

超燃冲压发动机燃烧室混合燃烧数值研究

孙晓峰, 王春, 姜宗林

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: 以 Hyshot II 超燃冲压发动机为模型数值研究了三维超声速燃烧流动, 计算得到了详实细致超声速横向射流流场, 仔细分析了在超燃冲压发动机燃烧室中气相燃料混合与燃烧过程。射流附近的流场分析表明涡结构对燃料的扩散有重要的意义: 涡结构加快了燃料和空气的对流扩散速度, 也增加了燃料和空气之间的接触面积加速了分子扩散。流动与燃烧过程相互影响, 一方面大尺度涡等流动结构加快了燃料的扩散速度、提高了燃烧效率, 另一方面燃料与空气的混合、燃烧放热膨胀作用也影响着大尺度的流动结构的运动形态。在氢气作为燃料的燃烧室中, 由于氢气反应速率很快, 燃料混合扩散主导了燃烧过程。

关键词 超声速燃烧; 数值模拟; 混合

引言

超燃冲压发动机是目前最具潜力的下一代吸气式高超声速推进装置, 其中燃烧室是发动机设计的核心问题。由于实验研究代价高、观测手段有限, 在高速运动的气流中很难观察到超声速混合与燃烧的过程, 不利于分析内部详细的流场结构, 而利用三维数值模拟技术展开对超声速燃烧物理过程的研究则很有必要。

本文选用的发动机模型是澳大利亚 Hyshot II 超声速燃烧实验模型。澳大利亚 Hyshot 系列超燃冲压发动机曾进行了大量飞行试验和地面试验。其实验数据详实可靠, 实验结果为很多超声速燃烧数值研究者所参考。Hyshot II 发动机模型结构简单, 并不直接适合于工程应用, 其实验目的在于增加对超声速燃烧基础问题的认识。在飞行实验中由火箭带到 35km 高空后超燃冲压发动机启动, 飞行器以 ma 数 7.6 自由飞行至 23km 高空实验结束。

本文利用三维并程序对实验模型进行了数值模拟, 得到了三维超声速燃烧流场, 并展示了燃料射流附近燃烧流动的细节, 壁面压力曲线和实验结果较为一致。

1 研究方法

1.1 数值方法

计算求解了具有化学反应的多组分三维 RANS 控制方程, 采用 2 阶 NND 有限差格式在结构化网格中离散守恒形式控制方程, 层流粘性使用三参数 Sutherland 公式计算, 湍流粘性通过 $k-\epsilon$ 双方程湍流模型求解, 热传导系数通过 Prandtl 数计算, 扩散系数通过 Lewis 数计算, 本文中 Prandtl 数取为 0.7, Lewis 数取为 1。 H_2-O_2 化学反应系统采取 8 组分、20 反应的基元化学反应模型。三维计算网格为 900 万, 射流附近和壁面处最小网格为 $5 \times 10^{-5} m$ 。

1.2 物理模型及条件

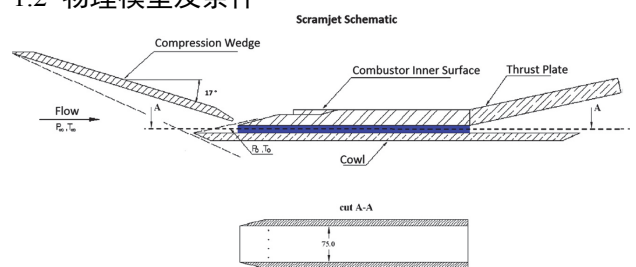


图 1 发动机模型结构图

计算模型及尺寸如图 1 所示, 蓝色部分为长度 300mm 的发动机燃烧室, 即数值计算区域, 实验中在发动机底面燃烧室入口下游 40mm 位置有四个直径为 2mm 的圆孔垂直喷射氢气燃料, 全局当量比为 0.426。HyshotII 超燃冲压发动机飞行实验的设计工作状态为 23km~36km 高空, 飞行马赫数 7.6, 来流空气总温为 2764K, 总压为 10.67Mpa。在地面实验中对应的燃烧室

