针栓式喷注器液氧/甲烷发动机燃烧特性数值仿真 *

咸裕丰，孙 冰

（北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191）

摘 要：为研究针栓式喷注器结构对液氧/甲烷发动机推力室燃烧性能的影响，采用非绝热稳态扩散火焰面模型，并考虑真实流体的物性，对针栓式喷注器液氧/甲烷发动机推力室的跨临界燃烧和流动进行数值模拟。结果表明，针栓式喷注器发动机在推力室头部区域形成两个回流区；在一定范围内，减小针栓式喷注器径向喷注通道尺寸和针阀直径，可以提高燃烧室压力和燃气温度，从而提高推力室的燃烧性能；对于针阀伸进燃烧室长度，为提高推力室的燃烧性能，同时考虑推力室头部的冷却问题，应取越程比在1附近。

关键词：针栓式喷注器；液氧/甲烷发动机；推力室；燃烧特性；数值仿真

中图分类号：V434.13 **文献标识码**：A **文章编号**：1001-4055（2021）07-1561-09

DOI：10.13675/j.cnki. tjjs. 200312

Numerical Simulation of Combustion Characteristics of LOX/CH_4 Engine with Pintle Injector

XIAN Yu-feng，SUN Bing

（School of Astronautics，Beihang University，Beijing 100191，China）

Abstract：In order to study the effects of the pintle injector structure on combustion performance of the thrust chamber of LOX/CH_4 engine，a non-adiabatic stable diffusion flamelet model considering real-fluid properties was adopted in the numerical simulation of the transcritical combustion and flow in the thrust chamber of LOX/CH_4 engine with pintle injector. The results reveal that two recirculation zones can be formed near the thrust chamber head of engine with pintle injector. When the width of the radial injection channel and the diameter of the needle decrease within a certain range，the chamber pressure and the gas temperature can be increased，and the combustion performance of the thrust chamber can be improved. In addition，for the value of the ‘skip distance’，in order to improve the combustion performance of the thrust chamber and consider the cooling of the thrust chamber head，the value of the non-dimensional ‘skip distance’ should be around 1.

Key words：Pintle injector；LOX/CH_4 engine；Thrust chamber；Combustion characteristics；Numerical simulation

1 引 言

针栓式喷注器起源于20世纪50年代美国喷气推进实验室(JPL)的液体自燃推进剂混合和燃烧反应时间实验研究，此后经过改进和发展，在20世纪60年代被成功应用于美国阿波罗登月舱下降发动机(LMDE)，实现第一次飞行应用[1]。2013年，具有大范围推力调节能力的7500N针栓式喷注器发动机被

* **收稿日期**：2020-05-13；**修订日期**：2020-08-06。

作者简介：咸裕丰，硕士生，研究领域为液体火箭发动机热防护。E-mail：xianyufeng@buaa.edu.cn

通讯作者：孙 冰，博士，教授，研究领域为液体火箭发动机热防护。E-mail：sunbing@buaa.edu.cn

引用格式：咸裕丰，孙 冰. 针栓式喷注器液氧/甲烷发动机燃烧特性数值仿真[J]. 推进技术，2021，42(7)：1561-1569.（XIAN Yu-feng，SUN Bing. Numerical Simulation of Combustion Characteristics of LOX/CH_4 Engine with Pintle Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2021，42(7)：1561-1569.）

应用于我国嫦娥三号探测器飞行任务中，成功完成了中途修正、近月制动及软着陆等任务，实现了我国首次地外天体软着陆[2]。近年来，为降低航天发射的成本，针栓式喷注器发动机被应用于可重复使用运载器的研制，美国 Space X 公司的梅林（Merlin）系列发动机[3]和中国蓝箭航天公司的“天鹊”（T-12）发动机均采用针栓式喷注器。针栓式喷注器发动机结构简单、推力调节范围大、燃烧稳定、燃烧效率高，未来必将成为液体火箭发动机研究和应用领域的热点。

经过几十年的发展，针栓式喷注器发动机已经得到广泛的发展和应用，但公开的研究资料却十分有限，因此，近年来各国研究人员也在积极地开展针栓式喷注器的研究。国内外研究人员对针栓式喷注器的喷雾特性进行了大量的实验研究，Son 等[4-5]根据 CMOS 摄像机获取的喷雾图像和分布试验台获取的喷雾分布两种方式测得喷雾半角，对比发现根据喷雾分布所得到的喷雾半角被低估。与此同时，他们发现喷雾半锥角随动量比 *TMR* 的增大而增大，并总结出与动量比 *TMR*/韦伯数 *We* 有关的指数关系式。方昕昕等[6-9]采用高速摄影获得针栓式喷注器无旋液膜表面波图像，并对表面波的不稳定性和液膜破碎特性进行研究。此外，他们还采用高速摄影和马尔文测粒系统对针栓式喷注器雾化特性进行研究，得到了索太尔平均直径（*SMD*）、粒径分布均匀度指数和雾化锥角随针栓式喷注器结构参数的变化趋势。成鹏等[10]从连续方程和动量方程出发，根据理论分析提出一种喷雾半角的计算公式，并通过实验和仿真的方法对公式进行验证，结果表明针栓式喷注器的几何参数和喷注参数均会影响总动量比，进而影响液-液针栓式喷注器形成的喷雾锥角。Ninish 等[11]对液膜破碎和喷雾形成的原理进行实验研究，论证了不同动量比下喷雾构型对液滴形成和粒径分布的影响。

