

液氧/液甲烷姿控发动机点火技术研究

潘一力,周海清,吉 林,许宏博

(上海空间推进研究所 上海空间发动机工程技术研究中心,上海 201112)

摘 要:液氧/液甲烷推进剂组合具有高比冲性能以及其他优异的综合使用性能,已经成为未来空间化学推进的重要发展方向之一。点火技术作为液氧/液甲烷姿控发动机的重大关键技术,对发动机可靠启动、响应特性、脉冲一致性等关键指标具有重要影响。欧美国家已经开展系统以及相关组件的预先研究,其中美国已经完成了系统级的地面自由飞行试验。国内也已开展了低温推进系统技术论证,并开展了主发动机、姿控发动机以及点火器、低温贮箱、低温阀门等关键组件的研发。针对液氧/液甲烷低温推进剂组合进行了点火技术分析筛选和试验研究,验证了电火花点火与激光诱导等离子点火两种方案的原理可行性。试验表明在入口条件从气态到液态的宽广范围内两种方案均能实现可靠、可重复点火,两种点火方式对于 LO_x/LCH_4 发动机均原理可行。试验得出可靠点火的火花能量边界特性、混合比边界特性、响应特性以及脉冲特性,为后续液氧甲烷发动机设计提供依据。

关键词:液氧/液甲烷;电点火;激光点火;姿控发动机

中图分类号:V439 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2019)04-0016-10

Study on ignition technology of LO_x/LCH_4 attitude control engine

PAN Yili, ZHOU Haiqing, JI Lin, XU Hongbo

(Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai Institute of
Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: In recent years, the propellant combination of liquid oxygen/liquid methane (LO_x/LCH_4) has become one of the important development directions of space chemical propulsion in the future due to its high specific impulse and excellent comprehensive performance. As a crucial technology of LO_x/LCH_4 attitude control engine, the ignition technology has an important influence on the starting reliability, response characteristics and impulse consistency of the engine. American and European countries have focused on the system integration and component technologies for the past few years, in which the United States has successfully conducted the system-level free flight test of LO_x/LCH_4 propulsion system. Technical demonstration of cryogenic propulsion system has been carried out in China, and research and development of main engine, attitude control engine and key components such as igniter, cryogenic

收稿日期:2018-07-28;修回日期:2018-10-19

基金项目:上海市空间发动机工程技术研究中心资助项目(17DI2280800)

作者简介:潘一力(1987—),男,硕士,研究领域为液体火箭发动机、推进系统设计

tank and cryogenic valve have been conducted. In this paper, the ignition technology of LO_x/CH_4 attitude control engine was analyzed, screened and tested, and the feasibility of electric spark ignition and laser induced plasma ignition was verified. The experimental results show that both schemes can achieve reliable and repeatable ignition in a wide range of inlet conditions from gaseous phase to liquid phase, which prove that both ignition methods are feasible for LO_x/CH_4 engine. The boundary characteristics of spark energy, boundary characteristics of mixing ratio, response characteristics and impulse characteristics of reliable ignition are obtained, which provide a basis for the subsequent design of LO_x/CH_4 rocket engine.

Keywords: liquid oxygen and liquid methane; electric ignition; laser ignition; attitude control engine

0 引言

低温液氧/液甲烷推进剂组合以其比冲高、空间易贮存、人员环境友好、资源现场利用及成本低廉等综合优势,成为未来先进化学空间推进的重要发展方向之一。美国国家航空航天局(NASA)空间探索系统架构研究(ESAS)于2005年确定了液氧/液甲烷(LO_x/LCH_4)推进剂组合是人员探索飞行器服务舱(CEV SM)和月球着陆器(LSAM)上升级推进的最佳候选方案^[1]。为了降低技术风险,提高液氧/液甲烷空间推进技术成熟度,NASA于2005年正式启动了推进与低温技术先期研究项目(PCAD),重点是开展 LO_x/LCH_4 重大关键技术的先期研究并最终进行系统级试验。PCAD开展的重大关键技术主要是 LO_x/LCH_4 主发动机,反作用控制发动机,点火器,低温流体管理与供应系统等,目前已经达到技术成熟度TRL5~6级^[2-7]。2014年,NASA以 LO_x/LCH_4 作为轨姿控统一推进系统的行星着陆器技术验证机“梦神”(Morpheus)在肯尼迪航天中心成功进行了多次自由飞行试验,标志着NASA LO_x/LCH_4 空间推进技术研究已经达到了一个新的里程碑^[8-9]。国内已经开展了低温推进系统技术论证,并开展了主发动机、轨姿控发动机以及点火器、低温贮箱、低温阀门等关键组件的研发^[10-14],取得了较大进展,但仍处于关键技术攻关与组件研发阶段,与国外存在一定的差距。

点火技术是 LO_x/LCH_4 空间推进重大关键技术之一,关系到发动机能否可靠工作,决定 LO_x/LCH_4 推进系统是否能够在空间推进领域得到应用。为探索研究适应 LO_x/LCH_4 发动机可靠可重复点火技术,对各种点火技术进行了总结分析,筛选出了电