入口参数及燃料射流的出口参数如表 1 所示。壁面采用无滑移、绝热固壁条件，出口参数一阶外推，为超声速出口流动条件。

表 1 计算条件

	空气来流	燃料射流
静压【pa】	82210.0	307340
静温【K】	1229.0	1
密度【kg/m ³ 】	0.236	0.3020
马赫数	2.79	250.0
声速【m/s】	682.9	1204.4
速度【m/s】	1905.3	1204.4

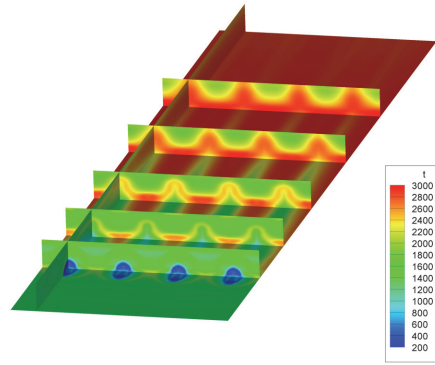


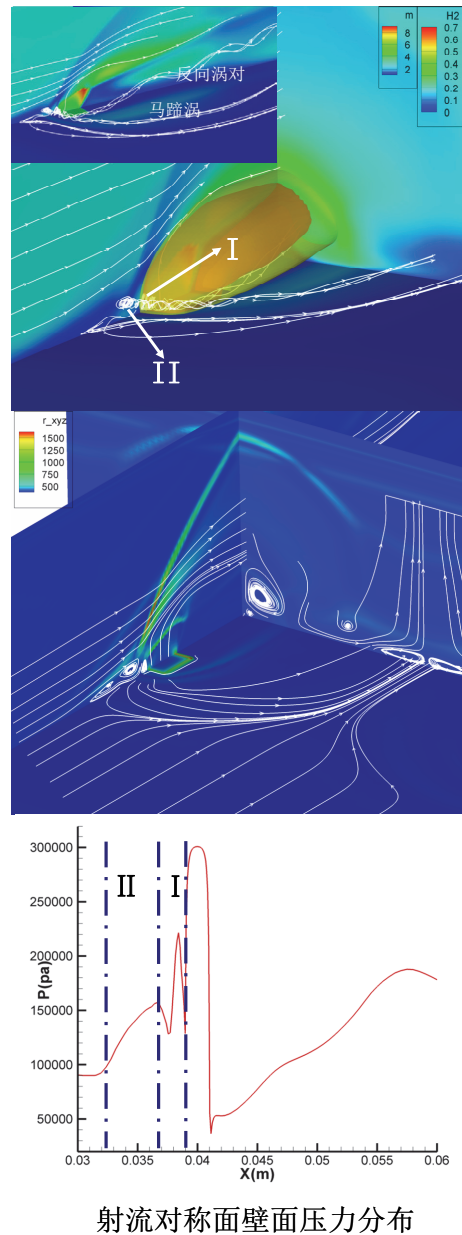
图 2 整燃烧室温度分布

2 研究结果及讨论

2.1 整体燃烧流场及射流射流局部流场结构特征

计算得到了时均的三维湍流燃烧流场，图 2 所示为燃烧室温度分布的云图，可以看到流场结构呈现出复杂的三维结构。温度峰值即为燃烧区域的位置，受横向燃料射流的作用在下游方向火焰面呈“山岭”状分布。