目前，国内外关于针栓式喷注器发动机推力室的燃烧、传热等内容的研究还比较有限。张连博等[12]采用 Euler-Lagrange 方法对 MMH/NTO 自燃推进剂发动机进行燃烧流动与耦合传热仿真，结果表明针栓式喷注器的压降对流场特性的影响比动量比更加显著。Sakaki 等[13-14]分别对平面针栓式喷注器和轴对称针栓式喷注器 Ethanol/LOX 发动机进行燃烧试验研究，结果表明燃烧效率均与动量比 *TMR* 呈反相关的关系。Son 等[15]采用 6 步 Jones-Lindstedt 化学反应机理和涡耗散概念（EDC）模型对针栓式喷注器发动机推力室中的甲烷和氧气进行燃烧模拟，结果表明在火焰角较大的条件下，推力室的燃烧性能更佳，而火焰角可以通过改变针栓式喷注器内部环形通道的大小进行调整。Fang 等[16]通过实验和数值模拟，研究针栓式液氧/甲烷发动机的喷注器主要结构参数对喷雾锥角和燃烧性能的影响，并对针栓式喷注器的结构进行了一定的改进，结果表明随着气液质量流量比的增大，喷雾锥角变小；随着“跳跃距离”的增大，喷雾锥角增大，且当无量纲“跳跃距离”接近 1 时，推力室的燃烧效率最高。俞南嘉等[17]采用有限速率-涡耗散燃烧模型对针栓式液氧/煤油发动机的燃烧流场分布进行研究，研究结果表明随着动量比增加，燃烧高温区向推力室的壁面靠近，当动量比为 1 时，推力室的燃烧效率最佳。周康等[18]采用一步总包化学反应机理的涡耗散模型对气氧/气甲烷针栓发动机燃烧过程进行数值仿真研究，仿真结果表明当内部喷孔位置远离针栓头部时，火焰锥角不变，但燃烧效率提高，且在一定范围内，火焰锥角增大，燃烧效率将会降低。

液体火箭发动机推力室中存在着复杂的物理、化学现象，包括推进剂的雾化、蒸发、掺混、燃烧等。对于高压液氧/甲烷发动机，经历过再生冷却换热过程的甲烷以超临界状态喷注进入燃烧室，低温液氧以亚临界状态喷注进入燃烧室，经过加热最终达到超临界状态，此燃烧过程称为跨临界燃烧[19]。研究表明，液氧和甲烷在超临界压力下的跨临界燃烧过程中，液氧不存在雾化过程，而是存在由湍流扩散控制的推进剂的连续掺混过程，并且会发生“拟沸腾”现象，与气氧/气甲烷以及低压条件下液氧/甲烷的燃烧过程均存在一定差异[20]。目前，国内外对处于跨临界燃烧状态下的针栓式喷注器液氧/甲烷发动机燃烧特性的研究还非常有限，因此本文考虑液氧和甲烷的跨临界燃烧过程，并考虑真实流体的物性，对针栓式喷注器液氧/甲烷发动机推力室的燃烧流动进行数值模拟，研究跨临界燃烧状态下针栓式喷注器结构对液氧/甲烷发动机推力室燃烧性能的影响规律，从而为针栓式喷注器液氧/甲烷发动机的设计提供参考。

2 方 法

2.1 物理模型

本文研究的针栓式喷注器液氧/甲烷发动机推力室的燃烧室直径为 40mm，喷管喉部直径为 20mm，喷管出口直径为 51mm，燃烧室圆筒段长度为 228.4mm，喷管收敛段和扩张段长度分别为 33.4mm 和 29.5mm。

针栓式喷注器采用氧化剂中心式，甲烷和液氧分别通过喷注器的轴向喷注通道和径向喷注通道喷注进入燃烧室，两股射流相互撞击，实现混合燃烧，产生的高温燃气经过喷管加速后排出推力室。推力室头部的二维结构示意图如图1所示，其中，D_{fi}和D_{fo}分别为轴向喷注通道的内外径，D_p为针栓头部直径，D_n为针阀直径，L_s为针阀伸进燃烧室长度，h_0为径向喷注通道宽度。

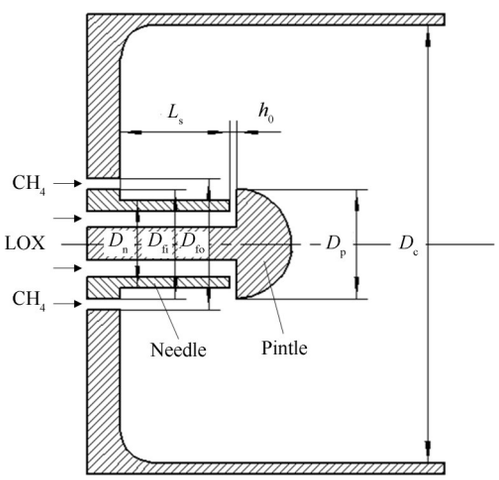

Fig. 1　Schematic configuration of thrust chamber head with pintle injector

2.2　控制方程

推力室在稳定工作状态下推进剂和燃气的可压缩流动由N-S方程描述，包括连续方程、动量方程、能量方程和组分连续方程，分别如下

$$\nabla\cdot\left(\rho\boldsymbol{u}\right)=0 \tag{1}$$

$$\nabla\cdot\left(\rho u_i\boldsymbol{u}\right)=-\nabla p+\nabla\cdot\bar{\tau} \tag{2}$$

$$\nabla\cdot\left(\rho\boldsymbol{u}\overline{H}\right)=\nabla\left(\frac{\lambda_t}{c_p}\nabla\overline{H}\right)+S_h \tag{3}$$

$$\nabla\cdot\left(\rho\boldsymbol{u}Y_i\right)=-\nabla\cdot J_i+R_i \tag{4}$$

式中ρ为流体密度；$\boldsymbol{u}$为流体速度矢量；p为压力；$\bar{\tau}$为应力张量；$\overline{H}$为焓值；λ_t为有效导热系数；c_p为定压比热；S_h为化学反应热源项；Y_i为组分化学质量分数；J_i为组分的扩散通量；R_i为化学反应中组分i的净生成速率。

