

溅板式层板喷注单元燃烧特性数值分析*

尹亮, 刘伟强

(国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073)

摘要:为了获得喷注单元结构参数对喷注器燃烧特性的影响规律,利用数值分析方法对单喷嘴溅板式层板喷注单元气-气燃烧特性进行研究,考察燃烧室特征长度及出口层喷嘴宽度对气氧/甲烷流动及燃烧特性的影响。在求解气-气燃烧流场方面,采用带化学反应的湍流 N-S 方程进行描述,其中化学动力学反应模型采用简化的单步 9 组分模型。研究表明:燃烧室特征长度的增大有利于特征速度效率的增加;该条件下采用溅板式层板喷注单元所对应的燃烧室特征长度约为 600 mm。对比分析发现,出口层喷嘴宽度取 0.15 mm 时,水组分摩尔分数与热力计算值差别最大;当其值取 1.05 mm 时,燃烧室头部区域截面温度上升最快,取 0.45 mm 时上升最慢。总的来说,出口层喷嘴宽度取 0.75 mm 时,燃烧长度最短,燃烧效率最大。

关键词:气氧/甲烷;溅板式层板喷注单元;喷嘴宽度;燃烧室特征长度;燃烧效率

中图分类号:V434 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2018)02-001-06

Numerical analysis on the combustion characteristics of splash platelet injector

YIN Liang, LIU Weiqiang

(College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to obtain the influence law of structure parameters on the combustion characteristics, the numerical analysis of gaseous methane and gaseous oxygen GO_2/GCH_4 single-element splash platelet injector was investigated, and the characteristics of both chamber length and nozzle width of faceplate were studied. The chemical N-S equations were solved for the flow field, and 1-step 9-species chemical dynamic model was used to describe the reaction of methane and oxygen. The results indicate that, the characteristic velocity increases with the increase of characteristic chamber length. Under these design parameters, the corresponding value of chamber characteristic length is about 600 mm. By contrast, when the nozzle width is 0.15 mm, the mole fraction of H_2O has the biggest difference from the theoretical value; the temperatures of flow field increase at the fastest level when the nozzle width equals to 1.05 mm but increase at the slowest level when the nozzle width equals to 0.45 mm. In short, the nozzle width equals to 0.75 mm, the injector can reach the maximum combustion efficiency and the shortest combustion length compared to other cases.

Key words: GO_2/GCH_4 ; splash platelet injector; nozzle width; characteristic chamber length; combustion efficiency

层板技术自 20 世纪 60 年代被提出以来,由于其特殊的流道构型、精确的尺寸定位,以及能解决各种复杂的流动及传热问题而得到了快速发展^[1]。近年来国内外对层板技术进行了大量的研究,出现了许多新型的层板应用装置,如飞行器层板式前缘热管^[2]、层板式流体混合器、层板式发汗冷却鼻锥^[3]、层板换热芯^[4]、层板侧喷鼻锥、高速船推进器等^[5],可以说层板技术是科技发展史上一次重大的技术革新。

层板式喷注器是美国 Aerojet 公司在 20 世纪 70 年代研制的一种新型的液体火箭发动机喷注器。相比于传统的喷注器,层板式喷注器采用层板光刻和层板真空扩散焊技术,突破了传统机加

工工艺的约束,能实现精确定位及尺寸要求。层板式喷注器本身结构的特殊性可保证燃料和氧化剂在层板流道内就开始进行撞击、雾化和混合,从而缩短燃烧距离,减小发动机特征长度、结构尺寸和结构质量,获得更高的燃烧效率;层板式喷注器还可实现精确流量控制和自冷却功能,具有集液腔容积小、响应特性好、脉冲小、比冲大等特点^[6]。目前层板式喷注器主要用于远地点发动机、航天飞机轨道机动发动机以及小推力姿控发动机中,推力范围为 2.25 ~ 180 000 N。国内外在层板式喷注器的设计、试验及性能分析等方面做了大量的研究工作,但一般都是通过冷试、热试多次修改设计方案后获得成功的,采用数值仿真进