火花点火和激光诱导等离子点火两种候选方案,设计装配了相应的试验点火器,对两种候选点火技术分别进行了初步的地面点火试验研究,试验结果显示,两种候选点火技术都能够实现 LO_x/LCH_4 点火器可靠可重复点火, LO_x/LCH_4 发动机可靠可重复点火原理可行。试验得出可靠点火的火花能量边界特性与混合比(氧化剂流量与燃料流量的比值)边界特性,为后续液氧甲烷发动机设计提供依据。

1 液氧/液甲烷点火技术研究概况

针对液氧/液甲烷推进剂点火技术研究的公开报道中涉及的点火技术主要有以下5种:电火花点火、激光诱导等离子点火、电热点火、微波点火及惰性气体等离子点火。

1.1 电火花点火

液氧/液甲烷电火花点火技术具有代表性的研究主要有:①NASA格林研究中心轨控发动机点火器;②Aerojet反作用控制发动机RCE(Reaction Control Engine)点火器。2008年,NASA格林研究中心开展 LO_x/LCH_4 轨控发动机电点火器研究。点火器实物及点火试验情况如图1所示。

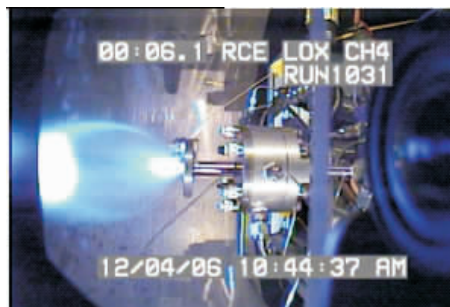


图1 格林研究中心 LO_x/LCH_4 点火器热试车

Fig.1 GRC hot-fire test of LO_x/LCH_4 igniter

图1为该种点火器采用电嘴型火花塞火炬点火方案。格林研究中心共进行750次点火试验,分别研究了不同混合比、点火器壁温、火花能量和频率、推进剂流速以及点火器结构等边界条件对于点火特性的影响。试验结果表明:在相同点火器壁温条件下,点火器放电间隙减小,点火成功率明显提高;当火花能量小于17 mJ,点火成功率下降较快;甲烷纯度对于电点火没有明显影响^[16]。

2005年以来,Aerojet开展了 LO_x/LCH_4 点火技术研究,掌握了不同工作条件下点火器燃烧室温度特征,稳态工作特性,壳体冷却及热交换导致的混合比变化特征,点火器的脉冲工作性能等。Aerojet还初步确定了点火器在 LO_x/LCH_4 条件下的点火边界特性(图2)^[12]。

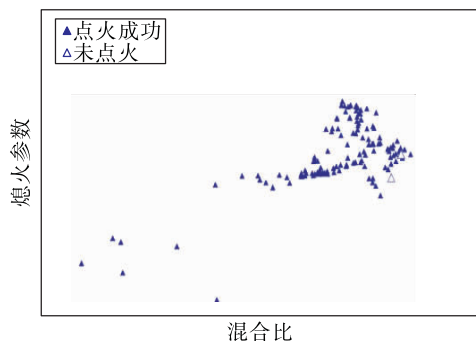


图2 Aerojet LO_x/LCH_4 点火混合比边界特性

Fig. 2 Boundary characteristics of mixing ratio of LO_x/LCH_4 igniter by Aerojet

2010年,Aerojet将以上 LO_x/LCH_4 点火器技术应用于445 N LO_x/LCH_4 RCE研制,重新设计的445 N LO_x/LCH_4 RCE点火器喷注器和发动机喷注器是集成一体化设计,取消了单独配置的点火器(图3),发动机完成了稳态性能试验、脉冲性能试验和点火性能试验。高空脉冲性能试验表明:发动机真空比冲317 s,实现最小脉宽40 ms,且脉冲一致性良好^[17]。

1.2 激光点火

激光点火一般有3种机制:光化学点火机制、光热点火机制和激光诱导等离子点火机制,在液体火箭发动机点火研究中常用的是激光诱导等离子点火机制。激光点火可以通过调整激光焦距,把焦点调整在发动机燃烧室内最适合点火的位置,提高点火可靠性,容易实现多通道分布式点火,简化复杂

姿控发动机布置形式下的点火系统;激光点火具有较低电磁辐射水平;飞速发展的现代固体激光技术,如紧凑型激光器技术,轻质光纤技术等,能够显著降低点火系统的复杂性和重量。

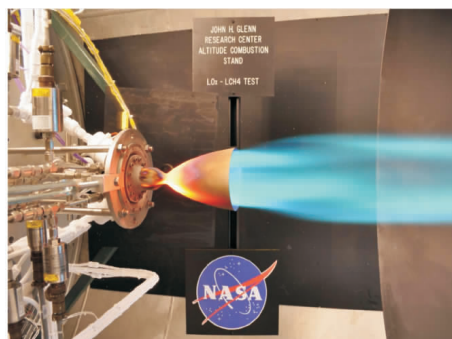


图3 445 N LO_x/LCH_4 反作用控制发动机高空性能试验

Fig. 3 Attitude testing of 445 N LO_x/LCH_4 reaction control engine

1994年,NASA刘易斯研究中心进行了多种推进剂组合激光点火试验,其中包括 GO_x/GCH_4 、气氧/煤油等。试验装置如图4所示,通过透镜将激光聚焦于点火目标,诱导出等离子火花进而启动点火。试验研究了点火混合比边界特性、点火延迟特性,并且测量了激光点火装置的电磁干扰。对于 GO_x/GCH_4 ,核心混合比极限为20,主混合比极限范围是1.8~2.2;在混合比2~18范围内,点火延迟小于4 ms^[18]。