2.3　数值方法

对于推力室中推进剂和燃气的湍流流动，采用标准k-ε模型进行模拟，并采用标准壁面函数法来处理湍流核心区和近壁区物理量之间的联系。标准k-ε模型通过求解湍动能方程（k方程）和湍动能耗散率方程（ε方程）来闭合控制方程，是一种广泛应用的RANS湍流模型，在工程应用中得到了较好的验证。

对于液氧和甲烷的跨临界燃烧，本文采用非预混燃烧模型中的非绝热稳态扩散火焰面模型[21]进行模拟。非预混燃烧模型只需求解流动的控制方程和一个混合分数的输运方程，不需要求解单个组分的输运方程，从而使计算得到简化[22]。稳态扩散火焰面模型可以考虑有限速率化学反应，通过求解火焰面方程获得稳态解，并将获得的稳态解储存在火焰面数据库中，后续计算通过插值获得待求变量，使计算效率大大提高[20]。根据已发表的研究成果，稳态扩散火焰面模型的数值仿真结果与实验所得的火焰结构定性一致，具有良好的有效性和实用性[23-24]。本文采用GRI-Mech 3.0详细化学反应机理模拟甲烷和液氧的有限速率化学反应，GRI-Mech 3.0包含53种物质和325个可逆反应，是甲烷燃烧数值模拟应用最广泛的化学反应机理之一[24]。

在液氧/甲烷发动机推力室的跨临界燃烧过程中，推力室头部区域温度相对较低，液氧在跨临界的过程中会发生“拟沸腾”现象，物性参数会剧烈变化。同时，燃烧过程中会产生大量燃烧产物，并放出大量热量，燃气的物性参数变化也十分剧烈。因此，需要考虑推力室中燃气混合物的真实流体特性，精确地计算燃气混合物的物性参数。本文采用文献[24]中液氧甲烷跨临界燃烧的物性参数处理方法。燃气的密度通过求解混合物形式的Soave-Redlich-Kwong（SRK）状态方程进行计算，定压比热通过将各组分的定压比热进行质量加权平均计算。燃气的导热系数通过将Chung方法与对应的混合法则相结合进行求解，黏度则是先通过基本分子运动论计算得到各组分的黏度再进行质量加权平均计算。

本文采用有限体积法对控制方程进行数值离散和求解，利用Fluent软件中基于压力的求解器进行计算，采用Coupled算法处理速度与压力的耦合关系。空间离散中梯度采用基于网格中心的最小二乘法（Least Squares Cell Based），压力采用二阶格式，密度、湍动能和湍动能耗散率采用一阶迎风格式，其余均采用二阶迎风格式。

2.4　网格划分与边界条件

2.4.1　网格划分

由于本文所采用的针栓式喷注器和推力室均为轴对称结构，因此为提高数值计算效率，采用二维轴对称计算模型。利用ICEM CFD软件对二维推力室的几何模型进行结构化网格划分，并对喷注器出口、推力室壁面、推力室头部和喷管喉部等区域的网格

进行加密，网格数目约为10万个。推力室头部计算域网格如图2所示。

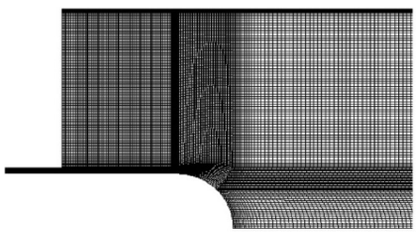

Fig. 2 Computation grid of thrust chamber head

2.4.2 边界条件

本文所采用的推进剂混合比为3，理论燃烧室压力为7MPa。推力室计算区域的边界条件如图3所示，甲烷入口采用质量流量入口，质量流量为0.29225kg/s，温度为300K；液氧入口采用质量流量入口，质量流量为0.87675kg/s，温度为120K；燃气出口采用压力出口，给定出口反压；所有壁面的边界条件均采用绝热无滑移壁面。

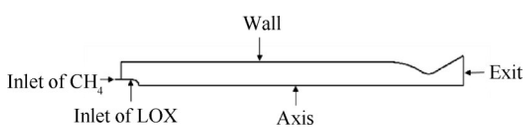

Fig. 3 Boundary conditions of computational domain

3 结果与讨论

3.1 网格无关性验证

为验证网格无关性，选择3种不同数量的网格进行计算，粗网格、基准网格和细网格的数量分别约为4万、10万和16万，取推力室轴向方向x=0.01m，x=0.02m，x=0.1m和x=0.2m横截面压力和温度的Area-Weighted Average值进行比较，以基准网格为基准，计算结果见表1和表2。从表中可以看出，细网格的计算结果与基准网格相差非常小，而粗网格的计算结果与基准网格相差更大，尤其是x=0.01m和x=0.02m横截面的温度值。因此，综合考虑精确度和计算成本，本文选择基准网格数量进行计算。

3.2 结果分析

本文主要研究针栓式喷注器的结构参数径向喷注通道尺寸h_0，针阀直径D_n和越程比L_s/D_p对液氧/甲烷发动机推力室燃烧性能的影响规律，不同工况下针栓式喷注器的结构参数如表3所示。

3.2.1 径向喷注通道尺寸h_0的影响

为研究针栓式喷注器径向喷注通道尺寸h_0对推力室燃烧性能的影响，分别选取h_0为0.1mm，0.15mm，0.2mm，0.25mm和0.3mm，针栓式喷注器的其它结构参数均相同，见表3。

Table 1 Pressure in the monitor cross sections of different grids

Grids	Parameters	x=0.01m	x=0.02m	x=0.1m	x=0.2m
Base	p/MPa	6.245	6.204	6.278	6.249
Coarse	p/MPa	6.251	6.224	6.304	6.274
	Relative deviation	0.10%	0.32%	0.41%	0.40%
Fine	p/MPa	6.236	6.191	6.260	6.234
	Relative deviation	−0.14%	−0.21%	−0.29%	−0.24%

