

针栓喷注器液氧/甲烷推力室设计及试验研究^{*}

李 军¹, 常克宇¹, 陈 展¹, 李纯飞¹, 袁 宇²

(1. 陕西蓝箭航天技术有限公司, 陕西 西安 710065;

2. 蓝箭航天空间科技股份有限公司, 北京 100176)

摘 要: 为了验证针栓喷注器应用于变推力液氧/甲烷推力室的可行性, 探索气/液针栓喷注器的燃烧性能, 设计了针栓喷注器液氧/甲烷推力室地面试验件并进行了点火试验。推力室通过两轮试验共计 7 次点火, 单次最长点火时间 200s, 累计 515s。结果表明, 推力室可以实现液氧/甲烷的可靠点火及稳定燃烧, 燃烧效率为 0.959~0.979, 推力室工作过程平稳, 喷注器壳体及针栓的热防护措施可靠, 未见烧蚀。

关键词: 液体火箭发动机; 推力室; 液体甲烷; 针栓喷注器; 热试车; 燃烧性能

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2022) 11-210570-06

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210570

Design and Experimental Study of Liquid Oxygen/Methane Thrust Chamber for Pintle Injector

LI Jun¹, CHANG Ke-yu¹, CHEN Zhan¹, LI Chun-fei¹, YUAN Yu²

(1. Shaanxi Landspace Aerospace Technology Co., Ltd., Xi'an 710065, China;

2. Land Space Technology Co., Ltd., Beijing 100176, China)

Abstract: In order to verify the feasibility of the pintle injector applied to the variable thrust liquid oxygen/methane thrust chamber and explore the combustion performance of the gas/liquid pintle injector, the ground test device of the pintle injector liquid oxygen/methane thrust chamber was designed and the ignition test was carried out. The thrust chamber passed two rounds of tests for a total of 7 times, with a maximum ignition time of 200s for a single time and a total of 515s. The results show that the thrust chamber can realize reliable ignition and stable combustion of liquid oxygen/methane, and the combustion efficiency is between 0.959~0.979. The working process of thrust chamber is stable. The thermal protection measures of injector shell and pintle are reliable and no ablation is found.

Key words: Liquid rocket engine; Thrust chamber; Liquid methane; Pintle injector; Hot fire test; Combustion performance

1 引 言

针栓喷注器起源于 20 世纪 50 年代, 近年来被用来降低火箭发动机的成本, 具有结构简单、燃烧性能高、固有燃烧稳定以及大范围推力调节等特点。

张小平等^[1]通过比较密度比冲、成本、冷却性能、使用维护性及对火箭的影响, 认为液氧/甲烷是目前重复使用火箭的发展方向 and 最佳选择。通常采用液甲烷作为再生冷却燃烧室的冷却剂, 气态甲烷进入燃烧室和液氧掺混燃烧。为满足上述动力循环构型及

^{*} 收稿日期: 2021-08-23; 修订日期: 2021-12-07。

通讯作者: 李 军, 硕士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机技术。

引用格式: 李 军, 常克宇, 陈 展, 等. 针栓喷注器液氧/甲烷推力室设计及试验研究[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 210570. (LI Jun, CHANG Ke-yu, CHEN Zhan, et al. Design and Experimental Study of Liquid Oxygen/Methane Thrust Chamber for Pintle Injector[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):210570.)

变推力的要求,采用针栓式喷注器是一种较好选择。

针栓式喷注器的结构原理如图1所示。通过伸入燃烧室内部的针栓结构,使一种推进剂流经针栓中心流道,并由针栓头端附近的一系列槽(或缝隙)呈放射性径向喷注,另一种推进剂通过针栓外侧的环形缝隙轴向喷注。径向放射性射流与轴向环形液膜撞击,使推进剂雾化混合后燃烧^[2]。