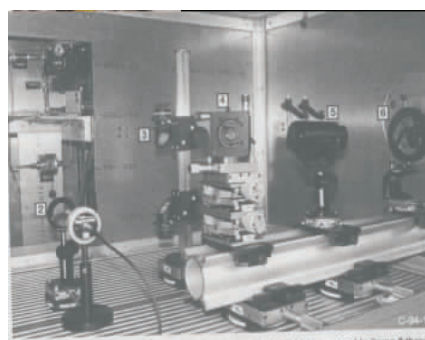


图4 NASA刘易斯研究中心 GO_x/GCH_4 激光直接点火试验装置

Fig. 4 GO_x/GCH_4 direct laser ignition test facility of NASA LRC

2004年,日本JAXA GO_x/GCH_4 进行了激光熔

蚀点火技术研究,通过透镜将激光聚焦于固体目标靶板上,瞬间局部高温使靶板材料发生熔蚀进而引燃混合气体。试验研究了不同混合比、室压以及目标材料对于激光熔蚀点火的影响。 GO_x/GCH_4 在激光能量小于 $230\text{ }\mu\text{J}$ 条件下成功实现点火;发动机共进行 10 000 次脉冲试验,脉冲一致性较好,且靶板材料损耗很小^[19]。

液体火箭发动机的激光点火技术目前仍处于原理验证研究阶段,尚未研制出工程应用样机或飞行样机。

1.3 电热点火

电热点火器利用电热塞的热端对推进剂加热达到点火目的,2008—2009年,NASA 格林研究中心曾进行过 LO_x/LCH_4 电热点火试验研究,在适当的条件下曾实现成功点火^[20]。

1.4 微波点火

NASA 马歇尔飞行中心(MSFC)将微波点火技术应用于液体火箭发动机点火试验研究,进行过 LO_x/LCH_4 发动机的微波点火试验,试验结果显示微波点火可以实现火箭发动机的可重复点火,但其功耗比电火花点火高。

1.5 惰性等离子体点火

惰性气体等离子点火器概念由日本 JAXA 提出,JAXA 曾开展 GO_2/GCH_4 的 He 气等离子点火试验,试验表明当等离子点火器频率为 60 Hz,开路电

压为 $1.5\sim 2\text{ kV}$,在一定混合比条件下可以实现重复点火。该点火方案试图利用惰性气体容易被击穿的特性,降低点火电压和功率消耗。

2 液氧/液甲烷点火技术方案选择

适用于 LO_x/LCH_4 发动机的主要点火技术及其优缺点总结如图 5 所示,惰性气体等离子点火技术成熟度低,且需要惰性气体辅助系统,导致系统构成与控制复杂化;微波点火技术成熟度低,功耗大,已经被 MSFC 放弃;电热点火预热时间长(11 s),不适应姿控发动机工作模式;激光点火潜在优势比较大,尤其是其较低的 EMI 水平,电磁相容性更容易控制,这一优势早在 1994 年就被 NASA/LeRC 的测试数据所证实;电火花点火是 5 种点火技术中技术成熟度最高的技术方案,已经飞行应用,虽然存在电磁辐射(EMI)水平较高的问题,但通过具体的设计可以达到电磁相容允许水平。

同时,国内航天科技集团、国防科技大学及哈尔滨工业大学等单位也陆续开展了电点火和激光点火技术研究,具备较好的技术基础,也能够为本研究提供借鉴和参考。基于以上分析,激光点火和电火花点火将作为 LO_x/LCH_4 发动机的主要点火技术方案并进行试验验证研究。