Table 2 Temperature in the monitor cross sections of different grids

Grids	Parameters	x=0.01m	x=0.02m	x=0.1m	x=0.2m
Base	T/K	530.3	1021.0	2468.5	2825.4
Coarse	T/K	508.4	1107.5	2523.5	2860.6
	Relative deviation	−4.1%	8.5%	2.2%	1.2%
Fine	T/K	537.3	1004.1	2445.0	2823.2
	Relative deviation	1.3%	−1.7%	−1.0%	−0.1%

Table 3 Structural parameters of pintle injector

No.	D_p/mm	D_{fi}/mm	D_{fo}/mm	h_0/mm	L_s/mm	D_n/mm
1	10	10	10.4	0.2	10	10
2	10	10	10.4	0.1	10	10
3	10	10	10.4	0.15	10	10
4	10	10	10.4	0.25	10	10
5	10	10	10.4	0.3	10	10
6	10	10	10.4	0.2	10	9
7	10	10	10.4	0.2	10	8
8	10	10	10.4	0.2	10	7
9	10	10	10.4	0.2	2.5	10
10	10	10	10.4	0.2	5	10
11	10	10	10.4	0.2	20	10

为评估推力室的燃烧性能，对不同h_0下的燃烧室压力进行比较，取推力室轴向方向x=0.05m，x=0.1m，x=0.15m和x=0.2m横截面静压的平均值作为燃烧室压力，如图4。从图4中可以看出，随着h_0的增大，燃烧室压力不断减小，推力室的燃烧效率不断降低。

图5和图6分别为不同h_0下的推力室头部流线图和推力室温度分布云图。从图中可以看出，在推力室头部形成两个回流区，随着h_0的增大，外侧回流区基本保持不变，而中心回流区则不断减小。针栓头部附近和推力室中心的温度显著降低，燃气的高温

区域显著减小，并逐渐远离推力室壁面。这是由于径向喷注通道尺寸 h_0 增大，液氧的喷注速度降低，径向动量也随之降低，CH_4 与液氧的整体混合效果变差。由于径向动量降低，CH_4 对液氧的作用增强，使得中心回流区减小，对高温燃气的卷吸作用减弱，吸收热量减少，大量 O_2 被封闭于中心回流区中，并且有大量 O_2 沿着推力室中心被直接喷出推力室，推进剂的混合燃烧变得不充分，因此推力室的压力和温度均减小，燃烧性能降低。

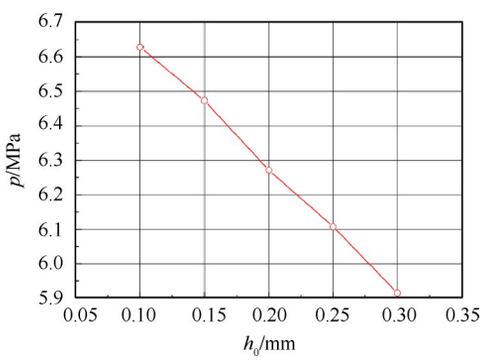

Fig. 4　Chamber pressure of different h_0

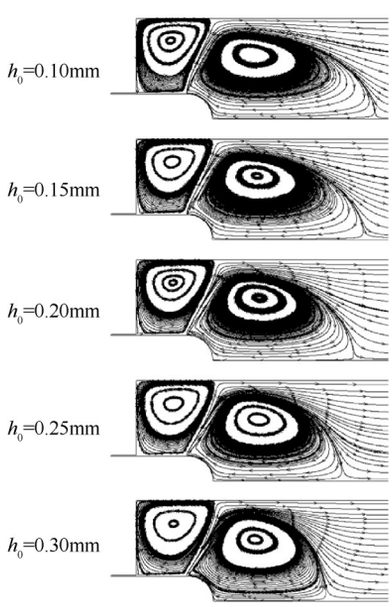

Fig. 5　Streamline of thrust chamber head of different h_0

图 7(a)，(b)和(c)分别为不同 h_0 下推力室中 CH_4，O_2 和 H_2O 的质量分数(ω)分布云图。从图中可以看出，推力室中 CH_4 主要集中于外侧回流区，并且会在推力室壁面形成气膜，这会对推力室壁面起到一定的冷却作用，而 O_2 则分布于推力室中心，且主要集中于中心回流区。随着 h_0 的增大，CH_4 在推力室头部区域的质量分数有所增大，在推力室壁面形成的气膜不断变长，使得推力室头部和壁面附近区域的

