文章编号：1000-8055(2024)05-20210569-11 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210569

喷注位置对多组分燃料超燃冲压发动机燃烧的影响

滑远帆[1,2]，李世鹏[1]，王宁飞[1]，于文浩[3]，马源辰[1]

（1. 北京理工大学 宇航学院，北京 100081；
2. 中国航天科技集团有限公司 北京航天动力研究所，北京 100076；
3. 沈阳航空航天大学 航空宇航学院，沈阳 110136）

摘　　要： 为研究含铝高能量密度碳氢燃料在超燃冲压发动机中的燃烧组织细节，使用离散相模型（DPM）和简化反应机理对不同燃料喷注位置下燃烧流动过程进行了数值模拟。结果表明：使用七喷注器从上壁面进行燃料喷注时，出口截面处温度场形成了以近上壁面轴线为中心低温-升至最高温-降至较低温度的分布特征，氧浓度在中心处的含量也较低，这都将影响燃烧反应的进程。在研究工况下随着喷注器与燃烧室入口距离增大，燃料比冲呈先增大后减小的变化趋势，在研究工况中实现燃料最大比冲 11 092 m/s，可以通过改变燃料从上壁面喷入燃烧室的喷注位置和优化喷注器布局等提升燃烧室性能，优化后最大比冲提升了 12.68%。

关 键 词： 多组分燃料；超燃冲压发动机；喷注位置；燃烧性能；喷注布局优化

中图分类号： V235.21　　**文献标志码：** A

Influence of injection position on combustion of multi-component fuel scramjet

HUA Yuanfan[1,2], LI Shipeng[1], WANG Ningfei[1], YU Wenhao[3], MA Yuanchen[1]

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Beijing Aerospace Propulsion Institude,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China;
3. College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to investigate the details of the combustion organization of aluminum-containing high-energy-density hydrocarbon fuels in scramjet engine, a discrete phase model (DPM) and simplified reaction mechanism were used to numerically simulate the combustion flow process at different fuel injection positions. The results showed that when the seven injectors were used to inject fuel from the upper wall, the exit section formed a temperature distribution near the center of the upper wall from inside to outside, namely, relatively low temperature-warming-up to the highest temperature-cooling down. The lower oxygen concentration of the upper wall near the center area affected the progress of the reaction. Under the research conditions, as the distance between the injector and the inlet of the combustion chamber increased, the fuel specific impulse first increased and then decreased. In the research condition, the maximum specific impulse of fuel was 11 092 m/s. The performance of the combustion chamber can be

收稿日期： 2021-10-09

作者简介： 滑远帆(1997—)，男，助理工程师，硕士，主要从事液体冲压发动机、液体火箭发动机设计与燃烧方面的研究。

通信作者： 李世鹏(1973—)，男，教授、博士生导师，博士，主要从事固体火箭发动机设计与仿真技术、水下喷气推进技术和固体姿轨控动力技术方面的研究。E-mail: lsp@bit.edu.cn

引用格式： 滑远帆, 李世鹏, 王宁飞, 等. 喷注位置对多组分燃料超燃冲压发动机燃烧的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 20210569. HUA Yuanfan, LI Shipeng, WANG Ningfei, et al. Influence of injection position on combustion of multi-component fuel scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20210569.

improved by changing the injection position of the fuel injected into the combustion chamber from the upper wall and optimizing the injector layout. After optimization, the maximum specific impulse increased by 12.68%.

Keywords: multi-component fuel；scramjet；injection position；combustion performance；spray layout optimization

超燃冲压发动机因其在高马赫数工况下的高比冲性能而引起世界各国的广泛关注，国内外通过化学合成新燃料分子结构开发了 QC、JP-10、RJ-7 等系列高能量密度燃料，提升了液态烃燃料的密度和热值。为了进一步提升液体燃料的能量密度，将金属颗粒添加到液态碳氢燃料中是一种有效的办法，对添加后燃料的燃烧效率和燃烧组织形式等的研究可为性能研究奠定理论基础。

国内外学者对添加金属颗粒碳氢燃料的燃烧及在超燃冲压发动机上的应用开展了一些研究，1962 年 Gordon 和 Lee[1] 提出了在常规燃料中加入金属粉末的想法，并开展了一些实验研究。Young[2] 在模拟冲压发动机条件的吸气式燃烧器中广泛研究了硼和铝纳米粒子的基本燃烧行为，探索了高速吸气式推进系统中使用金属纳米粒子作为燃料或燃料添加剂的可行性。Palaszewski 等[3] 在脉冲爆震发动机上对添加纳米铝的 JP-8 凝胶燃料进行了一系列燃烧实验，研究了其点火性能。Mordosky 等[4] 实验研究了添加铝粉的 RP-1 凝胶燃料在火箭发动机中的燃烧特性，加入铝纳米粒子的质量分数范围为 0～0.55，通过计算特征速度效率发现含质量分数为 0.05 铝粉的燃料燃烧效率最高，纯 RP-1 燃料其次，添加其他质量分数铝粉的 RP-1 燃料燃烧效率有所下降。北京航空航天大学的罗雨等[5] 使用加入铝质量分数为 0.16 的 JP-10 燃料在小型燃烧器中进行燃烧实验，以研究添加铝纳米颗粒对燃烧特性和推进性能的影响，发现加铝燃料比纯 JP-10 的燃烧效率高 3.0%～9.0%。北京航空航天大学的邵昂等[6] 将质量分数为 0.21 的纳米铝粉颗粒以及质量分数为 0.12 的氢化铝复合粒子加入到 JP-10 燃料中，在模型火箭发动机上进行实验研究，发现和纯 JP-10 相比其燃烧效率与质量比冲明显降低，密度比冲相比有 5.5%～14.6% 的提高，点火延迟略降低，说明金属颗粒的加入对推进剂点火性能有积极的影响。南京理工大学的台经华等[7] 对发动机的流动燃烧特性进行了数值模拟研究，发现当量比在 0.3～0.6 时，燃料混合当量比的增加会使燃烧室压力增大，有利于提高铝粉颗粒的燃烧效率及发动机的推力，对发动机的工作性能有促进作用，但比冲有所下降，且其研究结果铝粉颗粒的燃烧效率普遍不高。天津大学的鄂秀天凤等[8-13] 将纳米铝颗粒添加到液体燃料中制备纳米流体燃料，通过火箭发动机实验等一系列研究发现添加纳米铝颗粒可以提高 HD-01 燃烧效率，提升发动机的综合性能。天津大学的刘毅等[14] 采用模型火箭发动机研究了 4 种高能量密度液体燃料及一种添加纳米铝颗粒的纳米流体燃料的燃烧性能，发现在氧燃比为 1.6～2.0 的工况范围内，液体燃料的燃烧效率和质量比冲顺序为 QC（四环庚烷）>HD-01>HD-03≈LGHD-03，密度比冲顺序为 QC>HD-03≈LGHD-03>HD-01，向四环庚烷中添加质量分数为 0.15 纳米铝颗粒后，燃烧效率和质量比冲略有下降，但密度比冲可提高到 2 340 N·s/m^3。北京航空航天大学的靳雨树等[15] 在宽当量比范围的直联冲压发动机实验平台上对 JP-10+质量分数为 0.16 Al 纳米悬浮燃料和 JP-10 纯燃料的性能特性进行了实验，发现纳米悬浮燃料的燃烧效率明显高于纯燃料，且纳米铝颗粒的加入也增强了密度比冲。在当量比为 0.56、0.73 和 0.91 时，浆液燃料的密度比冲分别提高 34.37%、11.33% 和 8.96%。关于燃料喷注位置的研究，国防科技大学的吴先宇等[16] 通过改变超燃冲压发动机燃料喷注位置等进行燃烧室构型的实验优化，发现适当集中靠前喷油有利于获得更高的燃烧室性能。西南交通大学的邓维鑫[17] 进行了多种注油方式的燃烧性能实验，发现在仅有上壁面注油时取得了实验中最高的燃料比冲，将上下壁面同时注油时得到了最高推力，并研究了上下壁面同时注油时改变注油位置对隔离段未扰动区域的影响。国防科技大学的李凡等[18] 通过改变凹腔上游壁面双路燃料喷注的位置，设计了两种凹腔组合式的喷注方案开展火焰稳定过程的研究，认为增加双路燃料喷注之间距离的喷注方案的稳焰效果更好，燃烧反应区更靠近凹腔前缘，燃烧释热也更强。