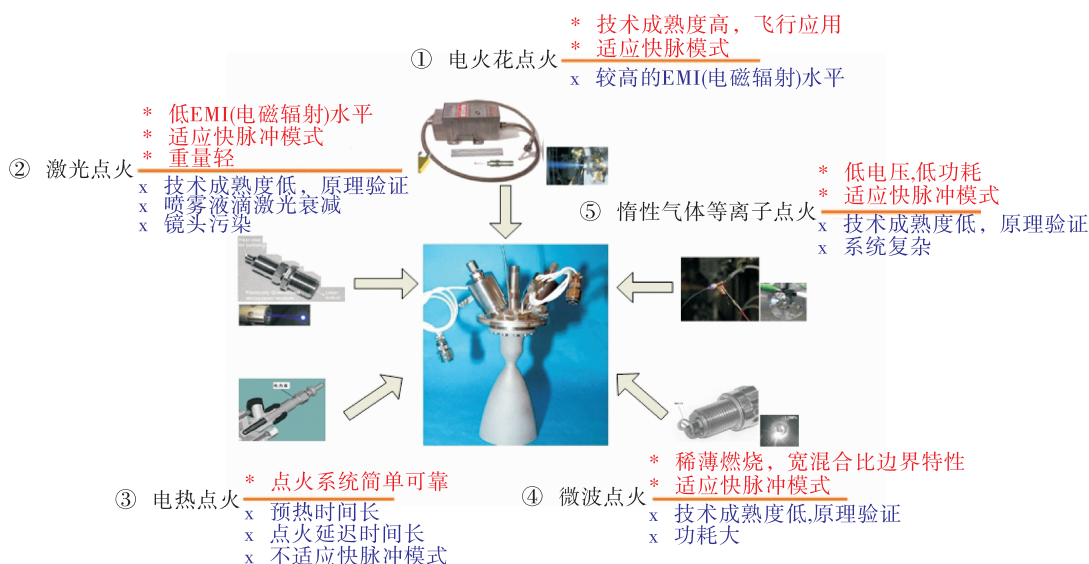


图5 各种点火技术优劣势总结

Fig. 5 Summary of different ignition technologies

3 液氧/液甲烷点火技术试验

为了验证液氧/液甲烷发动机采用电火花点火和激光点火的技术可行性,设计加工了相应的液氧/液甲烷试验点火器,通过地面热点火试验进行两种点火方案的验证研究。

3.1 试验产品

试验产品主要包括液氧/液甲烷试验点火器、电火花点火装置及激光点火装置等。

试验点火器结构原理如图 6 所示,该点火器设计室压 1 MPa,设计流量 47 g/s,喷注器采用分级混合比设计,设计的总混合比 3,核心混合比 6。该点火器采用特殊的头部设计结构,可以同时满足电点火试验和激光点火试验要求,其区别在于电点火试验采用激励源、电火花塞以及点火导线组成的点火系统,而激光点火试验则采用激光发生器、光束放大器、分光器以及其他光学元件构成的点火系统。



图 6 试验点火器

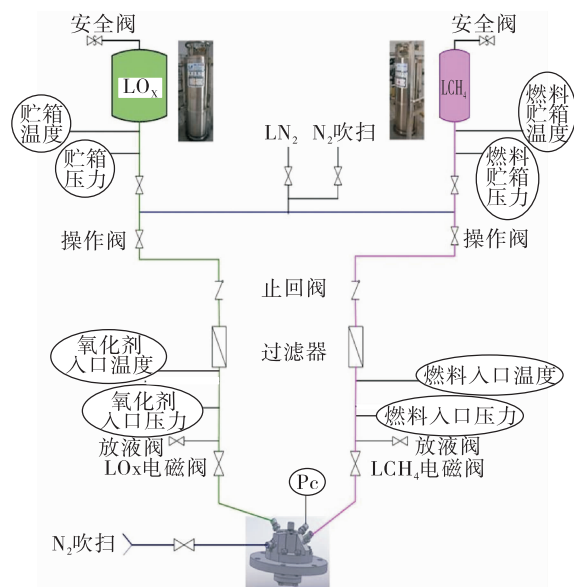
Fig. 6 Igniter in hot-fire test

固定能量的电火花点火装置的激励源贮能 1 J,火花能量约 300 mJ,火花频率 20 Hz,功耗小于 48 W;可变能量电火花激励源,火花频率 200 Hz,火花能量调节范围 20 ~ 100 mJ;激光点火装置脉冲能量为 177 mJ,脉冲频率 10 Hz,平均功耗小于 5 W。

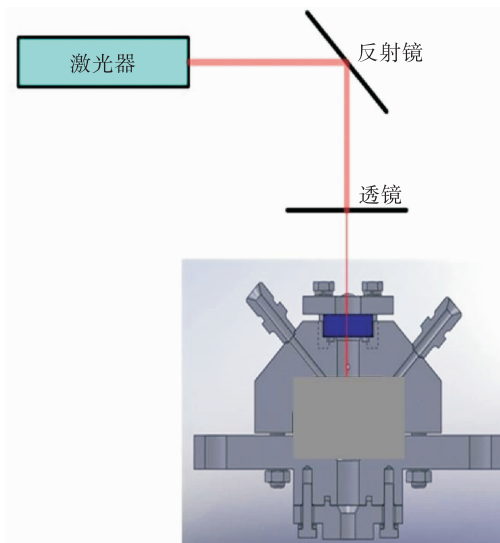
3.2 试验系统

试验系统基于图 7 搭建,液氧和液甲烷容器均

为购买的商业低温瓶,液氧为高压低温瓶,最高工作压力 2.8 MPa,容积 200 L,液甲烷为中压低温瓶,最高工作压力只能达到 1.37 MPa,容积 175 L。



(a) 液氧/甲烷点火试车系统



(b) 激光点火光路图

图 7 试验系统

Fig. 7 Test systems

液氧和液甲烷低温瓶均带有自增压系统,本次试验利用了其自增压系统供应推进剂。试验系统先通过液氮进行初步的预冷,然后切换到推进剂放液冷却。激光点火由于需要安装布置各种光学器件,试验台专门安装了标准铁磁不锈钢板。图 8 为电火花点火和激光点火的试验装置安装布置。