* 收稿日期:2016-12-07

基金项目:国家自然科学基金资助项目(90916018);湖南省自然科学基金资助项目(13JJ2002)

作者简介:尹亮(1988—),男,湖南邵阳人,博士研究生,E-mail:yl88222@126.com;

刘伟强(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:liuweiqiang_1103@163.com

行性能分析的少有文献发表,有关层板式喷注器结构参数对流动及燃烧特性的影响等理论方面的研究基本上也处于空白。文献[7]最早开展了航天飞机轨道机动发动机层板式喷注器的研究,对6种不同结构的层板喷注单元(X-双股式、溅板式、V双股式、涡流式、90°双股自击式、互击式)进行了设计及试验研究,分别从水力特性、喷雾特性、混合及燃烧性能等方面对其进行了详细的实验研究,实验结果表明:6种不同结构中,溅板式层板喷注单元具有热相容性好、对温度及工况不敏感的优点,其次是X-双股式单元。国内雷凡培等[8]采用冷流试验方法对典型的溅板式层板喷注单元混合特性进行了研究;在流动及混合特性的试验及机理方面国内学者也进行了许多相关研究[9-10]。

为了满足推力室需要、降低成本、缩短研究周期,设计出具有高燃烧性能、可靠热防护的层板喷注器。本文对单喷嘴溅板式层板喷注单元进行数值仿真研究,从温度场及组分分布等方面考察燃烧室特征长度及出口层喷嘴宽度对喷注器流动及燃烧特性的影响。

1 计算方法与模型参数

1.1 模型参数

计算对象为100 N气氧/甲烷发动机,参考同轴式气-气喷注器燃烧室设计方法,发动机头部采用层板式喷注器,单个喷嘴推力 $F = 12.5 \text{ N}$ 。表1列出了气氧/甲烷发动机设计参数。喷注单元结构示意图及尺寸参数如图1所示。在喷注器模型设计中保持出口层喷嘴间距 D 、扩张角 γ 、中间层喷嘴宽度 L 、中间层厚度 $H2$ 及出口层厚度 $H3$ 等参数不变,只改变出口层喷嘴宽度,其值分别取0.15 mm,0.45 mm,0.75 mm,1.05 mm,其中 $L_1 = 1.05 \text{ mm}$ 已为出口层喷嘴宽度的极限位置。计算区域网格划分如图2所示。

表1 发动机设计参数

Tab.1 Parameters of thrust chamber

参数	数值
燃烧室设计压力/MPa	0.85
混合比(氧化剂/燃料)	3.2
总质量流量 $m/(\text{g/s})$	5.5
氧化剂及燃料入口温度/K	298.15
燃烧室直径/mm	8.6
喉部直径/mm	3.84
理论特征速度 $/(m/s)$	1827.3

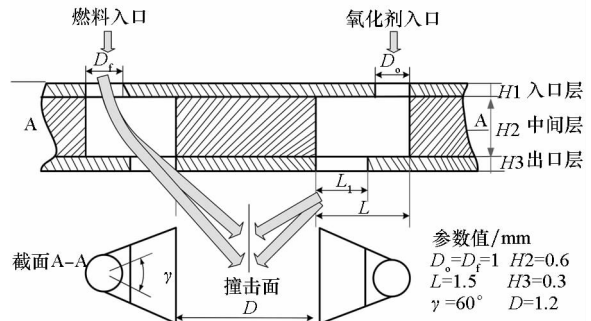


图1 喷注单元结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of splash platelet injector

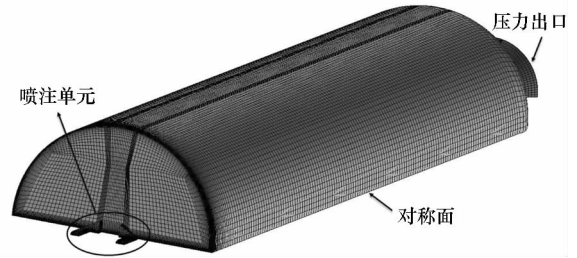


图2 计算区域网格划分

Fig.2 Grid of the calculation domain

1.2 控制方程

采用时间相关法求解气-气燃烧流场,采用控制体积法离散方程[11]:

$$\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_{P_0} + a_0\phi_{P_0} = \sum_{j=1}^N a_j\phi_{P_j} + b_0 \quad (1)$$