图 3 展示了横向氢气射流和超声速空气流相互作用的细节：清晰的三维桶状激波、马赫盘等结构，三维的桶状激波围绕在氢气射流外部，在超声速来流中扮演了类似于钝体结构的作用，在上游形成了三维弓形激波，弓形激波产生的逆压梯度使边界层分离形成回流区，而分离的边界层在前方垫起了一道强度较弱的分离激波，在喷孔周围出现多个回流结构。更细致的观察发现射流上游的回流区可分为回流 I 区和回流 II 区，其压力水平、涡量强度和形成原因都有所区别：1) 弓形激波后射流前的小回流 I 区，由燃料射流的对流作用产生，一般为一个逆时针方向旋转小涡，涡量较高约为 $3 \times 10^6 \text{ Hz}$ ，邻近高压氢气射流，压力平台较高；2) 分离激波后回流区 I 前跨过弓形激波的狭长回流 II 区，形成的原因是激波在边界层上引起了逆压梯度，不共线的压力梯度和密度梯度斜压生成了新的涡量，II 区可能包括旋转方向不同的若干小回流区，涡量幅值仅约 I 区的 $1/3 \sim 1/2$ ，压力也处于较低的平台。



射流对称面壁面压力分布

图 3 横向射流附近详细流场，Ma 数云图下的 H₂ 等值面 (上)、数值纹影下的流线(中)和射流中心面的壁面压力分布(下)

2.2 超声速横向射流涡量生成机制

由粘性可压缩流体涡量运输方程：

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} = -(\mathbf{u} \cdot \nabla) \omega + (\omega \cdot \nabla) \mathbf{u} - \omega(\nabla \cdot \mathbf{u}) + \frac{\nabla \rho \times \nabla p}{\rho^2} + \nabla \times F_b + \nu \nabla^2 \omega$$

观察右端各项，第一项是与对流有关的项，第二项表示了速度沿流线的变化，可以使涡线“伸长”、“缩段”和“扭曲”，第三项表示了与流体散度有关的项，第四项是斜压生成源项，表示密度梯度和压力梯度方向不共线时生成的涡量，第五项和第六项分别表示非有势体积力源项和粘性项。

在三维情况下，注意到涡量运输方程右侧的第二项，在对称面上回流区 I 的涡量为展向方向，附近 H₂ 射流速度为竖直方向，回流区在两侧发展的过程中，涡线向后盘绕在下游形成了一对反向涡结构，而回流 II 区最大的涡最终演化为马蹄涡。

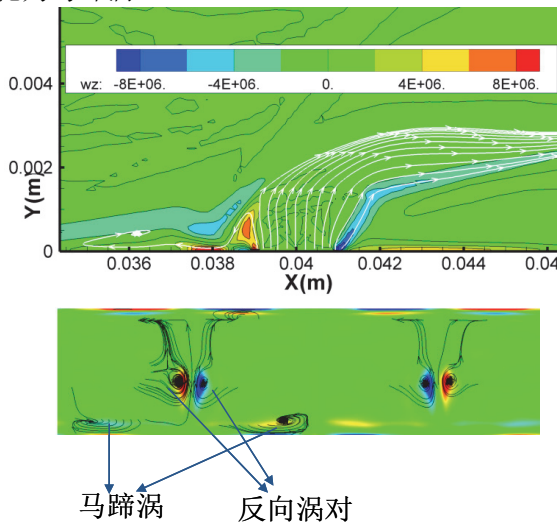


图 4. 喷孔附近涡量分布(上)和射流下游 10mm 处 (X=50mm) 的大涡结构(下)

在超燃冲压燃烧室中具有大量激波以及反射波系、横向燃料射流、燃烧释热和粘性等多种流动现象，这些都有可能生成新涡量的因素。由于激波产生的强烈压力梯度和流场中方向不一致的密度梯度，斜压生成源项是涡量产生的重要原因。在以氢气为燃料的发动机中，由于 H₂ 自身分子量很小，在 H₂ 含量较高的区域气体密度远远低于空气的密度，这样就在 H₂ 和空气的分界面上产生了额外的密度梯度，这种 H₂ 独

有的现象进一步增强了斜压效应。并且在同样的来流条件下，其他燃料产生的斜压源项增益效应将会小很多，例如乙烯的分子量是 28，乙炔的分子量是 26，而空气的分子量是 29。

2.3 超声速横向射流混合特性

在超声速燃烧中燃料和空气的扩散包括对流扩散、分子扩散和热扩散，其中对流扩散起了主导性的影响。涡结构诱导流体旋转对流，具有类似搅拌器的作用，而涡量的强度决定了流体在局部范围内的流动特征时间，喷孔周围由于 H₂ 射流和空气的对流剪切作用产生了涡量强度为 10⁶Hz 量级的涡，意味着在这些位置的局部掺混时间为 10⁻⁶s 量级。