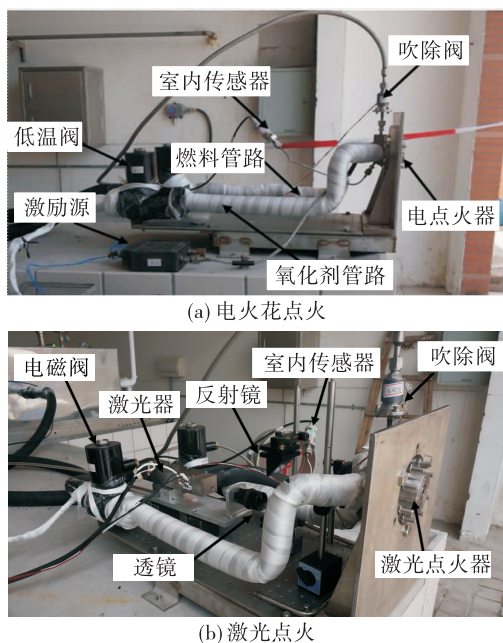


图8 点火器试验台布置示意图
Fig.8 Cayout of igniter test bed

3.3 试验入口条件及时序

点火试验在不同的点火器入口压力、入口温度、混合比以及点火时序条件下进行。两种点火器入口的推进剂温区如图9所示。

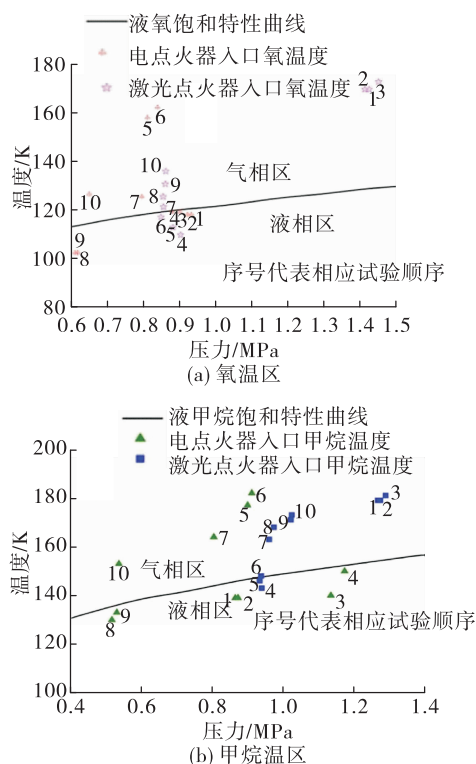


图9 两种不同点火器入口的推进剂温区
Fig.9 Inlet propellant tempertue range of two different igniters

电点火试验中,氧化剂入口压力为 $0.6 \sim 0.95$ MPa,入口温度为 $100 \sim 160$ K;燃料入口压力为 $0.5 \sim 1.2$ MPa,入口温度为 $130 \sim 180$ K;相态经历了由气液两相反复交替过程,总混合比变化范围是 $1.5 \sim 3.2$ 。激光点火试验中,氧化剂入口压力为 $0.8 \sim 1.5$ MPa,入口温度为 $100 \sim 170$ K;燃料入口压力为 $0.9 \sim 1.3$ MPa,入口温度为 $140 \sim 180$ K;相态经历了气相到液相又回归为气相的过程,总混合比变化范围是 $2.0 \sim 2.9$,核心区混合比范围 $4 \sim 40$ 。

电火花点火和激光点火的时序如图10所示,为保证试验安全进行,试验增加了产品吹除时序。

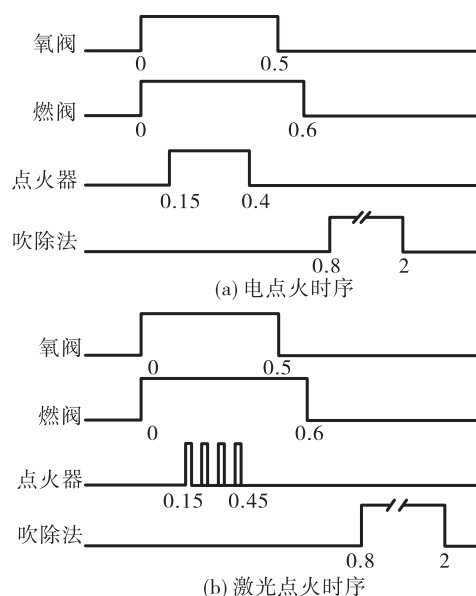


图10 液氧/液甲烷点火时序图
Fig.10 Timing sequence of igniter hot-fire test

3.4 试验结果与讨论

3.4.1 推进剂相态研究

试验首先进行电火花点火10次,全部点火成功,随后进行激光点火10次,全部点火成功,图11分别为两种点火试验照片和试验曲线。主要试验结果总结见表1和表2。

在试验中,存在激光点火推进剂入口压力相对电点火高的情况下,推进剂流量却低于电点火工况的现象,该现象与点火方式无关,可能是由于该工况下,电点火推进剂的温度相比激光点火器更低,此时推进剂属于液态,而激光点火器的推进剂已经处于气相所导致的。此外,还存在激光点火室压相较电点火更平稳的现象,这是由于该工况下,激光点火器属于单一气相供应,故室压稳定,而电点火器在入口推进剂为液态,发动机点火过程导致头部温