含铝的高能量密度碳氢燃料在超燃冲压发动

机中的燃烧组织过程是一个重要的研究方向，目前相关的文献较少，本研究使用商业软件 Fluent 进行计算，对于含铝的 JP-10（$C_{10}H_{16}$ 占 99% 左右）在超燃冲压发动机中的燃烧情况开展了数值模拟，其中多组分燃料中铝粉质量分数为 0.15，分析了燃烧室的流场情况，重点研究了燃料喷注位置对燃烧效率的影响，并对燃料组织技术开展探索，可以为相关发动机的设计工作提供一定的参考。

1　数值方法

1.1　控制方程

对于考虑了化学反应的多组分超声速流场，其质量守恒方程为：

$$\frac{\partial(\rho Y_i)}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho \boldsymbol{v} Y_i)=\nabla\cdot[D_i\nabla(\rho Y_i)]+R_i \tag{1}$$

其中 ρ 为混合气体的密度，Y_i 为组分 i 的质量分数，$\boldsymbol{v}$ 为速度矢量，D_i 为组分 i 的扩散系数。R_i 为由化学反应引起的组分 i 气体的净生成率。

流场动量守恒方程为：

$$\frac{\partial(\rho \boldsymbol{v})}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho \boldsymbol{v}\boldsymbol{v})=-\nabla p+\nabla\cdot(\boldsymbol{\tau})-\nabla\cdot(\rho\overline{u_i'u_j'})+\boldsymbol{F}_{\mathrm{p}} \tag{2}$$

其中 p 是流体微元体上的静压力；$\boldsymbol{F}_{\mathrm{p}}$ 为与离散颗粒相相互作用引起的体积力；$\boldsymbol{\tau}$ 是作用在微元体表面上的黏性应力张量。

1.2　湍流模型

本文采用切应力输运 SST k-ω 模型。SST k-ω 基于标准 k-ω 模型和标准 k-ε 模型，为了把两个模型连接起来，标准 k-ε 模型的方程在 k 和 ω 的基础上做了变换，引入了交叉扩散项 D_ω。该模型的守恒方程为：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_k\frac{\partial k}{\partial x_j}\right)+\tilde{G}_k-Y_k+S_k \tag{3}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega\frac{\partial k}{\partial x_j}\right)+\tilde{G}_\omega-Y_\omega+S_\omega+D_\omega \tag{4}$$

其中 k 为湍动能，ω 为比耗散率，G_k 代表由于平均速度梯度引起的湍流动能 k 的产生项，G_ω 代表比耗散率 ω 的产生项，Γ_k 和 Γ_ω 分别代表 k 和 ω 的有效扩散系数，Y_k 和 Y_ω 代表 k 和 ω 由于湍流产生的耗散，S_k 和 S_ω 是自定义源项，D_ω 代表交叉扩散项。

1.3　离散相模型

由于本文研究的情况颗粒相体积分数占比较小，故而使用离散相模型（DPM）描述颗粒相在流场中的运动和能量交换情况。在该模型中忽略了颗粒之间的相互碰撞作用，仅考虑颗粒与流体间的相互作用，利用拉格朗日法计算颗粒的运动轨迹。

颗粒的作用力平衡方程在笛卡儿坐标系下的形式（x 方向）为：

$$\frac{\mathrm{d}u_{\mathrm{p}}}{\mathrm{d}t}=F_D(u-u_{\mathrm{p}})+\frac{g_x(\rho_{\mathrm{p}}-\rho)}{\rho_{\mathrm{p}}}+F_x \tag{5}$$

其中 $F_D(u-u_{\mathrm{p}})$ 为颗粒的单位质量曳力，其中：

$$F_D=\frac{18\mu}{\rho_{\mathrm{p}}d_{\mathrm{p}}^2}\cdot\frac{C_D Re}{24} \tag{6}$$

其中 u 是流体相速度，u_{p} 是颗粒速度，μ 是流体动力黏度，ρ 是流体密度，ρ_{p} 是颗粒密度，d_{p} 是颗粒直径，Re 是相对雷诺数，C_D 是曳力系数。

颗粒在内流场中的体积分数比较小，本文中使用拉格朗日方法对颗粒的运动过程进行跟踪计算。在计算过程中，做如下简化假设：

1）颗粒为球形，质量分布均匀；

2）不考虑颗粒之间的聚合、颗粒的破裂分解等情况；

3）不考虑颗粒与气相的质量交换；

4）颗粒质量分布服从 Rosin-Rammler 规律；

5）忽略重力、热泳力、布朗力、Saffman 升力的影响。

1.4　化学动力学模型

选用有限速率模型来描述燃料燃烧的反应过程，使用 Arrhenius 定律描述详细的化学反应机理，如式（7）表示：

$$k_{\mathrm{f}}=A_{\mathrm{r}}T^n\exp(-E_{\mathrm{r}}/RT) \tag{7}$$

式中 k_{f} 为反应速率常数，A_{r} 是指前因子或频率因子，n 是温度指数，E_{r} 是活化能，其物理意义是发生反应的能量障碍，R 是通用气体常量。

假设铝颗粒进入燃烧室受热后完全蒸发为气相铝蒸气，并与氧气发生一步总包反应[19-20]，化学反应方程式如下：

$$\mathrm{Al(s)}+Q\rightarrow\mathrm{Al(g)} \tag{8}$$

$$2\mathrm{Al(g)}+1.5\mathrm{O_2}\rightarrow\mathrm{Al_2O_3} \tag{9}$$

对 10 组分 10 步反应机理[21-22]进行完善优化，添加 H_2 的生成分解反应，得到如表 1 所示的 10

表 1 $C_{10}H_{16}$ 的 10 组分 11 步反应机理

Table 1 The 10-component 11-step reaction mechanism of $C_{10}H_{16}$

编号	反应
1	$C_{10}H_{16}+O_2 \rightarrow 10CH+6H+O_2$
2	$CH+O_2 \rightarrow CO+OH$
3	$CH+O \rightarrow CO+H$
4	$2H \longleftrightarrow H_2$
5	$H_2+O_2 \longleftrightarrow H_2O+O$
6	$H_2+O \longleftrightarrow H+OH$
7	$H+O_2 \longleftrightarrow O+OH$
8	$H_2O+O_2 \longleftrightarrow 2O+H_2O$
9	$CO+OH \longleftrightarrow CO_2+H$
10	$CO+H_2O \longleftrightarrow CO_2+H_2$
11	$CO+H_2+O_2 \longleftrightarrow CO_2+H_2O$