稳态过程取 $\frac{d}{dt}(\rho\phi V)_{P_0} = 0$ 。其中 ϕ 为通用变量, P_0 为控制容积节点, P_j 为周边节点, V 为控制容积体积, j 为控制容积中界面的角标, N 为控制容积的界面数, a_0 和 a_j 分别是离散方程中对应 P_0 和 P_j 的算子系数, b_0 是离散方程源项。

1.3 湍流模型

湍流模型采用标准的双方程 $k-\varepsilon$ 模型:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho\varepsilon \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho\varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3)$$

其中: μ 为动力黏度; u_i 为速度分量; G_k 是由平均梯度引起的湍流动能 k 的产生项; $C_{1\varepsilon}$ 和 $C_{2\varepsilon}$ 为经验常数; σ_k 和 σ_ε 分别是与湍流动能 k 和耗散率 ε 对应的Prandtl数。

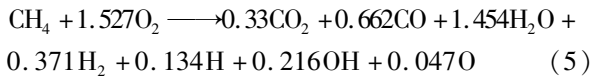
湍流速度为:

$$\mu_i = \rho C_{\mu} \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (4)$$

其中, $C_{1\varepsilon} = 1.44$, $C_{2\varepsilon} = 1.92$, $C_{\mu} = 0.09$, $\sigma_{\kappa} = 1.0$, $\sigma_{\varepsilon} = 1.3$ 。

1.4 化学动力学模型

目前,描述甲烷燃烧的详细反应机理中包含几十种组分、几百个基元反应,各种组分涉及的反应特征时间尺度差异巨大,将其直接耦合到数值计算中将带来极大的数值刚性和计算效率问题。为了克服上述不足,确定适用于气氧/甲烷燃烧的简化化学反应机理,采用热力学软件计算得到气氧/甲烷燃烧的9组分总包反应简化模型,如式(5)所示,并对该简化反应模型的适应性进行了验证,结果表明该简化模型是可行的。在描述湍流与化学反应的交互作用方面考虑采用涡耗散概念(Eddy Dissipation Concept, EDC)进行描述^[12-13]。



2 结果及分析

2.1 网格无关性验证

为了保证网格无关性,取出口层喷嘴宽度为 $L_1 = 0.75 \text{ mm}$,三种结构网格下计算区域进行数值计算,燃烧室头部及壁面区域网格均进行了加密处理,网格数分别选取:17万,35万,51万。其中网格数量取51万时,计算得到的喷管入口处主要燃烧产物质量分数与热力计算值基本相同。图3为三种网格下燃烧室温度轴向分布结果。可以看出,不同网格质量下燃烧室温度计算值差别很小,证明了数值计算的收敛。根据网格收敛结果比较,采用网格数为35万的结构网格对计算域进行划分。

