

氢氧火炬点火器低压燃烧流动仿真研究

王 艳¹, 方 杰¹, 杨进慧², 蔡国飙¹

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

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)

摘 要: 为研究低压条件下氢氧喷注间距及液滴粒径对氢氧火炬式电点火器燃烧流动的影响规律, 结合 DPM 离散相模型, 采用 6 组分 16 步氢氧反应机理, 选取考虑湍流燃烧效应的涡耗散概念燃烧模型进行仿真计算, 并将结果与试验结果进行比对, 温度结果符合得较好, 压强计算偏差在 5% 以内, 验证了仿真模型的准确性。仿真结果表明: 低压条件下, 氢氧喷注间距增加时, 点火器头部内壁温度升高, 室压降低, 燃烧长度缩短; 液氢液滴直径增大时, 点火器头部内壁温度升高, 室压降低, 燃烧长度变长; 改变液氧液滴直径对点火器燃烧流动影响较小。

关 键 词: 火炬点火器; 燃烧流动; 热防护; 氢氧喷注间距; 液滴粒径

中图分类号: V434.1

文献标志码: A

Simulation study on combustion flow in low-pressure condition of hydrogen-oxygen torch ignitor

WANG Yan¹, FANG Jie¹, YANG Jinhui², CAI Guobiao¹

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: The effects of hydrogen-oxygen injection interval and droplet mean diameter on the combustion flow of the low-temperature liquid hydrogen and liquid oxygen torch electric ignitor in low-pressure condition were investigated by numerical simulation. Discrete phase model (DPM) and 16-step, 6 species hydrogen-oxygen chemical reaction mechanism were applied for the analysis. Considering the turbulent combustion effect, the eddy dissipation concept combustion model was utilized for simulation calculation. The temperature results obtained by simulation were in good agreement with those obtained by experiment, and the deviations of pressure were within 5%, thereby verifying the accuracy of the numerical models. As the results shown, under low-pressure condition, when the hydrogen-oxygen injection interval increased, the ignitor head inner wall temperature increased, the chamber pressure decreased, and the combustion length decreased. The larger liquid hydrogen droplets diameter resulted in the longer combustion length and higher head inner wall temperature, besides, the pressure in the ignitor chamber was slightly reduced. The diameter of liquid oxygen droplets had little effect on combustion flow of the ignitor.

收稿日期: 2020-12-24

作者简介: 王艳(1993—), 女, 博士生, 研究方向为液体火箭发动机技术。

引用格式: 王艳, 方杰, 杨进慧, 等. 氢氧火炬点火器低压燃烧流动仿真研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(11): 2344-2352. WANG Yan, FANG Jie, YANG Jinhui, et al. Simulation study on combustion flow in low-pressure condition of hydrogen-oxygen torch ignitor[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(11): 2344-2352.

Key words: torch ignitor; combustion flow; thermal protection;
hydrogen-oxygen injection interval; droplet diameter

随着航天活动规模越来越大,航天器的可重复使用、高运载能力成为航天领域发展的重要趋势。氢氧推进剂比冲性能高,能最大限度地提高火箭运载能力,且燃烧产物洁净无污染,火炬式电点火器具有点火能量高、结构简单、易于多次启动、便于维护等特点,因此氢氧火炬式电点火器成为研究的热点,并且已成功应用于美国的 SSME (space shuttle main engine)、J-2、RL-10 系列、俄罗斯 RD-0120、欧洲的 Vinci、日本的 LE 系列等发动机^[1-7]。

国外 Anoop 等通过数值分析对氢氧火炬点火器点火区混合长度优化进行了研究,实现点火器燃烧区域内混合比均匀分布^[8]。国内方面,孙纪国等先后研制了低温膜冷型和低温排放冷却型火炬式电点火器,并开展了试验研究,表明其工况范围广、低温下能够实现可靠点火^[9-10]。俞南嘉等研制了一种氢氧火炬点火器,用于富氧预燃室点火,试验结果表明能够实现多次可靠点火^[11]。郭田莉等提出了以气氢/液氧为介质的改进型膨胀循环发动机氢氧火炬式电点火系统方案,并对点火能量进行了正交试验研究,总结了影响点火能量的主要因素^[12-13]。杨进慧等使用非预混燃烧模型研究了高压工况下氢氧喷注距离、混合比及背压对火炬式电点火器内燃烧流动和热防护的影响^[14]。然而目前,氢氧火炬式电点火器在国内尚未应用于飞行发动机产品上,还需要对其开展进一步研究。

以往关于氢氧火炬式电点火器的研究工作大多为试验研究,仿真计算研究较少,尤其是液氢液氧低温低压点火,采用的燃烧模型较为简单,且未考虑液滴雾化、蒸发过程。基于前人的工作,本文结合离散相模型(discrete phase model, DPM),采用化学反应机理进行仿真计算,研究分析低压条件下氢氧火炬式电点火器的燃烧流动影响规律。

1 物理模型和计算方法

1.1 物理模型

本文研究的点火器为低温膜冷型火炬式电点火器,其结构原理如图 1 所示。

液氧为双股自击式喷注,入口位于点火器头部,液氢通过双排 8 个切向孔喷注。火花塞位于氢喷嘴和氧喷嘴之间,氢氧喷入后掺混、扩散,在

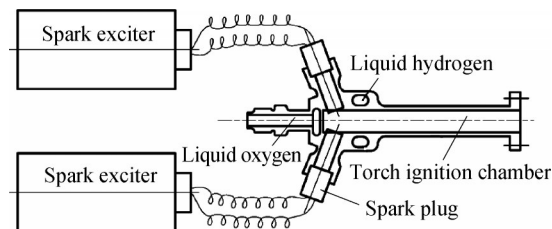


图 1 火炬点火器结构图^[10]

