

基于 PLIF 技术的气氧/气甲烷同轴 剪切喷嘴试验

俞南嘉¹, 鲍启林¹, 李 峰², 张 洋¹
(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;
2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 以数值仿真的结果作为参考,开展了基于 PLIF(平面激光诱导荧光)技术、高速摄影技术等非接触光学燃烧诊断技术的气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴试验研究。通过联合光学诊断对不同设计工况的燃烧流场进行诊断测量,获得燃烧室内 OH 分布,燃烧流场发展演化过程、火焰的结构等信息,对燃烧流场进行详细的分析。研究表明:气氧/气甲烷剪切燃烧火焰存在明显的剪切燃烧层,且随着轴向距离的增加,火焰逐渐失稳;随燃氧速度比的增加,流场涡旋作用明显加强,火焰根部稳定段变短,瞬时火焰结构卷曲和褶皱增多;仿真计算的 OH 分布与试验测得的 OH 分布相似,仿真模型能够合理预测气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴的燃烧流场。

关 键 词: 喷嘴; 非接触光学诊断; 平面激光诱导荧光技术; 燃烧流场; OH 分布

中图分类号: V434

文献标志码: A

Experiment on coaxial shear injector of GO_2/GCH_4 based on PLIF

YU Nanjia¹, BAO Qilin¹, LI Feng², ZHANG Yang¹

(1. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Beijing Power Machinery Research Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: Based on the results of numerical simulation, experimental research on the GO_2/GCH_4 coaxial shear injector was carried out using non-intrusive optical diagnostic techniques, including PLIF (planar laser induced fluorescence), high-speed camera and so on. The OH distribution of combustion chamber, the development of combustion flow field and the flame structure were obtained by measuring the combustion flow field at different operating conditions. The results showed that there were obvious shear combustion layers in the combustion flame of GO_2/GCH_4 . As the axial distance increased, the flame gradually lost its stability. With the increase of the velocity ratio, the vortex of the flow field was obviously strengthened, the flame root stabilization section became shorter and the flame structure had more curl and wrinkles. The simulation of OH distributions is consistent with the measurement of OH distribution, indicating the simulation model can simulate the combustion flow field of GO_2/GH_4 .

收稿日期: 2017-06-05

作者简介: 俞南嘉(1974—),男,副教授,博士,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

通讯作者: 张洋(1989—),男,博士生,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。E-mail:by1615146@buaa.edu.cn

引用格式: 俞南嘉,鲍启林,李峰,等. 基于 PLIF 技术的气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴试验[J]. 航空动力学报,2018,33(10):2483-2491. YU Nanjia, BAO Qilin, LI Feng, et al. Experiment on coaxial shear injector of GO_2/GCH_4 based on PLIF[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(10): 2483-2491.

Key words: injector; non-contact optical diagnosis; planar laser induced fluorescence; combustion flow field; OH distribution

目前,液体火箭发动机以其高性能、高可靠性、安全性高等优点已经成为航天领域应用非常广泛的发动机^[1]。其中,喷注器作为发动机的主要部件之一,很大程度上影响了发动机性能^[2]。气/气同轴剪切喷嘴以其结构形式简单、燃烧稳定性好、燃烧效率高等优点受到青睐^[3-7],对于同轴剪切喷嘴的研究主要集中在燃烧室内的燃烧流动方面,研究燃烧流动有助于深入认识、精确描述发动机内部的流动^[8]。

目前,评估喷注器的性能优劣主要还是依靠数值仿真获得发动机内部的流场信息或者通过试验获得的燃烧室压力、温度分布等宏观参数,而且试验中得到的参数大部分情况都是采用接触诊断的形式。由于自身的特点,这种诊断形式或多或少会影响燃烧流场分布,产生测量误差。然而,非接触光学诊断则可以有效避免这种不利影响,PLIF(planar laser induced fluorescence)技术就是其中一种非接触光学诊断的测量技术^[9],通过 PLIF 技术可以直观观测发动机的燃烧流场、火焰结构、OH 组分分布等,更加真实地了解喷注器性能^[10-11]。

本文通过数值仿真分析燃烧流场的分布规律,然后在试验中利用 PLIF 技术获得气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴的 OH 分布,使用高速摄像机拍摄火焰的传播过程,采用红外热像仪获得火焰的结构等,通过联合光学诊断的形式共同分析同轴剪切喷嘴的特性。

1 仿真计算

1.1 仿真模型

由于设计喷嘴及燃烧室模型为轴对称模型,故采用二维模型进行仿真计算,并对燃烧室壁面、喷注面板及剪切层附近区域进行网格加密处理,网格绘制采用 ICEM 软件,计算模型网格规模为 1.3 万,如图 1 所示,图中 R_v 为燃氧速度比。

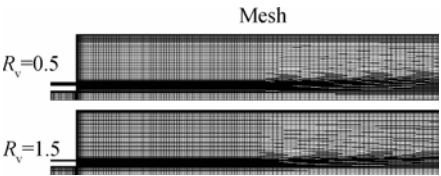


图 1 计算域网格

Fig. 1 Grid of the caculation domain

仿真计算使用 FLUENT 软件,仿真湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 双方程模型;用 EDC(eddy dissipation concept)模型模拟化学反应和湍流流动之间的交互作用;采用基于密度基隐式求解器;对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式。