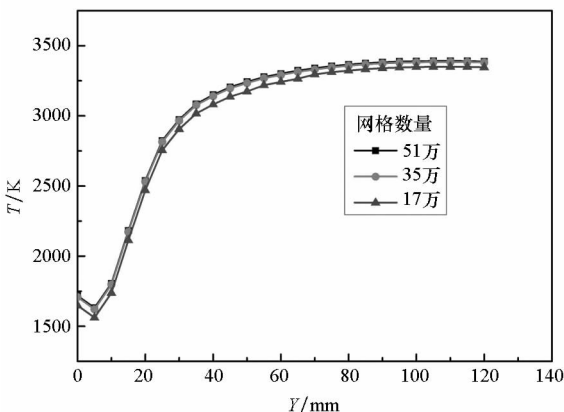


图3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence study

2.2 燃烧室特征长度对燃烧特性的影响

燃烧室特征长度对推进剂燃烧程度有较大影响。燃烧室特征长度增加,一方面会导致推力室容积和重量增大,另一方面会增大所需冷却的表面积,使热阻增加不利于冷却。通常确定一个新的燃烧室特征长度,很大程度上依赖类似的推进剂和发动机尺寸经验。对于气氧/甲烷层板式喷注器,由于没有可参考的发动机类型,设计中借鉴了采用气氧/甲烷的发动机的特征长度来进行计算^[14]。洪燕等^[15]计算了燃烧室特征长度分别为300 mm、400 mm、500 mm、600 mm的气氧/甲烷发动机,通过对比发现,当特征长度取 $L^* = 600 \text{ mm}$ 时,燃烧效率最高,但此工况下壁面热载最大。对于气氧/甲烷燃烧,由于其燃烧化学反应速率相对于氢氧燃烧慢得多,因此所需的燃烧室长度更长。高玉闪^[16]对气氧/甲烷、气氧/气氢同轴式喷注器燃烧室特征长度进行了对比分析,研究结果表明:相同条件下,相对于氢氧燃烧特征长度800 mm,甲烷燃烧的特征长度为1180 mm,可见设计参数相似的情况下,气氧/甲烷燃烧所需特征长度比氢氧燃烧所需特征长度长,约为其特征长度的1.5倍。

层板喷注器本身结构的特殊性能保证燃料和氧化剂在喷注器流道内就开始进行撞击、雾化和混合,从而能有效缩短燃烧距离,减小发动机的特征长度,获得更高的燃烧效率。本文中分别选取了特征长度 L^* 为300 mm、400 mm、500 mm、600 mm、700 mm进行计算。

图4为燃烧室特征长度对特征速度的影响。从图中可以看出,燃烧室特征长度为 $L^* = 300 \text{ mm}$ 时,计算得到燃烧室特征速度为 $C = 1684.8 \text{ m/s}$,采用热力学计算软件得到的理论特

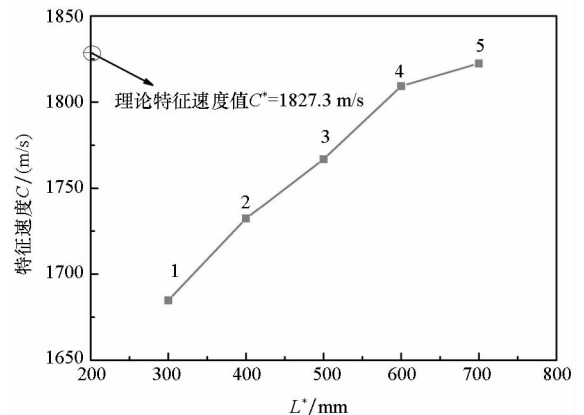


图4 燃烧室特征长度对特征速度的影响

Fig. 4 Effect of characteristic chamber length on characteristic velocity

征速度 $C^* = 1827.3 \text{ m/s}$, 即特征长度取 300 mm 时采用气氧/甲烷层板式喷注器的特征速度效率约为 92.2% 。随着燃烧室特征长度的增大, 喷管入口处推进剂特征速度逐渐增加, 当 $L^* = 600 \text{ mm}$ 时, 特征速度效率达到 99.0% , 其后继续增大特征长度对特征速度效率则影响不大。由于特征长度值过大会引起重量增大及热阻增加等问题, 因此这里选择特征长度 $L^* = 600 \text{ mm}$ 作为气氧/甲烷层板式喷注器的燃烧室特征长度, 此时对应的燃烧室圆筒段长度约为 120 mm 。对比文献[16]结果可以得到, 相对于气氧/甲烷同轴式喷注器燃烧, 采用层板式喷注器能大大缩短燃烧室的特征长度。图 5 为采用热力学计算软件得到的余氧系数 α 及燃烧室压力 P_c 对特征速度的影响。从图 5 中可以看出, 燃烧室压力一定时, 特征速度随余氧系数的增大而先增大再减小。本文取余氧系数 $\alpha = 0.8$ 进行热力计算。