Fig.1 General structure of torch ignitor^[10]

局部形成的高混合比能够保证可靠点火^[9]。

1.2 计算模型

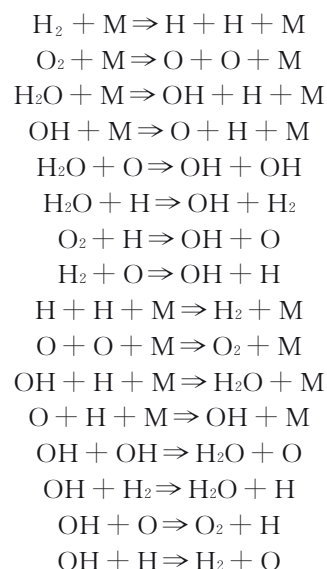
1.2.1 控制方程

本文计算采用 Euler-Lagrange 方法,即在 Euler 坐标系下描述气相控制方程,在 Lagrange 坐标系下描述液相控制方程,两者之间的耦合通过气液相互作用的源项来考虑。控制方程的求解采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法,湍流模型采用 Realizable $k-\epsilon$ 双方程模型。详细控制方程的形式和离散化方法参见文献[15]和文献[16]。

1.2.2 化学反应模型

计算中考虑湍流对化学反应的影响,采用涡耗散概念(eddy dissipation concept, EDC)的燃烧模型模拟化学反应,该模型能够将细致的化学反应机制应用到湍流反应流动中^[17]。

氢氧反应机理为 6 组分 16 步模型,其基元反应分别为



1.2.3 计算网格

点火器计算区域包括 2 个氧喷注孔、8 个氢喷

注孔、点火室及长直导火管,为保证计算精度,整个计算域采用六面体结构网格进行划分,在边界层处网格进行适当加密,网格总数80万以上,如图2所示, $T_1 \sim T_4$ 为4个温度测点温度, $p_1 \sim p_2$ 为2个压力测点压强, LO_2 为液氧, LH_2 为液氢。

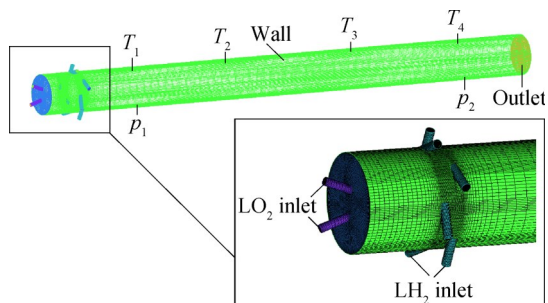


图2 计算网格

Fig.2 Computation grid of ignitor

1.2.4 边界条件

1) 入口边界条件:液氢、液氧均用离散相DPM给出,从喷孔端面喷注,给定液滴喷射速度、流量、温度及初始直径,液滴粒径服从Rosin-Rammler分布,将粒径分成一组离散的尺寸范围,直径大于 d 的液滴质量分数由式(1)给出

$$f(d) = \exp[-(d/\bar{d})^n] \quad (1)$$

式中 $\bar{d}$ 表示质量中间直径, n 表示均匀度, n 越大表示直径分布越均匀^[18],本文计算将 n 设为3.5。

喷注入口速度根据式(2)计算

$$v = m/(\rho A) \quad (2)$$

式中 m 和 ρ 分别表示推进剂质量和密度, A 表示喷注孔横截面积。

2) 出口边界条件:将出口边界设定为压力出口,给定出口背压和温度。湍流强度取5%,表征中等湍流强度。

3) 壁面边界条件:所有壁面均采用无滑移绝热壁面条件,采用标准的壁面函数法计算近壁区流动。

1.2.5 模型验证

选取氢氧火炬式电点火器两次试验工况进行对比验证,工况参数如表1所示。

试验测点分布示意如图2所示。表2是点火器内壁面燃气温度仿真值与试验值对比。工况1仿真得到各测点内壁面燃气超过2 200 K,试验结果显示点火器身部烧蚀;工况2试验中点火器未发生烧蚀,各测点仿真值与试验值接近且变化趋势一致,但仿真计算结果总体偏高,分析可能有如下原因:一是计算中采用绝热壁面、不考虑热辐射

表1 试验主要参数

Table 1 Experiment main parameters

工况	氢压力/MPa	氧压力/MPa	混合比
Case 1	0.5	1.4	8
Case 2	5.2	4.1	0.72

表2 仿真与试验温度对比

Table 2 Temperature comparison between simulation and experiment

参数	Case 1		Case 2	
	仿真	试验	仿真	试验
T_1/K	2 200		250	212
T_2/K	2 640		360	252
T_3/K	2 798		475	363
T_4/K	2 935		514	451

等条件忽略了传热;二是本文采用的6组分16步反应机理仍是简化反应机理,仿真中反应速率比实际反应速率要高,进而使反应温度较高。

表3给出了仿真计算和试验测得的压力对比结果,两种工况下,仿真计算值与试验值误差都在5%以内,符合良好。

表3 仿真与试验压强对比

Table 3 Pressure comparison between simulation and experiment

参数	Case 1			Case 2		
	仿真	试验	偏差/%	仿真	试验	偏差/%
p_1/MPa	0.362	0.38	4.74	2.96	3.04	2.63
p_2/MPa	0.237	0.23	3.04	1.84	1.9	3.16