化学反应动力学模型采用 13 组分 20 步反应的 CH_4/O_2 反应机理,化学反应速率由 Arrhenius 公式确定。假设该化学反应系统由 N_r 个反应组成,总组分数为 N ,组分 i 化学反应速率 φ_i 为

$$\varphi_i = M_i \sum_{r=1}^{N_r} \varphi_{i,r} \tag{1}$$

式中 $\varphi_{i,r}$ 为第 r 个反应所对应的组分 i 的化学生成率, M_i 为组分 i 对应的摩尔质量。其中,第 r 个反应方程形式可表示为

$$\sum_{i=1}^N \nu'_{i,r} x_i \xrightleftharpoons[k_{b,r}]{k_{f,r}} \sum_{i=1}^N \nu''_{i,r} x_i \tag{2}$$

其中 x_i 表示第 i 种化学组分的摩尔分数; $\nu'_{i,r}$ 、 $\nu''_{i,r}$ 分别为反应物与生成物的化学当量系数。 $k_{f,r}$ 、 $k_{b,r}$ 分别为正反应与逆反应的化学反应速率常数。需要说明的是,上述方程同时含有可逆与不可逆反应,逆反应速率常数 $k_{b,r} = 0$ 出现在不可逆反应中。

将上述基元反应应用质量作用定律并对其结果求和,第 r 个反应中,组分 i 的化学反应速率 $\varphi_{i,r}$ 为

$$\varphi_{i,r} = \Gamma(\nu''_{i,r} - \nu'_{i,r}) \cdot \left[k_{f,r} \prod_{i=1}^N (x_{i,r})^{\eta'_{i,r}} - k_{b,r} \prod_{i=1}^N (x_{i,r})^{\eta''_{i,r}} \right] \tag{3}$$

式中 $x_{i,r}$ 为反应物或者生成物的摩尔分数,而 $\eta'_{i,r}$ 、 $\eta''_{i,r}$ 分别为反应物与生成物的生成速率指数, $\Gamma = \sum_{i=1}^N \gamma_{i,r} x_i$ 为化学反应中出现的第三体对不同化学反应速率的影响, $\gamma_{i,r}$ 为反应 r 中关于组分 i 的第三体影响系数。

反应 r 的正反应速率常数 $k_{f,r}$ 由 Arrhenius 公式计算:

$$k_{f,r} = A_f T^{\beta_f} e^{-E_f/(RT)} \tag{4}$$

其中 A_f 为指前因子, β_f 为温度指数, E_f 为反应活化能, R 为通用气体常数, T 为介质温度。

逆反应常数 $k_{b,r}$ 可以根据正反应速率常数计算:

$$k_{b,r} = \frac{k_{f,r}}{K_r} \tag{5}$$

式中 K_r 为化学平衡常数,计算公式为

$$K_f = \exp\left(\frac{\nabla S_r^0}{R} - \frac{\nabla H_r^0}{RT}\right)\left(\frac{p_{\text{atm}}}{RT}\right)^{\sum_{r=1}^{N_r}(\nu''_{i,r}-\nu'_{i,r})} \quad (6)$$

其中

$$\frac{\nabla S_r^0}{R} = \sum_{i=1}^N (\nu''_{i,r} - \nu'_{i,r}) \frac{S_i^0}{R} \quad (7)$$

$$\frac{\nabla H_r^0}{RT} = \sum_{i=1}^N (\nu''_{i,r} - \nu'_{i,r}) \frac{H_i^0}{R} \quad (8)$$

式中 S_i^0 和 H_i^0 分别对应标准状况下的不同组分 i 的熵和焓, p_{atm} 表示标准大气压。

本文所使用的 13 组分 20 步的化学反应动力学模型如表 1 所示^[12]。

表 1 化学反应动力学模型
Table 1 Chemical reaction kinetic model

基元反应	A_f	β_f	$E_f/(\text{kJ/mol})$
$\text{CH}_4 + \text{H} = \text{CH}_3 + \text{H}_2$	2.2×10^4	3.00	36.55
$\text{CH}_4 + \text{OH} = \text{CH}_3 + \text{H}_2\text{O}$	1.6×10^6	2.10	9.97
$\text{CH}_3 + \text{O} = \text{CH}_2\text{O} + \text{H}$	6.8×10^{13}	0	0
$\text{CH}_2\text{O} + \text{H} = \text{CHO} + \text{H}_2$	2.5×10^{13}	0	16.61
$\text{CH}_2\text{O} + \text{OH} = \text{CHO} + \text{H}_2\text{O}$	3.0×10^{13}	0	5.07
$\text{CHO} + \text{H} = \text{CO} + \text{H}_2$	4.0×10^{13}	0	0
$\text{CHO} = \text{CO} + \text{H}$	1.6×10^{14}	0	61.56
$\text{CHO} + \text{O}_2 = \text{HO}_2 + \text{CO}$	4.0×10^{12}	0	29.21
$\text{CO} + \text{OH} = \text{CO}_2 + \text{H}$	1.51×10^7	1.30	-3.15
$\text{H} + \text{O}_2 = \text{O} + \text{OH}$	2.0×10^{14}	0	70.30
$\text{O} + \text{H}_2 = \text{OH} + \text{H}$	1.8×10^{10}	0	37.07
$\text{OH} + \text{H}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	1.17×10^9	1.30	15.21
$\text{OH} + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{O}$	6.0×10^8	1.30	0
$\text{H} + \text{O}_2 + \text{M} = \text{HO}_2 + \text{M}$	2.3×10^{18}	-0.80	0
$\text{H} + \text{OH} + \text{M} = \text{H}_2\text{O} + \text{M}$	2.2×10^{22}	-2.00	0
$\text{H} + \text{HO}_2 = \text{OH} + \text{OH}$	1.5×10^{14}	0	4.19
$\text{H} + \text{HO}_2 = \text{H}_2 + \text{O}_2$	2.51×10^{13}	0	2.97
$\text{OH} + \text{HO}_2 = \text{H}_2\text{O} + \text{O}_2$	2.0×10^{13}	0	4.19
$\text{CH}_3 + \text{H} = \text{CH}_4$	5.2×10^{12}	0	-5.42
$\text{H} + \text{H} + \text{M} = \text{H}_2 + \text{M}$	1.8×10^{18}	-1.00	0