斜压生成源项代表了斜压对流体旋转运动的加速度，即流体中漩涡运动生成和增长的速率，这正是超声速燃烧斜压效应强化对流混合机制的实质。涡结构的产生对混合的增益作用表现在：瞬态流动特性上，强涡量把燃料和空气卷入漩涡结构，加快了流体的对流扩散，同时增加了燃料和空气的接触界面面积也加快分子扩散；平均流动特性则表现在混合层的扩展速率加快，在更短的距离达到更好的混合程度，这有利于缩短燃烧室长度。

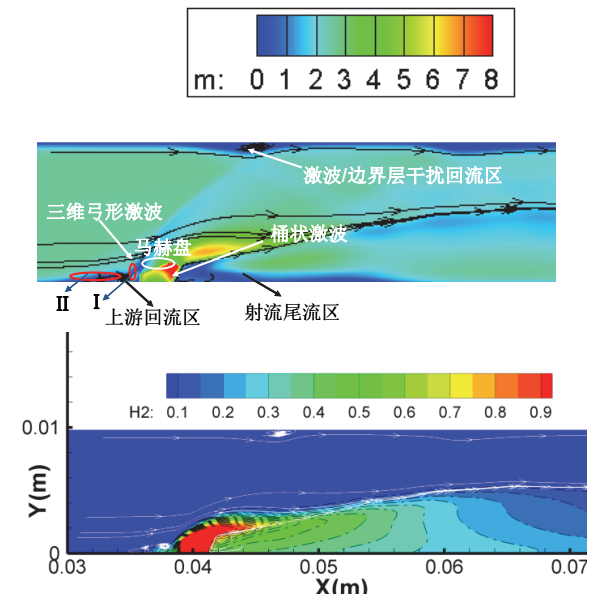


图 5. 射流对称面流场和 H₂ 质量分数分布

结合上述流体运动规律和 H₂ 浓度分布来分析 H₂ 被喷出以后的流动扩散过程：如图 5 所示，高压氢气射流从喷孔喷出后迅速膨胀，在局部达到超声速，并形成桶装激波和马赫盘等结构，

强烈的速度梯度在射流周围形成圆筒状的速度滑移面，喷孔上游诱导出一个小回流区（回流区 I），少部分 H_2 进入喷孔上游高温低速的回流区并迅速点火燃烧。受到空气流动的冲击，马赫盘向下游倾斜，此时大部分 H_2 集中在燃料主流中。 H_2 射流向核心流运动到某一位置向下游偏转，此时大部分 H_2 集中在在一对反向旋转的涡管中，反向涡对把上方和两侧的空气卷吸到涡对中间， H_2 的浓度迅速降低（质量分数由 0.9 降至 0.4）， H_2 和空气实现了第一次大幅度混合。在涡对的外侧接近化学当量比的位置产生了山岭状火焰面。

因此，回流 I 区帮助实现了点火燃烧，而反向涡对的诱导流动使 H_2 实现了首次大规模扩散， H_2 质量浓度大致降低了一倍（由 0.9 降到 0.4）。再向下游继续运动的过程中， H_2 和空气继续随着混合层发展而混合。

2.4 超声速横向射流燃烧特性

本文采用了 8 组分 20 反应的详细机理燃烧模型，反应速率系数通过阿雷尼乌斯公式求解。反应速率常数与温度呈指数关系，由化学反应基本原理可知，在接近化学当量比的位置反应速率最大、温度最高，随着与化学当量比表面的距离增加，化学反应速率下降，当距离化学当量比表面某一位置处，化学反应速率将到了一个相对小量，这个距离就是化学反应层厚度、也就是燃烧面的厚度，化学反应主要集中在燃烧面以内，化学反应速率越大，燃烧面厚度越小。因此 OH 含量较高的位置表示火焰面，从图 6 中可以看到在燃烧室内部形成了三维结构的燃烧面。