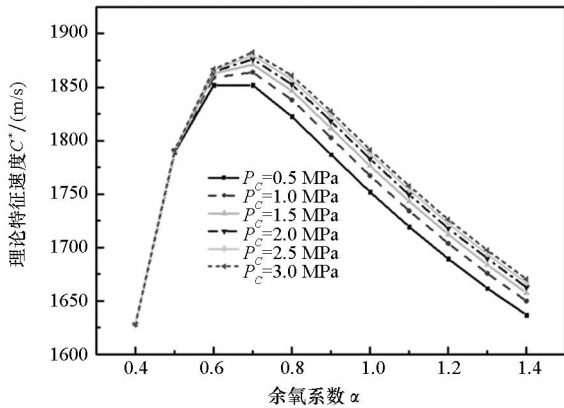


图 5 余氧系数及燃烧室压力对特征速度的影响
Fig. 5 Effects of excess oxidizer coefficient and chamber pressure on characteristic velocity

2.3 中间层板宽度对燃烧特性的影响

2.3.1 温度分布

在研究喷注器设计参数对其燃烧性能的影响时, 主要考察其对温度分布、组分分布及燃烧效率的影响。在仿真过程中, 固壁面均采用绝热条件进行计算, 因此并不能代表真实的壁面温度, 但是对于定性分析设计参数对壁面热载的影响具有同样的参考价值^[14]。

图 6 为不同出口层喷嘴宽度下燃烧室不同截面上燃气温度仿真结果。从图中可以看到, 采用气氧/甲烷燃烧的 9 组分总包反应得到的燃烧流场最高温度约 3400 K , 与甲烷的理论燃烧温度接近。图 7 为出口层喷嘴宽度对燃烧室温度分布的影响, 从图中可以看出, 当出口层喷嘴宽度取 $L_1 = 1.05 \text{ mm}$ 时, 燃烧室头部区域截面温度上升最快,