注:M 为第三体。

边界条件设置:甲烷和氧气入口为质量流量入口条件,设置参数包括质量流量、初始压力、温度、组分质量分数、水力直径和湍流强度;出口为压力出口条件,设置参数包括出口压力、水力直径和湍流强度;壁面设置为绝热无滑移边界;燃烧室切面设置为对称边界条件,边界条件参数设置如表 2 所示。

1.2 仿真结果

图 2(a)、图 2(b)分别为氧燃质量流量混合比(下文简称氧燃混合比)为 3、燃氧速度比 $R_v =$

表 2 边界条件
Table 2 Boundary conditions

参数	数值		
	氧气入口	甲烷入口	出口
质量流量/(g/s)	0.9	0.3	
温度/K	300	300	2 500
湍流强度/%	5	5	5
水力直径/mm	1.715	0.689	13
压力/ 10^5 Pa	1.05	1.05	1

0.5,1.5 工况下 OH 摩尔分数和温度的二维分布图。据图 2(a)可知,在距喷嘴 40 mm 左右的范围内,OH 主要集中在与燃烧室轴线平行的薄层内,这一薄层称为剪切燃烧层,沿轴向距离增加,薄层的厚度开始增加,意味着湍流强度增加,促进了 CH_4/O_2 的掺混,导致剪切燃烧层变厚;图 2(b)显示燃氧速度比为 0.5 工况的火焰长度略长于燃氧速度比为 1.5 的工况,这是因为燃氧速度比增大导致湍流强度增强,掺混效果增强,燃烧距离变短。

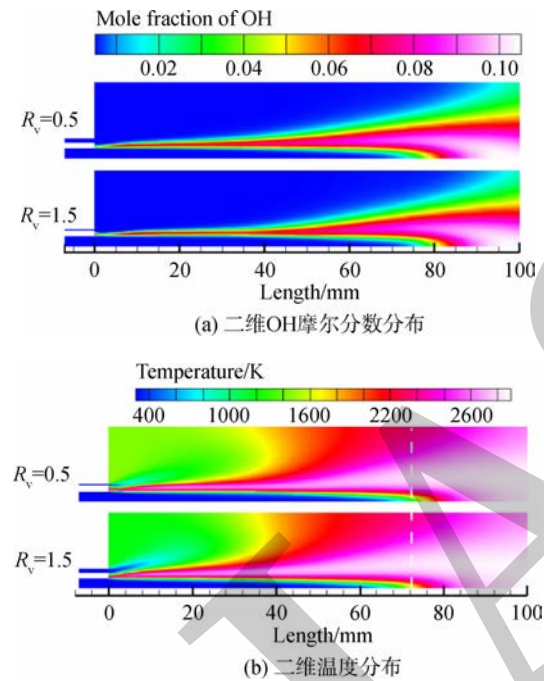


图 2 仿真计算结果
Fig. 2 Simulation results

2 试验系统

2.1 供应系统

图 3 是推进剂供应系统图。供应系统主要包括气氧系统、气甲烷系统以及吹除系统。气氧系统为发动机提供工作所需氧化剂,通过声速喷嘴控制发动机工作过程中氧气的质量流量,发动机工作过程中,氧气从高压氧气瓶出来经过声速喷嘴、气氧主阀最后进入推力室;气甲烷系统为发动机提供工作所需燃料,通过声速喷嘴控制发动机工作过程中气甲烷的质量流量,发动机工作过程中,甲烷从高压甲烷气瓶流出通过声速喷嘴、气甲烷主阀最后进入推力室;吹除系统依靠高压氮气瓶内的氮气对发动机进行试验前后的吹除,保证系统管路以及发动机内部无杂质气体,保证试验安全。

