

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.05.009

## 燃料预加热对超声速剪切掺混的增强效果

段艳娟<sup>1</sup>, 杨玉新<sup>1</sup>, 黄礼铿<sup>1</sup>, 李欣<sup>2</sup>, 章思龙<sup>2</sup>

(1. 中国航天科技集团公司第四研究院西安航天动力技术研究所, 西安 710025;

2. 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 随着高超声速飞行器不断朝着高马赫、宽速域方向发展, 推进系统面临低动压的工作条件, 对燃烧室内的流动掺混带来巨大挑战。针对碳氢燃料超燃冲压发动机燃烧室, 本文研究了碳氢燃料预加热对超声速剪切掺混特性的影响机制, 分析了温度与碳氢燃料热裂解对掺混特性的影响规律。研究发现, 当碳氢燃料未发生热裂解反应时, 燃料预加热会使射流黏性耗散增强从而掺混效率降低, 燃料温度从 750 K 增加到 900 K 时, 燃烧室掺混效率降低约 5%、总压损失约增加 20%; 但燃料热裂解反应对剪切掺混有双重影响, 裂解后的碳氢燃料膨胀性能提升, 使喷嘴附近的掺混效率提高约 18%; 由于剪切层内流体湍动能下降, 在远离喷嘴的位置掺混效率降低约 6%。

**关键词:** 预加热; 超声速燃烧室; 剪切掺混; 碳氢燃料; 热裂解

**中图分类号:** V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)05-0827-12

## Enhancement Effect of Fuel Preheating on Supersonic Shear Mixing

DUAN Yanjuan<sup>1</sup>, YANG Yuxin<sup>1</sup>, HUANG Likeng<sup>1</sup>, LI Xin<sup>2</sup>, ZHANG Silong<sup>2</sup>

(1. Xi'an Aerospace Power Technology Research Institute, The Fourth Research Institute of China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710025, China; 2. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** With the continuous development of hypersonic aircraft towards high Mach and wide speed domains, the propulsion system faces low dynamic pressure working conditions, leading to a huge challenge to the flow mixing in the combustion chamber. The influence mechanism of hydrocarbon fuel preheating on supersonic shear mixing characteristics in the scramjet combustor was studied, and the influence of temperature and hydrocarbon fuel pyrolysis on mixing characteristics was analyzed. It is found that the preheating of non-cracking hydrocarbon fuel will enhance the viscous dissipation of the jet and reduce the mixing efficiency. When the fuel temperature increases from 750 K to 900 K, the mixing efficiency of the combustion chamber will decrease by nearly 5%, and the total pressure loss will increase by about 20%. However, the thermal cracking reaction of hydrocarbon fuel has a dual effect on the shear mixing. The expansion performance of the cracked hydrocarbon fuel is improved, and the mixing efficiency near the nozzle is increased by about 18%; However, due to the decrease in turbulent kinetic energy of the fluid in the shear layer, the mixing efficiency decreases by about 6% at a position far from the nozzle.

**Key words:** preheating; supersonic combustion chamber; shear mixing; hydrocarbon fuel; thermal cracking

**基金项目:** 国家自然科学基金面上项目(52176037)。

**收稿日期:** 2023-02-14; **修订日期:** 2023-07-27

**通信作者:** 章思龙, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: zhangsilong@hit.edu.cn。

**引用格式:** 段艳娟, 杨玉新, 黄礼铿, 等. 燃料预加热对超声速剪切掺混的增强效果[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(5): 827-838. DUAN Yanjuan, YANG Yuxin, HUANG Likeng, et al. Enhancement effect of fuel preheating on supersonic shear mixing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(5): 827-838.

目前,  $Ma > 5$  的高超声速飞行器已经成为航空航天领域的战略发展方向之一, 超燃冲压发动机由于结构简单、飞行速度高、比冲高等优点而成为高马赫数飞行的重要推力装置。由于军用及民用飞行器的快速发展, 超燃冲压发动机逐渐趋向于更高飞行高度、更高速度、更宽范围工作<sup>[1-2]</sup>, 涡轮基组合循环发动机与火箭基组合循环发动机等组合动力发动机越来越得到关注<sup>[3-4]</sup>。为了实现更宽速域、更高马赫数的目标, 发动机需要减小飞行阻力从而尽可能地提高发动机静推力, 因此发动机需要在更高的飞行高度工作, 发动机的动压随之降低, 燃烧室压力下降。燃烧室压力降低会使燃烧回流区面积减小, 湍流显著减弱, 对点火与火焰稳定不利<sup>[5-6]</sup>。

超声速燃烧室中, 燃料和氧化剂在燃烧之前需要进行充足的掺混才能实现高效燃烧。刘林峰等<sup>[7]</sup>的研究表明, 燃料的掺混过程对超声速燃烧室的性能至关重要; 周驯黄等<sup>[8]</sup>研究发现, 随着马赫数不断增加, 燃料的掺混特性对燃烧室性能的影响也愈加显著。目前, 超声速燃烧室中的燃料喷射与稳燃强烈耦合在一起, 当前主流的喷注器分为侵入式和非侵入式。支板结构作为典型的侵入式喷注器, 可以直接将燃料注入到燃烧室主流中, 大大提高燃料的掺混效率。Vinogradov等<sup>[9]</sup>研究发现, 在以乙烯为燃料的超声速燃烧室中进行了基于支板燃料注入的燃料掺混特性分析, 并对比了支板喷注与壁面喷注、后向台阶喷注和斜坡喷注之间的区别。结果表明, 支板燃料喷注方式能够实现燃料的最佳掺混效果, 同时, 这种情况下燃烧室的燃烧效率也最高。

现有研究表明, 支板结构参数会对燃料与主流的掺混过程产生显著影响。Hsu等<sup>[10]</sup>运用激光诱导荧光的手段对不同构型的支板掺混特性进行了研究, 发现具有较大楔角的支板可以产生强的激波和大的流动阻塞, 从而实现良好的燃料混合效果。Bagg等<sup>[11]</sup>通过仿真的手段发现增加支板的尺寸能够增加燃烧室总压损失, 同时支板后部的燃烧区面积也会随之增大。Tam等<sup>[12]</sup>的研究发现支板上燃料的喷注点位置也会对掺混特征产生影响, 将其燃料喷注孔设置在靠近壁面位置可改善靠近壁面的燃料分布, 进而提高点火特性。Tam等<sup>[13]</sup>研究发现, 圆形轴对称发动机燃烧室支板设计过程中有最佳后掠角, 从而能够实现燃料掺混效率的提升而不产生太大的燃烧室总压损失。

在燃料的喷注方式确定的条件下, 燃料与来流空气间的掺混、点火特性及燃烧特性不仅仅与喷注器尺寸有关, 更与燃料的状态及物性密切相关。姜

冠宇等<sup>[14]</sup>研究发现, 跨/超临界条件下的流体喷射掺混效果与流体的热力学性质有极其密切的关系; 高伟等<sup>[15]</sup>研究发现, 当喷射温度接近临界温度时, 超临界碳氢燃料可能在喷嘴内部及喷口下游发生相变而产生冷凝, 并且确认了比热比和压缩因子是影响射流规律的重要影响因素; 肖国炜<sup>[16]</sup>的研究也证实了该相变过程与环境压力和温度有着密不可分的关系, 当燃料温度提高时, 燃料密度减小而膨胀性能提升, 湍流流动特性及黏性耗散特性发生变化。彭云晖等<sup>[17]</sup>实验研究发现, 超临界碳氢燃料射流在喷口附近呈现出马赫波等激波结构, 燃料的压力是激波结构的主要影响因素。事实上, 燃料射流对后续燃烧的影响也不可忽略。刘宇等<sup>[18]</sup>研究表明燃料的初始温度会影响燃烧速度和马克斯平坦长度。但目前针对航空煤油超临界喷射的相关研究普遍较少, 而有关超声速燃烧室内航空煤油的超临界喷射的研究则更少。碳氢燃料在超临界压力下的物性变化对射流掺混特性带来的影响尚不清晰, 有待进一步分析。

本文针对超燃冲压发动机燃烧室内的燃料喷射过程, 探究碳氢燃料预加热对燃料喷射掺混特性的影响。首先, 建立了描述超声速气流中碳氢燃料超临界喷射剪切掺混的数值计算模型, 探究了超临界航空煤油在超声速燃烧室内的喷射掺混特性; 其次, 分析了燃料预加热对燃料喷射掺混特性的影响机制; 此外, 还分析了碳氢燃料预加热温度与热裂解程度对超声速剪切掺混特性的影响。