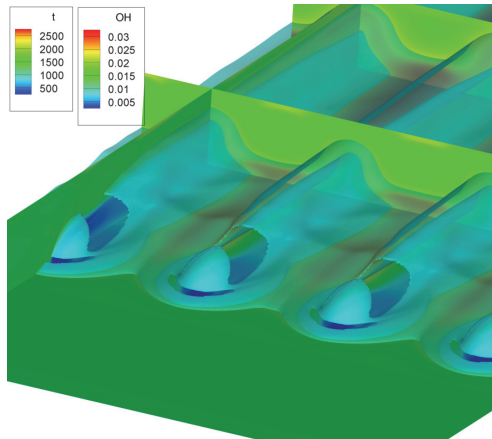


图 6 OH 等值面和温度分布

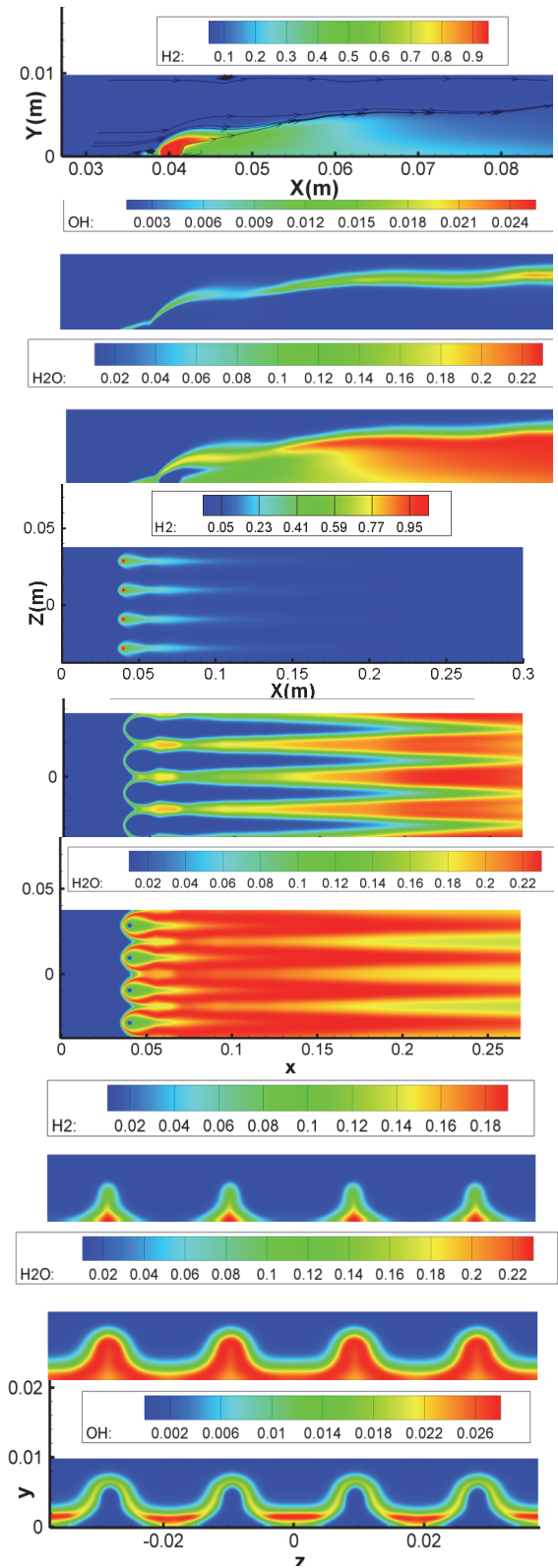


图 7 H_2 、OH 和 H_2O 质量分数分布，上：射流中心面，中：底面，下：流向方向截面（ $x=5\text{cm}$ ）

由于喷孔出口附近具有高强度的涡量，使喷出的氢气在很短的距离内就和空气混合并燃烧，OH 组分在射流出口很近的位置处就已经有

较高含量的分布，最早发生点火的位置是在射流上游的回流区内，弓形激波产生了良好的高温、高压燃烧环境，这样的条件下空气和氢气一经混合将很快地发生反应，仅需约 10^{-6} s 量级。因此，高温、高压提供了点火燃烧所必须的活化能、回流区又保证了具有较长的驻留时间，火焰面的前端在这个位置形成，如图 7 所示。从图 7 中可以发现，燃烧面位于 H_2 和空气的分界面上，而生成产物 H_2O 集中于燃烧面靠近 H_2 一侧。