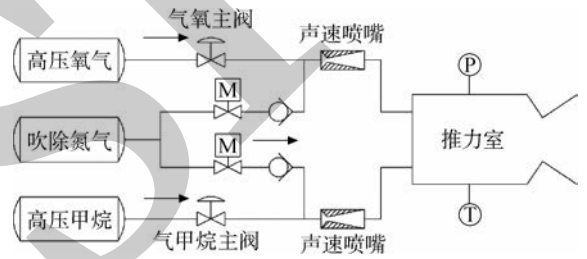


图 3 推进剂供应系统
Fig. 3 Propellant supply system

2.2 测量系统

测量系统采用联合非接触光学诊断,系统原理如图 4 所示^[13],试验中 PLIF、高速摄像机、红外热像仪同时监测发动机工作过程中燃烧室内燃

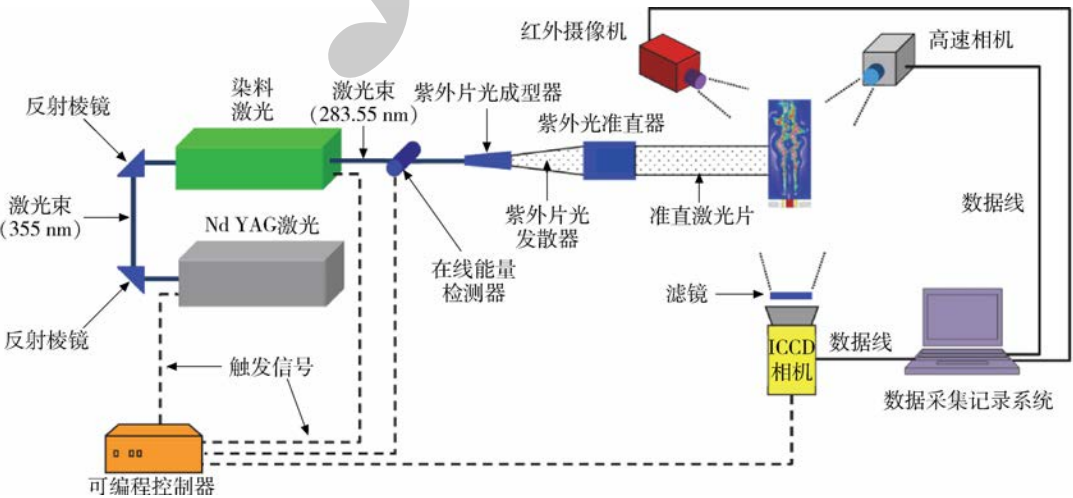


图 4 联合非接触光学诊断系统原理图
Fig. 4 Schematic diagram of non-instrusive optical diagnostic system

烧流场变化,采集相应数据、图像,采用联合诊断的形式能够减少只使用 PLIF、红外热像仪或者高速摄像机带来的误差,通过共同监测来提高测量精度和试验效率。

2.3 试验设计

本试验发动机设计室压为 10^5 Pa,喷嘴的流量为 1.2 g/s。试验设计发动机结构如图 5 所示^[14-16]。喷嘴主要结构参数为:氧喷嘴内径为 3.43 mm,甲烷喷嘴内径为 5.43 mm,其中在氧燃混合比为 3,燃氧速度比为 0.5 工况下甲烷喷嘴外径为 6.81 mm,在氧燃混合比为 3 燃氧速度比为 1.5 工况下甲烷喷嘴外径为 5.92 mm。推进剂喷注形式采用氧化剂中心式,即气氧在内侧喷注,气甲烷在外侧喷注,点火方式采用火花塞点火。喷嘴的结构示意图及实物图如图 6 所示。为满足光学诊断的要求,燃烧室采用透明石英玻璃,石英材质需满足 OH-PLIF 激光波段及荧光波段,即在 283.55~310 nm 波长范围内,保证透光率不小于 95%,并满足高温需求^[17]。

根据设计工况,选取氧燃混合比为 3,燃氧速度比分别为 0.5、1.5 的工况进行试验^[18]。发动

机燃烧室如图 7(a)所示,发动机工作状态如图 7(b)所示。从图 7(b)中可以看到,发动机工作过程中存在明显的剪切燃烧层,符合同轴剪切喷嘴的燃烧特点。

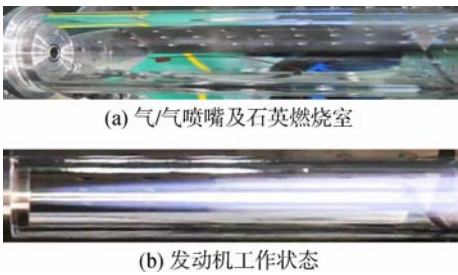


图 7 气/气喷嘴及燃烧室状态
Fig. 7 Gas/gas injector and combustion chamber status

3 点火过程

应用高速摄像机获得的气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴燃烧流场的点火过程如图 8 所示,发动机点火器位于燃烧室尾部,故点火过程实际上是燃烧室后端气氧/气甲烷火焰前锋向喷嘴前端的传播过程。据图可知,点火过程以 $t=0$ ms 为起始时间,共经历了 7.5 ms 的总时长,火焰前锋在点火起始阶段就立即产生,并由燃烧室出口向燃烧室内传播,最终到达并稳定在喷嘴出口附近;根据火焰前锋的形状可以判断,火焰前锋基本沿着轴向方向推进,而且火焰前锋面与轴线大体垂直,据此得到气氧/气甲烷混合比较均匀,有助于发动机持续稳定的燃烧。

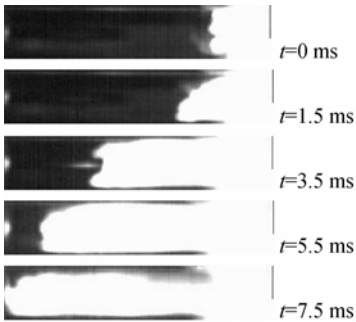


图 8 发动机点火过程
Fig. 8 Ignition process of combustion chamber

4 试验结果

通过采用联合非接触光学诊断的方式,获得气氧/气甲烷燃烧的流场信息,基于光学诊断的特

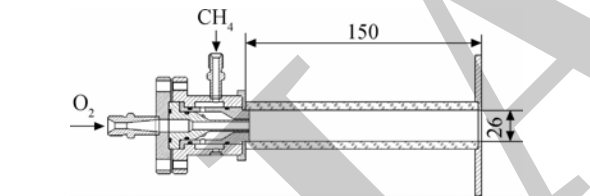


图 5 燃烧试验发动机示意图(单位:mm)
Fig. 5 Engine for combustion test (unit:mm)