度升高,使得入口的推进剂发生一定程度的气化, 从而导致室压出现了波动。

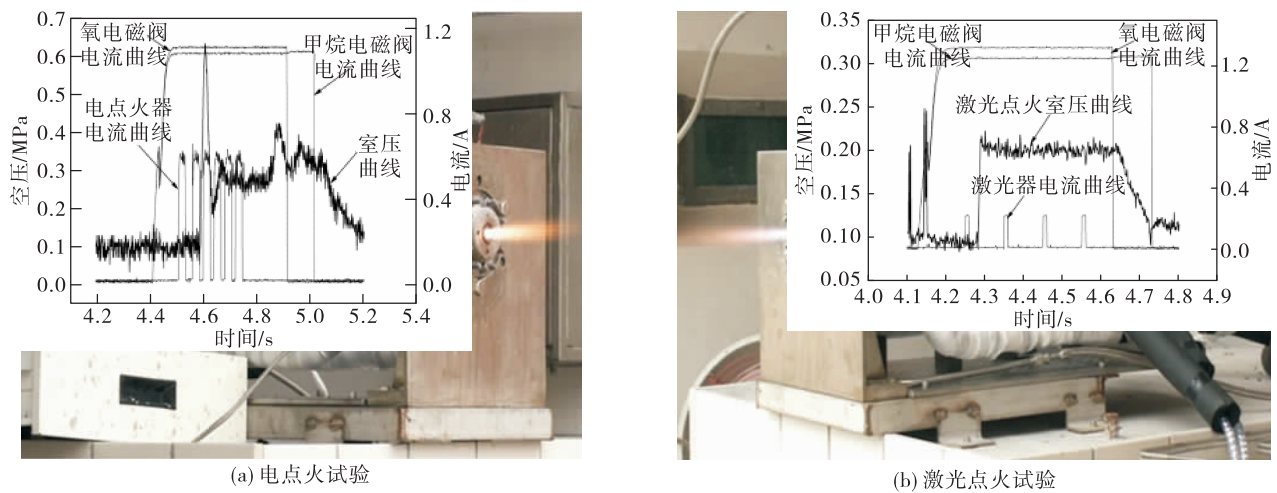


图 11 液氧/液甲烷点火试验
Fig. 11 Hot-fire test of LO_x/LCH₄

表 1 液氧/液甲烷电点火试验总结
Tab. 1 Data of LO_x/LCH₄ electric igniting tests

氧化剂入口压力 /MPa	燃料入口压力 /MPa	氧化剂入口温度 /K	燃料入口温度/K	入口相态	氧化剂流量 /(g·s ⁻¹)	燃料流量 /(g·s ⁻¹)	混合比	核心混合比	点火
0.933	0.871	116	139	液相	22.83	7.15	3.19	5.67	Y
0.922	0.863	116	139	液相	22.13	6.91	3.2	5.69	Y
0.901	1.133	117	140	液相	20.74	11.69	1.77	3.15	Y
0.898	1.172	117	153	液相	—	—	—	—	Y
0.811	0.898	154	177	气相	11.51	3.54	3.54	5.77	Y
0.839	0.910	158	182	气相	12.06	3.59	3.59	5.96	Y
0.795	0.803	123	164	气相	11.18	3.05	3.66	6.50	Y
0.618	0.529	101	133	液相	16.10	6.35	2.53	4.50	Y
0.611	0.515	101	136	液相	15.46	5.91	2.62	4.65	Y
0.65	0.535	124	153	气相	8.88	2.56	3.46	6.39	Y

表 2 液氧/液甲烷激光点火试验总结
Tab. 2 Data of LO_x/LCH laser igniting tests

氧化剂入口压力 /MPa	燃料入口压力 /MPa	氧化剂入口温度 /K	燃料入口温度/K	入口相态	氧化剂流量 /(g·s ⁻¹)	燃料流量 /(g·s ⁻¹)	混合比	核心混合比	点火
1	1.426	1.266	165	179	气相	12.32	3.76	3.27	5.83
1.414	1.273	165	179	气相	12.21	3.78	3.23	5.74	Y
1.452	1.288	168	181	气相	12.55	3.84	3.27	5.81	Y
0.904	0.938	108	143	液相	20.94	8.92	2.35	4.18	Y
0.883	0.932	111	146	液相	19.47	8.77	2.22	3.94	Y
0.85	0.936	115	148	液相	16.88	8.87	1.9	3.38	Y
0.857	0.959	119	163	气相	11.16	3.44	3.24	5.77	Y
0.856	0.972	123	168	气相	11.15	3.49	3.19	5.67	Y
0.862	1.020	128	171	气相	11.25	3.67	3.06	5.44	Y
0.863	1.023	133	173	气相	11.27	3.68	3.06	5.44	Y