组分 11 步反应机理进行 $C_{10}H_{16}$ 反应过程的计算。

1.5 计算模型验证

本研究使用的计算模型是具有凹腔火焰稳定结构的直联冲压发动机燃烧器，计算模型如图 1 所示，燃烧室总长为 1 210 mm，有一深为 15 mm、长为 85 mm 凹腔结构，入口端设置为质量流量入口，出口端设为压力出口，燃烧室壁面边界条件均为无滑移绝热壁面。使用七喷注器将燃料从燃烧室上壁面凹腔上游喷入[23]，喷注排列方式如图 2 所示，设置为平行两排七喷注口，相互之间间隔为 10 mm，两排之间距离为 10 mm。

利用上述建立的计算模型，与使用相同发动机模型的含铝燃料超燃冲压发动机燃烧性能实验[15]进行对照，实验的入口参数如表 2 所示，入口气体为空气，其中发动机燃料当量比φ定义方法如式(10)所示[24]。

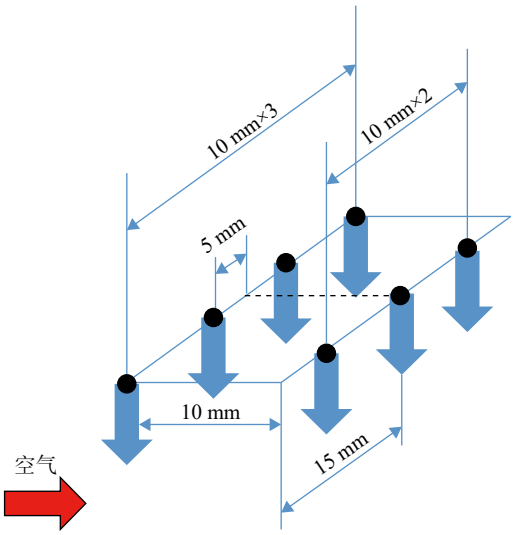


图 1 七喷注器分布

Fig. 1 Distribution of seven injectors

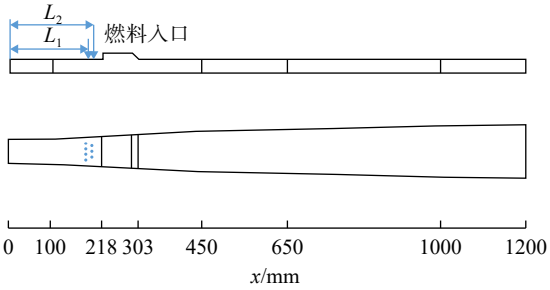


图 2 燃烧室几何模型

Fig. 2 Combustion chamber geometry model

表 2 实验入口参数

Table 2 Experimental entrance parameters

马赫数	总温/K	总压/MPa	空气总质量流率/(kg/s)	燃料当量比φ
2.0	1 700	0.70	0.60	0.73

$$\varphi = \frac{\dot{m}_{\mathrm{air,stio}}(\mathrm{Al}) + \dot{m}_{\mathrm{air,stio}}(C_{10}H_{16})}{\dot{m}_{\mathrm{air,real}}} \tag{10}$$

式中$\dot{m}_{\mathrm{air,stio}}(\mathrm{Al})$为进入燃烧室的铝粉颗粒理论燃烧消耗的空气量；$\dot{m}_{\mathrm{air,stio}}(C_{10}H_{16})$为实际进入燃烧室的煤油燃料理论燃烧消耗的空气量；$\dot{m}_{\mathrm{air,real}}$为实际工况中通入的空气总量。

对仿真计算得到的下壁面的壁压曲线进行归一化处理，与文献 [15] 中实验数据进行对比如图 3 所示，从对比结果可以看出，仿真计算的燃烧室下壁面的压力变化情况与实验的变化情况基本一致，说明本文三维模型可以用于加铝燃料超燃冲压发动机燃烧情况的研究。

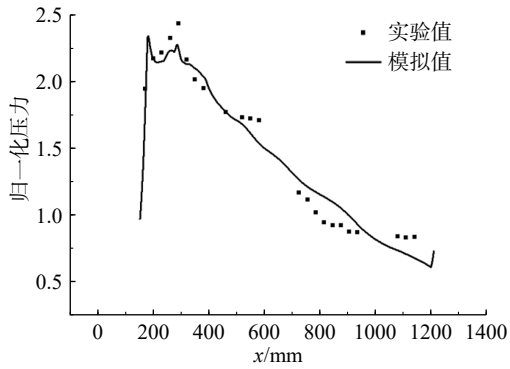


图 3 壁面压力分布曲线的数值模拟和实验结果

Fig. 3 Numerical simulation and experimental results of wall pressure distribution curve

1.6 计算工况设置

本文为探究多组分燃料喷注位置对于超燃冲压发动机燃烧情况的影响，采用质量流量入口，给定入口来流马赫数为 3，空气质量流量为 3 kg/s，燃烧室入口总压为 1.5 MPa，入口总温为 1 360 K。

$C_{10}H_{16}$ 和铝颗粒燃料使用相同的七喷注器入射，入口温度均为 300 K，入射速度均为 30 m/s，按燃料当量比 φ=0.5 计算得 $C_{10}H_{16}$ 的总质量流量为 0.096 3 kg/s，单个喷注器质量流量为 0.013 76 kg/s，燃料液滴平均直径为 10 μm，铝颗粒的总质量流量为 0.018 3 kg/s，单个喷注器质量流量为 0.002 62 kg/s，铝颗粒粒径为 10 μm，两排燃料喷注器与燃烧室入口截面的距离 L_1、L_2 分别设置为如表 3 所示。

表 3　两排燃料喷注器与燃烧室入口截面的距离

Table 3　Distance between the two rows of fuel injectors and the entrance section of the combustion chamber

距离/mm	1	2	3	4	5	6
L_1	90	110	130	150	170	190
L_2	100	120	140	160	180	200

2　计算结果与分析

2.1　发动机燃烧室流场分析

选取燃料喷注器与燃烧室入口截面的距离为 L_1=190 mm、L_2=200 mm 的工况，对流场进行分析。图 4 所示为凹腔附近燃烧室壁面温度云图，图 5 所示为燃烧室对称截面上凹腔附近局部区域的温度云图，可以看出，在燃料刚注入燃烧室的区域形成了局部的低温区。由于 $C_{10}H_{16}$ 和铝颗粒的初始温度为 300 K，铝需要先吸热升温发生相变，而 $C_{10}H_{16}$ 作为一种典型的吸热型碳氢燃料，也会先进行物理吸热和裂解吸热过程，所以在燃料刚进入燃烧室接触高温气流的时候，会因上述吸热过程而产生局部的低温区。

燃料在这一区域经过初步的相变、裂解后，产生可与氧气反应的中间产物，在后续区域开始反应放热。由于超燃冲压发动机中气流速度较快，燃料燃烧的一个主要区域是凹腔燃烧室的低速回流区，图 6、图 7 为凹腔附近燃烧室壁面和对称截面上速度云图，图 8 所示凹腔局部的流线图，可以看出在凹腔区域为亚声速区，且剪切层向凹腔内有所发展，在凹腔内出现了局部的涡流，存在横向流动和与主流动方向相反的回流，这种流场形式和较低的流动速度有利于反应的进行。

