

超声速燃烧室中脉冲爆轰 混合/燃烧强化机理研究

姚轩宇, 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 作为超声速推进飞行核心技术的推进系统一直是人们研究的关注点。超燃冲压发动机作为可行方案之一, 以其相对简单的结构、轻便的质量以及优秀的经济性能受到很大的重视。研究的目的是希望利用在超燃冲压发动机燃烧室中引入小型爆轰管, 以改善其性能。结果可以看出, 小型爆轰管的引入能增强燃料混合, 增进燃料燃烧, 对于改善燃烧室性能有着一定帮助。

关键词 超燃冲压发动机, 燃烧室, 爆轰, 混合, 助燃

引言

动力系统是高超声速飞行器的核心和关键技术。超燃冲压发动机概念是吸气式高超声速飞行器动力装置的可行实现方案之一, 其结构相对简单, 质量小, 在高超声速飞行时经济性能显著优于涡喷发动机和火箭发动机^[1-2]。超燃冲压发动机存在一些不足, 如不能零启动等等, 为了弥补这些不足, 可以将超燃冲压发动机与其他形式的推进技术组合起来, 常见的有火箭基组合循环 (rocket based combined cycle, RBCC) 发动机和涡轮基组合循环 (turbine based combined cycle, TBCC) 发动机^[3-5]。2001 年, Ramamkanth Munipalli 等人针对亚燃冲压推进技术, 提一种脉冲爆轰/亚燃冲压组合式发动机概念, 利用脉冲爆轰发动机产生的流动来改善燃烧室中混合与燃烧效率^[6-7]。本文发展了一种脉冲爆轰与超燃冲压发动机的组合推进方式, 通过将小型爆轰管引入超燃冲压发动机的燃烧室, 来改善燃烧室内的混合和燃烧性能。本文对超声速燃烧室中脉冲爆轰对于混合强化的机理进行了数值分析, 并对考察了脉冲爆轰波对燃烧的改善特性, 研究结果有助于对于该类型组合式发动机技术的深入认识。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

本文对高 0.6m, 长 2m 的燃烧室进行二维数值模拟。爆轰管位于燃烧室中间, 高 0.2m, 长 0.5m。计算区域选取燃烧室的 1/2。假设气体为理想气体。燃烧室入口来流条件为马赫数 $Ma=2.5$ 的空气, 总压 4.024MPa, 总温 1815K。出口为超声速出口边界。燃烧室壁面设为绝热无滑移壁面条件, 中心对称面为轴对称条件。在爆轰管中为已经混合均匀的当量比氢气与空气。计算模型如图 1 所示。

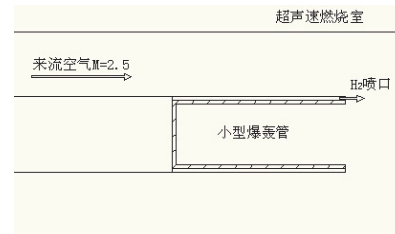


图 1 燃烧室及爆轰管示意图

1.2 计算方法

控制方程为带化学反应源项的二维 N-S 方程, 可表示为:

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

其中:

$$U = [\rho, \rho u, \rho v, \rho E, \rho f_1, \rho f_2, \dots, \rho f_{ns}]^T$$

$$F = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, (\rho E + p)u, \rho uf_1, \rho uf_2, \dots, \rho uf_{ns}]^T$$

$$F_v = [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_x, \rho D \frac{\partial f_1}{\partial x}, \rho D \frac{\partial f_2}{\partial x}, \dots, \rho D \frac{\partial f_{ns}}{\partial x}]^T$$

$$G = [\rho v, \rho uv + p, \rho v^2 + p, (\rho E + p)v, \rho vf_1, \rho vf_2, \dots, \rho vf_{ns}]^T$$

$$G_v = [0, \tau_{yx}, \tau_{yy}, u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + q_y, \rho D \frac{\partial f_1}{\partial y}, \rho D \frac{\partial f_2}{\partial y}, \dots, \rho D \frac{\partial f_{ns}}{\partial y}]^T$$

$$S = [0, 0, 0, 0, \dot{\omega}_1, \dot{\omega}_2, \dots, \dot{\omega}_{ns}]^T$$

式中， ρ 和 p 分别为混合气的密度和压力； u 和 v 分别为 x 和 y 方向的速度； f_i ($i=1, 2, \dots, ns$) 为组分 i 的质量分数， E 为混合气体的总能，其表达式为：

$$E = \sum_1^{ns} f_i h_i - p / \rho + \frac{1}{2}(u^2 + v^2)$$

$\dot{\omega}$ 为各组元的化学反应生成源项，由基元反应模型计算得到：

$$\dot{\omega}_i = W_i \sum_{j=1}^{nr} \left[(v'_{j,i} - v''_{j,i})(k_{f,j} \prod_{l=1}^{ns} [n_l]^{v'_{j,l}} - k_{b,j} \prod_{l=1}^{ns} [n_l]^{v''_{j,l}}) \right], \quad (i=1, 2, \dots, ns)$$