3.4.2 混合比边界特性研究

后续点火器又进行了混合比边界特性电点火试验,共进行了429次点火,经过计算统计,初步得到了熄火参数与点火器核心混合比的分布关系,试验核心混合比在4~40区间范围,熄火参数(熄火参数的定义为:冷流室压与燃烧室直径的乘积,该文研究的是气氧酒精点火特性,但该研究方法可以推广到液氧/烃类)^[21]在10~45之间,进而得到可靠点火的边界(如图12所示)。本试验产品的设计核心混合比为20,熄火参数为43,在边界曲线之上,具有较高的可靠裕度,进而保证了429次点火试验的全部成功。该混合比边界特性图包含了3个点火器核心设计参数之间的关系,为类似点火器的设计提供基本参考依据。

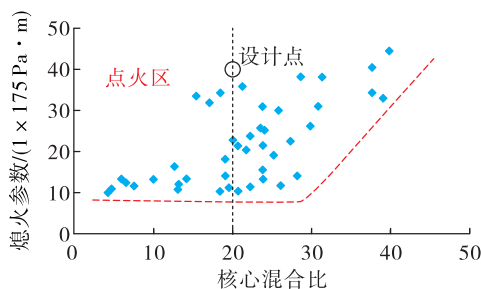


图12 熄火参数与核心混合比变化关系图

Fig. 12 Relationship of quenching parameter and mixing ratio

3.4.3 火花能量边界特性

后续试验过程中,采用可调火花能量的激励源进行试验,火花能量变化范围40~100 mJ,未发生不点火现象,结合Aerojet公司的试验研究情况^[16],合理的火花能量建议为55~65 mJ。

3.4.4 点火器脉冲与响应特性

试验进行了点火器的脉冲特性考核(图13),进行了10 s稳态+80 ms脉宽×20个脉冲序列的点火试验,可见脉冲一致性较好,但存在室压偏低的问题,这可能是因为进入点火器头部内的推进剂经过了气化,使得推进剂流量低于设计要求。后续将进一步改进头部预冷措施,并保证推进剂头部相态的可调节。

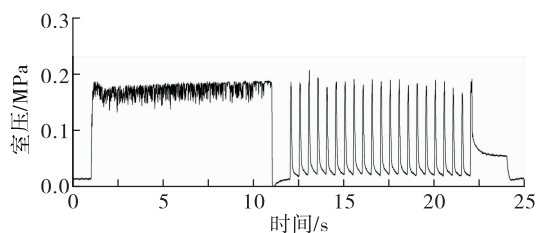


图13 液氧/液甲烷点火器典型脉冲序列曲线

Fig. 13 Impulse performance curve of LO_x/LCH₄ igniter

图14为液氧/液甲烷点火器典型的起动响应曲线。起动响应时间为48 ms左右,基本满足姿控发动机的使用要求。但是试验燃烧室压力相对较低,故该启动加速性作为初步参考。

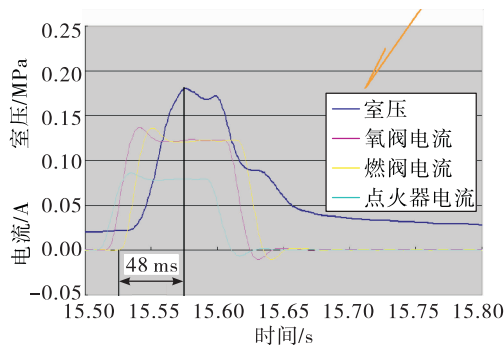


图14 液氧/液甲烷点火器典型响应特性曲线

Fig. 14 Response performance curve of LO_x/LCH₄ igniter

3.4.5 试验结论

根据上述试验分析,得到如下结论:

1) 对于液氧/液甲烷,电点火和激光点火两种方案均能实现成功点火。

2) 电点火和激光点火试验中,推进剂入口相态均经历了气相到液相的反复改变,但均实现可靠、重复点火。

3) 初始试验中当电点火火花能量恒定为300 mJ,激光点火火花能量恒定为177 mJ,说明在特定入口条件下,以上两种能量能够保证可靠、重复点火;后续采用可调火花能量的激励源进行试验,得到可靠的点火能量40~100 mJ,根据国外经验,建议合理火花能量范围55~65 mJ。

4) 本试验中电点火激励源功耗约48 W,激光

点火激励源平均功耗约 5 W, 可以得出在相同点火器设计与相近入口条件下, 激光点火的电功耗相比电点火要低。但有必要进一步开展可变功率激励源的点火试验研究, 得出可靠、重复点火的最小激励源功耗, 从而减小激励源尺寸, 并同时测量不同激励源的电磁干扰, 以评估不同点火方式对推进系统的影响。

5) 本试验中得到可靠点火的混合比边界特性, 试验核心混合比在 4 ~ 40 区间范围, 熄火参数在 10 ~ 45 之间, 构成了边界特性曲线, 在曲线上方为点火区, 能够保证点火可靠, 未来设计值也应落在该区间内。