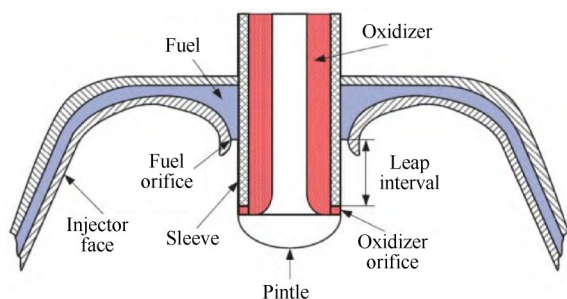


Fig. 1 Schematic diagram of pintle injector^[2]

由于针栓喷注器能够在很宽的工作条件下保持燃烧性能和稳定性,在变推力和固定推力的发动机上都曾经得到应用。最著名的有20世纪60年代发展的变推力的登月舱下降发动机(LMDE)^[3]和近些年发展的固定推力的Merlin-1发动机^[4],如图2所示。

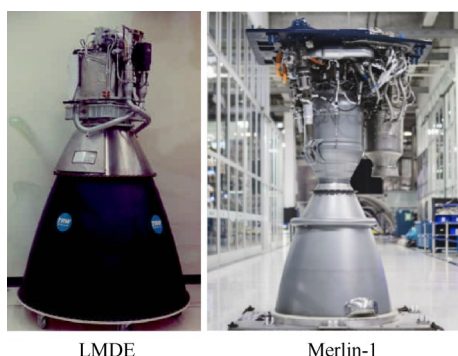


Fig. 2 Typical engine with pintle injector^[3-4]

在NASA-GRC SSRT(Space storable rocket technology)计划中,TRW公司设计、制造和试验了3.9kN推力的气氧/酒精试验发动机^[5](如图3所示),采用“燃中心”结构布局的针栓喷注器,用于飞行器反作用系统、位置保持任务(In-situ resource missions)、上面级及着陆系统因为液态供应系统比气体供应系统具有显著的优势,后续验证计划集中在采用换热器方案的液氧/酒精发动机设计上(如图4所示)。纯镍的热交换(HEX)燃烧室有16个均匀分布的圆柱形冷却通道,液氧从头部的8个孔引入,汽化后的气氧从其余8个孔流回喷注器。试验结果表明,HEX发动机能够适应很宽的液氧入口条件,从饱和到深度过冷,工作时喉部温度最大不超过340℃,燃烧效率为95%。

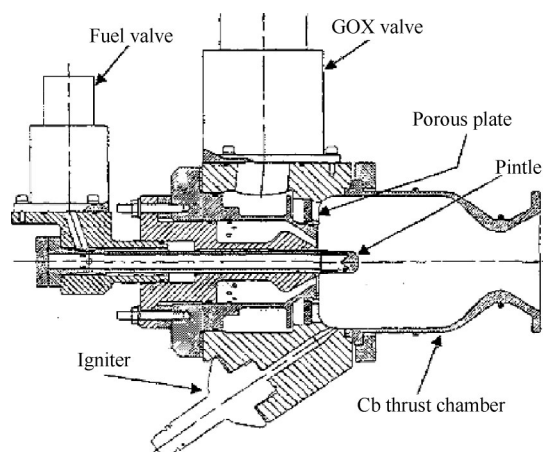


Fig. 3 Gas oxygen/alcohol pintle engine^[5]

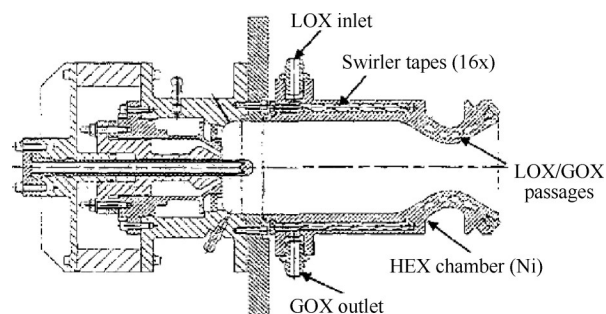


Fig. 4 Heat exchange (HEX) engine^[5]

美国的诺·格公司于2010年前后启动了TR202发动机项目^[6],这是一款采用针栓喷注器的可以深度变推力的膨胀循环氢氧发动机,要求能实现18.8%~100%的推力调节。其采用气氢/液氧的缩尺试验件(如图5所示)完成了挤压试车,试验件身部采用烧蚀和热沉冷却。试验结果表明,缩尺件具有10:1的推力室调节能力,在75%工况时燃烧效率达到98.6%。