从两种工况的仿真与试验结果对比分析可见,本文采用的计算方法和模型正确、可靠,可用于研究低压条件下氢氧火炬式电点火器燃烧流动的影响规律。

2 计算结果及讨论

本文研究低压条件下氢氧喷注间距、液氢液滴和液氧液滴粒径对点火器燃烧流动的影响,所有算例的工况参数均相同,具体如表4所示。

2.1 氢氧喷注间距的影响

定义第一排氢喷注孔与氧喷注面距离为氢氧喷注间距,以点火室内径为基准计算无量纲喷注

表 4 仿真工况主要参数	
Table 4 Main parameters of simulation cases	
参数	数值
氢压力/MPa	0.44
氧压力/MPa	0.48
混合比	1.7

间距 L_r , 分别选取 L_r 为 0.72、0.80 和 0.88 进行计算, 点火器其他结构参数均相同。

图 3 和图 4 分别是不同喷注间距下点火室壁面氢质量分数($w(\text{H}_2)$)分布图和流场温度分布图, 可见随喷注间距增加, 点火器头部氢质量分数明显减小, 头部内壁温度明显升高, 同时氢氧掺混距离增加, 使得燃烧火焰面稍向后移。

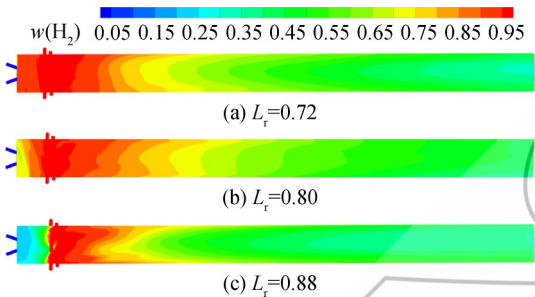


图 3 不同喷注间距下壁面 H_2 质量分数分布
Fig.3 Mass fraction of H_2 distribution on ignitor wall with different injection interval

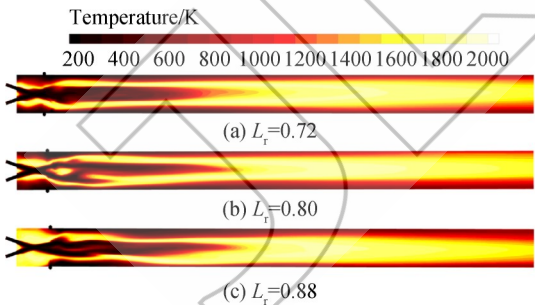


图 4 不同喷注间距下温度分布
Fig.4 Temperature distribution with different injection intervals

以点火器长度为基准, 对轴向距离做无量纲处理, 得到无量纲轴向距离 Z 。图 5 是计算得到的内壁温度在 3 个轴向位置的周向变化, 其中 $Z=0.03$ 位于点火器头部, $Z=0.16$ 位于点火器身部导火管入口上游, $Z=0.95$ 位于导火管出口处。从图 5 中可以明显看到, 总体上内壁温度随轴向距离增加而升高; 在同一轴向位置处, 温度随喷注间

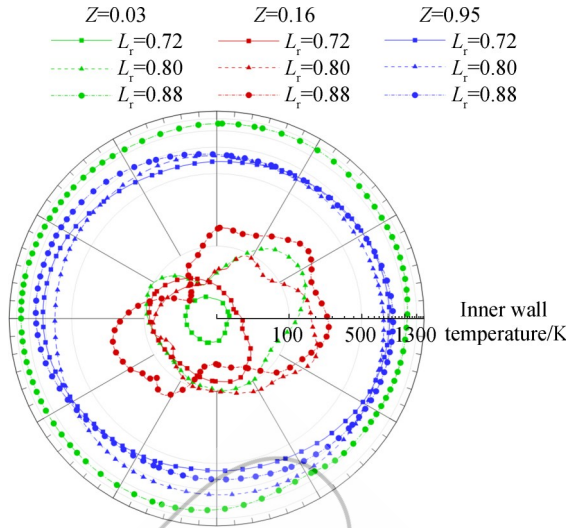


图 5 不同喷注间距下内壁面温度周向分布
Fig.5 Inner wall temperature distribution along the circumference with different injection intervals

距的增加而升高, 出口处内壁温度比较接近, 头部内壁温度差异最大, L_r 从 0.72 增加到 0.88, 头部内壁温度升高了 30 倍。同时发现, 内壁温度沿周向分布呈现出明显的不均匀性, 在 $Z=0.16$ 位置处尤为明显, 这是因为该处是主要的反应区域, 推进剂还未完全燃烧, 而在导火管出口处燃气已经掺混均匀, 因此温度分布也更加均匀。

从图 4 可以看到, 喷注间距主要影响点火器切向孔上游的流场结构, 取 Z 为 0.03、0.06 两个轴向位置分析流场速度分布, 结果如图 6~图 7 所示, 图中将径向距离 R 以点火器内径为基准进行了无量纲处理。在同一截面处, 随喷注间距增加, 合速度逐渐减小, 喷注间距为 0.72 和 0.80 两种情况下, 切向孔上游轴向速度均为正值, 而 $L_r=0.88$ 时, 在切向孔上游, 内壁面附近的轴向速度出现负值, 表明燃气向点火室头部回流, 正是这部分回流促进了头部内壁面附近的局部燃烧, 使得该处燃气温度急剧升高。可见, 喷注距离增加不利于点火室头部热防护。