## 1 数值计算模型

### 1.1 物理模型

由于本文的研究意在明确超声速气流中碳氢燃料超临界喷射剪切掺混的基本特性以及燃料预加热过程对该剪切掺混过程增强效果的原理, 因此利用了领域内广泛采用的德国宇航中心(Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt, DLR)的模型发动机进行研究, 该模型发动机的示意图如图1(a)所示<sup>[19]</sup>。该模型发动机中燃料射流与主流为平行剪切掺混, 燃烧室扩张段在高度方向单侧扩张, 发动机结构简单, 应用广泛。如图1所示, 该发动机采用支板喷射, 燃料射流与空气来流平行。在支板后缘共设置15个燃料喷嘴。等值隔离段长度为100 mm, 中心支板的长度为32 mm, 高度为6 mm, 喷嘴位于距离空气入口109 mm的位置。在距离空气入口100 mm的位置燃烧室上壁面开始扩张, 扩张角度为 $3^\circ$ 。燃烧室扩张段长度为240 mm, 整个模型发动机长度为340 mm。

支板后缘的 15 个燃料喷嘴在燃烧室横向均匀分布,假设各个喷嘴的燃料流量均匀分配,本文只选取一个燃料喷嘴及对应的燃烧室部分进行数值计算,见图 1(a)红色框部分。本文不考虑模型固体域的影响,只计算流体域。图 1(b)为计算域示意图。

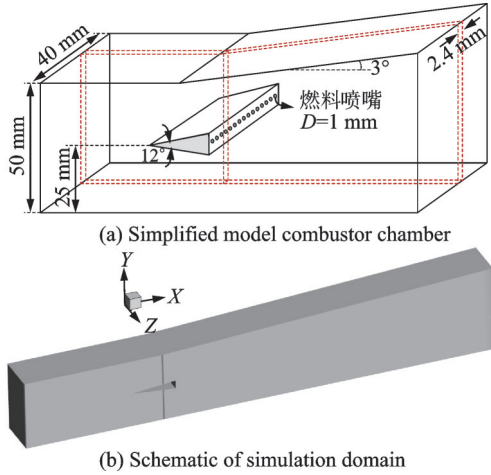


图 1 德国宇航中心模型燃烧室及模拟试验段  
Fig.1 Schematic of simplified model combustor chamber from DLR and the simulation domain

### 1.2 网格划分

针对本文的三维计算域,采用商业软件建立结构化网格,如图 2 所示。由于燃烧室内主流为超声速流动,燃烧室壁面流体速度梯度很大;超声速来流遇到支板的阻碍会引发复杂的激波结构,并且支板尾部喷出的燃料射流会与主流进行明显的剪切掺混,因此针对燃烧室壁面、支板喷嘴附近四周处网格进行加密,第一层网格厚度取 0.001 mm 以保证壁面  $y^+ < 1$ ,网格厚度增长率统一为 1.05。

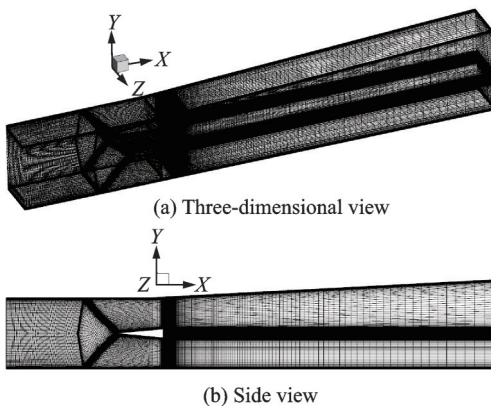


图 2 网格示意图

Fig.2 Schematic of simulation mesh

### 1.3 物性处理

由于实际的航空煤油组成十分复杂,因此本文选择航空煤油的常用替代物正癸烷( $C_{10}H_{22}$ )为燃料进行研究。正癸烷的热物性质与航空煤油的

热物性十分相似,常被用作研究型替代燃料。流体在超临界压力条件下热物性变化十分剧烈,尤其是在拟临界温度点附近物性会急剧变化,超临界压力条件下正癸烷物性的描述对数值计算结果影响巨大。为了更准确地描述超临界压力碳氢燃料的热物性,本课题组发展了一套基于真实气体状态方程的计算方法<sup>[20]</sup>,在这里作简单介绍。

正癸烷密度采用 Peng-Robinson (PR) 立方型状态方程计算<sup>[21]</sup>。

$$p = \frac{\rho RT}{M_w - b\rho} - \frac{a\alpha\rho^2}{M_w + uM_w b\rho + w b^2 \rho^2} \quad (1)$$

式中: $\rho$ 为密度; $R$ 为通用气体常数; $M_w$ 为正癸烷摩尔质量; $a$ 、 $b$ 为将分子间的吸引力和排斥力考虑进来而引入的参数; $u$ 、 $w$ 为模型修正系数。

定压比热容的计算需要提供状态方程,再根据基本热力学关系式求得。PR 状态方程对于正癸烷的密度计算有着较高的精度,仍采用其作为计算定压比热容的基础。在 PR 状态方程的基础上,通过热力学基本关系式可以求得定压比热容  $C_p$ 。

$$C_p = C_v + \frac{T}{\rho^2} \left( \frac{\partial p}{\partial T} \right)_\rho^2 / \left( \frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_T \quad (2)$$

$$C_v = C_p^0 - \frac{R}{M_w} + \frac{T}{bM_w} \frac{\partial}{\partial T} (a\alpha) \ln \left( 1 + \frac{b\rho}{M_w} \right) \quad (3)$$

对于黏度和导热系数的计算本文采用了文献[22]的方法,采用修正因子来考虑流体在高压下具有高密度这一因素的影响。关系式为

黏度

$$\mu = \mu^* \frac{36.344 (M_w T_c)^{0.5}}{V_c^{2/3}} \quad (4)$$

式中: $T_c$ 为正癸烷临界温度; $V_c$ 为正癸烷临界体积。

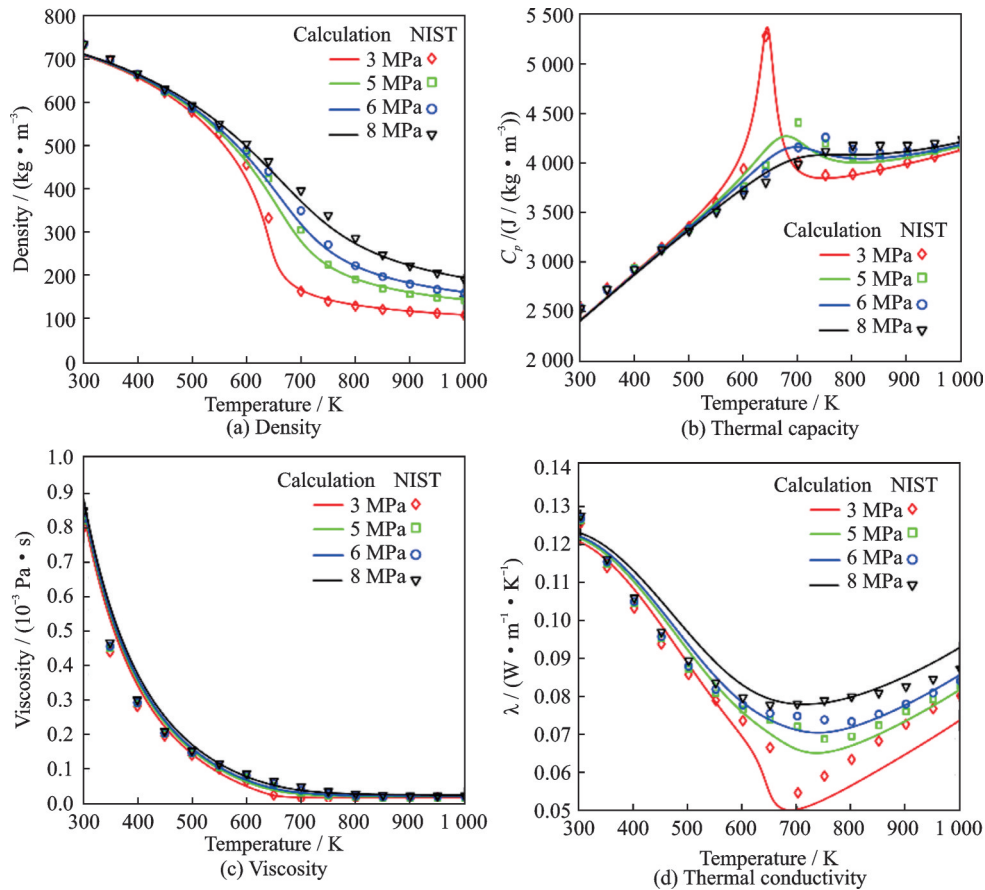
导热系数

$$k = \frac{31.2\mu^0\psi}{M_w} (G_2^{-1} + B_6 y) + q B_7 y^2 T_r^{0.5} G_2 \quad (5)$$