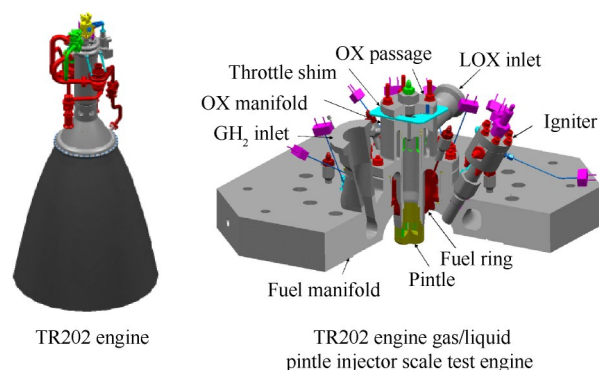


Fig. 5 TR202 engine and its gas/liquid pintle injector^[6]

国内研究机构较少采用气/液针栓喷注器方案,原因在于国内现有采用针栓喷注器的发动机均为采用常温可贮存自燃推进剂的空间发动机^[7-9]。

2018 年,北京航空航天大学设计了一款基于机械定位双调系统的气氧/煤油针栓式变推力发动机^[10],如图 6。采用“燃中心”的结构布局,推力变比达 15:1,最高燃烧效率 97.14%,但还没有进行实际应用。

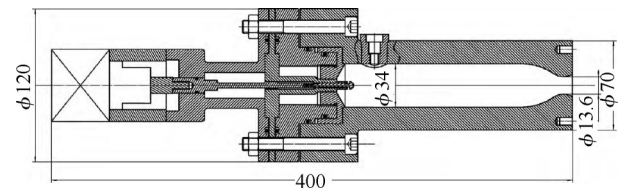


Fig. 6 Two-dimensional diagram of combustion chamber (mm)^[10]

为了验证针栓喷注器应用于变推力液氧/甲烷的可行性,本文设计了针栓喷注器液氧/甲烷推力室的地面试验件并进行了点火试验。

2 针栓喷注器液氧/甲烷推力室方案

地面试验件的推力室外形结构如图 7 所示,主要由再生冷却身部、壳体组件、入口组件、中心筒(Sleeve)和针栓(Pintle)(中心筒和针栓未示出)组成。身部、针栓和壳体均采用 3D 打印后精加工,身部和壳体通过激光焊接连接。为方便考核喷注器流动和结构参数对燃烧性能的影响,中心筒和针栓通过机械连接组成中心元件,推力室装配时放入中心元件扣上入口组件拧紧螺栓即可,甲烷路喷注面的流通面积通过调整垫片保证,液氧腔和甲烷腔通过非金属密封隔开。推力室通过了 3.0MPa 气压和 10.0MPa 的液压检查。

试车前将点火器通过螺栓连接到推力室安装法兰,二者通过柔性石墨密封。点火器工作介质为气氧/气甲烷,点火装置为车用火花塞,采用 8kV 霓虹灯高压包激发,输入端为 220V 两相交流电。发动机主要设计参数见表 1。

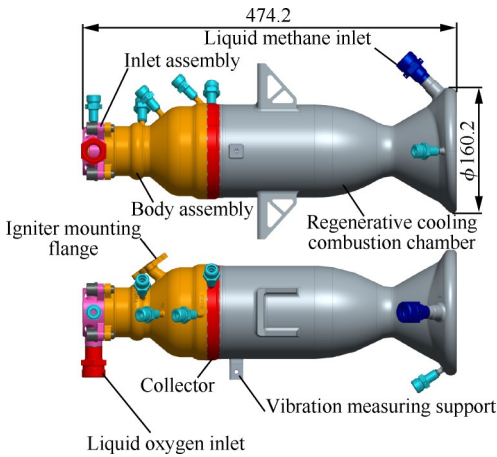


Fig. 7 Liquid oxygen/liquid methane pintle engine

Table 1 Main design parameters of liquid oxygen / liquid methane pin engine

Parameter	Value
Combustion chamber pressure/MPa	4.5
Mixing ratio	3.2
Total flow/(kg/s)	5.9
Methane flow/(kg/s)	1.4
Liquid oxygen flow/(kg/s)	4.5
Igniter gas methane flow/(g/s)	17.3
Igniter gas oxygen flow/(g/s)	11.1