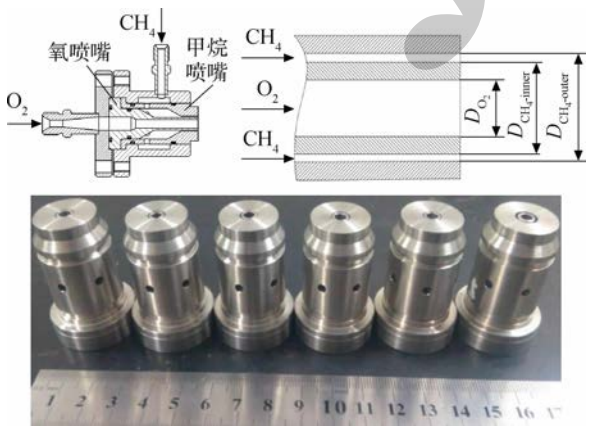


图 6 喷嘴结构尺寸及实物图
Fig. 6 Structural dimensions and physical model of injector

殊性,所采集到的燃烧流场信息均是以图像的形式存储,因此要获得详细的试验结果就要对图像进行处理。一般而言,OH-PLIF 图像要经过 PLIF 在线脉冲能量校正、PLIF 激光能量计的背景校正、非线性各向异性过滤、自适应二值化、边界提取等过程之后,再对燃烧流场结构进行分析。因此,为获得比较清晰的 OH 分布,本文使用 MATLAB 软件对 OH-PLIF 图像进行滤除背景噪声、非线性各向异性过滤和图像增强,同时进行自适应二值化处理和边界的提取,获得 OH 分布的主要区域,然后对 OH-PLIF 图像进行瞬时结果分析和时均化结果分析。瞬时结果分析主要从火焰结构及掺混燃烧发生的过程机理方面入手,对气氧/气甲烷喷嘴在不同工况下的燃烧流场特点及火焰结构特征进行分析;时均化处理结果主要是对 OH 的空间分布区域进行统计^[2]。

4.1 瞬时结果分析

OH-PLIF 瞬时图像处理结果如图 9 和图 10 所示,图 9 和图 10 分别为氧燃混合比为 3,燃氧速度比为 0.5 和 1.5 工况下的气氧/气甲烷燃烧流场的 OH 分布情况。图 9 和图 10 所示的 OH 瞬时二维分布表明,气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴气/气喷注燃烧流场中存在强烈的湍流特性,而且 OH 分布随时间呈强烈的不均匀分布特点。从各工况下的 OH 瞬时分布情况可以看出,由于氧气和甲烷之间存在速度差,致使两者之间产生剪切作用,这种作用一定程度上促进了甲烷和氧气之间的掺混,在剪切层内发生燃烧,形成剪切燃烧层。燃烧层的形态随着轴向距离的增加逐渐发生变化,具体来说,在喷嘴出口附近 10 mm 左右的距离内,剪切燃烧层结构比较稳定,二维状态下为相互平行的状态,随着轴向距离的增加,剪切燃烧层结构逐渐失稳,出现较多卷曲和褶皱,而且随燃氧速度比的增加,这种现象愈发明显。原因是喷嘴中心喷注氧气,外围喷注甲烷,由于速度差的存在产生剪切作用而促进掺混;同时,喷嘴的同轴结构使得在出口处存在三重的微观剪切效应,分别对应于氧喷嘴内环、甲烷喷嘴内环和外环,这种微观剪切效应的存在会诱发流场内涡旋的产生,并且随着流场向下游发展逐渐转化为大尺度湍流涡,表现为燃烧层的卷曲和褶皱现象。因此,在喷嘴出口下游附近,回流区和涡旋的作用同时影响喷嘴出口附近的流场。从 OH-PLIF 图像中能够看出,在距喷嘴出口 10~20 mm 左右距离内,剪切燃烧层结构较为稳定,涡旋作用不明显,而随着

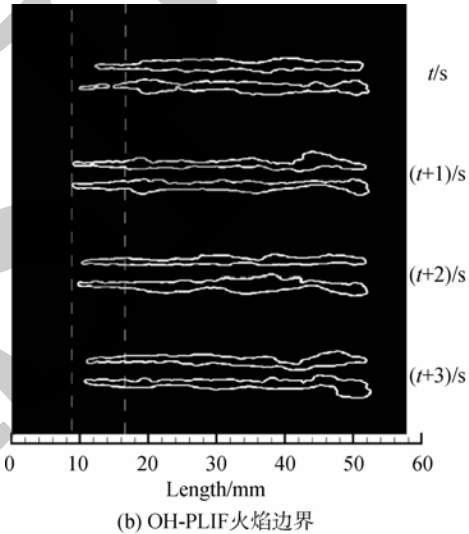
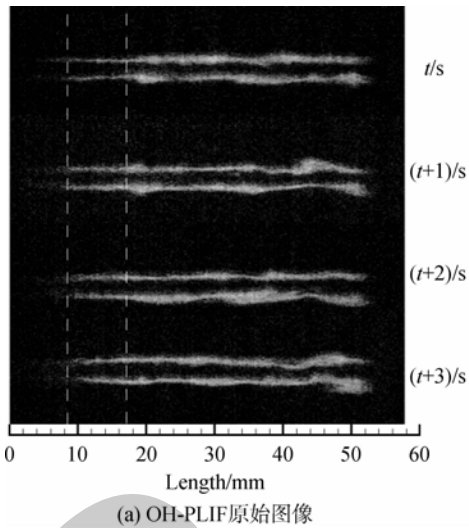
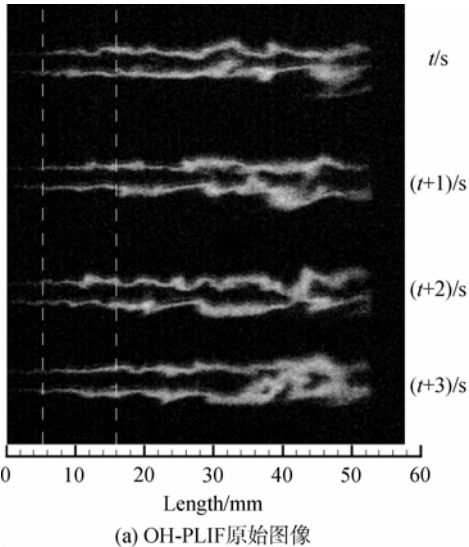