式中  $\mu^0$  为正癸烷处于低压气态时的黏度。

利用以上物性处理方法计算了 4 种超临界压力下,温度从 300 K 到 800 K 时正癸烷的黏度、导热系数、密度和定压比热容,并与美国国家数据库 (NIST) 中的物性数据进行对比,结果如图 3 所示<sup>[23]</sup>。可以看出利用本文的物性计算方法所得的物性结果与 NIST 数据库的结果吻合较好,可以用于数值计算。

对于带有裂解反应产物的数值计算,裂解产物的物性计算主要通过 NIST 数据库拟合得到。正癸烷与其裂解产物组成的混合物其密度计算采用真实气体 PR 方程,而混合物的比热采用 Mixing-Law

图3 正癸烷物性的计算值与实验值比较<sup>[23]</sup>Fig.3 Verification of calculation of *n*-Decane properties<sup>[23]</sup>

混合方法计算,混合物的导热系数与黏度均采用质量混合规则(Mass-weighted-mixing-law)进行计算。

#### 1.4 数值计算设置

本文采用商业软件进行数值求解。由于发动机主流为超声速条件,流体的可压缩性不可忽略,采用较为稳定的隐式密度基求解器进行计算。燃烧室内主流遇到支板的阻碍会产生显著的复杂激波结构并在支板后缘形成复杂的回流区,支板尾缘的超临界燃料喷射后会与主流进行强烈的湍流剪切掺混,因此湍流模型采用SST  $k-\omega$ 模型,并且考虑低雷诺数修正和可压缩效应,该模型能较好地预测湍流流动的复杂二次流与剪切流动。

本文主要模拟典型的发动机飞行工况:来流空气马赫数为6,此时燃烧室入口马赫数约为2.8,空气总压1.68 MPa,静压58 000 Pa,总温1 680 K,氧气体积分数21%,氮气体积分数79%。计算域两侧采用对称边界条件,其余壁面均为无滑移绝热壁面。采用当量比 $\Phi$ 为1,燃料入口的质量流量根据来流空气总流量确定。

#### 1.5 数值模型验证

为了验证本文建立的数值模型的准确性,采用德国宇航中心的氢气超燃冲压发动机模型发动机的实验对本文的数值计算模型进行验证<sup>[19,24]</sup>。

来流空气模拟燃烧室入口马赫数为2的工况,空气来流速度732 m/s,静压100 000 Pa,静温340 K,氧气体积分数21%,氮气体积分数79%。氢气入口总压189 200 Pa,静压100 000 Pa,总温300 K。燃烧室出口为压力出口。计算域两侧采用对称边界条件,其余壁面均为无滑移绝热壁面。数值计算设置如1.3节所示,其中湍流模型选择Realizable  $k-\epsilon$ 、SST  $k-\omega$ 、Transition  $k-kl-\omega$ 三种进行计算。其中Realizable  $k-\epsilon$ 湍流模型考虑带有加强型壁面函数,而SST  $k-\omega$ 与Transition  $k-kl-\omega$ 两种湍流模型均考虑低雷诺数修正和可压缩效应。

图4为燃烧室不同位置实验与数值计算所得的速度分布。其中,黑色方框图标为数值计算结果。可以看出3种湍流模型下的数值计算结果与实验所测的速度分布都吻合较好,尤其在远离燃料喷嘴区域吻合得非常好(燃料喷嘴位置为 $x=109$  mm)。相比之下,Realizable  $k-\epsilon$ 湍流模型的计算结果与实验数据的相差最大,而SST  $k-\omega$ 与Transition  $k-kl-\omega$

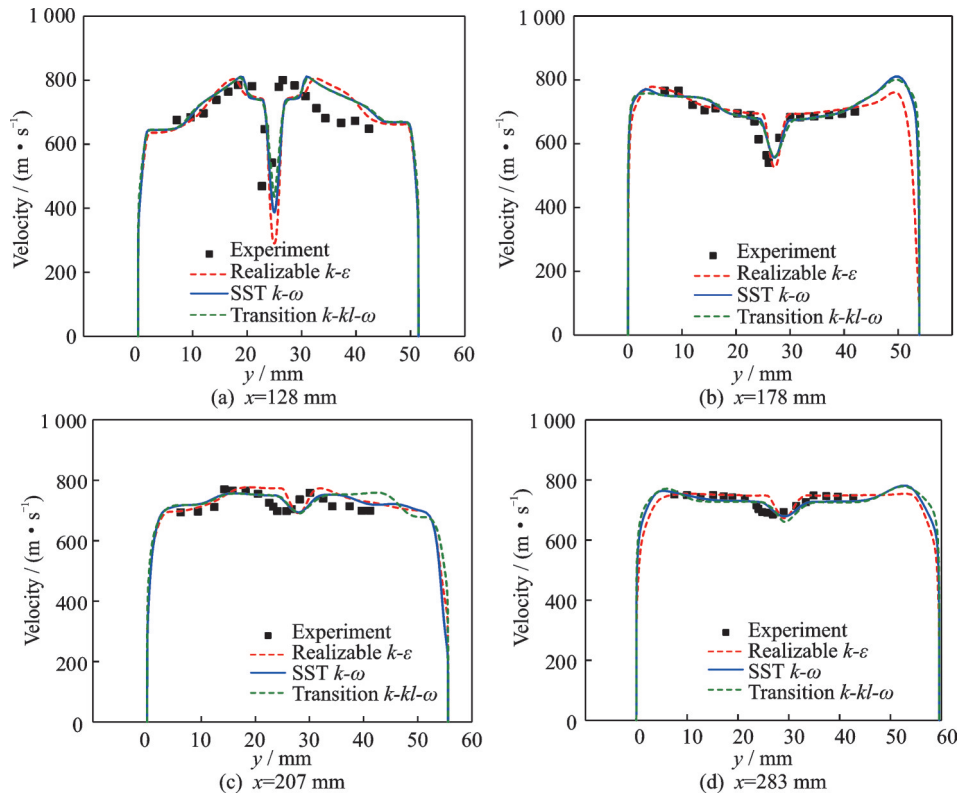


图 4 燃烧室不同位置速度曲线的实验值与计算值

Fig.4 Velocity profile in combustion chamber from experiment and simulation

两种湍流模型计算出来的速度场分布与数值计算结果的误差均小于 Realizable  $k-\epsilon$  湍流模型,这可能是由于 Realizable  $k-\epsilon$  湍流模型受到涡旋黏性同性假设的限制,而 SST  $k-\omega$  湍流模型对存在逆压梯度与流分离的情况描述更加准确。在本文的计算中,SST  $k-\omega$  与 Transition  $k-kl-\omega$  两种湍流模型之间的结果差异并不大。

图 5 为燃烧室下壁面与中心面上实验与数值计算所得的压力分布。其中,黑色方框图标为数值计算结果。可以看出 3 种湍流模型的数值计算结果与实验所测的静压均存在一定的误差,但整体而言吻合较好。局部出现的压力峰值代表激波发

生的位置压力突增,数值计算预测的激波位置比实验所测得的激波位置较为靠后。Realizable  $k-\epsilon$  湍流模型预测的压力突变位置比 SST  $k-\omega$ 、Transition  $k-kl-\omega$  两种湍流模型稍微靠前,但在压力峰值的预测上两者展现出了明显的优势。结合上文分析,本文选择 SST  $k-\omega$  湍流模型来进行求解是科学且合理的。

通过图 4 与图 5 的分析可以得出结论,本文建立的数值计算模型能够较好地模拟超声速条件下燃料的喷射流场,对超声速流场中的激波位置预测也比较准确,因此可以采用该模型对超声速流场中燃料的喷射掺混状况进行研究。

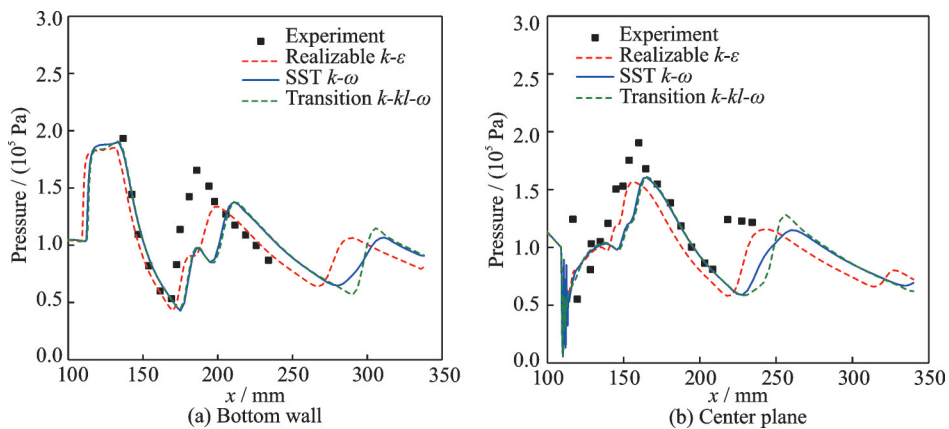


图 5 燃烧室不同位置压力曲线的实验值与计算值

Fig.5 Pressure in combustion chamber from experiment and simulation

## 2 结果分析

### 2.1 数据处理

为了对计算所得的结果进行有效地分析,本文采用掺混效率与总压损失系数描述燃烧室不同位置燃料空气的掺混效果及总压损失。并引入混合速率参数用以衡量燃烧室内局部的燃料与空气的掺混特性。