6) 本试验中, 液氧/液甲烷点火器的脉冲一致性与响应特性良好, 后续需要进一步改进设计, 来实现头部推进剂相态控制。

7) 该液氧/液甲烷点火器可推广应用到液氧甲烷姿轨控发动机上, 而液氧甲烷姿轨控发动机可以广泛应用在可重复使用天地往返飞行器、深空探测器、低成本上面级等领域。

4 总结与展望

本文针对液氧/甲烷电点火与激光点火方案进行试验研究, 试验表明在入口条件从气态到液态的宽广范围内两种方案均能实现可靠、可重复点火; 电火花点火和激光点火技术对液氧/液甲烷点火在原理上均可行。本试验中采用了可调节火花能量激励源进行电点火试验, 初步得到了合理的点火能量边界特性为 55 ~ 65 mJ; 此外还开展了可靠点火的混合比边界特性试验, 得到可靠点火的核心混合比与熄火参数之间的关系, 得到了可靠点火区间。以后进行液氧甲烷发动机设计时, 只需确保点火器工作参数落在边界特性区域以内, 可实现液氧/甲烷可靠重复点火; 液氧甲烷点火器的脉冲一致性与响应特性良好。后续在电点火方面要继续改进设计, 将电点火器集成到液氧甲烷姿轨控发动机头部上, 进行发动机的性能试验。此外, 激光点火方面需加快研制集成式的激光火花塞, 将激光器、光路、聚焦器等装置集成于一体, 进一步简化激光点火装

置, 最终实现激光点火技术在发动机上的应用。

参考文献:

- [1] NASA's exploration systems architecture study, final report: NASA-TM-2005-214062[R]. USA: NASA, 2005.
- [2] TIMOTHY D S, MARY F W. Liquid oxygen/liquid methane propulsion and cryogenic advanced development[C]//International Aerospace Conference. [S. l.]: [s. n.], 2008.
- [3] HURLBERT E A, ATWELL M J, MELCHER J C, et al. Integrated pressure-fed liquid oxygen / methane propulsion systems - morpheus experience, MARE, and future applications[C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [4] HART J. Vertical test bed flight testing: NASA-TM-2014[R]. USA: NASA, 2014.
- [5] OLANSEN J B, MUNDAY S R, Project morpheus: lander technology development [C]//AIAA Space Conference and Exposition. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [6] HERLBURT E, ANGSTADT T, 870lbf reaction control system tests using LOX/ethanol and LOX/methane at white sands test facility [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [7] ROBINSON P J, VEITH E M, LINNE D L, et al. Conceptual design of a 5,500-lbf LOX/LCH₄ lunar ascent main engine[C]//4th JANNAF Liquid Propulsion Subcommittee Meeting. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [8] HART J. Vertical test bed flight testing: NASA-TM-2014[R]. USA: NASA, 2014.
- [9] OLANSEN J B, MUNDAY S R. Project morpheus: lander technology development[C]//AIAA Space Conference and Exposition, [S. l.]: AIAA, 2014.
- [10] 李春红, 张小平, 马冬英, 等. 液氧/甲烷燃气发生器点火方案研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(5): 7-12.
LI C H, ZHANG X P, MA D Y, et al. Ignition scheme of LOX/methane gas generator[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(5): 7-12.

- [11] 高玉闪,杜正刚,金平,等. 气氧/甲烷同轴剪切喷注器燃烧特性数值模拟[J]. 火箭推进,2009,35(5):18-23,33.
- GAO Y S, DU Z G, JIN P, et al. Numerical simulation on the combustion characteristic of shear coaxial GO_2/GCH_4 injector[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(5): 18-23, 33.
- [12] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.
- SUN H M. Review of liquid oxygen/methane rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(2): 23-31.
- [13] 李斌,张小平,高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 1-7.
- LI B, ZHANG X P, GAO Y S. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 1-7.
- [14] 王珺,张卫红,石文靓,等. 60 t 级液氧/甲烷发动机启动过程建模与仿真[J]. 火箭推进, 2013, 39(5): 16-22.
- WANG J, ZHANG W H, SHI W J, et al. Modeling and simulation of start-up process of 60 t class LOX/methane liquid rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(5): 16-22.
- [15] BREISACHER K, AJMANI K. LOX / methane main engine igniter tests and modeling [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [16] KLEINHENZ J, SARMIENTO C, MARSHALL W. Experimental investigation of augmented spark ignition of a LO_2/LCH_4 reaction control engine at altitude conditions; NASA/TM. 2012-217611 [R]. USA; NASA, 2012.
- [17] WILLIAM M, KLEINHENZ J E. Analysis of 100-lbf (445-N) LO_2 - LCH_4 reaction control engine impulse bit performance; NASA/TM. 2012-217613 [R]. USA; NASA, 2012.
- [18] LARRY C, LIOU L. Laser ignition in liquid rocket engine [C]// 30th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Indianapolis, IN; AIAA, 1994.
- [19] KUMAKAWA A, KUSAKA K, SATO M, et al. Experimental study on a laser ignited thruster made of Si_3Ni_4 [C]// 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [20] IIZUKA T, BESNARD E, NAGATA T. Numerical simulation of LOX/methane glow plug ignition system [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [21] LAWVER B, ROUSAR D, BOYD W. Ignition characterization of the GOX/ethanol propellant combination [C]// 20th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984.

(编辑:马 杰)