图 9 OH-PLIF 瞬时图像
(氧燃混合比为 3,燃氧速度比为 0.5)
Fig. 9 Instantaneous images of OH-PLIF
(mixing ratio is 3,velocity ratio is 0.5)



(a) OH-PLIF原始图像

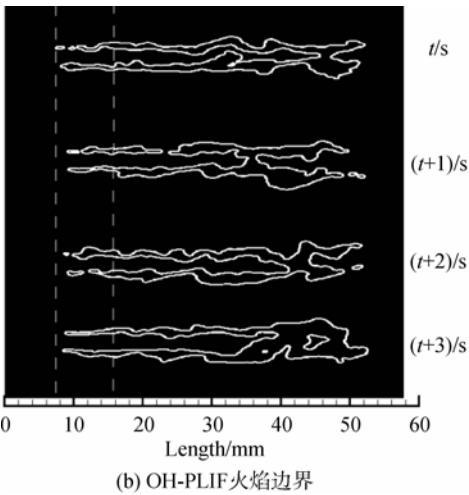
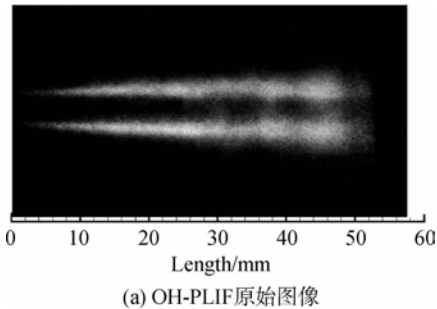


图 10 OH-PLIF 瞬时图像
(氧燃混合比为 3, 燃氧速度比为 1.5)
Fig. 10 Instantaneous images of OH-PLIF
(mixing ratio is 3, velocity ratio is 1.5)

轴向距离的增加, 涡旋逐渐发展为湍流涡, 使剪切燃烧层逐渐失稳, 出现较多卷曲、褶皱, 说明涡旋作用逐渐占据了主导地位。

4.2 时均化结果分析

图 11 所示为氧燃混合比为 3, 燃氧速度比为 1.5 工况对应的 OH 时均分布情况。气/气同轴剪切喷嘴燃烧流场中存在的强烈湍流, 致使 OH 的分布随时间有着强烈的不均匀性, 通过将同一工况下不同时刻的 OH 瞬时分布图像取平均, 去除时间因素的影响, 获得 OH 相对均匀的空间分布结果。从图像结果可知, 在喷嘴出口附近, 掺混燃烧主要发生在剪切燃烧层内, 并且随着轴向距离的增加, 涡旋进一步发展为湍流涡, 使得掺混燃烧范围逐渐扩大, 表现在 OH 时均分布上即燃烧层厚度的增加; 但火焰根部的 OH 不明显, 导致这一现象的原因一是出口附近燃氧速度比较高, 剪切作用导致甲烷和氧气在此处的反应时间相对较短, 不能形成较多的 OH 积聚; 二是由于激光能量呈中间高两端低的不均匀分布导致。



(a) OH-PLIF 原始图像

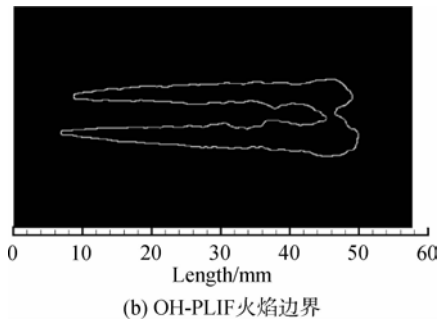


图 11 OH-PLIF 时均图像
(氧燃混合比为 3, 燃氧速度比为 1.5)
Fig. 11 Time-averaged images of OH-PLIF
(mixing ratio is 3, velocity ratio is 1.5)

4.3 PLIF 和 RANS 结果的 OH 分布

图 12 为氧燃混合比为 3, 燃氧速度比为 0.5 工况下 PLIF 和 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)结果的 OH 分布对比。从图 12(a) 的 OH 分布来看, PLIF 和 RANS 结果所得的 OH 均集中在与燃烧室轴线平行的薄层内, 但是 PLIF 试验结果显示的 OH 分布比 RANS 结果的 OH 分布更发散, 原因是 PLIF 激光能量较弱, 导致 OH 摩尔分数较低的位置背景噪声信号和 OH 荧光信号强度接近背景噪声, 使剪切燃烧层边缘位置 OH 摩尔分数较低处的信号测量产生误差; 其次, PLIF 时均化结果由 OH-PLIF 瞬时图像取平均得到, 而在瞬时状态下由于湍流流场的影响, OH 在剪切燃烧层附近呈随机分布, 因此时均化之后的 OH 分布呈如图所示的扩散状。但应该注意的是由于 PLIF 时均结果是空间的叠加, 与稳态的仿真数据之间存在着不同, 但是时均结果一定程度上仍可以反映出实际的燃烧状态, 具有可参考性。图 12(a) 中的 RANS 结果显示 OH 在喷嘴出口端面就产生, 而 PLIF 试验测量的 OH 产生位置比 RANS 结果要靠后, 这是因为实际燃烧过程中, 甲烷与氧气的反应复杂, 产生 OH 的时间长, 再加上气流速度的影响, 导致测量 OH 出现的位置要比 RANS 结果靠后。