#### (1) 掺混效率 $\eta_m$

本文采用掺混效率来衡量燃料与来流空气整体掺混的效果,定义为

$$\eta_m = \frac{\dot{m}_{\text{fuel, mixed}}}{\dot{m}_{\text{fuel, total}}} = \frac{\iint \alpha_{\text{react}} \rho u dA}{\iint \alpha \rho u dA} \quad (6)$$

式中  $\alpha_{\text{react}}$  为能够参与燃烧反应的正癸烷质量分数。定义为

$$\alpha_{\text{react}} = \begin{cases} \alpha & \alpha < \alpha_{\text{stoic}} \\ \alpha(1-\alpha)/(1-\alpha_{\text{stoic}}) & \alpha > \alpha_{\text{stoic}} \end{cases} \quad (7)$$

式中:  $\alpha_{\text{stoic}}$  为完全反应时正癸烷的质量分数;  $\alpha$  为正癸烷质量分数。完全反应时,正癸烷的质量分数  $\alpha_{\text{stoic}}$  为

$$\alpha_{\text{stoic}} = \frac{C_{10}H_{22} + 15.5O_2 = 10CO_2 + 11H_2O}{12 \times 10 + 22} = 0.06259 \quad (8)$$

$$(12 \times 10 + 22) + \frac{15.5 \times 32}{23} \% \quad (9)$$

在贫油区域内,若没有与空气掺混较为均匀,此时对于  $dA$  所对应的煤油质量分数  $\alpha < \alpha_{\text{stoic}}$ ,即  $\alpha_{\text{react}} = \alpha$ ,掺混效率趋近于1;在富油区域内,若煤油与空气掺混不均匀,对于煤油质量分数较高的局部位置  $\alpha > \alpha_{\text{stoic}}$ ,此时  $\alpha_{\text{react}} = \alpha(1-\alpha)/(1-\alpha_{\text{stoic}})$ 。 $\alpha_{\text{stoic}}$  为定值,随着煤油质量分数  $\alpha$  增大,  $\alpha_{\text{react}}$  减小,煤油分布越集中,掺混效率越趋近于0,所以煤油与空气掺混越均匀,掺混效率越接近于1。需要注意的是,此方法只可用于当量比  $\Phi \leq 1$  的冷态掺混计算,对于  $\Phi \geq 1$  则不适用。

#### (2) 总压损失系数 $\Lambda$

$$\Lambda = 1 - \frac{p_{t,x}}{p_{t,\text{inlet}}} = 1 - \frac{\iint p_{t,x} dS}{A} \cdot \frac{1}{p_{t,\text{inlet}}} \quad (10)$$

式中:  $p_{t,x}$  表示  $x$  截面上的平均总压,  $p_{t,\text{inlet}}$  表示隔段入口总压。

#### (3) 混合速率 $\chi$

由于一般采用的掺混效率用以衡量整体的燃料与空气的掺混效果,本文采用定义的混合速率参数用以衡量燃烧室内局部的燃料与空气的掺混特性。

首先定义元素  $l$  质量守恒的守恒标量  $Z_l$

$$Z_l = \sum_{k=1}^N \mu_{k,l} Y_k \quad (11)$$

式中:  $\mu_{k,l}$  表示元素  $l$  在  $k$  组分中所占的质量分数;  $Y_k$  为  $k$  组分质量分数。然后对元素的质量分数  $Z_l$  进行无量纲化得到混合分数  $\epsilon$

$$\epsilon = \frac{Z_l - Z_{l,0}}{Z_{l,1} - Z_{l,0}} \quad (12)$$

式中:  $Z_{l,0}$  代表空气进口处  $l$  元素的质量分数;  $Z_{l,1}$  代表燃料进口处  $l$  元素的质量分数。然后定义混合速率  $\chi$

$$\chi = 2D\nabla\epsilon \cdot \nabla\epsilon \quad (13)$$

混合速率  $\chi$  具有  $s^{-1}$  的量纲,其中二阶导数项与各个组分相关,代表各组分生成速率的修正。混合速率  $\chi$  越大,代表实际的燃料掺混速率越强。

### 2.2 超声速流中碳氢燃料超临界喷射剪切掺混基本特性

为了理解预加热对碳氢燃料超临界喷射掺混增强的影响机制,有必要先深入理解碳氢燃料在超声速气流中的超临界喷射基础特性。已知正癸烷的临界参数为:  $p_c = 2.11 \text{ MPa}$ ,  $T_c = 617 \text{ K}$ 。本节选取3种不同的燃料喷射压力:  $1.5 \text{ MPa}$ 、 $2.5 \text{ MPa}$ 、 $3 \text{ MPa}$ ,对比了超临界超声速气流中超临界喷射与亚临界喷射的异同。来流空气参数与1.4节一致,燃料喷射温度为  $750 \text{ K}$ 。其余数值计算设置均与1.4节一致。

图6给出了不同喷射压力下燃烧室内碳氢燃料的掺混效率和总压损失系数变化。在发动机燃烧室中,随着燃油的喷入,燃料与空气的掺混效率逐渐升高,这是由于支板的燃油喷嘴附近为富油状态,掺混效率较低。正癸烷的临界压力为  $2.1 \text{ MPa}$ ,当燃料喷射压力是  $1.5 \text{ MPa}$  时,碳氢燃料尚处于亚临界压力状态,而当喷射压力分别为  $2.5$  和  $3 \text{ MPa}$  时,碳氢燃料则处于超临界压力状态。随着燃料前喷的压力逐渐从  $1.5 \text{ MPa}$  升高到  $3 \text{ MPa}$ ,燃料与空气的掺混效率在喷嘴附近,即小于  $150 \text{ mm}$  时变化不大;而当距离超过  $150 \text{ mm}$  之后,喷射压力越大,燃料与空气的掺混效率越低,尤其是当喷射压力持续升高到  $3 \text{ MPa}$  后,掺混效率显著降低约  $5\%$ 。本文中喷出的燃料与主流空气速度平行,压力的升高使喷射出的燃料具有更大的动能,高压燃料在超声速流中的穿透能力显著增强,与空气之间有效地剪切掺混变弱,因此掺混效率降低。

观察图6(b)中不同喷射压力下燃烧室总压损失系数变化图可以发现,在发动机燃烧室中,随着燃油的喷入,沿程的总压损失系数逐渐升高。随着燃料喷射压力逐渐升高,总压损失系数逐渐

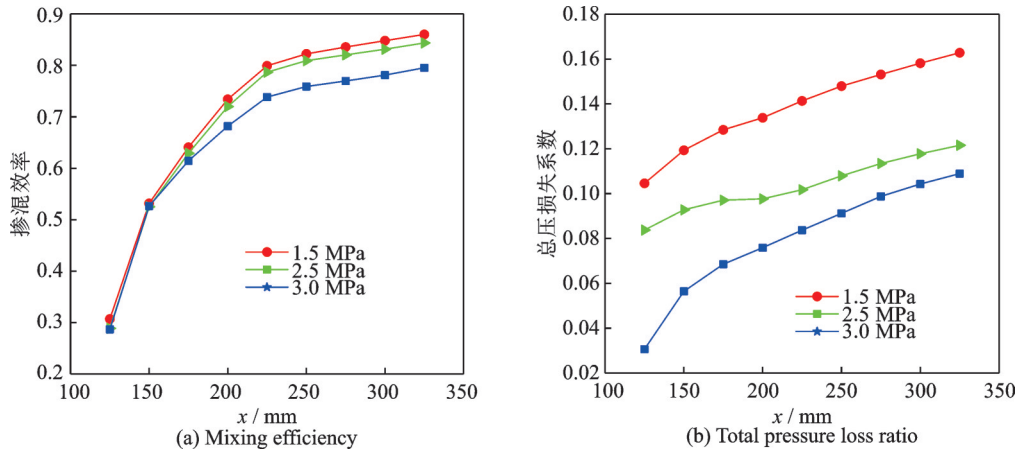


图 6 不同喷射压力下燃烧室掺混效率与总压损失系数  
Fig.6 Mixing efficiency and total pressure loss ratio at different injection pressures