图 8 是不同喷注距离下流场参数结果, 横坐标是无量纲轴向距离 Z 。图 8(a) 是不同氢氧喷注间距下燃烧产物水的组分分布曲线。由于一对液氧喷孔自击, 在喷注面板中心附近形成了低压区使燃气回流、燃烧产物聚集, 因此喷注面板处水的含量较高。当氢氧喷注间距增大时, 在相同轴向位置水的质量分数逐渐升高。将燃烧长度定义为从喷注面板到水含量达到完全反应的 90% (图 8(a) 中虚线) 位置处的轴向距离, 对比 3 种情况看

到,当氢氧喷注间距从0.72增加到0.88时,燃烧长度缩短了18%。图8(b)是氧气含量分布曲线,从图中也能看到喷注间距增加后,氧气更快消耗完。图8(c)是点火器轴向压力分布曲线,在其他

工况条件保持一致的情况下,氢氧喷注间距越大,点火室室压越低。图8(d)是轴向燃气温度分布,3种喷注间距下燃气温度变化趋势是一致的,但喷注间距增加时,燃气出口温度小幅度降低。

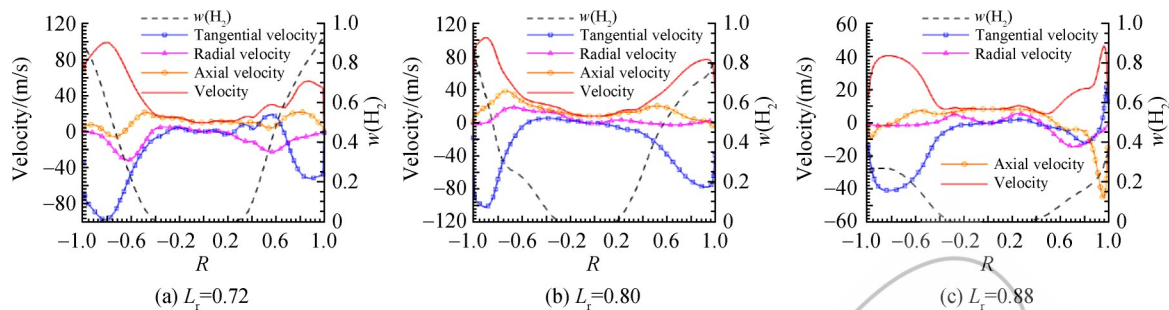


图6 $Z=0.03$ 处速度分布

Fig.6 Velocity distribution at $Z=0.03$

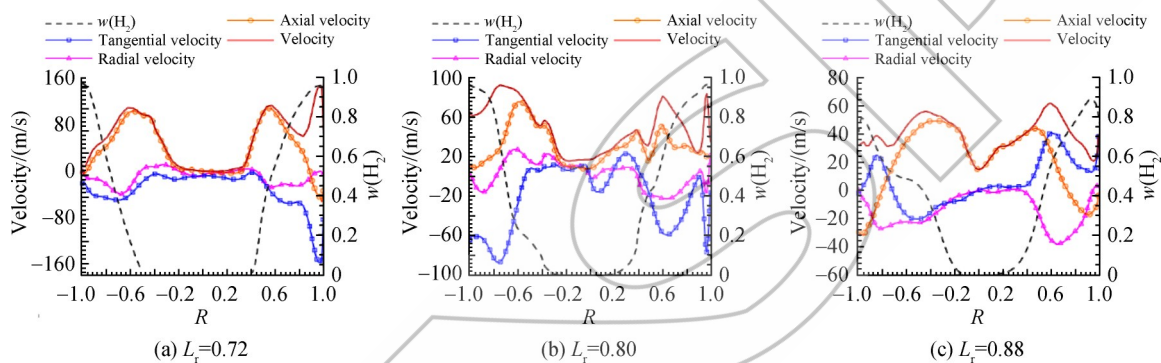


图7 $Z=0.06$ 处速度分布

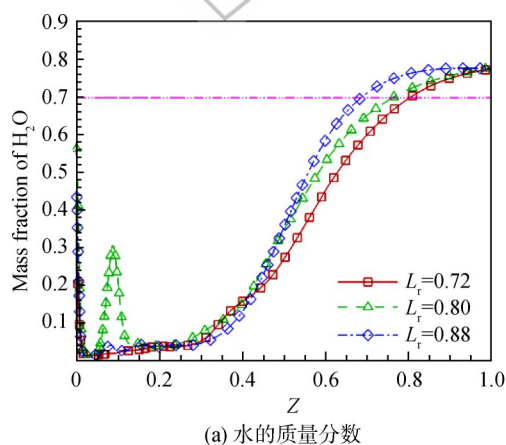
Fig.7 Velocity distribution at $Z=0.06$

2.2 液氢液滴粒径的影响

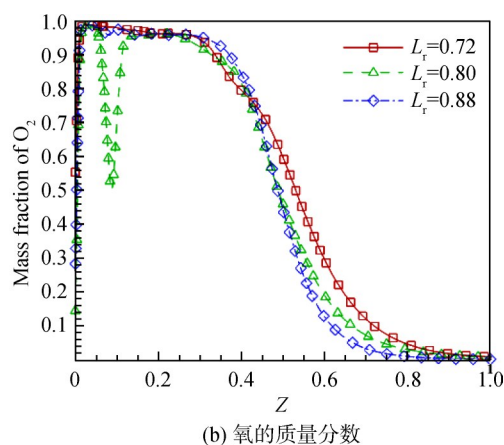
为研究液氢雾化细度对燃烧流动的影响,分别取液氢液滴平均粒径 $d(H_2)=20, 30, 40 \mu\text{m}$ 进行计算,同时液氧液滴平均粒径取 $30 \mu\text{m}$ 不变,点火器结构参数及工况参数均相同。从图9中可以直观看到,随着液氢液滴平均粒径增大,点火室头部氢气的含量逐渐降低。图10显示了点火器不