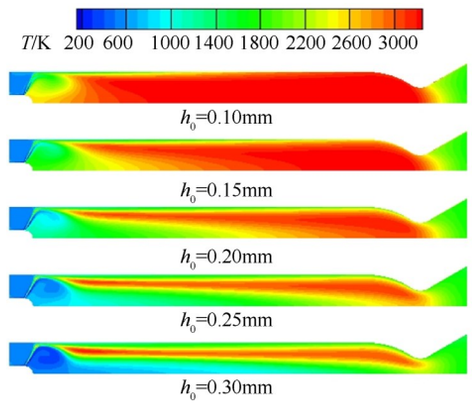

Fig. 6　Temperature distribution of different h_0

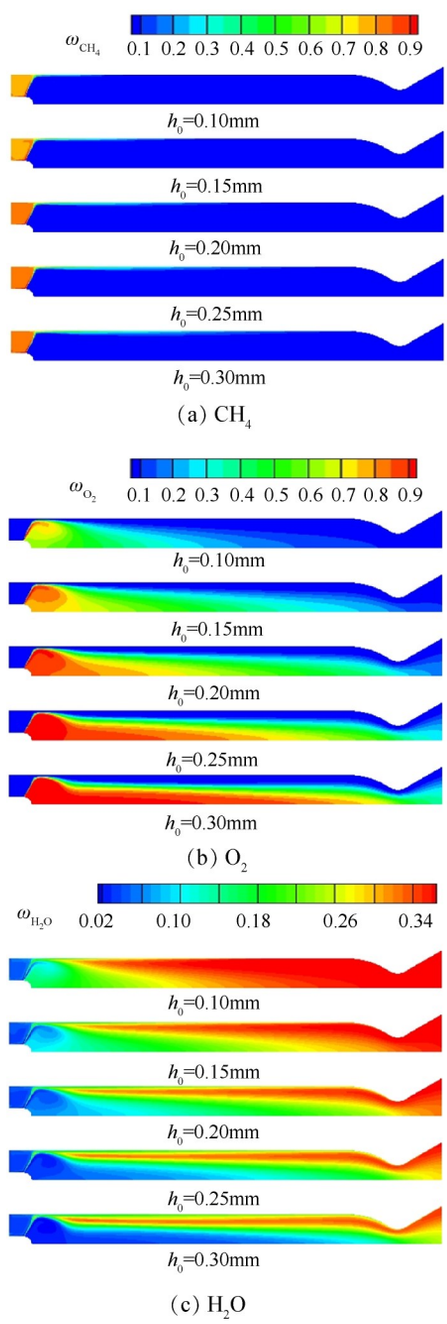

Fig. 7　Species distribution of different h_0

温度有所降低。O_2在针栓头部附近的富集区域逐渐增大，推力室中心O_2的质量分数也显著提高，喷管出口处O_2的质量分数不断增大，存在大量未反应的O_2被直接喷出推力室，因此针栓头部附近和推力室中心的温度显著降低。H_2O在推力室中的质量分数在随着h_0的增大而逐渐降低，在针栓头部附近和推力室中心降低尤其显著。

因此，为提高推力室的燃烧性能，在一定范围内可以减小针栓式喷注器的径向喷注通道尺寸h_0，但同时需要加强对针栓头部和推力室壁面的热防护。

3.2.2 针阀直径D_n的影响

为研究针栓式喷注器针阀直径D_n对推力室燃烧性能的影响，分别选取D_n为10mm，9mm，8mm和7mm，针栓式喷注器的其他结构参数均相同，见表3。

取推力室轴向方向x=0.05m，x=0.1m，x=0.15m和x=0.2m横截面静压的平均值作为燃烧室压力，对不同D_n下的燃烧室压力进行比较，如图8所示。从图8中可以看出，随着D_n的减小，燃烧室压力不断增大，推力室的燃烧效率不断提高。

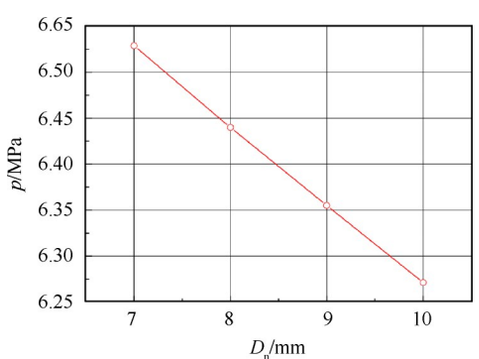

Fig. 8 Chamber pressure of different D_n

图9和图10分别为不同D_n下的推力室头部流线图和推力室温度分布云图。从图中可以看出，随着D_n的减小，外侧回流区不断向推力室头部方向缩小，而中心回流区基本保持不变，并且在轴向喷注通道出口下方形成了一个小回流区，此回流区随着D_n的减小在不断增大。针栓头部附近和推力室中心区域的温度不断提高，燃气高温区域不断增大。这是由于针阀直径D_n减小，针栓与针阀共同形成了一个凹进的区域，此区域随着D_n的减小而不断增大。由于CH_4速度降低，液氧对CH_4的作用增强，并且由于D_n减小，针栓头部的几何结构在径向喷注通道出口附近对CH_4和液氧的混合流动形成一定的导流作用，因此CH_4和液氧的混合界面不断向推力室头部弯曲移

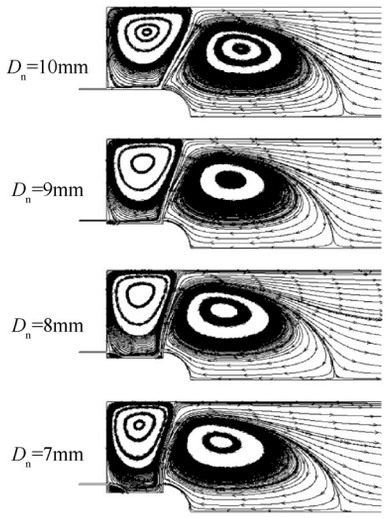

Fig. 9 Streamline of thrust chamber head of different D_n

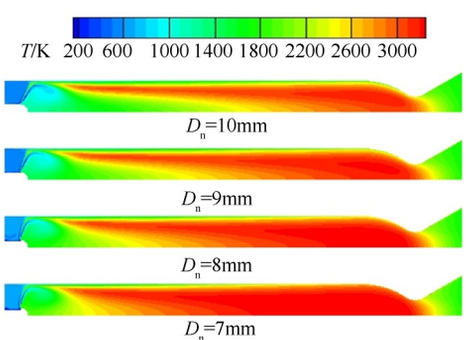

Fig. 10 Temperature distribution of different D_n

动，外侧回流区也不断向推力室头部方向缩小。针栓与针阀所形成的凹进区域会促进推进剂的混合燃烧，使推力室的压力和温度不断增大，燃烧性能提高。

图11(a)，(b)和(c)分别为不同D_n下推力室中CH_4，O_2和H_2O的质量分数分布云图。从图中可以看出，随着D_n的减小，推力室头部区域CH_4的质量分数不断降低，在推力室壁面形成的气膜不断缩短，使得推力室头部和壁面附近区域的温度有所升高，但在凹进区域内CH_4的质量分数在不断上升。凹进区域随着D_n的减小而不断增大，由轴向喷注通道喷注出的CH_4会在此区域内大量聚集，使得此区域内CH_4的质量分数显著提高，因此温度也不断降低，这有利于针阀壁面的冷却。针栓头部附近和推力室中心O_2的质量分数不断降低，而推力室中H_2O的质量分数在不断上升，可以看出推力室中推进剂的混合燃烧变得更加充分。