降低,这是由于压力升高使射流具有更大的动能,穿透能力大大提高,在与空气进行剪切掺混时会产生更大的摩擦阻力损失,因此总压损失系数降低。

由于燃料喷射压力远远大于燃烧室内的静压,因此燃料从喷嘴附近喷出后由于巨大的压差会发生显著的膨胀,射流的动能显著提高。图 7 给出了不同喷射压力下喷嘴附近局部马赫数、混合速率以及流体密度。从图 7(a)可以看出,燃料在喷嘴附近形成了明显的马赫盘,当喷射压力升高时,局部马赫数显著升高,并且马赫盘形状也发生了变化,横向尺寸减小而沿流向尺寸增加。同时从图 7(b)可以看出,马赫盘边缘及射流边缘处出现了强混合区域,这是由于该位置主流与射流的剪切掺混作用比较强。当燃料喷射压力超过临界压力时,强混合区域逐渐变窄,喷嘴附近的混合速率显著提高。以上现象形成的原因是喷嘴附近的燃料由于膨胀的作用形成了一个高密度核,如图 7(c)所示,而在马赫盘边缘与空气形成的剪切层内,流体密度随之下

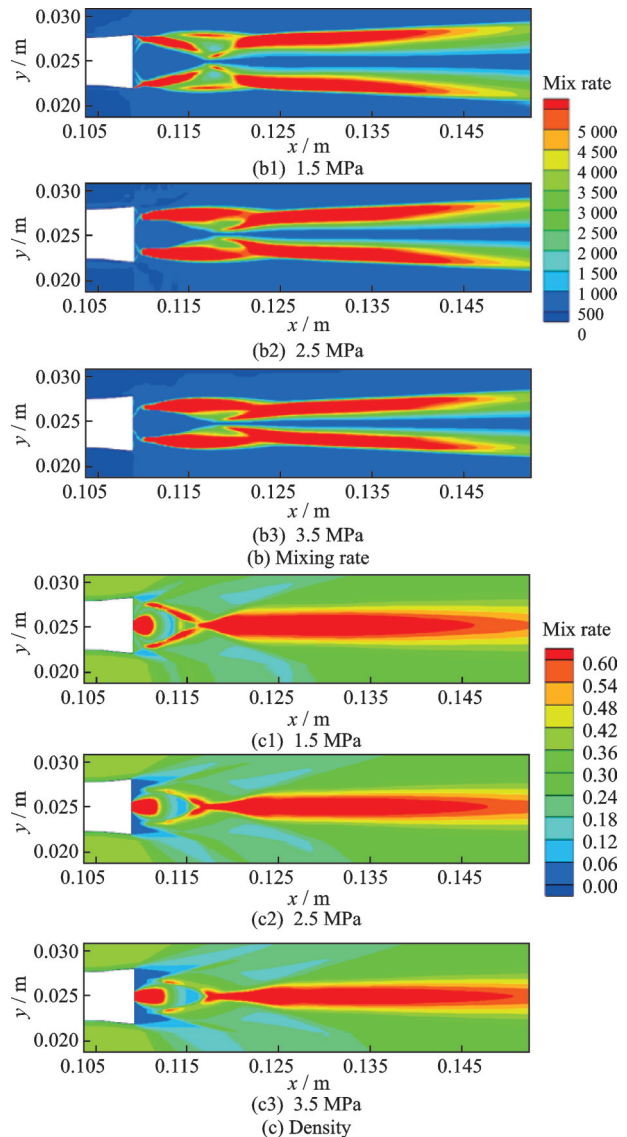
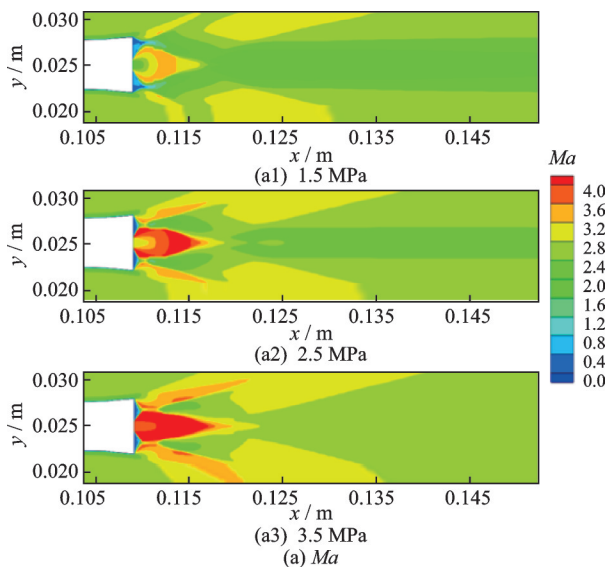


图 7 不同喷射压力下燃烧室喷嘴附近马赫数、掺混效率与密度

Fig.7 Mach number, mixing rate and density near the injector at different injection pressures

降。除此之外,当喷射压力升高的时候,燃料的高密度区域形状逐渐变扁且变得狭长,这与马赫数的

分布是一致的。从以上分析可以看出,超临界压力下的航空煤油的喷射过程与物性强烈地耦合在一起。

图8给出了不同喷射压力下燃烧室内正癸烷质量分数分布图,其中右侧为喷嘴附近局部放大图示。燃油从支板后侧喷出,在喷嘴附近出现了正癸烷高浓度区域。随着燃料的前进,正癸烷逐渐与主流空气进行剪切掺混,质量分数逐渐下降。当燃料的前喷压力逐渐升高的时候,燃料的尾迹区域逐渐变窄,射流的穿透深度显著提高。进一步观察图右

侧喷嘴附近的局部正癸烷质量分数分布,当喷射压力为1.5 MPa,即低于燃料临界压力时,喷嘴与马赫盘之间的孔隙区域存在燃料,说明射流在该位置发生了横向回流;而当喷射压力超过燃料临界压力时,当燃料喷射压力从2.5 MPa升高到3.0 MPa,喷嘴与马赫盘之间的孔隙区域横向回流区范围变小并逐渐消失,同时,射流的形状显著变窄,穿透距离显著增加。这是由于喷射压力升高时,喷嘴后的燃料获得的动能显著增大,在超声速流动中的穿透能力显著增强。

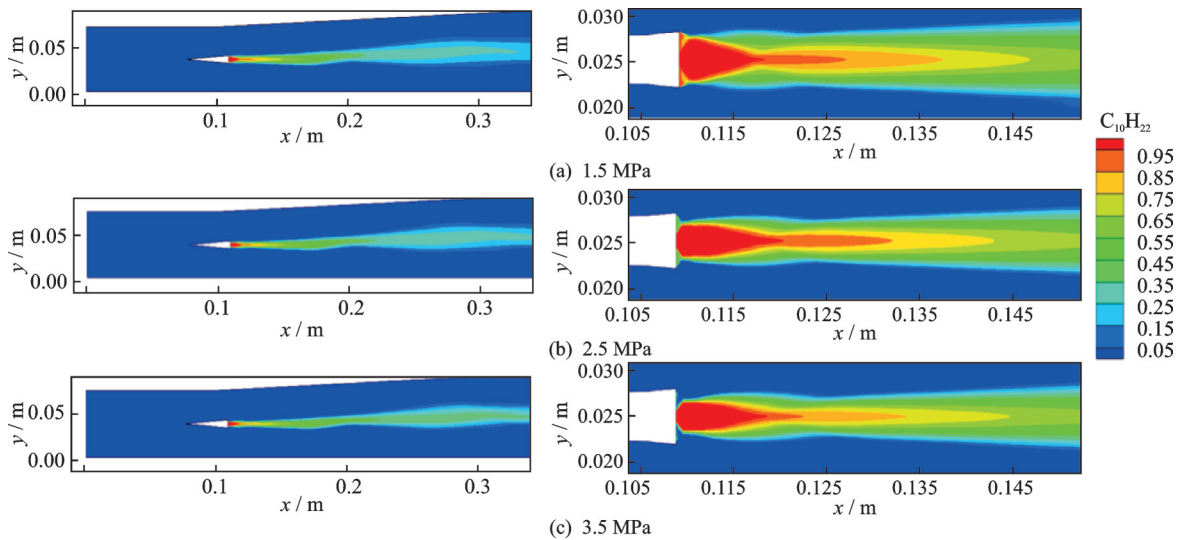


图8 不同喷射压力下燃烧室内正癸烷质量分数

Fig.8 Mass fraction of *n*-Decane in combustion chamber at different injection pressures

### 2.3 燃料预加热温度对超声速剪切掺混的影响

为了研究燃料预加热温度对超声速气流中碳氢燃料超临界喷射掺混特性的影响,本节改变燃料喷射温度:750 K、800 K、900 K进行数值计算。来流空气参数与1.4节一致,燃料前喷压力为2.5 MPa。其余数值计算设置均与2.2节一致。