气/液针栓喷注器设计的难点主要为液氧和气甲烷的高效稳定燃烧以及喷注器壳体和针栓的热防护^[11-12]。为实现液氧/气甲烷的高效稳定燃烧,本文的针栓喷注器采用了主辅槽型、低阻塞率、高动量比的设计原则。在保证动量比与发动机工作时一致的前提下,用压缩空气和纯净水模拟气甲烷和液氧进行气液流试验^[13],如图 8 所示。定性研究不同槽型的气液混合状态以及中心射流穿透外圈气膜的程度,筛选出合适的中心筒喷注槽型。同时通过气液流试验确定燃料路的喷注面积(依靠不同厚度的调整垫片调整),保证工作时甲烷路喷注压降满足设计要求。



Fig. 8 Gas liquid flow test of pintle injector

本文设计的推力室工作时采用气/液燃烧模式,工作时液态甲烷经过再生冷却身部换热后变成低密度气态甲烷进入喷注器,与从中心筒径向喷出的液氧撞击雾化后燃烧。结构设计方面,为保证气甲烷喷注的周向均匀,在喷注器壳体内部设置了整流装置,在实现均衡总压的同时加强了薄壁壳体的结构强度和刚度。

对于针栓的热防护^[14-16],其手段主要有三种:(1)“抗”,针栓采用难熔合金材料如钎合金、陶瓷基复合材料等,靠材料自身的耐热特性抵御针栓附近的高热流。(2)“疏”,采用高导热率的材料如铜合金或钛钎钼合金,将燃气热流传导给中心路推进剂带走。(3)“冷”,针栓一般采用高温合金材料,端面加工有

直流自击喷孔,靠自击射流的雾化给针栓附近创造一个相对低温的环境。

蓝箭航天设计的室压 6.0MPa 采用常温可贮存自燃推进剂的推力室,其针栓采用“疏”和“冷”相结合的方式,实现了发动机的长程试车考核,针栓及燃烧室壁面完好无烧蚀。借鉴已有成功经验,本文的液氧/甲烷针栓喷注器的针栓冷却方式为再生+自击冷却,材料为高温合金,工艺为 3D 打印后精加工,通过和中心筒机械连接形成液氧的喷注流道。工作时小部分液氧经过针栓再生冷却通道换热后从自击孔喷出进入燃烧室,达到了冷却针栓及优化燃烧室混合比分布的目的。

累计试车超过 500s 后的针栓喷注器外观如图 9 所示,壳体及针栓外观完好,未见烧蚀,积碳主要存在合成射流击壁点上游的穹顶附近。壳体和针栓试后液流数据与试前相当,表明壳体和针栓的冷却方案可靠。



Fig. 9 Pintle engine after ignition experiment

3 试验结果及分析

推力室在位于湖州的蓝箭热试中心进行了两轮挤压试验,两轮试验共进行 7 次点火,单次最长工作时间 200s,累计试车 515s,工况覆盖范围为 80%~120%。试车工况见表 2。

Table 2 Experimental cases of the liquid oxygen/liquid methane pintle engine

Case	Test time/s	Operating conditions
1	5	Normal condition, mixing ratio 2.9
2	200	Normal condition, mixing ratio 2.9
3	20	Normal condition, mixing ratio 3.2
4	20	80% normal condition, mixing ratio 3.2
5	200	Normal condition, mixing ratio 3.2
6	50	110% normal condition, mixing ratio 3.2
7	20	120% normal condition, mixing ratio 3.2

3.1 起动过程

试车采用的点火策略为:点火器产生高温富燃燃气进入燃烧室形成初始点火环境,随后液氧进入燃烧室,间隔一定时间后甲烷进入燃烧室^[17]。点火前发动机完成了液氧路、甲烷路和点火器的冷调试验,以及液氧路和点火器的联调试验,获得液、甲烷及点火器的充填时间,确定了最终的起动时序。