图 12(b)、图 12(c)、图 12(d) 所示为归一化后 PLIF 试验与 RANS 方法仿真得到的喷嘴出口下游不同轴向位置处的 OH 径向摩尔分数分布对比情况, 通过对喷注面板下游的不同轴向位置的 OH 分布进行采样, 分析对比结果可知, RANS 计算得到的 OH 径向分布与 PLIF 试验测量结果匹配较好, 说明所使用的仿真模型能够合理预测气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴燃烧流场情况, 图像中

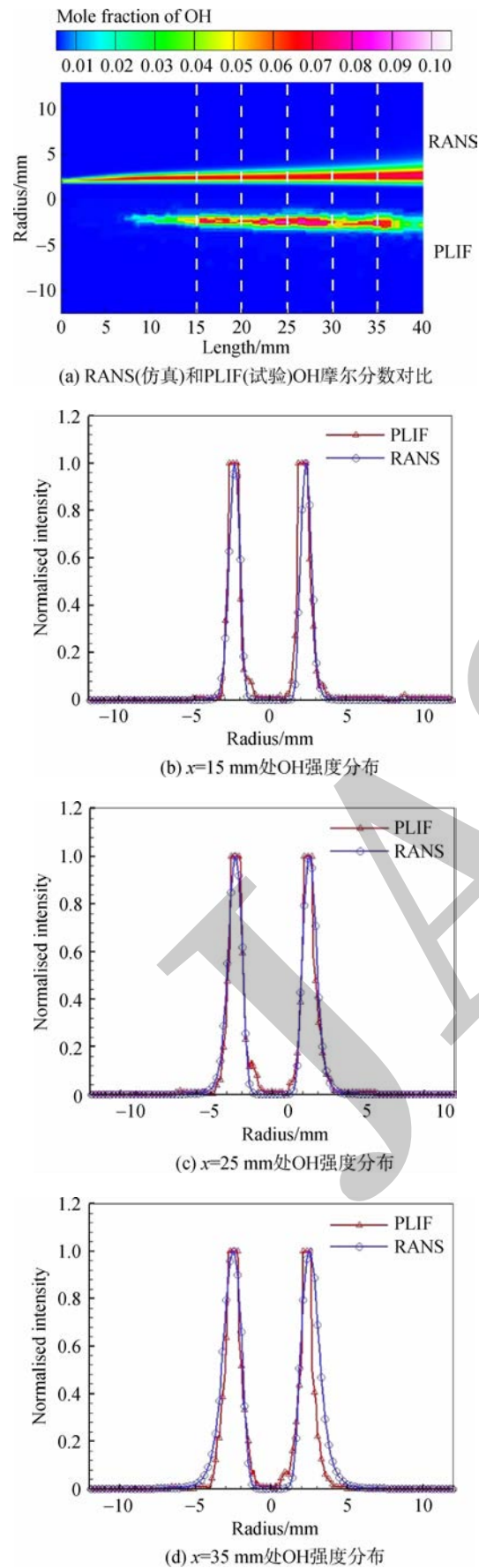


图 12 PLIF 试验与 RANS 仿真的 OH 分布
Fig. 12 OH distribution of PLIF experiment and RANS

两个尖峰位置即是剪切燃烧层。

4.4 红外分析

图 13 为氧燃混合比为 3,不同燃氧速度比条件下红外热像仪监测的燃烧尾焰的温度分布。从两工况尾焰长度的分布来看,燃氧速度比 $R_v = 1.5$ 的工况的尾焰长度要略短于燃氧速度比 $R_v = 0.5$ 的工况,这是因为燃氧速度比小,相应的湍流强度就会小,掺混效果变差,燃烧尾焰变长;从各工况下的尾焰的结构来看,主要燃烧区分为内外两部分,即内燃烧层和外燃烧层,内燃烧层温度高于外燃烧层。同时,该结果也表明仿真模型的温度分布具有一定的合理性。

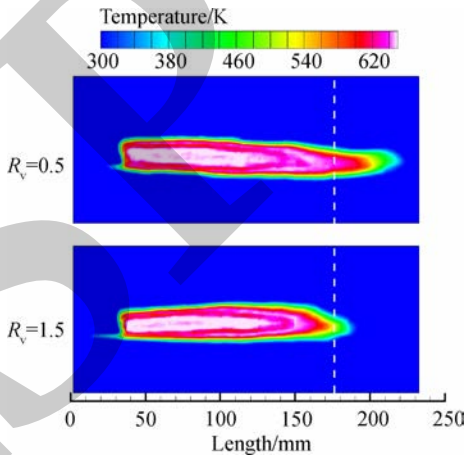


图 13 不同燃氧速度比工况下红外热像仪监测的尾焰温度分布
Fig. 13 Infrared temperature distribution of different velocity ratios

5 结 论

本文以气氧/气甲烷发动机为参考,通过理论计算设计不同燃氧速度比的同轴剪切喷嘴。采用数值计算和试验相结合的方式对气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴进行研究。利用联合非接触光学诊断进行不同工况下的试验研究,根据试验结果得出以下结论。

气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴的燃烧火焰的根部能够稳定在喷嘴出口的一段距离内,并且在这一段距离内形成稳定的剪切燃烧层;随着轴向距离的增加,出现湍流涡,湍流涡向下游发展导致火焰出现失稳现象;随燃氧速度比的增加,流场涡旋作用明显加强,火焰根部稳定段变短,瞬时火焰表现为卷曲和褶皱的增多,反映在 OH 时均分布结果中是剪切燃烧层厚度的增加;随燃氧速度比增加尾焰的长度变短。