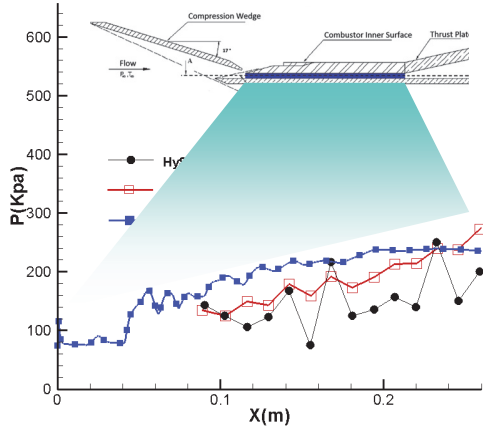


图 8 壁面压力分布对比

图 8 所示比较了沿流向方向上的壁面压力分布，与实验及大涡模拟数值研究结果相比本文得到了合理的结果，压力曲线变化趋势一致，压力范围基本一致。仔细考察认为由于在计算中结构化网格形成了方形喷孔，造成数值模拟的燃料当量比稍高于实验值为 0.47，更精细的网格模型将会获得更准确的结果。

如图 9 所示了随流体流动方向，燃烧室内的平均总压和平均总温的分布。总压可以直接转化为推力，总压下降代表了燃烧和流动过程中熵增的大小，而总温则表示了放热量的大小，即燃料的燃烧效率。在各种组分质量分数的分布图中，虚线对应左侧坐标轴，表示 N_2 、 O_2 和 H_2O 的平均质量分数，实线对应右侧坐标轴，表示 H_2 和基元反应组元的平均质量分数。可以看到当 H_2 注入以后 N_2 的质量分数略有减小此后保持不变； O_2 在 H_2 喷入后持续减小，最终有 57% 的 O_2 参加反应； H_2O 在燃料喷孔附近开始产生直到出口不断增加，最终质量分数达到 12.7%； H_2 自喷孔喷出后参加反应不断减小，最终大于 90% 的 H_2 参加了反应；OH 在流动过程

中不断增加，说明了火焰面的面积在不断增大，在 0.15m 之前接近线性增长，0.15m 之后的增长速率逐渐减小；实际上总温增加的趋势和 H_2O 质量分数的变化大体是一致的，反应了燃烧使化学反应能转化为热能的过程。说明当燃烧室入口条件较为理想时(高静温静压)， H_2 燃料可以有很高的反应效率。

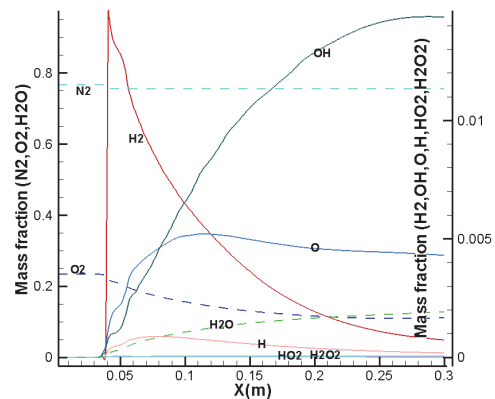
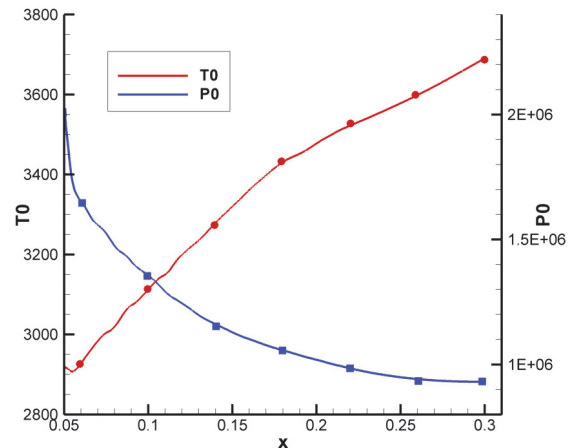