本文中采用的计算格式为二阶精度 NND 格式。计算网格分为三块，分别为 201×121 ， 203×211 和 101×87 。该网格在壁面附近进行了加密处理。化学反应模型采用氢气/氧气/氮气 11 组元 23 步化学反应模型[8]，化学反应源项采用“点隐”格式求解以克服化学反应计算的刚性问题。

1.3 程序验证

对计算程序进行验证计算。首先利用本程序模拟了氢气/氧气当量比情况下的一维爆轰波传播现象，计算得到的爆轰波速度为 1950.12m/s，与根据 CJ 理论得到的爆速 1914.4m/s 相比，误差小于 2%。可以认为本文所采用的数值计算方法能够对爆轰波传播进行模拟。

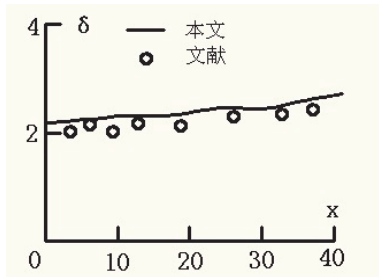


图2 剪切层厚度沿流动方向 x 的增长

脉冲爆轰/超燃冲压组合方式中，爆轰波与超声速中的剪切层流动发生强烈的相互作用。本文对超声速平板自由剪切层流动模拟进行了程序验证，计算参数取自 Demetriades 的实验数据[9]，数值结果给出了超声速剪切层随流动方向 x 的增长特性，计算结果与文献实验结果对比如图 2 所示。由图可见，计算结果与实验数

据符合较好，本文中采用的计算方法对于超声速剪切流动的模拟结果可信。

2 计算结果与讨论

2.1 爆轰波混合强化机理和效果分析

图 3 给出了超声速燃烧室冷态（无燃料注入）情况下，爆轰波自爆轰管传出后的超燃室流场随时间演化的流场密度云图。由图可见，脉冲爆轰波从爆轰管中传出后，转变为脉冲爆炸波，爆炸波在超声速燃烧室内发生绕射并与超声速前切层相互干扰。受爆炸波衰减作用和超声速流动的作用，脉冲爆炸波向燃烧室下游传播，进而在燃烧室壁面发生反射。从爆轰管中的喷出的物质则随着流动向下游传播，最后传出燃烧室，脉冲爆轰波导致的流动干扰逐渐消失。

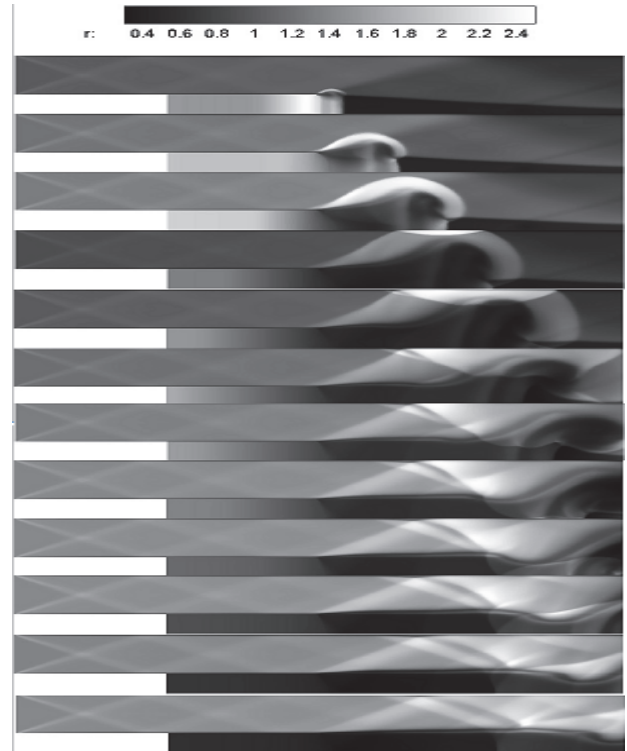


图3 不同时刻燃烧室密度灰度图

从图 3 可以看出，爆轰波传出管口后，扰动向下游传播，并影响到整个燃烧室下游。带来的扰动使得燃烧室中气体混合更加剧烈。图 4 为爆轰波进入超燃燃烧室一定时刻燃烧室的涡量灰度图。可以看到爆轰波进入超燃燃烧室后，脉冲爆炸波与剪切层相互作用，改变了流场内