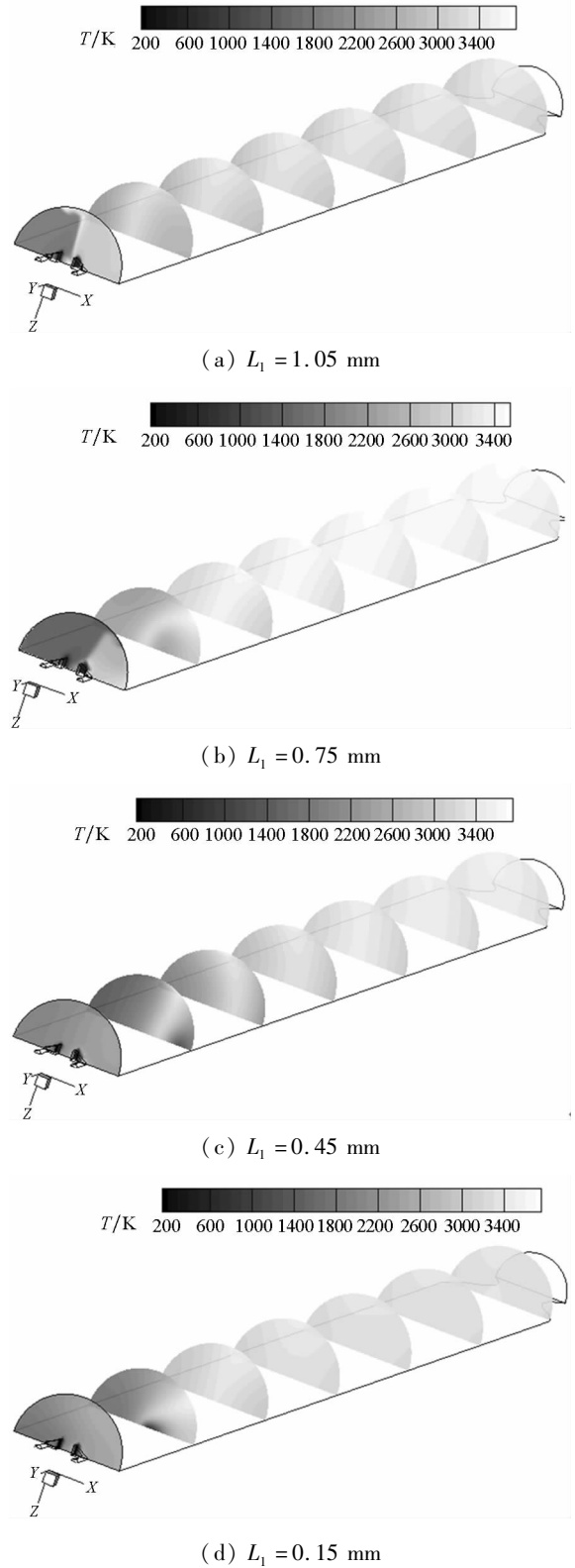


图 6 燃烧室温度分布
Fig. 6 Temperature contours of the chamber

$L_1 = 0.45 \text{ mm}$ 时上升最慢。总的来说, 出口层喷嘴宽度取 $L_1 = 0.75 \text{ mm}$ 时, 壁面燃气温度上升最快, 且能在较短的燃烧室长度内达到其理论燃烧温度。出口层喷嘴宽度主要影响其撞击角, 由于溅板式层板喷注单元结构的特殊性, 燃料与氧化

剂撞击后在喷注面板附近及燃烧室轴向方向上均产生较强的燃气回流,如图8所示。受燃气回流的影响,喷注面板及头部局部区域温度较高。燃气回流虽然有利于提高推进剂的混合及燃烧,但会对喷注面板的热防护产生不利影响。

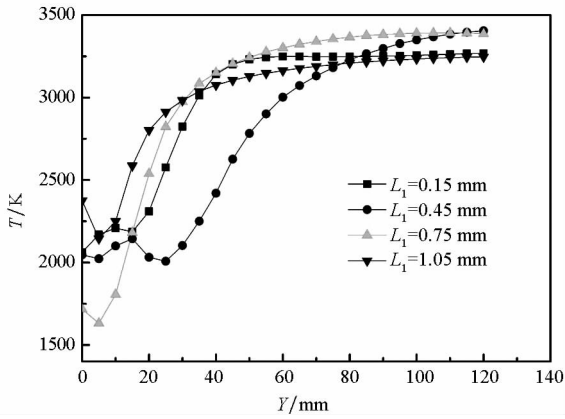


图7 出口层喷嘴宽度对燃烧室温度分布的影响
Fig. 7 Effects of nozzle width of the faceplate on chamber temperature distribution

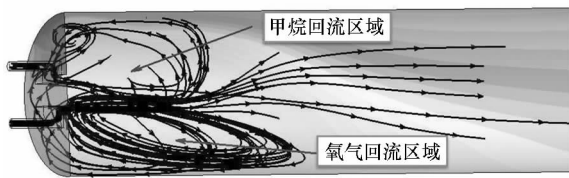


图8 燃烧室头部回流区域
Fig. 8 3D view of the streamline near faceplate

2.3.2 组分分布

当余氧系数 $\alpha = 0.8$ 、燃烧室压力 $P_c = 0.85$ MPa时,取特定几种燃烧产物 CO_2 、 CO 、 H_2O 、 O 、 H 、 OH 、 H_2 进行热力计算,计算结果显示,氧气和甲烷燃烧达到化学平衡时的主要产物为 CO_2 、 CO 、 H_2O ,其摩尔分数分别为 10.96%、19.23%、43.82%,其值越接近热力计算的平衡值,则说明燃烧程度越完善。表2为不同出口层喷嘴宽度下喷管入口处三种主要燃烧产物的摩尔分数表。由表可见, H_2O 和 CO 摩尔分数与热力计算值差别