因此，为提高推力室的燃烧性能，在一定范围内可以减小针栓式喷注器的针阀直径D_n，但同时需要加强对针栓头部和推力室壁面的热防护。

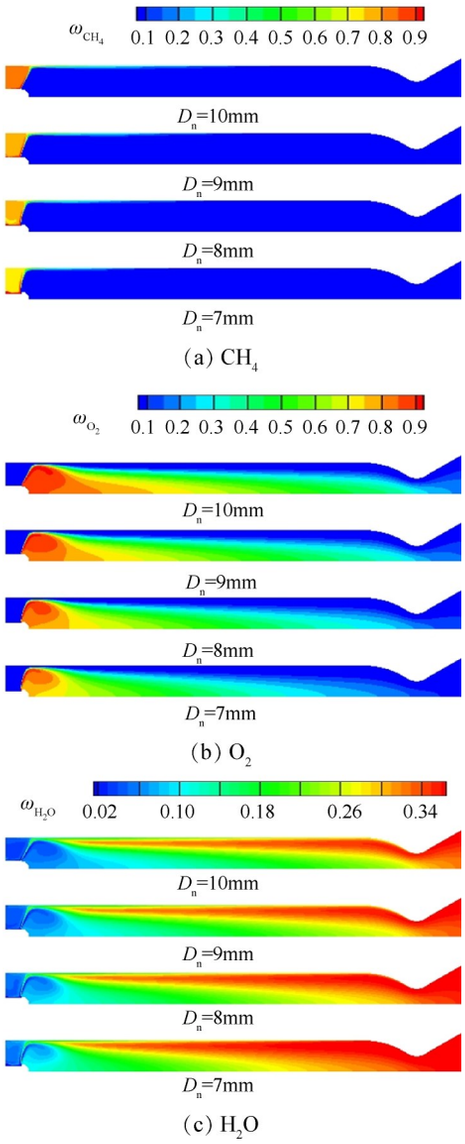

Fig. 11　Species distribution of different D_n

3.2.3　越程比 L_s/D_p 的影响

为研究针栓式喷注器越程比 L_s/D_p 对推力室燃烧性能的影响，分别选取 L_s/D_p 为 0.25，0.5，1 和 2，其中，D_p=10mm，即 L_s 分别为 2.5mm，5mm，10mm 和 20mm，针栓式喷注器的其他结构参数均相同，见表 3。

取推力室轴向方向 x=0.05m，x=0.1m，x=0.15m 和 x=0.2m 横截面静压的平均值作为燃烧室压力，对不同 L_s/D_p 下的燃烧室压力进行比较，如图 12 所示。从图 12 中可以看出，随着 L_s 的增大，当 L_s 小于 10mm，即 L_s/D_p 小于 1 时，燃烧室压力变化非常小，当 L_s 大于 10mm，即 L_s/D_p 大于 1 时，燃烧室压力有所减小，推力室燃烧效率降低。

图 13 和图 14 分别为不同 L_s/D_p 下的推力室头部流线图和推力室温度分布云图。从图中可以看出，随着 L_s/D_p 的增大，外侧回流区不断增大，而中心回流区基本保持不变。推力室头部的低温区域随 L_s/D_p 的增大而不断扩大，燃气高温区域的长度则不断减小，但温度分布特点基本保持一致。针阀伸进燃烧室长度 L_s 增大，CH_4 与液氧混合需要经过的距离变长，使得外侧回流区增大，头部附近低温区域也随之增大，这有助于推力室头部区域的冷却。