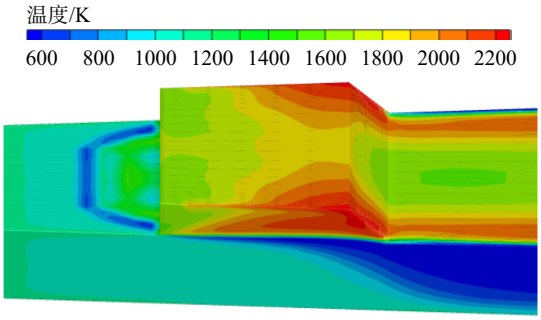


图 4　凹腔附近燃烧室壁面温度云图

Fig. 4　Temperature contour of the combustion chamber wall near the cavity

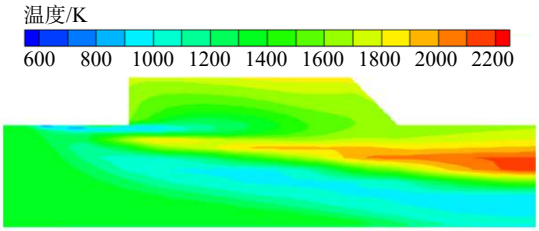


图 5　燃烧室对称截面凹腔附近温度云图

Fig. 5　Temperature contour near the cavity of the symmetrical section of the combustion chamber

由图 4 可看出凹腔后部的两侧壁面处出现了局部最高温约 2 260 K，且由两侧向中间壁面温度逐渐降低，凹腔前端壁面出现了局部的最低温约 1 570 K，结合分析图 9 所示部分组分的质量分数分布图，发现 H_2O、CO 和 Al_2O_3 的质量分布变化和温度分布相似，分布较多的区域温度也较高，且该区域 Al 和 $C_{10}H_{16}$ 也较少，对比图 8 所示流线发现在该高温区域出现的位置流动方向发生了改

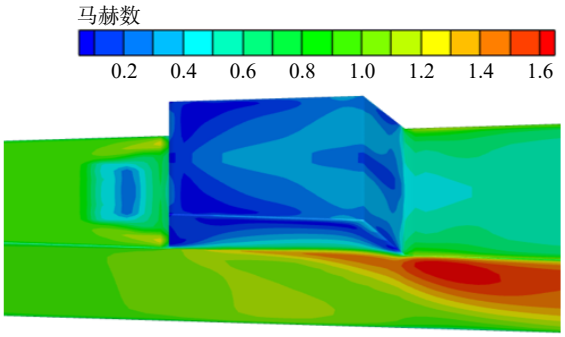


图 6　凹腔附近燃烧室壁面速度云图

Fig. 6　Velocity contour of the combustion chamber wall near the cavity

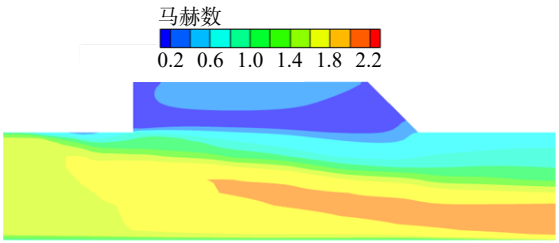
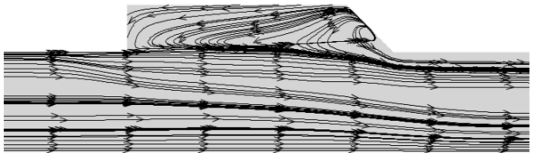


图 7　燃烧室对称截面凹腔附近速度云图

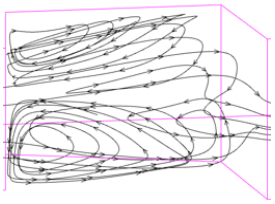
Fig. 7　Velocity contour near the cavity of the symmetrical section of the combustion chamber

变，低速流动促使反应的进行相对活跃。但凹腔内氧气浓度很低导致后续反应相对减少，CO 也只可在凹腔外氧气浓度相对较高的区域继续反应。

图 10 所示为凹腔下游的流场温度分布，图 11 所示为距离燃烧室入口截面 450、650 mm 及出口



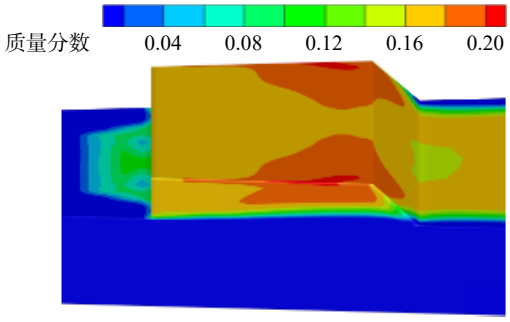
(a) 对称截面凹腔处



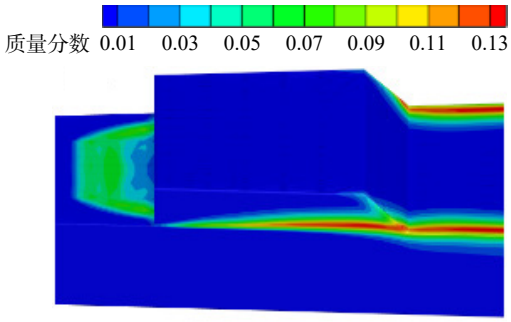
(b) 凹腔内部

图 8　局部流线图

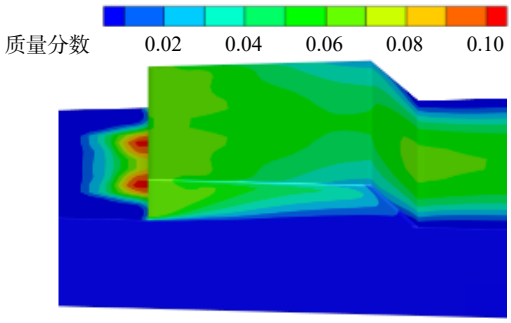
Fig. 8　Partial streamline diagram



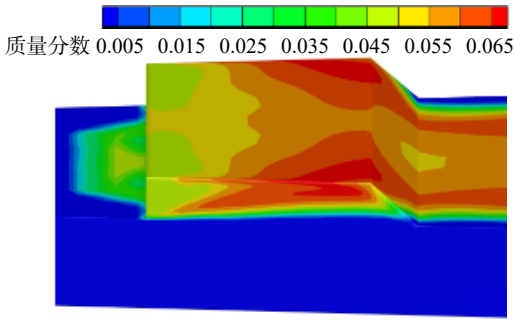
(a) CO



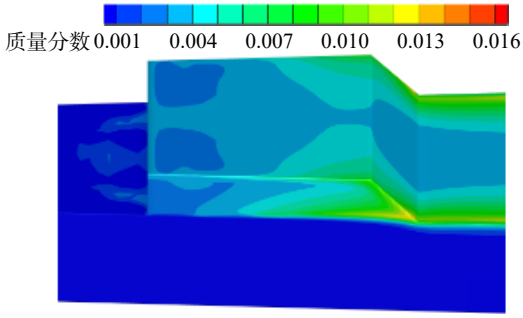
(b) CO_2



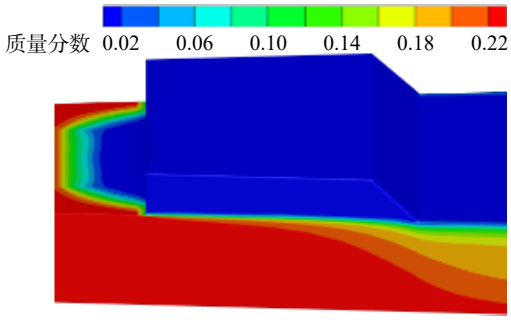
(c) Al



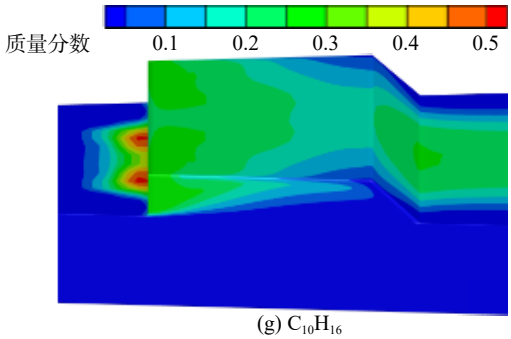
(d) H_2O



(e) Al_2O_3



(f) O_2



(g) $C_{10}H_{16}$

图 9　凹腔内部分组分质量分数分布图

Fig. 9　Distribution of mass fractions of some components in the cavity

截面上温度分布，可以看出越靠近燃烧室出口，燃烧室上壁面中心处的低温区有所缩小。进一步分析组分分布，图 12～图 14 分别为不同水平截面上 O_2、CO、CO_2 的质量分数分布图，可以看出在凹腔之后的区域，由于没有再出现明显的横向流动形式，反应组分与氧气的横向掺混主要靠自然扩散作用，导致对远离上壁面中心位置区域的