同轴向位置处内壁温度的周向分布情况,当粒径从 $20 \mu\text{m}$ 增加到 $40 \mu\text{m}$ 时,点火器头部内壁最高温度升高了10倍,而点火器身部内壁温度变化不大,这表明液氢的雾化细度主要影响头部温度分布。

图11(a)是不同液氢液滴平均粒径下燃烧产物水的组分分布曲线,可以看到,在喷注面板中心



(a) 水的质量分数



(b) 氧的质量分数

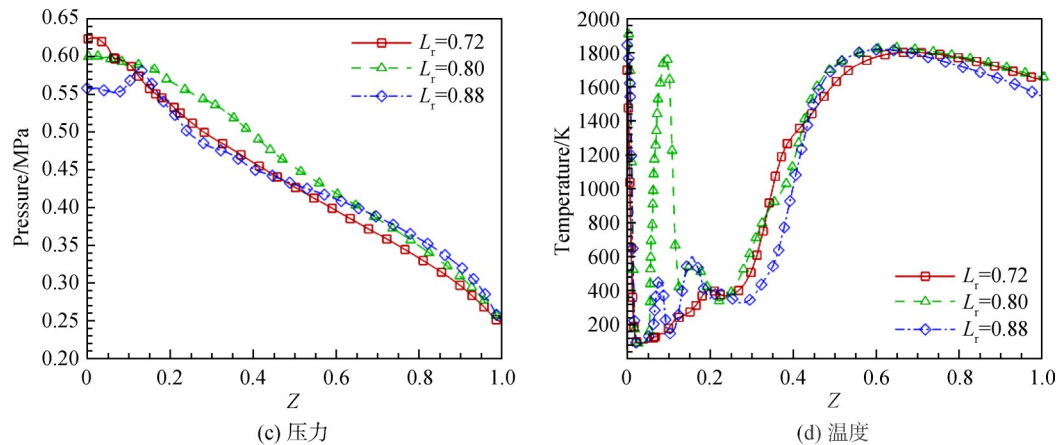


图8 不同喷注距离下流场参数分布
Fig.8 Field parameters distribution with different injection intervals

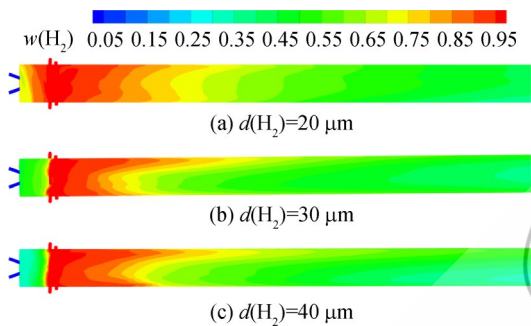


图9 不同液氢粒径下壁面 H_2 质量分数分布
Fig.9 Mass fraction of H_2 distribution on ignitor wall with different liquid hydrogen mean diameters

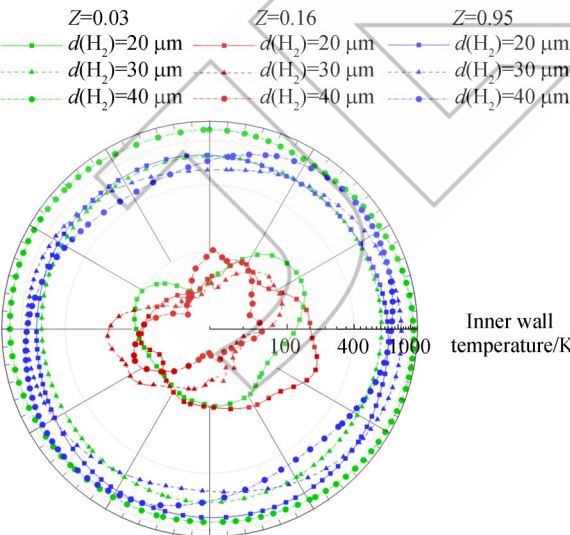


图10 不同液氢粒径下内壁面温度周向分布
Fig.10 Inner wall temperature distribution along the circumference with different liquid hydrogen mean diameter

低压区水的含量较高,水含量在撞击点下游出现小高峰,随后平缓增加至完全反应。3种粒径水

平下,水组分含量的变化趋势是一致的,但当液氢液滴平均粒径增大时,在相同轴向位置水的质量分数逐渐降低。对比3种粒径水平看到,当液氢液滴平均粒径增加到 $40 \mu m$ 时,燃烧长度增加了13%。图11(b)是氧气含量分布曲线,可以看到液氢液滴平均粒径增大后,氧气消耗速度明显降低,表明燃烧反应水平下降。图11(c)是不同液氢液滴平均粒径下点火器轴向压力分布曲线,在其他工况条件保持一致的情况下,随着液氢液滴平均粒径增大,点火室室压降低,当粒径增加到 $40 \mu m$ 时,室压下降了5%,这也再次说明粒径增大使氢氧的掺混效率变低,进而使燃烧效率降低。在图11(c)中可以看到,液氢液滴平均粒径为 $30 \mu m$ 和 $40 \mu m$ 时,压强变化曲线几乎是重合的,可见室压的降低并不是等幅的,平均粒径增大时,降低幅度减小。图11(d)是轴向燃气温度分布,3种液氢液滴粒径水平下,燃气出口温度基本相同,都在 $1600 K$ 以上。