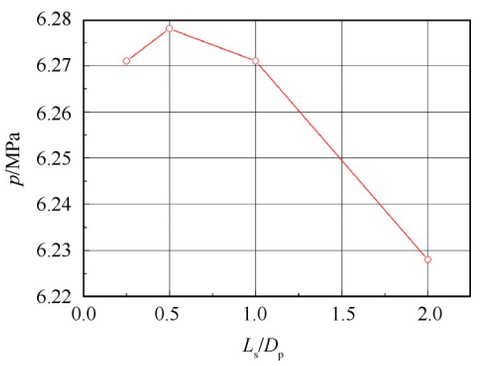

Fig. 12　Chamber pressure of different L_s/D_p

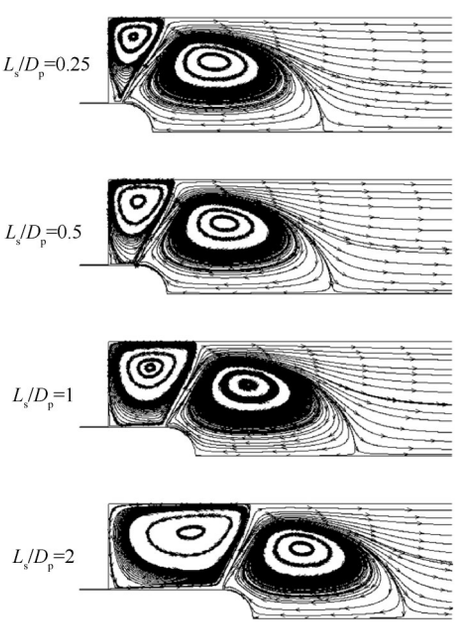

Fig. 13　Streamline of thrust chamber head of different L_s/D_p

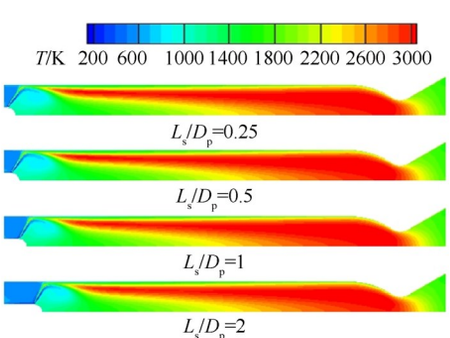

Fig. 14　Temperature distribution of different L_s/D_p

图 15(a),(b)和(c)分别为不同L_s/D_p下推力室中CH_4,O_2和H_2O的质量分数分布云图。从图中可以看出,随着L_s/D_p的增大,CH_4在推力室头部区域的分布范围不断扩大,质量分数也不断增大,O_2在针栓头部附近的富集区域随着L_s/D_p的增大逐渐减小。

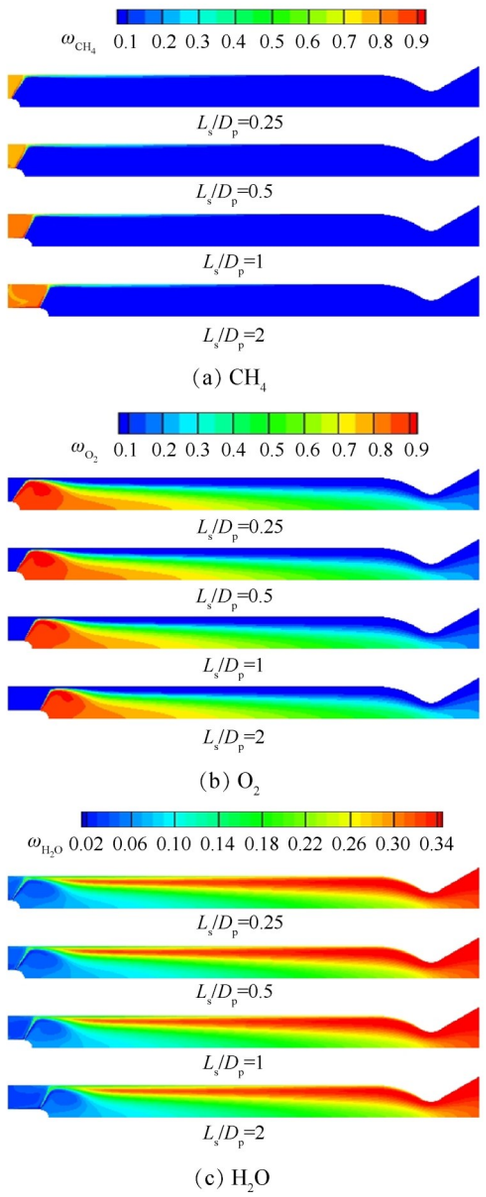

Fig. 15 Species distribution of different L_s/D_p

图 16(a)和(b)分别为不同L_s/D_p下推力室横截面O_2和H_2O平均质量分数沿轴向的变化曲线。当L_s/D_p=2时,推力室横截面O_2质量分数的峰值最低,但L_s的增加使得O_2在推力室中进行燃烧的有效长度缩短,因此推力室中后段O_2的质量分数要高于其他工况,而H_2O的质量分数则要低于其他工况,推进剂的混合燃烧变得更加不充分,所以燃烧室压力有所减小,燃烧性能降低。

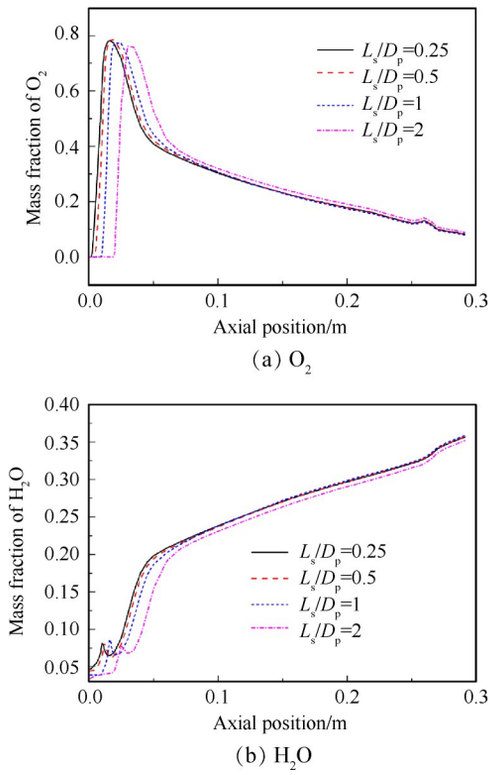

Fig. 16 Mass fraction of species in the cross section of different L_s/D_p

因此,为提高推力室的燃烧性能,同时综合考虑推力室头部的冷却问题,针阀伸进燃烧室长度L_s应取越程比L_s/D_p在 1 附近。

4 结 论

本文对针栓式喷注器液氧/甲烷发动机推力室进行数值仿真,主要结论如下:

(1)径向喷注通道尺寸h_0增加,中心回流区不断减小,针栓头部附近和推力室中心燃气的温度显著降低,燃气高温区域也显著减小,燃烧室压力不断减小,推力室燃烧效率降低。因此,为提高推力室的燃烧性能,在一定范围内可以减小针栓式喷注器的径向喷注通道尺寸h_0。