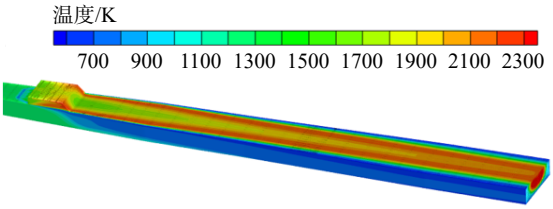
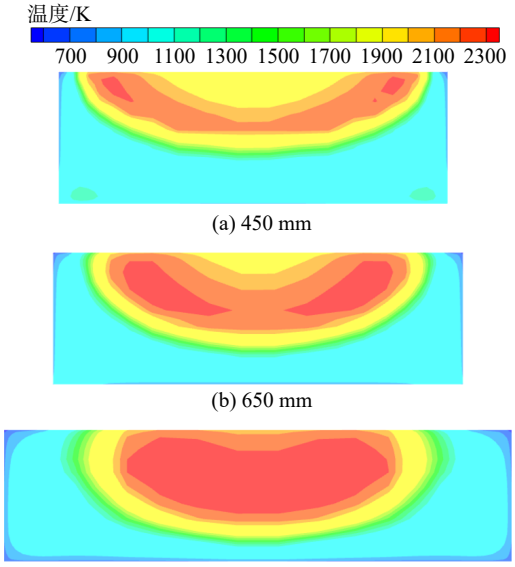


图 10　燃料喷注下游燃烧室壁面温度云图

Fig. 10　Temperature contour of the combustion chamber wall downstream of the fuel injection



(c) 出口

图 11　距离燃烧室入口截面不同距离及出口截面温度云图

Fig. 11　Temperature contour of different distances from the entrance section of the combustion chamber and the exit section

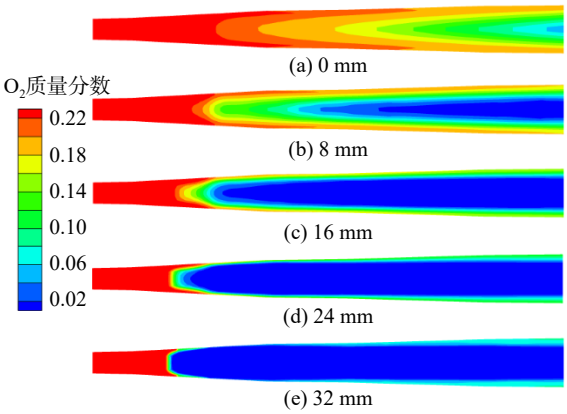


图 12　与燃烧室底部壁面不同距离水平截面 O_2 质量分数分布图

Fig. 12　O_2 mass fraction distribution in horizontal section at different distances from the bottom wall of the combustion chamber

氧气利用较少。随着与顶部壁面的距离减小，近出口端中心区域的 O_2 含量较少，CO 含量逐渐增

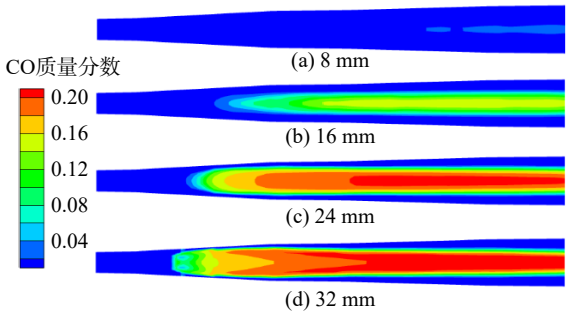


图 13　与燃烧室底部壁面不同距离水平截面 CO 质量分数分布图

Fig. 13　CO mass fraction distribution in horizontal section at different distances from the bottom wall of the combustion chamber

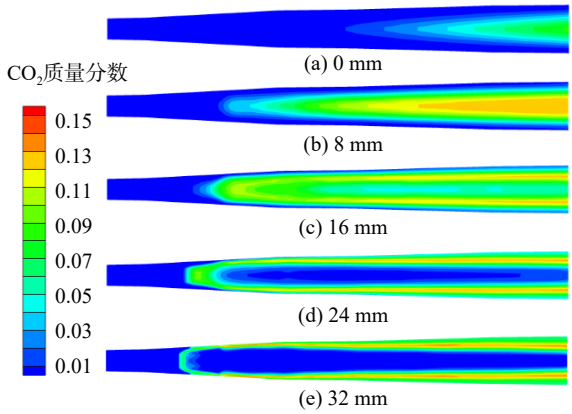


图 14　与燃烧室底部壁面不同距离水平截面 CO_2 质量分数分布图

Fig. 14　CO_2 mass fraction distribution of horizontal cross section at different distances from the bottom wall of the combustion chamber

多，CO_2 含量分布则主要集中于 CO 的主要分布区域的外围靠近含氧量较多的区域，所以多喷口喷注结构的靠边缘位置喷注器可以利用周围氧气相对充分反应，而中间位置喷注器喷出的燃料消耗完靠上壁面中心位置的氧气后难以继续反应，故而在出口截面处形成了靠上壁面中心处由内向外相对低温-升温至最高温-降温的温度分布。氧气与燃料的掺混程度不足导致部分燃料因氧气不足无法反应完全，同时尚有部分区域氧气没能被利用。

2.2　喷注位置对燃烧效率的影响

如果燃料从不同的位置进入燃烧室，因其与氧气的掺混、反应程度不同而会对燃烧室的各种性能产生影响。改变燃料喷注位置，七喷注器从燃烧室上壁面喷注燃料，图 15 所示为不同位置喷注燃料时下壁面压力对比，可以看出随着喷注位

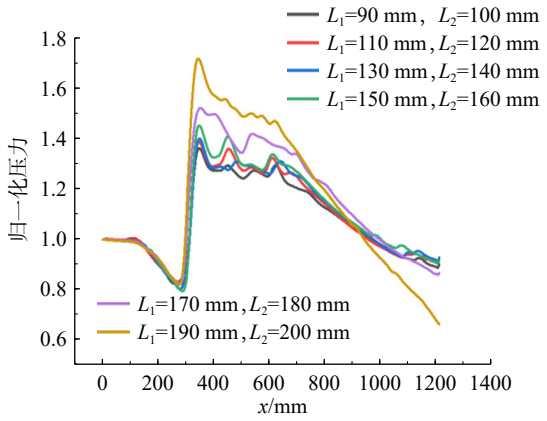


图 15　不同位置喷注燃料时下壁面压力

Fig. 15　Pressure on the bottom wall when fuel is injected at different positions

置与凹腔距离越来越近，凹腔段附近下壁面压力有所增大，图中 L_1、L_2 为喷注距离。图 16 所示为不同位置喷注燃料时凹腔局部温度图，随着喷注位置与凹腔距离越来越近，凹腔内高温区域逐渐扩大，其内部放热反应越加剧烈。