图9给出了不同喷射温度下燃烧室内碳氢燃料的掺混效率与总压损失系数变化。随着燃料前喷的温度逐渐升高,燃料与空气的掺混效率逐

渐缓慢降低,这是由于在射流的质量流量一定条件下,温度升高会使燃料的密度显著下降,因此燃料的速度逐渐升高,沿着流动方向穿透力增强;此外,燃烧室总压损失系数随着燃料喷射温度的增加而显著提升,这是由于温度升高时流体的动力黏度会增加,考虑到流体速度有一定程度的增加,因此燃料在主流与射流的湍流剪切层内湍流扩散率会迅速增加,更多的湍流黏性耗散带来更大的摩擦损失,导致总压损失系数增大。

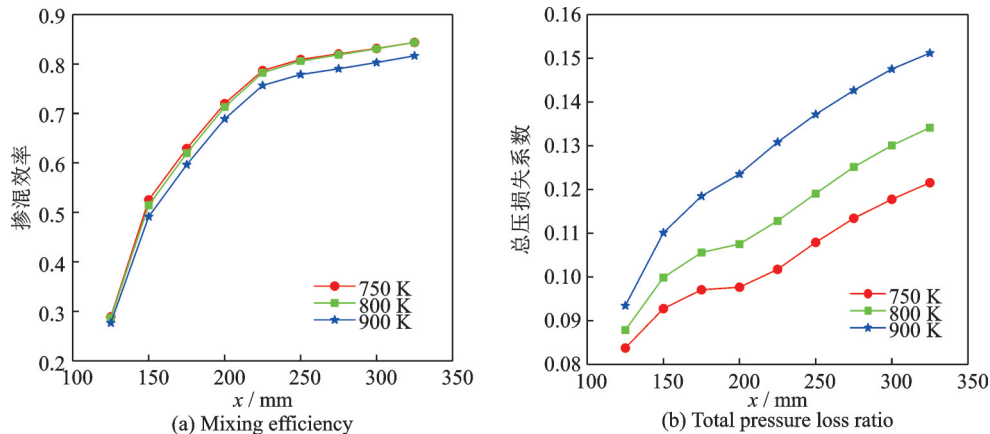


图9 不同喷射温度下燃烧室掺混效率与总压损失系数

Fig.9 Mixing efficiency and the total pressure loss ratio in combustion chamber at different fluid preheat temperatures



为了探究燃料预加热温度对喷嘴附近流体掺混的影响,首先来看喷射温度改变的情况下喷嘴附近燃料的膨胀特点,图 10 给出了不同喷射温度下喷嘴附近马赫数和混合速率,随着喷射温度升高,喷嘴附近燃料马赫盘的形状变化并不大,马赫数略微减

小,这是由于温度升高后燃料的比热比发生了变化。同时,观察图 10(b)中不同喷射温度下喷嘴附近混合速率可以发现,喷射温度升高对燃烧室内流体混合速率带来的影响主要集中在马赫盘后侧的弱掺混区域中,喷射温度增加会使该区域面积扩大。

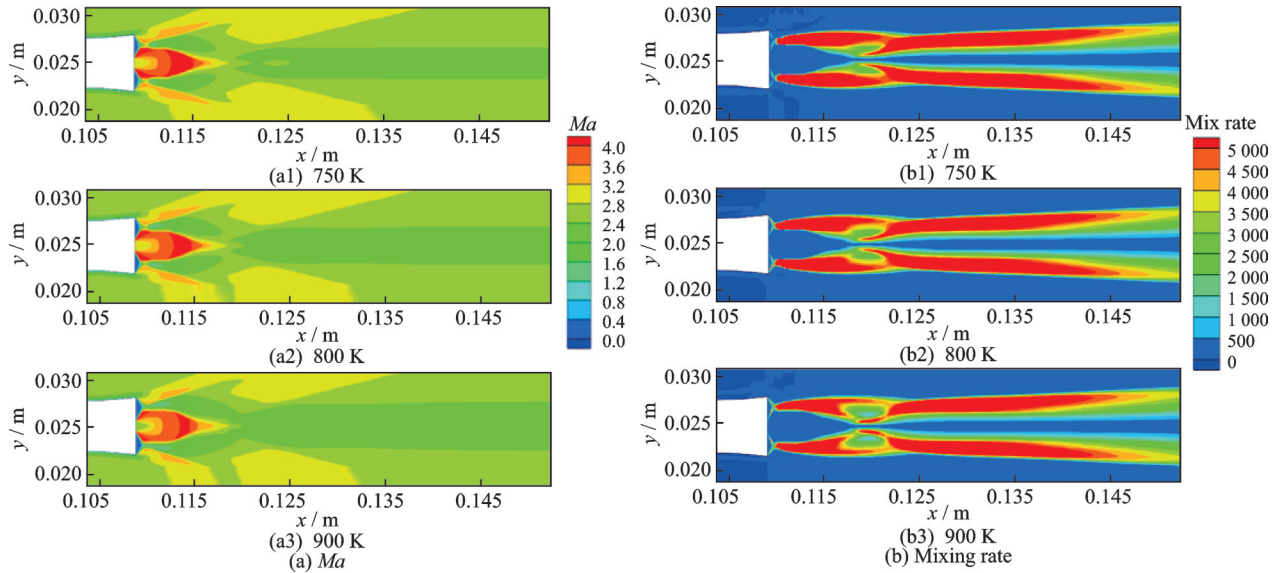


图 10 不同预热温度下燃烧室喷嘴附近马赫数与掺混效率云图

Fig.10 Local Mach number and mix rate near the injector at different fluid preheat temperatures

最后来看燃烧室的正癸烷质量分数分布,如图 11 所示。从燃烧室整体来看,喷射温度的升高使射流的宽度增加,而进一步观察喷嘴附近的正癸烷质

量分数可以看到,喷射温度的升高使射流的宽度略微升高,同时马赫盘的形状并未发生显著变化。但由于流体速度升高,因此射流的穿透距离逐渐变长。

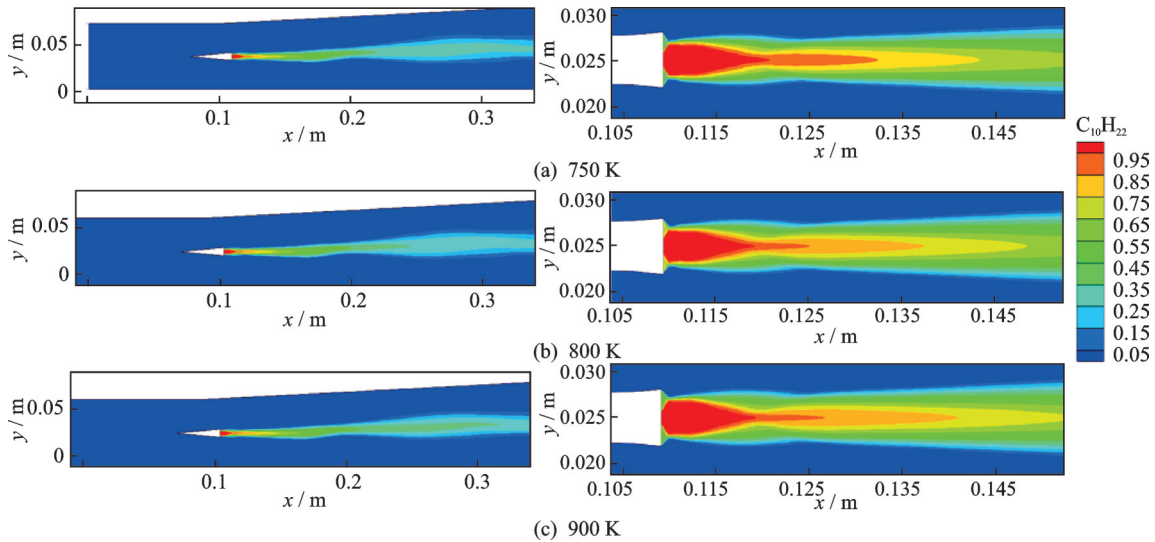


图 11 不同喷射温度下燃烧室正癸烷质量分数云图

Fig.11 Mass fraction of n-Decane in combustion chamber at different fluid preheat temperatures

### 2.4 燃料预加热裂解对超声速剪切掺混的影响

为了研究燃料的热裂解程度对超声速气流中碳氢燃料的喷射掺混特性的影响,选取 3 个不同的燃料初始裂解率  $\epsilon=0, 30\%, 60\%$  进行数值计算。来流参数与 1.4 节一致,燃料前喷压力为 2.5 MPa。数值计算设置均与 1.4 节一致。

已有实验表明,正癸烷等大分子碳氢燃料高温下发生热裂解反应会生成小分子碳氢化合物,生成物种类高达上百种,数值计算几乎不可能考虑如此多的裂解产物种类。需要说明的是,Vaden 等<sup>[25]</sup>针对裂解型碳氢燃料喷射燃烧的研究(HIFiRE 项目)表明,完全裂解的 JP-7 航空煤油的裂解产物组