(2)针阀直径D_n减小,针栓与针阀共同形成的凹进区域不断增大,凹进区域内的温度不断降低。外侧回流区不断向推力室头部方向缩小,在轴向喷注通道出口下方形成的小回流区则不断增大。推力室中燃气的高温区域不断增大,燃烧室压力也不断增大,推力室燃烧效率提高。因此,为提高推力室的燃烧性能,在一定范围内可以减小针栓式喷注器的针阀直径D_n。

(3)越程比L_s/D_p增加,外侧回流区不断增大,推力室头部的低温区域也随之增大,这有助于推力室

头部区域的冷却。当L_s/D_p小于1时，燃烧室压力变化非常小，当L_s/D_p大于1时，燃烧室压力有所减小，推力室燃烧效率降低。因此，为提高推力室的燃烧性能，同时综合考虑推力室头部的冷却问题，针阀伸进燃烧室长度L_s应取越程比L_s/D_p在1附近。

参考文献

[1] 安　鹏，姚世强，王京丽，等. 针栓式喷注器的特点及设计方法[J]. 导弹与航天运载技术，2016，2(3)：50-54.

[2] 雷娟萍，兰晓辉，章荣军，等. 嫦娥三号探测器7500N变推力发动机研制[J]. 中国科学：技术科学，2014，44(6)：569-575.

[3] 张雪松. 猎鹰火箭的基础：不断升级的梅林发动机[J]. 卫星与网络，2017(6)：40-41.

[4] Son M，Yu K，Koo J，et al. Effects of Momentum Ratio and Weber Number on Spray Half Angles of Liquid Controlled Pintle Injector[J]. *Journal of Thermal Science*，2015，24(1)：37-43.

[5] Son M，Yu K，Radhakrishnan K，et al. Verification on Spray Simulation of a Pintle Injector for Liquid Rocket Engine[J]. *Journal of Thermal Science*，2016，25(1)：90-96.

[6] 方昕昕，沈赤兵，张新桥. 针栓式喷注器锥形液膜破碎特性试验[J]. 航空动力学报，2016，31(12)：3004-3009.

[7] 方昕昕，沈赤兵，康忠涛. 无旋锥形液膜表面波不稳定性试验研究[J]. 推进技术，2016，37(10)：1893-1899.（FANG Xin-xin，SHEN Chi-bing，KANG Zhong-tao. Experimental Research of Instability of Surface Wave on Irrotational Conical Sheets[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2016，37(10)：1893-1899.）

[8] 方昕昕，沈赤兵，成　鹏，等. 针栓式喷注器雾化特性试验[J]. 航空动力学报，2017，32(8)：1853-1860.

[9] 方昕昕，沈赤兵. 针栓式喷注器无旋锥形液膜线性不稳定分析[J]. 航空动力学报，2017，32(9)：2291-2298.

[10] Cheng P，Li Q，Xu S，et al. On the Prediction of Spray Angle of Liquid-Liquid Pintle Injectors[J]. *Acta Astronautica*，2017，138：145-151.

[11] Ninish S，Vaidyanathan A，Nandakumar K. Spray Characteristics of Liquid-Liquid Pintle Injector[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*，2018，97：324-340.

[12] 张连博，毛晓芳，汪凤山，等. 针栓喷注式MMH/NTO推力室燃烧及传热数值仿真[J]. 推进技术，2015，36(10)：1487-1494.（ZHANG Lian-bo，MAO Xiao-fang，WANG Feng-shan，et al. Numerical Simulation of Pintle Thruster Combustion and Heat Transfer for MMH/NTO Hypergolic Bipropellant[J]. *Journal of Propulsion Technology*，2015，36(10)：1487-1494.）

[13] Sakaki K，Kakudo H，Nakaya S，et al. Performance Evaluation of Rocket Engine Combustors Using Ethanol/Liquid Oxygen Pintle Injector[R]. *AIAA* 2016-5080.

[14] Sakaki K，Kakudo H，Nakaya S，et al. Combustion Characteristics of Ethanol/Liquid-Oxygen Rocket-Engine Combustor with Planar Pintle Injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*，2017，33(2)：514-521.

[15] Son M，Radhakrishnan K，Yoon Y，et al. Numerical Study on the Combustion Characteristics of a Fuel-Centered Pintle Injector for Methane Rocket Engines[J]. *Acta Astronautica*，2017，135：139-149.

[16] Fang X，Shen C B. Study on Atomization and Combustion Characteristics of LOX/Methane Pintle Injectors[J]. *Acta Astronautica*，2017，136：369-379.

[17] 俞南嘉，鲍启林，张　洋，等. 针栓式液氧/煤油发动机燃烧数值仿真[J]. 火箭推进，2018，44(4)：23-29.

[18] 周　康，李清廉，成　鹏，等. 气氧/气甲烷针栓发动机燃烧过程数值仿真研究[J]. 火箭推进，2018，44(6)：48-56.

[19] Oefelein J C，Yang V. Combustion Science and Technology Special Issue：Supercritical Fluid Transport and Combustion[J]. *Combustion Science and Technology*，2006，178：193-227.

[20] 宋佳文. 液氧甲烷发动机推力室壁循环寿命分析[D]. 北京：北京航空航天大学，2018.

[21] Peters N. Turbulent Combustion[M]. *Cambridge*：*Cambridge University Press*，2000.

[22] 吴　超，徐让书，蒲　宁，等. 基于平衡化学反应和稳态火焰面模型的燃烧数值模拟[J]. 沈阳航空工业学院学报，2009，26(1)：12-15.

[23] Singla G，Scouflaire P，Rolon C，et al. Transcritical Oxygen/Transcritical or Supercritical Methane Combustion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*，2005，30(2)：2921-2928.

[24] Song J，Sun B. Coupled Numerical Simulation of Combustion and Regenerative Cooling in LOX/Methane Rocket Engines[J]. *Applied Thermal Engineering*，2016，106：762-773.

（编辑：梅　瑛）