比较燃料的消耗率、氧气的消耗率和产物的生成量可以分析燃烧室内反应的进行情况，定义

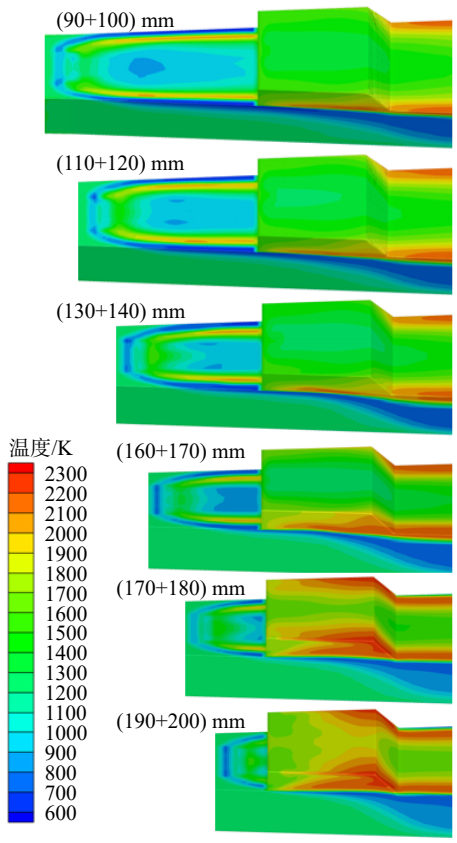


图 16　从与入口截面不同距离喷注燃料时凹腔温度图

Fig. 16　Temperature diagram of the cavity when fuel is injected from a different distance from the inlet section

燃料消耗率和氧气消耗率分别为：

$$\eta_{\text{fuel}} = 1 - \frac{\dot{m}_{\text{e,fuel}}}{\dot{m}_{\text{n,fuel}}} \tag{11}$$

$$\eta_{\text{O}_2} = 1 - \frac{\dot{m}_{\text{e,O}_2}}{\dot{m}_{\text{n,O}_2}} \tag{12}$$

其中 η_{fuel} 为燃料消耗率，η_{O_2} 为氧气消耗率，$\dot{m}_{\text{e,fuel}}$ 为在出口截面处燃料的质量流率，$\dot{m}_{\text{n,fuel}}$ 为未开启反应时出口截面处燃料的质量流率，$\dot{m}_{\text{e,O}_2}$ 为在出口截面处氧气的质量流率，$\dot{m}_{\text{n,O}_2}$ 为未开启反应时出口截面处氧气的质量流率。

不同喷注位置下燃料消耗率、氧气消耗率和 CO、CO_2、H_2O 的出口质量流率如图 17 所示，可以看出，随着喷注位置与凹腔的距离缩短，氧气消耗率逐渐增加，燃料消耗率先有所降低再升高，出口截面处 CO 和 H_2O 的量减少，CO_2 的量增加。CO 向 CO_2 转化的增加有利于提升燃烧室的性能，但 H_2O 生成量的减少则相反，另外考虑到 $C_{10}H_{16}$ 不能在燃烧室内完全反应，故 $C_{10}H_{16}$ 消耗量的增加可能会增加燃烧的放热量也可能会增加其初步分解所需的吸热量。

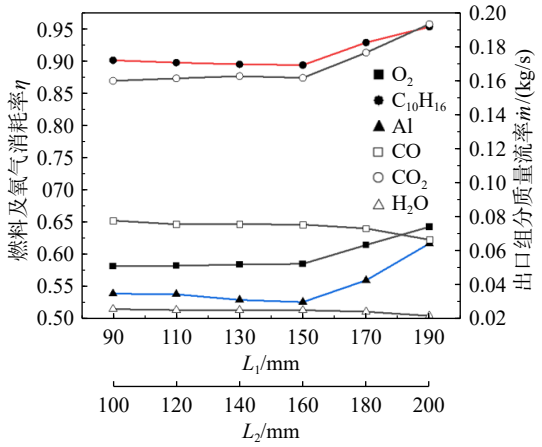


图 17　不同喷注位置燃料和氧气消耗率及出口组分比较

Fig. 17　Comparison of fuel and oxygen consumption rates and outlet components at different injection positions

为更准确地分析燃烧室性能，对不同的燃料喷注位置下燃烧室的相关参数如出口的总压恢复系数、比冲等进行计算和比较，发动机推力可以通过沿流动方向对压力和路径面积进行积分来计算，对于单位轴向长度 dx，dA（x）定义为发动机内表面积，θ为内表面与流动方向的夹角。比冲 I_{sp} 定义为推力 T 除以燃料质量流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}$，这是发动机中最常用的性能参数。计算方法如式(13)所示：

$$I_{sp}=\frac{T}{\dot{m}_{fuel}}=\frac{\int p(x)\,dA(x)\sin\theta}{\dot{m}_{Al}+\dot{m}_{C_{10}H_{16}}} \tag{13}$$

式中$\dot{m}_{Al}$是铝颗粒的质量流率，$\dot{m}_{C_{10}H_{16}}$是 $C_{10}H_{16}$ 的质量流率。

不同喷注位置下的比冲如图 18 所示，可以看出随着喷注器与燃烧室入口距离增大，燃料比冲呈先增大后减小的变化趋势，计算的几种工况中在距离入口 L_1=150 mm、L_2=160 mm 处进行燃料喷注时比冲较高，结合图 17 发现在此位置喷注时 $C_{10}H_{16}$ 和 Al 消耗相对最少，此时在 $C_{10}H_{16}$ 裂解吸热、CO_2 和 H_2O 生成放热的共同作用下燃料的比冲最大为 11 092 m/s，此时的总压恢复系数为 0.64。

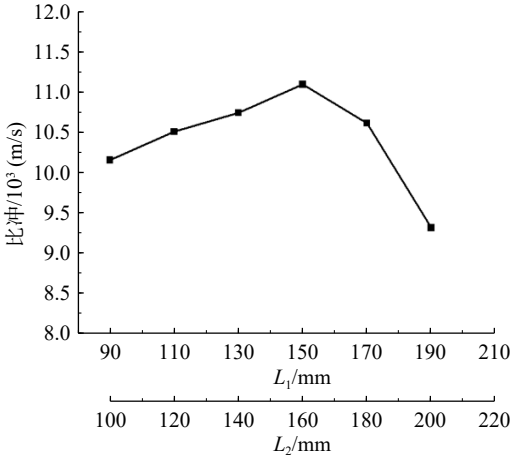


图 18　不同喷注位置下的比冲

Fig. 18　Specific impulse under different injection positions

综合上述分析可以得出，本研究中燃料的燃烧效率和局部压强温度等有关，受到与氧气掺混的限制，当燃料喷注位置距离凹腔较远时，燃烧室凹腔处局部压力温度相对较低，导致局部反应速率相对较低，燃料比冲下降。而随着燃料喷注位置与凹腔的距离缩短，燃料在进入凹腔前的扩散传质和与空气掺混的距离缩短，燃料与空气的掺混相对不充分会对燃料燃烧产生不利影响。所以在本研究工况下燃料喷注位置与凹腔的距离不宜过远或过近，存在一最佳喷注位置。