份可以采用36%甲烷与64%乙烯来代替,替代燃料能够有效地预测燃烧室中的火焰长度、点火特性与熄火极限。因此本文采用Vaden等的结论,正癸烷的裂解产物组分也按照该组分计算。表1给出了燃料在不同裂解率条件下的组成。

表1 燃料在不同裂解条件下的组成

Table 1 Fuel components at different fuel conversion rates

Fuel conversion rate $\epsilon/\%$	$C_{10}H_{22}$	$CH_4$	$C_2H_4$
0	1.0	0	0
30	0.7	0.072 9	0.227 1
60	0.4	0.145 8	0.454 2

图12给出了不同喷射燃料裂解率时燃烧室的掺混效率和总压损失系数。可以观察到:在喷嘴附近  $109\text{ mm} < x < 140\text{ mm}$  范围内,燃料发生裂解

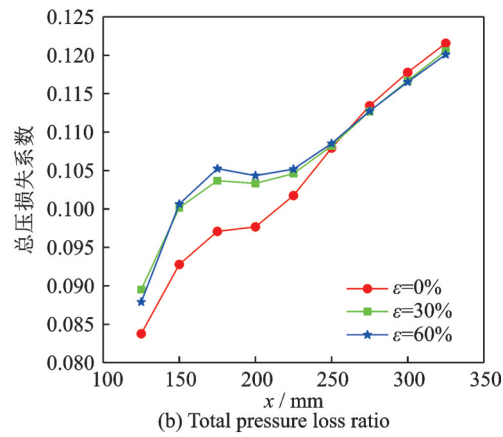
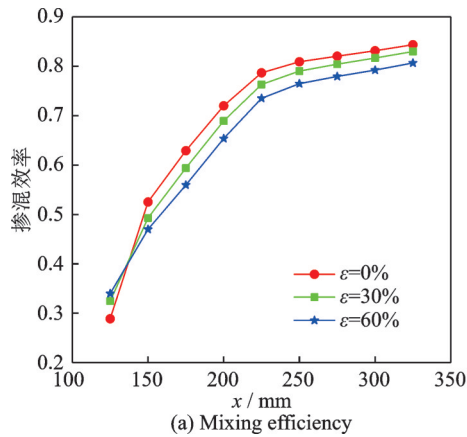


图12 不同燃料裂解率条件下燃烧室掺混效率与总压损失系数

Fig.12 Mixing efficiency and the total pressure loss ratio in combustion chamber at different fuel conversion rates

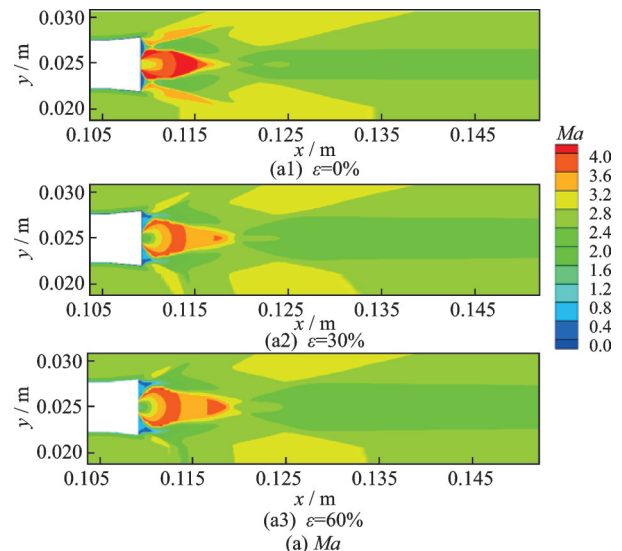
为了探究碳氢燃料预加热裂解对流动掺混产生影响的原因,图13给出了喷嘴附近的局部马赫数、混合效率以及流体的湍动能。进一步观察图13(a)喷嘴附近的马赫数云图,当燃料发生热裂解反应后,燃料在喷嘴附近的膨胀发生了显著的变化,喷嘴附近的马赫数显著下降,而马赫盘的直径增加。这是由于裂解后的燃料组分中增加了小分子碳氢化合物,因此流体密度显著减小,流体的膨胀性能增强。

观察图13(b)中不同燃料裂解率下燃烧室喷嘴附近的内流体混合速率云图,可以看出燃料发生热裂解反应后,燃烧室内的混合速率整体下降,强混合速率区域显著缩短;而在喷嘴附近,马赫盘边缘及强剪切层内的高混合速率区面积也显著减小。这是由于发生热裂解反应后,混合物的黏度显著增加,湍流耗散显著增强,因此主流与燃料之间的湍流剪切掺混随之减弱。

除此之外,观察图13(c)可发现燃料裂解率增加使射流的湍动能显著下降。当燃料发生热裂解反

应会一定程度上提高掺混效率,并且燃料裂解率越大,掺混效率提高越明显,在燃料裂解率为60%时,喷嘴附近的掺混效率提高了近18%;而在远离喷嘴附近,即当  $x > 140\text{ mm}$  范围时,燃料发生裂解反应会略微抑制掺混效率,并且燃料裂解率增加使掺混效率逐渐降低。以上现象说明碳氢燃料预热裂解过程对其喷射后与主流的掺混过程影响是双重的,在靠近喷嘴的范围内燃料裂解有助于提高局部掺混效率,而在远离喷嘴的位置燃料裂解则会降低掺混效率,当燃料裂解率为60%时,该区域掺混效率减小约6%。此时观察图12(b)中燃烧室的总压损失系数可以发现,碳氢燃料发生热裂解反应会在大范围内提高燃烧室总压损失系数;只有当远离燃料喷嘴,即  $x > 260\text{ mm}$  时,热裂解反应会有助于降低总压损失系数。

应之后,喷嘴附近的强湍流区横向范围变宽并随着裂解率增加逐渐加重,在靠近喷嘴一定范围内能够促进燃料与主流的掺混,这是由于燃料膨胀性能提高的缘故。但需要注意的是当燃料发生热裂解反应之后,剪切层内的流体湍动能显著下降,在远离喷



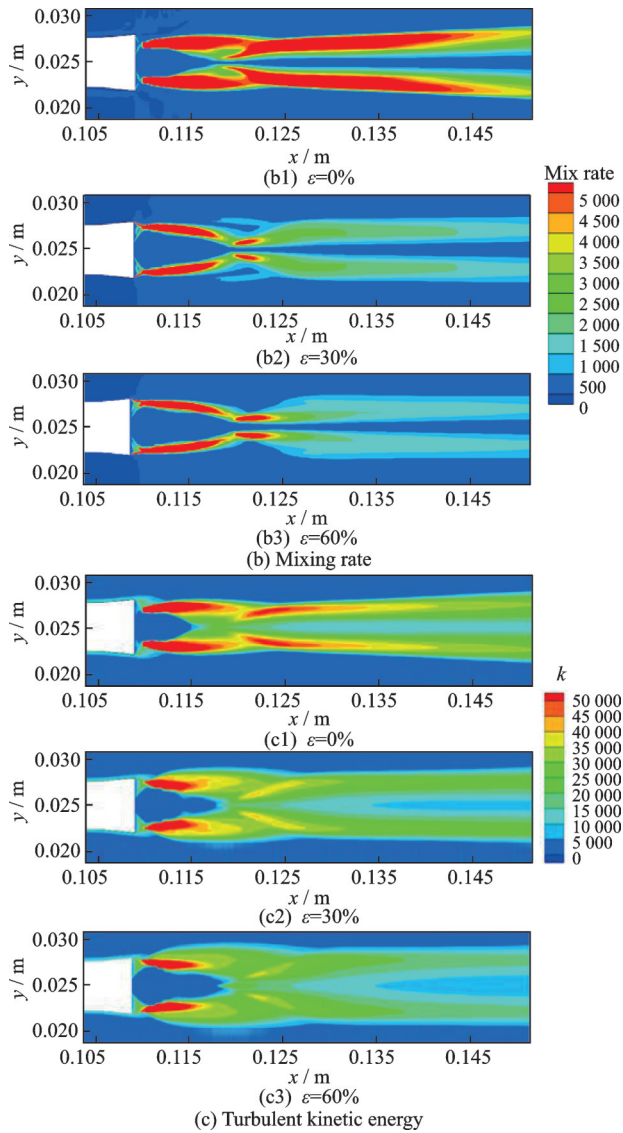


图 13 不同燃料裂解率条件下燃烧室马赫数、掺混效率与湍动能云图

Fig.13 Local Mach number, mixing rate and turbulent kinetic energy near the injector at different fuel conversion rates

嘴的范围内会减弱燃料与主流的掺混,这也说明上文提出的裂解产物混合物增加带来的湍流黏性耗散增强是合理的。随着燃料裂解率的增加,该效应逐渐增强,因此喷嘴下游的混合效率逐渐减小。