起动阶段发动机的建压过程如图 10 所示。从图 10 可以看出,甲烷进入时刻即被点燃,基本不存在点火延迟。

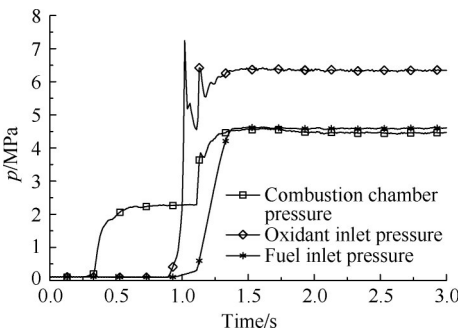


Fig. 10 Pintle engine starting process

推力室 7 次点火过程平稳可靠,验证了点火策略的可行性。

3.2 燃烧效率

推力室的燃烧效率(特征速度效率)表示为

$$\eta_c = \frac{C^*}{C_{th}^*} = \frac{p_c^* A_t}{q_m C_{th}^*} \quad (1)$$

式中 η_c 、 C^* 、 C_{th}^* 、 p_c^* 、 A_t 、 q_m 分别为燃烧效率(即特征速度效率)、燃烧室实际特征速度、理论特征速度、室压、喉部面积和推进剂流量。

就针栓喷注器而言,影响其燃烧效率的强相关因素为动量比 R_{TMR} 和阻塞率 r_{BF} 。动量比是径向推进剂动量与轴向推进剂动量之比^[18],表达式为

$$R_{TMR} = \frac{\dot{m}_r \dot{v}_r}{\dot{m}_a \dot{v}_a} \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_r$ 和 $\dot{m}_a$ 分别为径向和轴向推进剂质量流量, $\dot{v}_r$ 和 $\dot{v}_a$ 分别为径向和轴向推进剂喷注速度。

阻塞率是所有径向喷注孔展开长度与中心筒周长之比^[18],表达式为

$$r_{BF} = \frac{nW_p + nW_s}{\pi D_p} \quad (3)$$

式中 n 为槽数, W_p 和 W_s 分别为主、辅槽宽度, D_p 为中心筒直径。

动量比 R_{TMR} 反映了喷注器雾化混合的状态,动量比大则撞击点处的扰动频率高,雾化角就大。为保

证良好的雾化,针栓喷注器倾向于选择较大的动量比。现有采用液/液燃烧模式的针栓喷注器其动量比一般在 2.0~3.0。

阻塞率 r_{BF} 值反映了两种推进剂的接触掺混比例或程度,提高阻塞率有助于增强推进剂掺混效果,提高混合燃烧性能。但偏高的阻塞率会阻碍外圈燃料的下漏容易造成针栓的烧蚀。根据 TRW 公司研制经验^[19],对于采用液/液燃烧模式的针栓喷注器,减小阻塞率,减小燃料喷注压降及边区冷却流量有利于提高燃烧效率,而增加辅槽比例不利于提高燃烧效率,其试验结果见表 3。

Table 3 Pintle tip configuration tested		
Pintle tip configuration	Number of primary slots	Combustion efficiency/%
25K-1	36	95.7
25K-2	36	98.4
25K-3	36	95.1
25K-4	48	94.9
40K-1	36	93.8
40K-2	36	93.7
40K-3	48	85.7

本文的针栓喷注器仅选择了一种阻塞率参数的中心筒,通过调整试验工况,探索不同动量比条件下气/液针栓喷注器的燃烧及热防护性能。发动机点火照片及额定工况的试车曲线如图 11,12 所示。

额定工况下,实测室压为 4.39MPa,混合比 3.22,



Fig. 11 Hot fire test on the ground

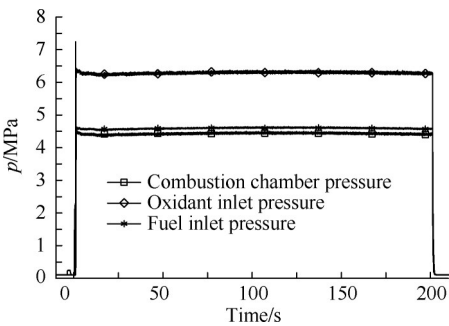


Fig. 12 Pressure curve during engine operation

燃烧效率为 0.966。不同工况下的试车结果表明,燃烧效率与动量比为正相关关系,如图 13 所示。增加动量比有助于提高燃烧效率,该趋势与液/液燃烧模式的针栓喷注器类似。