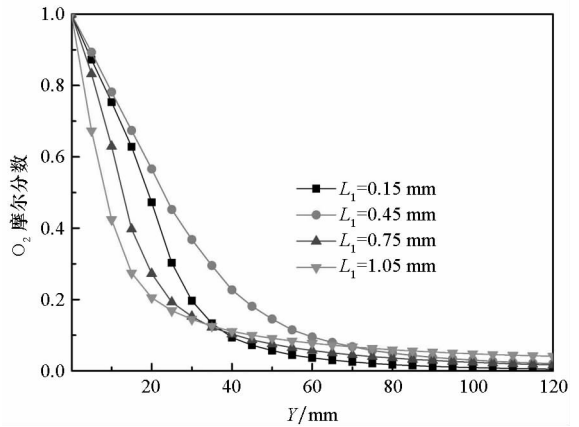
表2 不同出口层喷嘴宽度下喷管入口处三种主要燃烧产物的摩尔分数表

Tab.2 Mole fraction of main products %

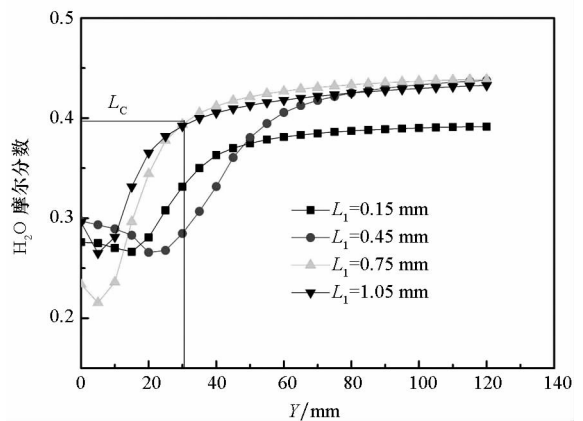
产物	热力计算结果	不同 L_1 下仿真结果			
		0.15 mm	0.45 mm	0.75 mm	1.05 mm
H_2O	43.88	39.16	43.80	43.92	43.27
CO_2	10.96	9.92	9.82	9.87	9.69
CO	19.23	19.90	19.69	19.79	19.45

不大, CO_2 的摩尔分数与热力计算结果存在一些差异,分析其原因主要是在对化学动力学模型进行简化时,忽略了一些重要的产物(如 CH_3 、 HCO 、 CH_2O 等),但该结果对于定性分析流场组分分布具有一定的参考价值。

图9(a)所示为燃烧室内 O_2 剩余摩尔分数图,可以看出在燃烧室前段各工况下 O_2 摩尔分数下降趋势差别较大,燃烧剧烈, O_2 消耗较快。对于甲烷燃烧,主要产物中 H_2O 摩尔分数比例最大,因此可通过分析燃烧室截面上 H_2O 摩尔分数沿轴向的分布来揭示推进剂的主要燃烧区域及燃烧完成度,这里定义 H_2O 摩尔分数达到热力计算值的90%作为其燃烧长度 L_c 。从图9(b)中可以看出,出口层喷嘴宽度 $L_1 = 0.15$ mm 时, H_2O 摩尔分数比例较理论值差别较大,燃烧效率低,燃烧不完全;当其值取 0.75 mm 时, H_2O 摩尔分数最接近理论值,对应的燃烧长度约为 $L_c = 30$ mm;继续增大出口层喷嘴宽度对缩短燃烧距离、提高燃烧效率影响不大。



(a) O_2



(b) H_2O

图9 燃烧产物沿燃烧室轴向分布

Fig. 9 Axial mole fraction distribution of products

3 结论

相对于传统的同轴式喷注器,采用层板式喷注器能有效缩短燃烧室的特征长度。当特征长度取 $L^* = 600 \text{ mm}$ 时,其特征速度效率可达 99.0%,对应的燃烧室圆筒段长度约为 120 mm。

出口层喷嘴宽度主要影响其撞击角,通过对比分析发现,出口层喷嘴宽度取 $L_1 = 0.75 \text{ mm}$ 时,壁面燃气温度上升快,能在较短的燃烧室内达到其理论燃烧温度;该条件下 H_2O 摩尔分数最接近热力计算值,燃烧长度最短。

为了进一步提高其燃烧效率,应确定合适的喷注器设计参数,并综合考虑层板厚度、出口喷嘴宽度及动量比等参数的影响;在实际应用中建议采用多喷嘴,同时在分析燃烧性能时应综合考虑燃烧室及喷注面板传热及热损失的影响。

参考文献 (References)