的涡结构，并促进了燃烧室流动在横向方向的流动混合作用。



图4 燃烧室涡量灰度图

图5给出了有/无脉冲爆轰波、超燃室氢燃料注入情况下（氢气注入位置如图1所示）爆轰管出口25cm处截面氢气质量分数曲线，氢气质量分数数据通过对自爆轰波传入至传出超燃燃烧室整个过程该截面上的氢气质量分数进行时间平均计算得出。如图5所示，在无脉冲爆轰的情况下，氢燃料主要集中于对称面附近的区域；在有脉冲爆轰的情况下，氢燃料被带入到距对称面较远的区域，由此可见脉冲爆轰波有助于增加燃料在超燃室内的穿透深度和强化超燃室内的燃料混合作用。

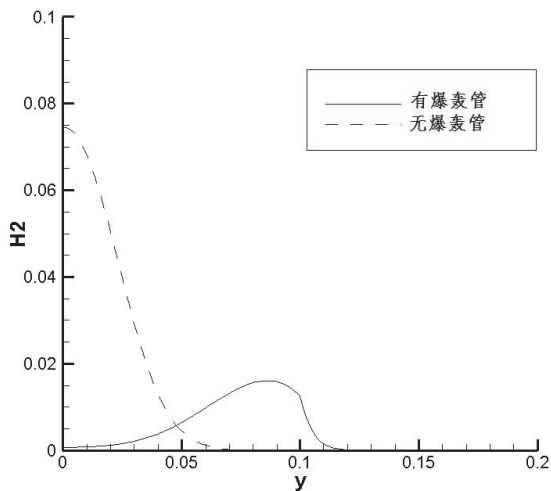


图5 燃烧室出口处氢气质量分数曲线

2.2 爆轰波助燃效果分析

从爆轰管中喷出的高温气体，温度能达到接近3000K，在增进燃烧室中混合的同时，也能起到点火的作用。图6为喷入氢气后，同一时刻密度、温度以及OH浓度的灰度图。可以看到氢气被高温气体点燃并不断带向下游混合，形成的高温区域并辅助超声速气流中的燃料燃烧。脉冲爆轰的辅助点火作用与现有的超燃室

凹腔火焰稳定器结合，可能更有利于超燃室中燃料的充分燃烧。



图6 喷入氢气后，同一时刻密度、温度、OH浓度的灰度图

3 结论

本文通过数值模拟，在超声速燃烧室中引进小型爆轰管，研究了爆轰波对于超声速燃烧室性能的影响。从结果的分析中可以看出，在超声速燃烧室中加入小型爆轰管，爆轰波从爆轰管中传出是发生绕射并在壁面反射，带来的扰动增大了燃烧室中涡量，增强燃烧室中燃料与空气混合效应。此外，从爆轰管传出的高温气体对燃烧室中燃烧起到助燃的作用，脉冲爆轰的引入可以进一步改善超声速燃烧室中燃料的燃烧性能。

参考文献

- [1] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic Airbreathing Propulsion[J]. AIAA, Inc. Washington DC, 1994
- [2] 王振国, 梁剑寒, 丁猛, 范晓楠, 吴继平, 林志勇. 高超声速飞行器动力系统研究进展[J]. 力学进展, 2009, (06)
- [3] Wallker S H, Rodgers M F. Falcon hypersonic technology overview[R]. AIAA, 2001
- [4] John E B, John R O, Jon G W. Concept assessment of a hydrocarbon fueled RBCC-powered military space plane[R]. AIAA, 2004
- [5] Ronald S. Fyr. A century of ramjet propulsion technology evolution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1)
- [6] Ramakanth Munipalli, Vijaya S. A Pulsed Detonation based multimode engine concept[J]. AIAA Paper, AIAA-2001-1786, 2001
- [7] Ramakanth Munipalli, Vijaya S. Preliminary Design of a Pulsed Detonation Based Combined Cycle Engine[J]. ISABE 2001-1213, 2001
- [8] 岳朋涛. 超燃冲压发动机燃烧室若干问题的研究, [博士论文], 合肥: 中国科学技术大学, 2002
- [9] Demetriades A. Experiment on the Free Shear Layer Between Two Supersonic Stream[J], AIAA Paper 90-710, 1990

INVESTIGATION OF ENHANCED MIXING AND COMBUSTION WITH PULSE DETONATION IN SUPERSONIC COMBUSTOR

YAO Xuanyu, 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 Propulsion system is one of the key components of hypersonic aircraft, and attracts a lot of researchers. Scramjet is one of possible options with relatively simple structure, small quality and economy. It has got a great deal of attention. In this paper, a pulse detonation tube was inserted into the Scramjet combustor to enhance mixing of fuel and air and improve combustion efficiency. From the results of numerical simulation, the pulse detonation wave can improve the efficiency of mixing and combustion in the supersonic chamber, and may be helpful to improve performance of supersonic combustion propulsion.

Key words Scramjet; combustor; detonation; mixing; combustion