2.3 液氧液滴粒径的影响

为研究液氧雾化细度对燃烧流动的影响,分别取液氧液滴平均粒径为 $30 \mu m$ 、 $50 \mu m$ 和 $80 \mu m$ 进行计算,同时保证液氢液滴平均粒径不变,点火器结构参数及工况参数均相同。图12显示了点火室头部氢气的含量随着液氧液滴平均粒径的增大而升高,身部氢含量变化不大,可见增大液氧液滴粒径有利于头部热防护。图13是点火器不同轴向位置处内壁温度的周向分布情况,当液氧液滴平均粒径从 $30 \mu m$ 增加到 $80 \mu m$ 时,点火器头部内壁温度从 $200 K$ 降低到 $50 K$,这是因为有更多的氢气在头部形成冷却膜。整体来看,液氧液滴平均粒径变化时,同一轴向位置处内壁温度变化

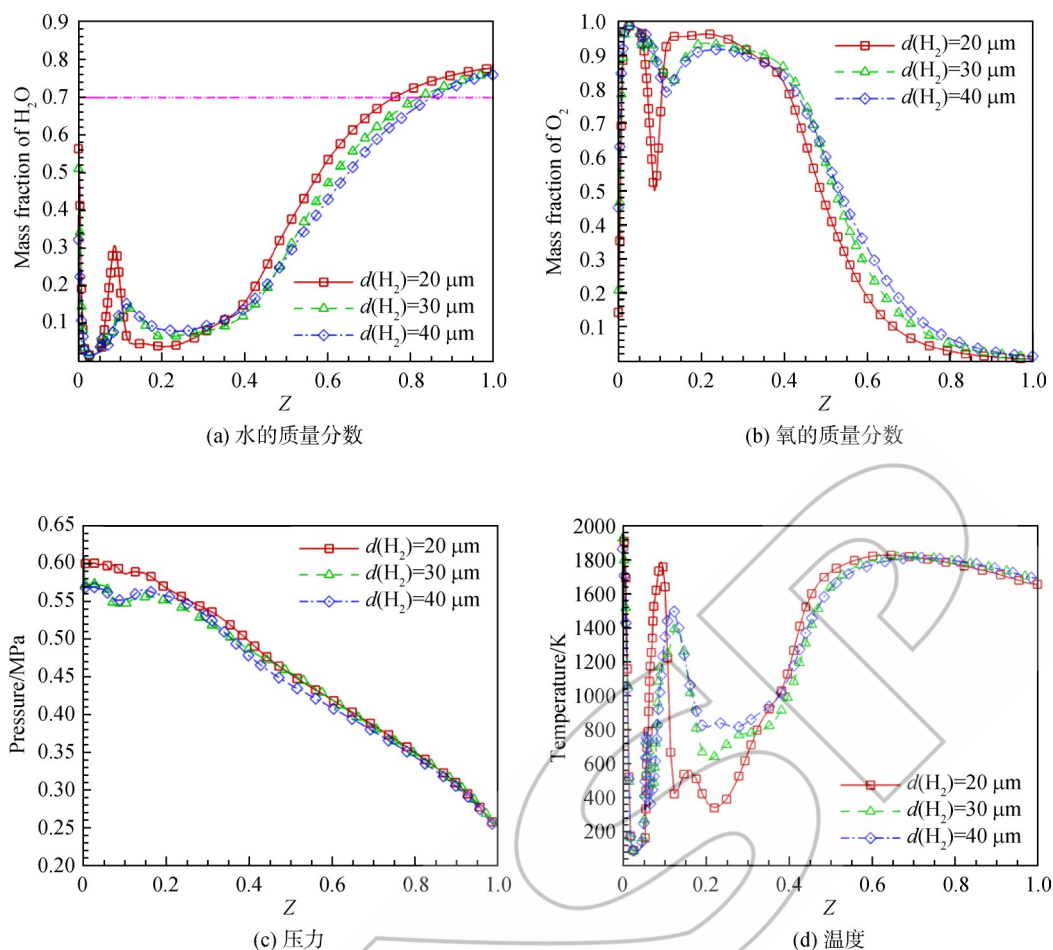
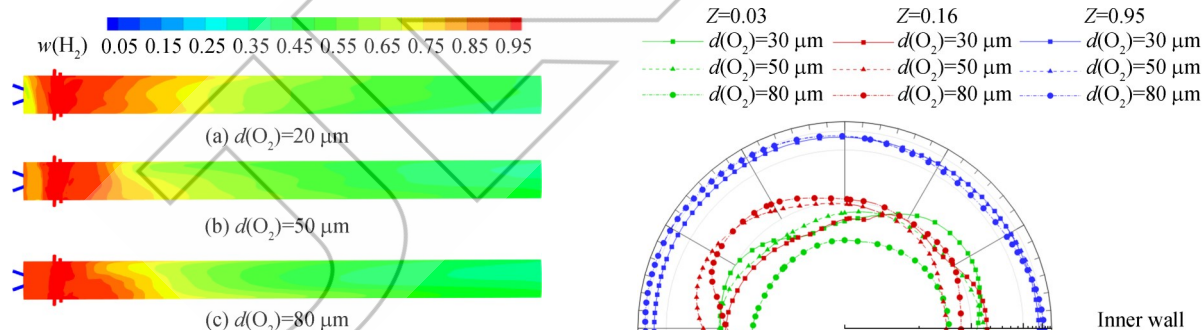