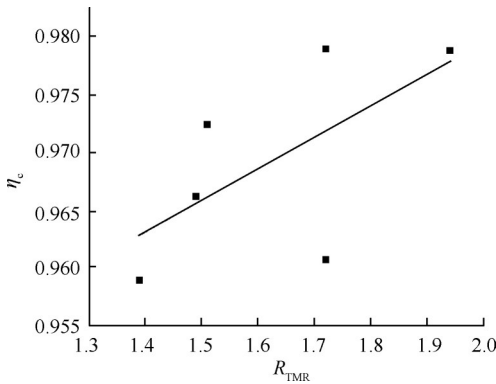


Fig. 13 Effect of R_{TMR} on η_c

分析认为,动量比增加中心回流区变大,中心回流区起了挡板和混合器的作用,加剧推进剂液滴的二次破碎和掺混燃烧效果。

3.3 温度特性

热试车过程中推力室的温度测点分布如图 14 所示,均为在产品外表面点焊温度测点。

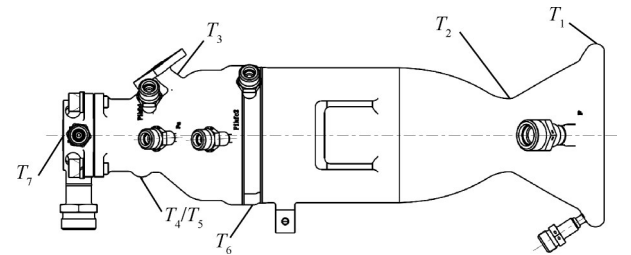


Fig. 14 Distribution of temperature measuring points

200s 长程试车车身部出口壁温 T_6 , 甲烷路喷前温度 T_4 , T_5 如图 15 所示。

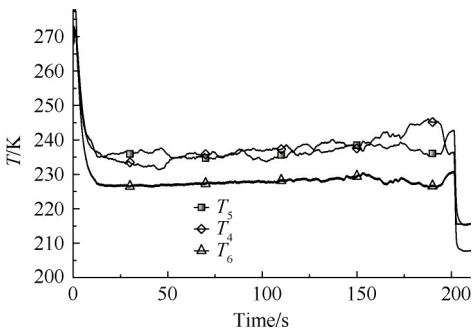


Fig. 15 Outlet wall temperature of thrust chamber body in long-range test run

长程试车车身部出口壁温在 225.4~243.7K,温度不均匀为 17.3K。提高混合比,身部出口壁温略有提高,幅度不大,仅为 9.4K。甲烷温升约 103.8K,进入

燃烧室前甲烷温度超过其190K的临界温度。

另外,推力室甲烷路喷前温度 T_4 、 T_5 和身部出口壁温 T_6 差别较小,仅比身部出口壁温高约10K,说明喷注器壳体附近的热负荷不大。

3.4 燃烧稳定性

选取稳定段5s的推力室轴、径、切向三个振动测点的数据进行FFT频谱分析,数据采样率为25kHz。典型的频谱分析结果如图16所示。

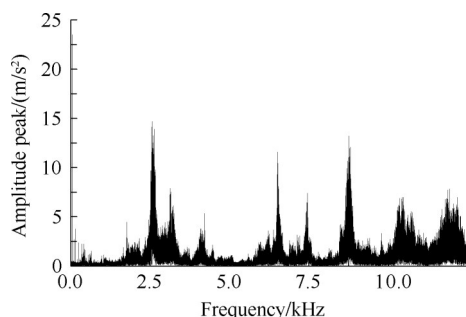


Fig. 16 Spectrum analysis diagram of axial vibration measuring point

通过对该时间段推力室轴向、径向和切向振动测点的频谱分析,凸频能量分散在2~12kHz频段内,没有能量较为集中的频段,且幅值峰值 $<20\text{m/s}^2$,说明未设置任何声学稳定装置的采用针栓喷注器的液氧/甲烷推力室工作过程稳定。