图 9 流向方向平均参数分布

3 主要结论

使用对多组分带化学反应湍流模型修正的三维 RANS 控制方程对 Hyshot II 超燃冲压发动机实验模型进行了数值研究。得到了三维超声速燃烧湍流流场，超声速来流和 H_2 燃料横向射流作用，形成了三维弓形弯曲激波面，在射流和来流空气的对流作用、和斜压效应在喷孔附近创造了很高的涡量生成速率，增强了燃料和空气之间的对流，提高了燃料扩散速度。

在燃烧室中涡量和大尺度涡结构对于燃料混合有重要的意义，大尺度的涡诱导产生的对

流使燃料和空气被像搅拌器一样卷吸混合，同时增加了燃料和空气之间的接触面积，使得分子扩散也可以更充分的进行。因此提高混合与燃烧效率应该从涡量场和回流区的构建入手。

H₂的反应速率较快，燃烧程度主要受混合过程主导，当来流条件比较理想时，H₂燃料超燃冲压发动机可以达到很高的燃烧效率；同时H₂气态时自身密度较低，强化了斜压诱导涡运动机制作用效果。基于这方面的优势，H₂是一种适用于超燃冲压发动机的燃料。

致谢：感谢中国科学院力学研究所计算平台提供的硬件支持

参考文献

- [1] R.Clayton Rogers, A Study of the Mixing of Hydrogen Injected Normal To A Supersonic Airstream
- [2] C.Fureby, M.Chapuis, et, CFD analysis of the Hyshot II scramjet combustor, Proceedings of the Combustion Institute,2011

- [3] J.Larsson, R.Vicquelin and Bermejo-Moreno, Large eddy simulations of the Hyshot II scramjet Center for Turbulent Research, Annual Research Briefs 2011
- [4] In-Seuch Jeung and Jeong-Yeol Choi, Numerical Simulation of Supersonic Combustion for Hypersonic Propulsion, 5th Asia-Pacific Conference on Combustion, 18-20 July 2005
- [5] T Cain, Reconstructing the Hyshot flights
- [6] D.Cecere, A.Ingenito,et, Hydrogen/air supersonic combustion for future hypersonic vehicles, International Journal of Hydrogen Energy,2011
- [7] Russell R.Boyce ,Allan Paull, The Hyshot scramjet flight experiment flight data and CFD calculations compared, AIAA 2003-7029
- [8] 高振勋, 李椿萱, 超燃冲压发动机燃烧室内湍流燃烧流场的数值模拟研究, 中国科学, 2010, VOL 40, NO.8, 929~939
- [9] William H.Heiser, David T.Pratt, Hypersonic Airbreathing Propulsion
- [10] 刘陵 等, 超音速燃烧与超燃冲压发动机, 西北工业大学出版社
- [11] 冲压式喷气发动机, M.M.蓬达留克, 国防工业出版社
- [12] Stephen R. Turns, An Introduction to Combustion Concepts and Applications

NUMERICAL SIMULATION OF SUPERSONIC MIXING AND COMBUSTION

SUN Xiaofeng, WANG Chun, JIANG Zonglin

State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China

Abstract: Three-dimensional numerical simulation based on k-ε turbulence model was performed, the computational results of the flow field with reaction were obtained. The results indicate that large vortex structure play an important role in the mixing of fuel and air, in H₂-fuel scramjet the combustion take place quickly at near downstream of fuel-jet. The calculated wall pressure distribution agrees well with the available experiment data and LES results.

Keywords: supersonic combustion, numerical simulation, mixing