图11 不同液氢粒径下流场参数分布

Fig.11 Field parameters distribution with different liquid hydrogen mean diameters

图12 不同液氧粒径下壁面 H_2 质量分数分布Fig.12 Mass fraction of H_2 distribution on ignitor wall with different liquid oxygen mean diameters

在 100 K 左右,可见液氧的雾化细度对内壁温度分布影响较小。

图 14(a)和图 14(b)分别是不同液氧液滴平均粒径下水和氧气的组分分布曲线,三种粒径水平下,组分质量分数的变化趋势一致,当液氧液滴平均粒径增加到 80 μm 时,燃烧产物水的增长速度和推进剂氧气的消耗速度都有小幅降低,但火焰燃

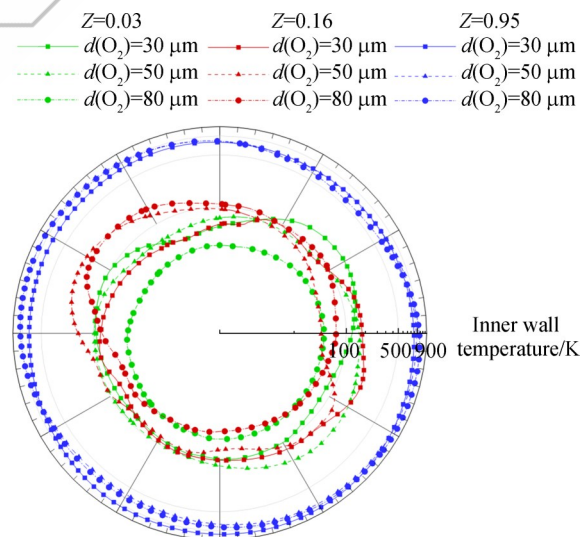


图13 不同液氧粒径下内壁面温度周向分布

Fig.13 Inner wall temperature distribution along the circumference with different liquid oxygen mean diameters

烧长度基本不变。图 14(c)中不同液氢液滴平均粒径下点火器轴向压力分布曲线基本重合,图 14(d)