4 结 论

本文设计的针栓喷注器液氧/液甲烷推力室通过两轮试验,得到如下结论:

(1)本文设计的针栓喷注器实现了液氧/甲烷的可靠点火及高效稳定燃烧。

(2)推力室工作过程平稳,凸频能量分散在2~12kHz频段内,没有能量集中的频段,且幅值峰值小于 20m/s^2 。

(3)推力室燃烧效率在0.959~0.979,且与动量比为正相关关系,增加动量比有助于提高燃烧效率,该趋势与液/液燃烧模式的针栓喷注器类似。

参考文献

[1] 张小平,严伟.蓝箭航天液氧甲烷发动机研制进展[J].上海航天,2019,36(6).
[2] 王凯,雷凡培,李鹏飞,等.壁面边界对撞击合成动量角的影响研究[J].推进技术,2019,40(10):2288-2295. (WANG Kai, LEI Fan-pei, LI Peng-fei, et al. Effects of Wall Boundary on Resultant Momentum Angle of Impinging Jets[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2288-2295.)

[3] 袁宇.猎鹰火箭发动机设计特点[J].太空探索,2017(7):19-20.
[4] Dressler G A, Bauer J M. TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics[R]. AIAA 2000-3871.
[5] Jacky Calvignac. Design and Testing of a Non-Toxic 870-LBf Engine[R]. AIAA 2000-3851.
[6] Jason M Gromski, Annik N Majamaki, Chianese S G, et al. Northrop Grumman TR202 LOX/LH₂ Deep Throttling Engine Technology Project Status [R]. AIAA 2010-6725.
[7] 旷武岳.变推力液体火箭发动机的发展[C].长沙:中国宇航学会液体火箭推进专业第五届学术会议,1990.
[8] 章荣军,林革,李福云.变推力液体火箭发动机技术研究[C].西安:第五届液体火箭推进技术发展研讨会,2005.
[9] 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(6):569-575.
[10] 靳雨树,徐旭,朱韶华,等.15:1气氧/煤油变推力火箭发动机设计及试验[J].推进技术,2018,39(11):2438-2445. (JIN Yu-shu, XU Xu, ZHU Shao-hua, et al. Design and Test of 15:1 GO₂/Kerosene Variable-Thrust Rocket Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2438-2445.)
[11] 李丹琳,栾叶君,孙纪国.液氧/甲烷气液喷注器试验研究[J].火箭推进,2010,36(4).
[12] 方昕昕.液氧/甲烷针栓式喷注器雾化及燃烧特性研究[D].长沙:国防科技大学,2015.
[13] 吴晋湘,刘卫东,庄逢辰.气液两相同轴喷注器的流强及混合比分布的实验研究[J].推进技术,1993,14(3):29-35. (WU Jin-xiang, LIU Wei-dong, ZHUANG Feng-chen. Experimental Investigation on Distribution of Mass Flux and Gas/Liquid Mixture Ratio of Airblast Coaxial Atomizers [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1993, 14(3): 29-35.)
[14] 王凯,雷凡培,杨岸龙.针栓式喷注器液膜下漏率预估模型[J].航空动力学报,2020,35(10).
[15] 刘昌波,林革,宋大亮,等.针栓式推力室冷却特性试验研究[J].火箭推进,2020,46(1).
[16] Hardgrove J, Krieg H JR. High Performance Throttling and Pulsing Rocket Engine [C]. Cincinnati: 20th Joint Propulsion Conference, 1984.
[17] 李春红,张小平,马冬英.液氧/甲烷燃气发生器点火方案研究[J].火箭推进,2010,36(5).
[18] 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(3):50-54.
[19] Tom Muelier, Gordon Dressier. TRW 40 kLBf LOX/RP-1 Low Cost Pintle Engine Test Results [R]. AIAA 2000-3863.

(编辑:史亚红)