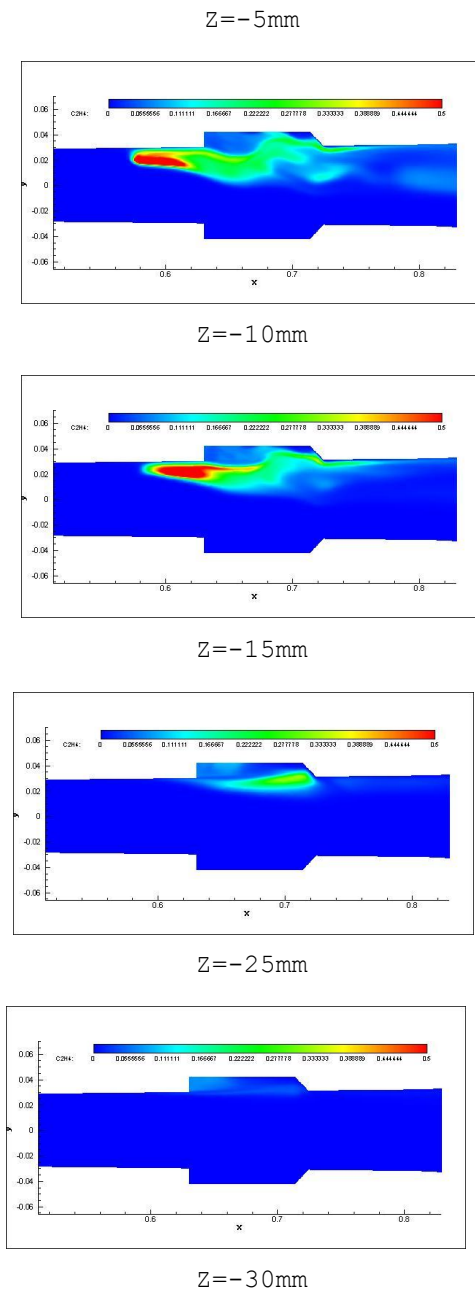
图6 $\tau = 2.729ms$ 三维温度场

图7 对称面流线和Ma数分布

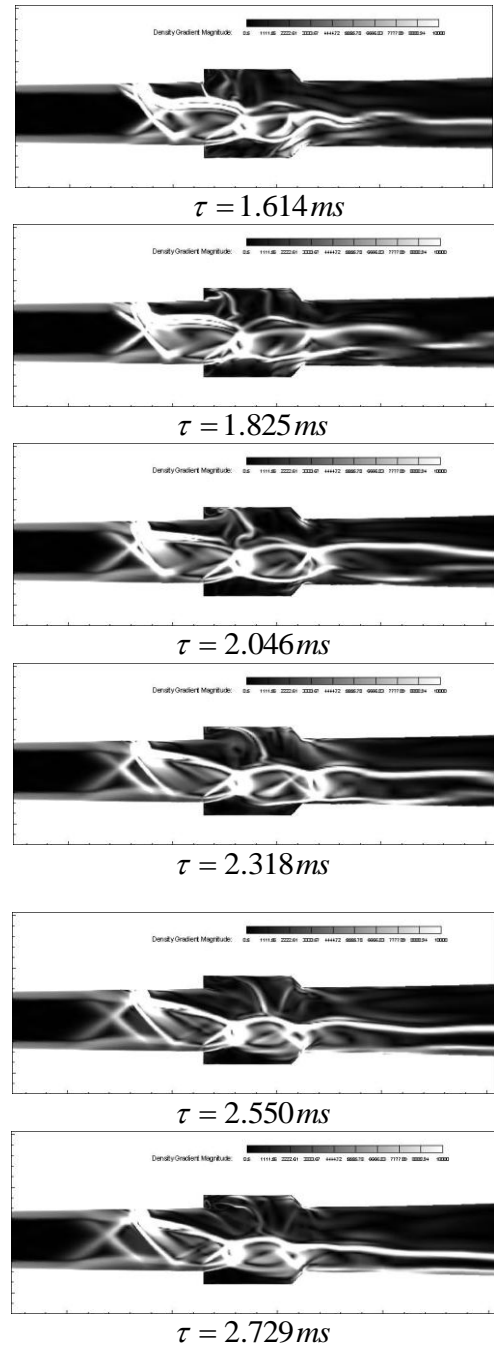




图八 燃料（乙烯）沿-Z方向上的分布

3.3 激波边界层相互作用

图9显示了对称面上斜激波串的发展。由图可以看出，上凹腔由于燃烧导致温度和压力提升，剪切层抬升入主流中，同时，下凹腔内形成一个低速高压区，剪切层抬升。压缩主流，形成斜激波。凹腔的持续压缩作用前推斜激波，斜激波打在壁面上，导致边界层分离，抬升，再一次压缩主流，产生新的斜激波。最终形成斜激波串，并且有向前推进的趋势。图9展示了斜激波串生成和推进的过程。



图九 激波串的产生和初步发展过程

4 结论

本文采用数值模拟的方法讨论了来流 $Ma=2.5$ 条件下超燃冲压发动机燃烧室内乙烯的燃烧火焰稳定。主要得到以下结论：

1、凹腔内火焰由前缘火焰和后缘火焰组成，前缘火焰向后缘火焰提供混合气体和高温活性物质，后缘火焰向前缘火焰提供热量，前后相互促进来维持凹腔内的燃烧。

2、燃烧中凹腔内流动呈现三维效应，从

而增加了驻留时间，增进混合。

3、上凹腔由于释热，导致压力提升，剪切层抬起，压缩作用形成斜激波，下凹腔形成低速高压区，剪切层抬升，导致主流流动被压缩，形成斜激波，持续释热导致斜激波前推，打在壁面上引起边界层分离，抬升，压缩主流，形成新的斜激波。这就是斜激波串形成和前推的原因。

参考文献

- [1]Speziale C G. Turbulence Modeling for Time Dependent RANS and VLES: A Review[J]. AIAA Journal, 1998, 36(2):173-184
- [2]Spalart P R. Comments on the feasibility of LES for wings and on a hybrid RANS/LES approach [C]. 1st Air Force Office of Scientific Research International Conf on DNS/LES. Aug, 1997
- [3]P.R. Spalart, S. Deck, M.L. Shur, K.D. Squires, M.Kh. Strelets ,A. Travin .A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grids densities. Theor.Comput.Fluid.Dyn. (2006) 20:181-195
- [4]Ming-bo sun, Hong-bo Wang, Xue-song Bai, Zhen-guo.Wang, Huigeng, Jian-ban liang and Wei-dongLiu. Experimental and Numerical Study on Flame Stabilization in a supersonic Combustor with Hydrogen Injection Upstream of Cavity Flame-holders. AIAA. 2009-5187.
- [5]Jung J. Choi, CHaitanya Ghodke and Suresh Menon. Large-Eddy Simulation of Cavity Flame-Holding in a Mach 2.5 cross flow. AIAA. 2010-414
- [6]J.-Y. Chen. Development of Reduced Mechanisms for Numerical Modelling of Turbulent Combustion. Workshop on "Numerical Aspects of Reduction in Chemical Kinetics". 1997
- [7]Ioannis Nompelis, Travis W. Drayna, Graham V. Gandler, Development of a Hybrid Unstructured Implicit Solver for the Simulation of Reacting Flows Over Complex Geometries. AIAA 2004-2227
- [8]Vigor Yang, Jian Li, Jeong Yeol Choi, Kuo-Cheng Lin, Ignition Transient in an Ethylene Fueled Scramjet Engine with Air Throttling-Part I: Non-Reacting flow Development and Mixing AIAA 2010-409