2.3　喷注布局和位置对燃烧效率的影响

由于高速流场中流动扩散与反应速度的限制，使用七喷注器从燃烧室上壁面供应燃料时，上壁面中心区域的氧气几乎耗尽而停止后续反应，而靠近两侧和底部壁面的氧气消耗量相对较少，对应的由靠中间位置的喷注器喷出的燃料所能利用的氧气较少，故可以通过优化燃料的喷注位置促进燃料与氧气的掺混和反应。

对喷注器的布局进行调整，如图 19 所示，将位于中间位置的两个喷注器调整至燃烧室底部，保持其他条件均不变，改变喷注器与燃烧室入口截面的距离。图 20 所示为距离为 L_1=150 mm、L_2=160 mm 时燃烧室底部壁面和凹腔局部的温度，可以看出在调整喷注布局后凹腔内高温区域扩大，反应放热增加，最高温出现在凹腔上壁面两侧靠前端处。从底部两喷注器进入流场的燃料横向扩散掺混不足，受流场影响反应发生的区域向两侧壁面偏移。

图 21、图 22 给出了改变喷注布局前后燃料和氧气消耗率和出口组分质量流率的对比，变布局后 $C_{10}H_{16}$ 几乎全部参与反应，铝和氧气的消耗率也有所提升，出口截面的 CO、CO_2 和 H_2O 的生成量都有增加，其中 CO_2 增加较多，与改变布局

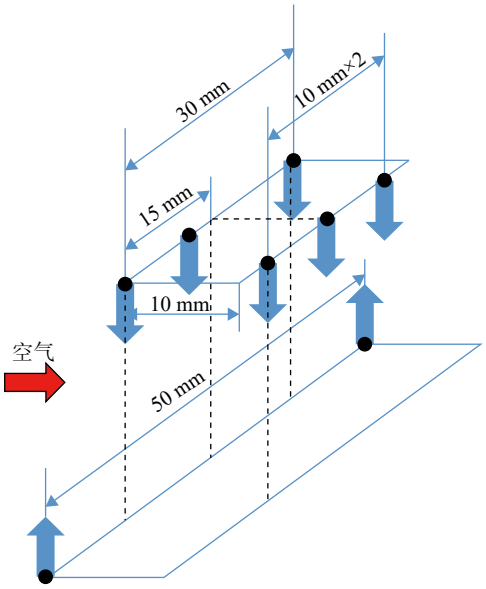


图 19　调整后七喷注器布局

Fig. 19　Layout of the seven injectors after adjustment

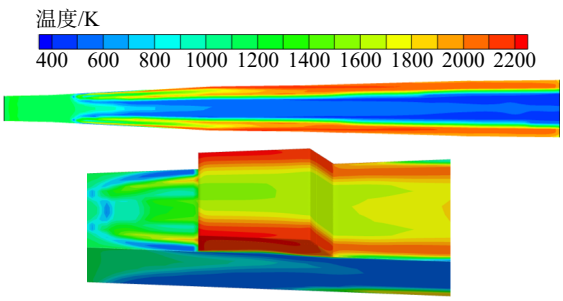


图 20　距离为 L_1=150 mm、L_2=160 mm 时燃烧室底部壁面和凹腔局部的温度

Fig. 20　Temperature of the bottom wall of the combustion chamber and the local cavity when the distance is L_1=150 mm and L_2=160 mm

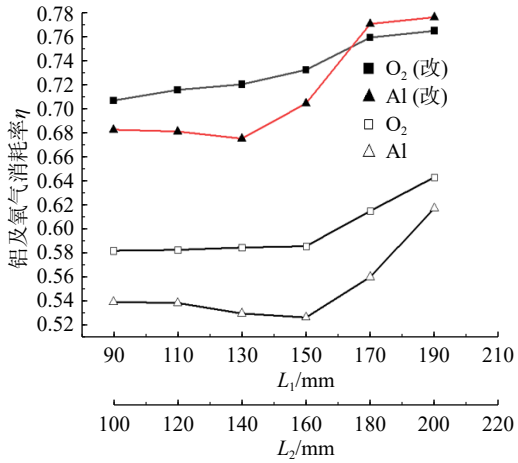


图 21 改变喷注布局前后燃料和氧气消耗率对比

Fig. 21 Comparison of fuel and oxygen consumption rates before and after changing the injection layout

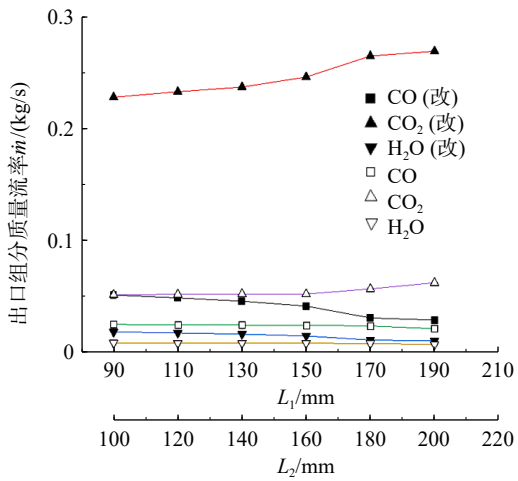


图 22 改变喷注布局前后出口组分对比

Fig. 22 Comparison of outlet components before and after changing the injection layout

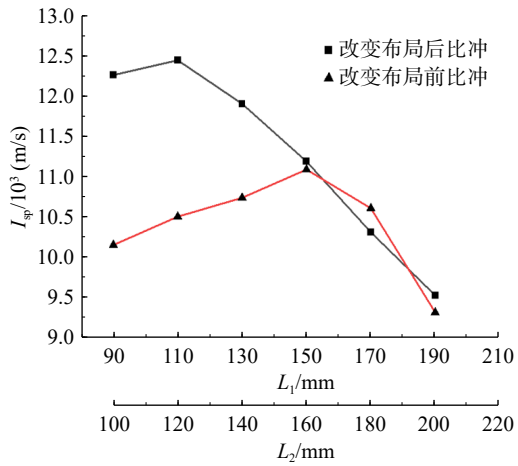


图 23 改变喷注布局前后比冲对比

Fig. 23 Comparison of specific impulse before and after changing the injection layout

之前比总体上反应进行较完全。图 23 为改变喷注布局前后比冲对比，随着喷注器与燃烧室入口距离增大，燃料比冲依然呈先增大后减小的变化趋势，改变布局后燃料比冲总体上有所提升，且实现最大比冲的喷注位置不同，计算的几种工况中在距离入口 L_1=110 mm、L_2=120 mm 处进行燃料喷注时比冲较高，相较改变前于 L_1=150 mm、L_2=160 mm 位置处计算的最大比冲提高了 12.68%。

3 结 论

1）应用数值模拟方法，对于含铝 JP-10 燃料在超燃冲压发动机中的燃烧开展了研究，数值计算与实验得到壁面压强吻合较好，数值结果能较准确地反映发动机燃烧特性。使用七喷注器从上壁面进行燃料喷注时，凹腔内存在横向流动和与主流动方向相反的回流，部分产物组分的质量分布变化和温度分布相似，分布较多的区域温度也较高，且该区域 Al 和 $C_{10}H_{16}$ 也较少，在高温区域出现的位置流动方向发生改变，低速流动促使反应的进行相对活跃。靠中间位置的喷注器喷出的燃料能利用的氧气有限，出口截面处形成了靠上壁面中心处由内向外相对低温-升温至最高温-降温的温度分布。