通过对比仿真计算的 OH 分布与试验测得的 OH 分布,两者 OH 分布相似,仿真模型能够合理预测气氧/气甲烷同轴剪切喷嘴燃烧流场的情况。

参考文献:

[1] 刘国球,胡平信.液体火箭发动机技术的回顾与展望[J].推进技术,1998,19(4):2-6.
LIU Guoqi, HU Pingxin. Retrospect and prospect of liquid rocket engine technology[J]. Journal of Propulsion Tecnology, 1998, 19(4): 2-6. (in Chinese)

[2] 李峰,俞南嘉,戴健.气氢气氧同轴剪切喷嘴燃烧流场的 PLIF 测量及仿真研究[J].推进技术,2016,37(7):1380-1386.
LI Feng, YU Nanjia, DAI Jian. Measurement of PLIF and simulation study of combustion flow field in $\text{GH}_2\text{-GO}_2$ coaxial shear injector[J]. Journal of Propulsion Tecnology, 2016, 37(7): 1380-1386. (in Chinese)

[3] CONLEY A, VAIDYANATHAN A, SEGAL C. Heat fluxes measurements in a GH_2/GO_2 single-element, shear injector[R]. AIAA-2006-5048, 2006.

[4] 杜正刚,高玉闪,李茂,等.同轴双剪切气-气喷嘴数值模拟[J].北京航空航天大学学报,2009,35(6):683-686.
DU Zhenggang, GAO Yushan, LI Mao, et al. Numerical simulation of coaxial double shear gas-gas injector[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 683-686. (in Chinese)

[5] 李茂,杜正刚,金平,等.富氢/富氧燃气同轴气-气喷嘴燃烧性能仿真与分析[J].航空动力学报,2010,25(4):835-840.
LI Mao, DU Zhenggang, JIN Ping, et al. Simulation and anslysis of combustion performance of coaxial gas injector for hydrogen-rich/oxygen-rich[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 835-840. (in Chinese)

[6] 蔡国飙.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.

[7] 张蒙正.液体火箭发动机燃烧不稳定性试验研究简述[J].火箭推进,2005,31(6):12-18.
ZHANG Mengzheng. Brif introduction to experimental study on combustion instability of liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(6): 12-18. (in Chinese)

[8] ZONG N, YANG V. Supercritical $\text{LOx}/\text{methane}$ flame stabilization and dynamics of a shear coaxial injector[R]. AIAA-2006-760, 2006.

[9] 赵建荣,陈立红.显示 OH 浓度分布图像的平面激光诱导荧光技术[J].光学技术,2000,26(5):429-431.

ZHAO Jianrong, CHEN Lihong. Planar laser induced fluorescence technique for displaying OH concentration distribution images[J]. Optical Technique, 2000, 26(5): 429-431. (in Chinese)

[10] 李茂,高玉闪,金平,等.气气喷嘴推进剂入口温度对燃烧和壁温的影响[J].北京航空航天大学学报,2011,37(9):1091-1094.
LI Mao, GAO Yushan, JIN Ping, et al. Effect of inlet temperature of gas-gas injector on combustion and wall temperature[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(9): 1091-1094. (in Chinese)

[11] 高玉闪,金平,蔡国飙.气氧/甲烷与气氢/气氧喷注器燃烧特性对比研究[J].推进技术,2013,34(6):775-780.
GAO Yushan, JIN Ping, CAI Guobiao. Comparison of combustion characteristics of $\text{GO}_2\text{-GCH}_4$ and $\text{GH}_2\text{-HO}_2$ injectors[J]. Journal of Propulsion Tecnology, 2013, 34(6): 775-780. (in Chinese)

[12] 董刚,黄鹰.不同化学反应机理对甲烷射流湍流扩散火焰计算结果影响的研究[J].燃料化学学报,2000,28(1):49-54.
DONG Gang, HUANG Ying. Study of effects of different chemical reaction mechanisms on computation results for methhane jet turbulence diffusion flame[J]. Journal of Fuel Chemistry and Technology, 2000, 28(1): 49-54. (in Chinese)

[13] 韩乐,蔡国飙.非接触光学诊断在空间模拟舱羽流场测量中的应用研究[J].载人航天,2012,18(3):79-86.
HAN Yue, CAI Guobiao. Application of non-contact optical diagnosis in measurement of manifold flow field[J]. Manned Spaceflight, 2012, 18(3): 79-86. (in Chinese)

[14] DAI J, CAI G B, ZHANG Y, et al. Experimental investigations of coaxial injectors in a laboratory-scale rocket combustor[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 59: 41-51.

[15] ASAKAWA H, NANRI H, MASUDA I, et al. Study on combustion characteristics of LOX/LNG (methane) co-axial type injector under high pressure condition[R]. AIAA-2016-5078, 2016.

[16] TUCKER P, KLEM M, SMITH T, et al. Design of efficient GO_2/GH_2 injectors-A NASA, industry and university cooperative effort[R]. AIAA 97-3350, 1997.

[17] 杜正刚,高玉闪,金平,等.速度比对气-气喷嘴燃烧性能的影响[J].推进技术,2009,30(5):41-44,83.
DU Zhenggang, GAO Yushan, JIN Ping, et al. Effect of speed ratio on combustion performance of gas-gas injectors[J]. Journal of Propulsion Tecnology, 2009, 30(5): 41-44, 83. (in Chinese)

[18] 蔡国飙.液体火箭发动机设计[M].北京:北京航空航天大学出版社,2011.

(编辑:陈越)