- [1] Robbers B A, Anderson B J, Hayes W A, et al. Platelet devices-limited only by one's imagination [C]// Proceedings of 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2006-4542, 2006.
- [2] 刘洪鹏, 刘伟强. 飞行器层板式前缘热管防热结构等效热分析[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(2): 19-24. LIU Hongpeng, LIU Weiqiang. Effective thermal analysis of platelet heat-pipe-cooled leading edge of vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(2): 19-24. (in Chinese)
- [3] 孙健, 刘伟强. 高超声速飞行器前缘疏导式热防护结构的实验研究[J]. 物理学报, 2014, 63(9): 209-216. SUN Jian, LIU Weiqiang. Experimental investigation of dredging thermal protection system of hypersonic vehicle leading edge[J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(9): 209-216. (in Chinese)
- [4] 邢宝玉, 程谋森, 黄敏超, 等. 热推力器层板换热芯流固耦合传热与流动仿真[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(4): 20-25. XING Baoyu, CHENG Mousen, HUANG Minchao, et al. Fluid-solid coupled heat transfer and flow simulation of platelet heat exchanger in thermal thruster[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35(4): 20-25. (in Chinese)
- [5] Liu H P, Liu W Q. A numerical model for the platelet heat-pipe-cooled leading edge of hypersonic vehicle [J]. Acta Astronautica, 2016, 118: 210-217.
- [6] 石少平, 陆政林, 庄逢辰. 层板喷注器在空间飞行器发动机中的应用综述[J]. 中国空间科学技术, 1994(1): 33-37. SHI Shaoping, LU Zhenglin, ZHUANG Fengchen. On

- summary of application of platelet injectors to engines for spacecraft [J]. Chinese Space Science and Technology, 1994(1): 33-37. (in Chinese)
- [7] Kahl R C, Labotz R J, Bassham L B. Platelet injectors for space shuttle orbital maneuvering engine [C]. AIAA Paper, 1974: 74-1108.
- [8] 雷凡培, 张振鹏, 姚明明, 等. 溅板式层板喷注单元流量及混合特性的试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1402-1406. LEI Fanpei, ZHANG Zhenpeng, YAO Mingming, et al. Experimental investigation on flow rate and mixing characteristics of splash platelet injector element [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1402-1406. (in Chinese)
- [9] 姚明明, 刘茹, 周军, 等. 受控液扇撞击的混合特性研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(5): 13-18. YAO Mingming, LIU Ru, ZHOU Jun, et al. Investigation on mixture characteristics of two controlled impinging liquid sheets [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(5): 13-18. (in Chinese)
- [10] 宁建华. 光刻技术在金属板片刻蚀上的应用[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 54-57. NING Jianhua. Application of photoetching technique in metal diaphragm [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(1): 54-57. (in Chinese)
- [11] 王福军. 计算流体力学分析——CFD 软件原理与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004. WANG Fujun. Computational fluid dynamics principle and application of CFD software [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004. (in Chinese)
- [12] Vaidyanathan A, Conley A, Segal C. Heat flux measurements in a GO_2/GH_2 single-element, shear injector [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(3): 633-639.
- [13] Li J H, Zeng P, Yu N J, et al. Design and experimental research of a gas oxygen/propane small thrust engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2352-2357.
- [14] 蔡国飙, 汪小卫, 李茂, 等. 液体火箭发动机气气燃烧及气气喷注器技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2012. CAI Guobiao, WANG Xiaowei, LI Mao, et al. Gas-gas combustion and gas-gas injector technology of liquid propellant rocket engine [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012. (in Chinese)
- [15] 洪燕, 李清廉, 张家奇. 100 N 气氧/甲烷发动机燃烧室结构优化数值仿真研究 [C]// 上海: 中国宇航学会液体火箭推进会议, 2015. HONG Yan, LI Qinglian, ZHANG Jiaqi. Numerical investigation on the structure optimization of combustor for 100 N gaseous oxygen/methane engines [C]. Shanghai: Liquid Rocket Propulsion Conference of Chinese Society of Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [16] 高玉闪. 液体火箭发动机同轴剪切气-气喷注器研究. 北京: 北京航空航天大学, 2011. GAO Yushan. Investigation on shear coaxial gas-gas injectors of liquid propellant rocket engine [D]. Beijing: Beihang University, 2011. (in Chinese)