2）在本研究中燃料的燃烧效率和局部压强温度等有关，受到与氧气掺混的限制，当燃料喷注位置距离凹腔较远时，燃烧室凹腔处局部压力温度相对较低，导致局部反应速率相对较低，燃料比冲下降。而随着燃料喷注位置与凹腔的距离缩短，燃料在进入凹腔前的扩散传质和与空气掺混的距离缩短，燃料与空气的掺混相对不充分会对燃料燃烧产生不利影响。所以在本研究工况下燃料喷注位置与凹腔的距离不宜过远或过近，存在一最佳喷注位置。

3）在本研究设定工况下，从凹腔段之前的上壁面喷注燃料时，随着喷注器与燃烧室入口距离增大，燃料比冲呈先增大后减小的变化趋势，其中在研究的工况中距燃烧室入口 L_1=150 mm、L_2=160 mm 处进行燃料喷注时实现燃料的最大比冲为 11 092 m/s。可以通过优化燃料喷注器的布局提升燃烧室性能，对喷注器位置进行调整后随着喷注器与燃烧室入口距离增大，燃料比冲依然呈先增大后减小的变化趋势，计算工况中在距离入口 L_1=110 mm、L_2=120 mm 处喷注比冲相对较高，比改变前 L_1=150 mm、L_2=160 mm 处计算的燃料比冲提升了 12.68%，受流场影响从底部喷注的

燃料发生反应的区域向两侧壁面偏移。

参考文献：

[1] GORDON L J, LEE J B. Metals as fuels in multicomponent propellants[J]. ARS Journal, 1962, 32(4): 600-606.

[2] YOUNG G. Metallic nanoparticles as fuel additives in airbreathing combustion[D]. Washington: University of Maryland, 2007.

[3] PALASZEWSKI B, JURNS J, BREISACHER K, et al. Metallized gelled propellants combustion experiments in a pulse detonation engine[R]. AIAA 2004-4191, 2004.

[4] MORDOSKY J, ZHANG B, KUO K, et al. Spray combustion of gelled RP-1 propellants containing nano-sized aluminum particles in rocket engine conditions[R]. AIAA 2001-3274, 2021.

[5] LUO Yu, XU Xu, ZOU Jijun, et al. Combustion of JP-10-based slurry with nanosized aluminum additives[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(5): 1167-1177.

[6] 邵昂, 朱韶华, 鄂秀天凤, 等. 含铝金属化浆体推进剂火箭发动机燃烧性能试验研究[J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1650-1659.
SHAO Ang, ZHU Shaohua, E Xiutianfeng, et al. Experimental study on combustion characteristic of rocket engine based on slurry propellant containing aluminum particles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(7): 1650-1659. (in Chinese)

[7] 台经华, 卓长飞, 蒋显松, 等. 粉末/液体燃料组合发动机燃烧性能数值研究[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(11): 134-140.
TAI Jinghua, ZHUO Changfei, JIANG Xiansong, et al. Numerical simulation investigation on combustion performance of powder/liquid fuel combined ramjet[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(11): 134-140. (in Chinese)

[8] 鄂秀天凤. 基于亲油性纳米颗粒的高密度悬浮燃料研究[D]. 天津: 天津大学, 2015.
E Xiutianfeng. High-density suspension fuels containing oil-dispersable nanoparticles[D]. Tianjin: Tianjin University, 2015. (in Chinese)

[9] 鄂秀天凤, 彭浩, 邹吉军, 等. 含有纳米铝颗粒的高密度悬浮燃料研究[J]. 推进技术, 2016, 37(5): 974-978.
E Xiutianfeng, PENG Hao, ZOU Jijun, et al. Study on Al NPs-containing suspension as high-density liquid fuel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(5): 974-978. (in Chinese)

[10] 鄂秀天凤, 张磊, 谢君健, 等. 添加纳米铝的高密度悬浮燃料点火性能[J]. 含能材料, 2018, 26(4): 290-296.
E Xiutianfeng, ZHANG Lei, XIE Junjian, et al. Ignition performance of high-density suspension fuel of adding Al NPs[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2018, 26(4): 290-296. (in Chinese)

[11] E Xiutianfeng, PAN Lun, WANG Fang, et al. Al-nanoparticle-containing nanofluid fuel: synthesis, stability, properties, and propulsion performance[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2016, 55(10): 2738-2745.

[12] E Xiutianfeng, ZHI Xiaomin, ZHANG Yamin, et al. Jet fuel containing ligand-protecting energetic nanoparticles: a case study of boron in JP-10[J]. Chemical Engineering Science, 2015, 129: 9-13.

[13] E Xiutianfeng, ZHI Xiaomin, ZHANG Xiangwen, et al. Ignition and combustion performances of high-energy-density jet fuels catalyzed by Pt and Pd nanoparticles[J]. Energy & Fuels, 2018, 32(2): 2163-2169.

[14] 刘毅, 鄂秀天凤, 李智欣, 等. 高能量密度液体燃料的火箭发动机燃烧性能研究[J]. 推进技术, 2019, 40(5): 1169-1176.
LIU Yi, E Xiutianfeng, LI Zhixin, et al. Study on combustion performance of high-energy-density liquid fuels in rocket engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(5): 1169-1176. (in Chinese)

[15] JIN Yushu, DOU Suyi, YANG Qingchun, et al. Performance characteristics of a scramjet engine using JP-10 fuel containing aluminum nanoparticles[J]. Acta Astronautica, 2021, 185: 70-77.

[16] 吴先宇, 李小山, 丁猛, 等. 超燃冲压发动机燃烧室构型对燃烧室性能影响[J]. 推进技术, 2008, 29(3): 300-305.
WU Xianyu, LI Xiaoshan, DING Meng, et al. Effects of scramjet combustor configuration on combustor performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 300-305. (in Chinese)

[17] 邓维鑫. 宽范围马赫数超燃冲压发动机燃烧组织技术研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2013.
DENG Weixin. Research on combustion organizing technology of scramjet in wide range Mach number[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2013. (in Chinese)

[18] 李凡, 汪洪波, 孙明波, 等. 两种优化组合式燃料喷注方案的凹腔稳焰特性实验研究[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(2): 152-159.
LI Fan, WANG Hongbo, SUN Mingbo, et al. Experiments on flame stabilization of two combined fuel injection schemes in a cavity-based combustor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2021, 44(2): 152-159. (in Chinese)

[19] ECKER T, KARL S, HANNEMANN K. Modeling of aluminum particle combustion in solid rocket combustion chambers[R]. AIAA 2017-4781, 2017.

[20] CATOIRE L, LEGENDRE J F, GIRAUD M. Kinetic model for aluminum-sensitized ram accelerator combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(2): 196-202.

[21] LIU Bing, HE G, QIN F, et al. Simulation of kerosene fueled RBCC Engine based on skeletal mechanism[R]. AIAA 2017-2288, 2017.

[22] WANG T S. Thermophysics characterization of kerosene combustion[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2001, 15(2): 140-147.

[23] JIA Boqi, FU Qingfei, XU Xu, et al. Spray characteristics of Al-nanoparticle-containing nanofluid fuel in a self-excited oscillation injector[J]. Fuel, 2021, 290: 120057.

[24] 王绍卿. 组合发动机多种燃料和多种氧化剂的当量比计算法[J]. 推进技术, 1992, 13(3): 41-46, 40.
WANG Shaoqing. Calculation methods on equivelence ratio of multi-propellant for propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 1992, 13(3): 41-46, 40. (in Chinese)

（编辑：张　雪）