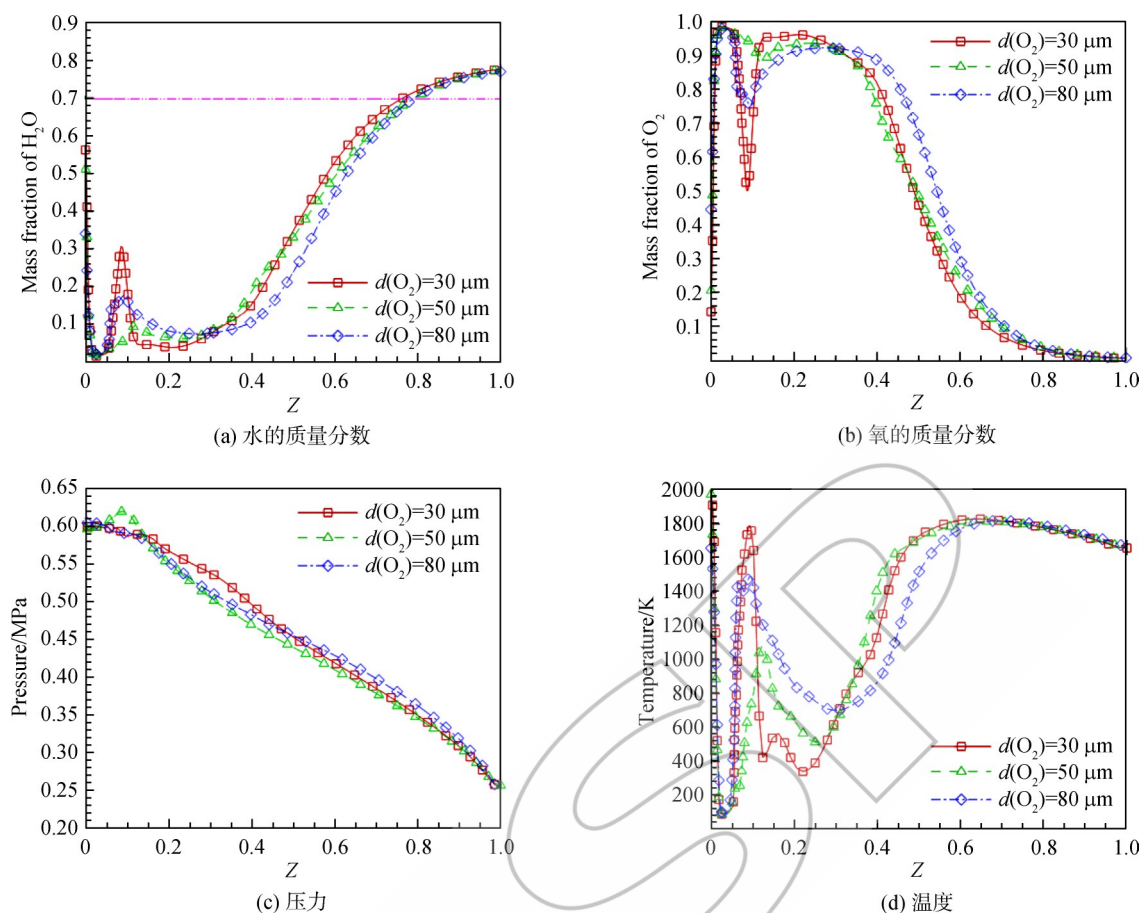


图 14 不同液氧粒径下流场参数分布

Fig.14 Field parameters distribution with different liquid oxygen mean diameters

中轴向燃气温度分布曲线重合度也较高,燃气出口温度基本相同,都在 1 600 K 以上。可见,液氧液滴平均直径的变化对液氢液氧点火器整体的燃烧流动影响很小。

3 结 论

本文通过仿真计算研究了低压条件下氢氧火炬式电点火器的燃烧流动,点火器内壁面温度沿周向分布呈现出明显的不均匀性,在燃烧不完全的区域周向不均匀性更明显。低压条件下,氢氧喷注间距、液滴平均粒径等因素对点火器燃烧流场的影响规律如下:

1) 随氢氧喷注间距增加,点火器室压有所降低,燃烧火焰面后移。无量纲喷注间距从 0.72 增加到 0.88 时,燃烧长度缩短了 18%。喷注距离过大时,会导致燃气向点火室头部回流,不利于头部热防护,因此设计中需结合热防护效果合理选择氢氧喷注距离。

2) 随着液氢液滴平均粒径增大,点火器头部氢气的含量逐渐降低。液氢液滴平均粒径从 20

μm 增大到 40 μm 时,点火器头部内壁面最高温度升高了 10 倍以上,燃烧长度增加了 13%,室压下降了 5%。但室压的降低并不是等幅的,平均粒径增大时,降低幅度减小。综上,设计中应当尽量考虑优化液氢雾化效果。

3) 随着液氧液滴平均粒径增大,点火器头部氢气含量升高,内壁面温度有所降低,但对点火器室压、燃烧长度、出口温度等影响较小。

参考文献:

- [1] REPAS G A. Hydrogen-oxygen torch ignitor[R]. NASA TM-106493, 1994.
- [2] LIANG P Y. Modeling of SSME fuel preburner ASI[R]. NASA N92-32259, 1992.
- [3] OECHSLEIN W. Status of the Vinci combustion chamber vacuum ignition tests[R]. AIAA-2004-3531, 2004.
- [4] HENSEL C, WIEDMANN D, OECHSLEIN W, et al. Ignition aspects of the Vinci thrust chamber[R]. AIAA-2002-4008, 2002.
- [5] HENDERSON J, FOUST R. RL10-Three decades of H_2/O_2 space engine evolution, capabilities for the future[R]. AIAA 91-3622, 1991.

- [6] 吴宏斌. 国外氢氧火箭发动机的火药点火器和电点火器[J]. 导弹与航天运载技术, 1994(5):32-42, 76.
WU Hongbin. Pyrotechnic igniters and electrical spark igniters for LOx/LH₂ rocket engines[J]. Missiles and Space Vehicles, 1994(5):32-42, 76. (in Chinese)
- [7] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京:国防工业出版社, 1995.
- [8] ANOOP A, ASSIZ M P, MANU M J. Optimization of length of mixing zone in GH₂-GO₂ based torch igniter, applying numerical techniques[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 592/593/594:1692-1696.
- [9] 孙纪国, 王剑虹. 低温富燃火炬点火器研究[J]. 导弹与航天运载技术, 1999(6):3-5.
SUN Jiguo, WANG Jianhong. Study on cryogenic fuel-rich spark igniter[J]. Missiles and Space Vehicles, 1999(6):3-5. (in Chinese)
- [10] 孙纪国, 王珏. 高混合比火炬式电点火器试验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(1):34-36.
SUN Jiguo, WANG Jue. Experimental study on high mixture ratio torch ignitor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(1):34-36. (in Chinese)
- [11] 俞南嘉, 蔡国飙, 张国舟, 等. 富氧预燃室初步试验研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(5):834-838.
YU Nanjia, CAI Guobiao, ZHANG Guozhou, et al. Initial experiment research of oxidizer-rich preburner[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5):834-838. (in Chinese)
- [12] 郭田莉, 孙慧娟. 氢氧火炬式电点火系统研究[J]. 战术导弹技术, 2015(3):55-59.
GUO Tianli, SUN Huijuan. Research on torch ignition system of LOx/LH₂ engine[J]. Tactical Missile Technology, 2015(3):55-59. (in Chinese)
- [13] 郭田莉, 孙慧娟. 火炬式电点火系统点火能量的正交试验研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(2):90-93, 96.
GUO Tianli, SUN Huijuan. Orthogonal testing study on ignition energy of a torch ignition system[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(2):90-93, 96. (in Chinese)
- [14] 杨进慧, 王朝晖, 左安军, 等. 氢氧火炬式电点火器燃烧流动分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2019, 368(3):45-48.
YANG Jinhui, WANG Zhaohui, ZUO Anjun, et al. Combustion flow analysis of the hydrogen-oxygen torch igniter[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019, 368(3):45-48. (in Chinese)
- [15] 王振国. 液体火箭发动机燃烧过程建模与数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社, 2012.
- [16] 蔡国飙. 液体火箭发动机燃气燃烧及燃气喷注器技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2012.
- [17] 聂万胜, 丰松江. 液体火箭发动机燃烧动力学模型与数值计算[M]. 北京:国防工业出版社, 2011.
- [18] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1995.

(编辑:张 雪)