### 3 结 论

针对碳氢燃料超燃冲压发动机燃烧室内主流与燃料的掺混问题,本文探究了燃料预加热对燃烧室内流动掺混的影响。本文建立了超声速燃烧室内预加热型碳氢燃料喷射剪切掺混的数值计算模型,并根据德国宇航中心的模型发动机的实验验证了模型的准确性。在此基础上研究了碳氢燃料预加热对超声速剪切掺混特性的影响机制,分析了温度与碳氢燃料热裂解对掺混特性的影响规律。研究发现:

(1) 超声速气流中燃料喷射剪切掺混过程与

普通剪切掺混过程相比具有明显的特征。由于超声速燃烧室内压力很低,燃料的喷射压力相对高很多,巨大的压力差会使燃料在喷嘴附近发生剧烈的膨胀,射流速度显著增加从而形成明显的马赫盘结构。燃料喷射压力对该剪切掺混过程具有显著影响。当喷射压力逐步升高并超过燃料的临界压力之后,马赫盘的横向尺寸减小而流向尺寸增加,此时剪切层宽度减小,射流在超声速气流里的穿透作用显著增强。随着燃料前喷的压力逐渐从 1.5 MPa 升高到 3 MPa,燃料与空气的掺混效率在喷嘴附近变化不大,而当距离超过 150 mm 之后掺混效率降低约 5%。

(2) 燃料预加热温度对超临界碳氢燃料喷射掺混特性的影响主要是由于物性变化引起的。与加热温度对喷嘴附近马赫盘的形状影响不大,但随着燃料预加热温度逐渐升高,燃料的密度显著下降、射流速度提高,燃料沿着流动方向穿透力增强,燃料与空气的掺混效率逐渐降低;除此之外,提高燃料预加热温度会增加流体的动力黏度,从而带来更多的湍流黏性耗散,使燃烧室总压损失系数升高。燃料温度从 750 K 增加到 900 K 时,燃烧室掺混效率降低约 5%、总压损失约增加 20%。

(3) 碳氢燃料热裂解反应对燃烧室内主流与燃料的剪切掺混有双重影响,一方面燃料热裂解生成众多小分子碳氢化合物,燃料的物性发生巨大变化,混合物的比热比增加从而改变了射流在喷嘴附近的膨胀特性,马赫盘的直径显著增加,在该局部一定程度上增强了掺混效果;另一方面,燃料裂解后黏度增加,湍流耗散显著增强,因此主流与燃料之间的湍流剪切掺混随之减弱,剪切层内的高混合速率距离显著缩短。相较于未裂解的碳氢燃料,燃料裂解率为 60% 时,喷嘴附近的掺混效率提高约 18%,而远离喷嘴的位置掺混效率降低约 6%。

### 参考文献:

[1] 占云. 高超声速技术(HyTech)计划[J]. 飞航导弹, 2003(3): 44-50.  
ZHAN Yun. Hypersonic technology (HyTech) program[J]. Winged Missile, 2003(3): 44-50.

[2] 章思龙, 秦江, 周伟星, 等. 高超声速推进再生冷却研究综述[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2177-2190.  
ZHANG Silong, QIN Jiang, ZHOU Weixing, et al. Review on regenerative cooling technology of hypersonic propulsion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2177-2190.

[3] 张蒙正, 路媛媛. 火箭冲压组合动力系统研发再思考[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 65-72.  
ZHANG Mengzheng, LU Yuanyuan. Consideration once again on rocket ramjet combined engine[J]. Jour-

- nal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 65-72.
- [4] 徐惊雷. 超燃冲压及TBCC组合循环发动机尾喷管设计方法研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 82-97. XU Jinglei. Research progress of nozzle design method for scramjet and tbcc combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 82-97.
- [5] 罗文雷, 潘余, 谭建国, 等. 模型冲压发动机低压条件下燃烧效率试验[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 270-275. LUO Wenlei, PAN Yu, TAN Jianguo, et al. Experimental investigation on combustion efficiency of the ramjet model at low pressure[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 270-275.
- [6] 王健, 张力, 苏祥荣. 蒸发式稳定器低压高温试验[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 208-210. WANG Jian, ZHANG Li, SU Xiangrong. Experimental investigation of vaporizing flameholder at low pressure and high temperature[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 208-210.
- [7] 刘林峰, 徐胜利, 郑日恒, 等. 超声速气流中凹槽结构煤油喷射和掺混研究[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 721-729, 763. LIU Linfeng, XU Shengli, ZHENG Riheng, et al. Studies on kerosene injection and mixing with cavity in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(6): 721-729, 763.
- [8] 周驯黄, 陈荣钱, 李怡庆, 等. 椭圆形超燃燃烧室内燃料喷射和掺混性能研究[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 637-645. ZHOU Xunhuang, CHEN Rongqian, LI Yiqing, et al. Injection and mixing performance in an elliptical scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 637-645.
- [9] VINOGRADOV V, SHIKHMAN Y, ALBEGOV R, et al. Experimental research of pre-injected methane combustion in high speed subsonic airflow: AIAA 2003-6940[R]. [S.l.]: AIAA, 2003.
- [10] HSU K, CARTER C, GRUBER M, et al. Mixing study of strut injectors in supersonic flows: AIAA 2009-5226[R]. [S.l.]: AIAA, 2009.
- [11] BAGG C, GREENDYKE R. Computational analysis of strut induced mixing in a scramjet: AIAA 2009-1253[R]. [S.l.]: AIAA, 2009.
- [12] TAM C, HSU K, GRUBER M, et al. Fuel/air mixing characteristics of strut injections for scramjet combustor applications: AIAA 2008-6925 [R]. [S.l.]: AIAA, 2008.
- [13] TAM C, HSU K, GRUBER M, et al. Aerodynamic performance of an injector strut for a round scramjet combustor: AIAA 2007-5403[R]. [S.l.]: AIAA, 2007.
- [14] 姜冠宇, 闻浩诚, 代雯, 等. 跨/超临界条件流体流动与喷射研究进展[J]. 实验流体力学, 2022. DOI: 10.11729/sytlx20220083. JIANG Guanyu, WEN Haocheng, DAI Wen, et al. A brief review on trans/supercritical internal flow and jet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2022. DOI: 10.11729/sytlx20220083.
- [15] 高伟, 林宇震, 张弛. 超临界燃料在喷嘴附近的相变和流动过程[J]. 推进技术, 2019, 40(3): 635-642. GAO Wei, LIN Yuzhen, ZHANG Chi. Phase transition and flow process of supercritical fuel near injector nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(3): 635-642.
- [16] 肖国炜. 超临界环境下液态碳氢燃料的蒸发和喷雾特性研究[D]. 北京: 清华大学, 2019. XIAO Guowei. On the evaporation and spray characteristics of liquid hydrocarbon fuels in supercritical environments[D]. Beijing: Tsinghua University, 2019.
- [17] 彭云晖, 高伟, 张弛, 等. 超临界碳氢燃料的射流特性研究[J]. 航空发动机, 2019, 45(2): 59-64. PENG Yunhui, GAO Wei, ZHANG Chi, et al. Investigation on jet characteristics of supercritical hydrocarbon fuel[J]. Aeroengine, 2019, 45(2): 59-64.
- [18] 刘宇, 孙震, 汤卓, 等. 初始温度对CH<sub>4</sub>/RP-3航空煤油混合燃料层流燃烧特性的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2): 348-356. LIU Yu, SUN Zhen, TANG Zhuo, et al. Effect of initial temperature on the laminar combustion characteristics of CH<sub>4</sub>/RP-3 mixed fuel[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 348-356.
- [19] OEVERMANN M. Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a scramjet using flamelet modeling[J]. Aerospace Science and Technology, 2000, 4(7): 463-480.
- [20] FENG Yu, CAO Jie, LI Xin, et al. Flow and heat transfer characteristics of supercritical hydrocarbon fuel in mini channels with dimples[J]. Journal of Heat Transfer, 2017, 139(12): 122401.
- [21] KIM S K, CHOI H S, KIM Y. Thermodynamic modeling based on a generalized cubic equation of state for kerosene/lox rocket combustion[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(3): 1351-1365.
- [22] POLING B E, PRAUSNITZ J M, O'CONNELL J P. The properties of gases and liquids[M]. New York: McGraw-Hill, 2000.
- [23] 曹杰. 超临界碳氢燃料流动及凹陷强化传热数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017. CAO Jie. Numerical investigation of flow and enhanced heat transfer of supercritical hydrocarbon fuel with dimples[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.
- [24] SHIN J, SUNG H G. Combustion characteristics of hydrogen and cracked kerosene in a dlr scramjet combustor using hybrid RANS/LES method[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 433-444.
- [25] VADEN S N, DEBES HART R L, LASH E L, et al. Unsteady extinction of opposed jet ethylene/methane HiFIRE surrogate fuel mixtures vs air: AIAA-2009-4883[R]. [S.l.]: AIAA, 2009.