

## 3 000 N 液氧/液甲烷发动机方案与试验研究

潘一力<sup>1,2</sup>, 周海清<sup>1,2</sup>, 程 诚<sup>1,2</sup>

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

**摘 要:** 液氧/液甲烷以其高性能、无毒、易于轨姿控一体化、行星表面资源原位利用等优势已成为国际化学空间推进的主流发展方向之一, 对国内外低温液氧甲烷化学空间推进发展和 3 000 N 液氧甲烷发动机的方案设计和试验研究进行了介绍。方案主要包括总体结构方案, 喷注方案、冷却方案、点火方案和燃烧稳定性分析。3 000 N 发动机于 2017 年 3 月进行了点火热试车, 发动机点火全部取得成功, 并进行了 5 s 和 10 s 稳态试验。燃烧效率约 0.95, 推算推力大于 2 860 N, 地面比冲大于 242 s, 与设计指标基本相当。

**关键词:** 液体火箭发动机; 3 000 N; 液氧; 液甲烷; 点火热试车

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2018)06-0007-07

## Scheme and test of 3 000 N liquid oxygen and liquid methane rocket engine

RAN Yili<sup>1,2</sup>, ZHOU Haiqing<sup>1,2</sup>, CHENG Cheng<sup>1,2</sup>

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

(2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** Liquid oxygen and liquid methane cryogenic propulsion has become one of the most promising chemical propulsion as its advantages of high specific impulse performance about 350 s, non-toxic, easily integrated main engine and RCE (reaction control engine) and available from local resources on some exploration destination, such as MARS. This paper introduced the developing history of cryogenic liquid oxygen and liquid methane propulsion and the details of the designing and testing methods of the 3 000 N liquid oxygen and liquid methane rocket engine. Engine designing scheme mainly focused on the structure of the injector, cooling, ignition and combustion stability. A hot-fire test of the 3 000 N rocket engine was conducted on March 2017, in this test, ignitions of this engine were totally successful, as well as 5 s and 10 s stable tests. As a result, this liquid oxygen and liquid methane rocket engine achieved thrust larger than 2 860 N, combustion efficiencies about 95% and ground specific impulse larger than 242 s, which are very close to the designed values.

**Keywords:** liquid rocket engine; 3 000 N; liquid oxygen; liquid methane; hot-fire test

收稿日期: 2018-09-01; 修回日期: 2018-10-29

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

## 0 引言

2005 年以来,在美国宇航局 NASA 深空探索架构以及美国空军相关进出空间项目的牵引下,液氧/液甲烷空间推进技术已成为国际化学空间推进的主流发展方向之一<sup>[1]</sup>。美国及欧洲的研究机构认为液氧/液甲烷推进系统具有其独特的性能及应用优势,主要表现在以下几方面:

1) 高真空比冲性能:350 s;

2) 绿色无毒;

3) 燃烧清洁:液氧/液甲烷发动机基本无积碳/结焦现象;

4) 液态温区接近:液氧和液甲烷的液态温区仅相差 20 K,因此可以采用结构紧凑的共体贮箱设计;

5) 可重复使用性好:液氧/液甲烷推进系统管路及零部件中无不存在硝酸盐或其他析出/沉积物,系统始终处于洁净状态;

6) 易于空间长期贮存:液氧/液甲烷液态温度比液氢高 80 K,目前的低温工程技术,完全可以实现液氧/液甲烷在空间的长期贮存;

7) 姿轨控统一推进:研究结果演示了液氧/液甲烷发动机具有良好的脉冲工作能力;

8) 行星现场资源利用:液氧/液甲烷存在能够利用火星大气成分进行现场制备。基于以上综合优势,液氧甲烷推进技术能够成功的应用于火星与月球探测,低成本高性能上面级,可重复使用天地往返动力等领域<sup>[2-4]</sup>。

针对国内垂直起降可重复使用火箭演示验证

机的需求,上海空间推进研究所开展了挤压式 3 000 N 液氧甲烷发动机的研制,并成功进行了点火和性能试验。

## 1 国内外液氧/液甲烷推进技术发展概况

在液氧/液甲烷空间推进领域,美国的研究发展最具有代表性,其牵引背景是 NASA 的深空探索架构(ESAS)和载人火星往返任务参考架构,深空探索架构报告于 2005 年完成,报告确定液氧/液甲烷是载人重返月球任务猎户座飞船服务舱轨姿控一体化推进和月面着陆器姿态控制与上升主推进的最佳候选方案,载人火星往返任务参考架构(HEMDR)5.0 版于 2007 年推出,参考设计指出高性能且具备良好行星现场资源利用潜质的低温化学空间推进技术是任务实施的关键基础之一<sup>[5]</sup>。

2005 年 NASA 正式启动了推进与低温技术先期研究计划(PCAD),重点是开展液氧/液甲烷最不成熟单项技术的先期研究并最终进行系统级试验。2008 年 PCAD 衍生出另一个并列的研究项目,即低温流体管理(CFM),CFM 主要开展低温流体在长周期空间任务中的长期贮存和管理技术,同时也涉及到地面操作与推进剂现场资源利用技术<sup>[6]</sup>。

PCAD 和 CFM 计划均达到了预期总目标。液氧/液甲烷主发动机、反作用控制发动机、点火器、低温流体管理与供应系统组件等已经达到技术成熟度 5~6 级(图 1)。用于液氧/液甲烷轨姿控统一推进技术演示的“梦神”行星着陆器已经成功进行了自由飞行演示<sup>[7]</sup>。

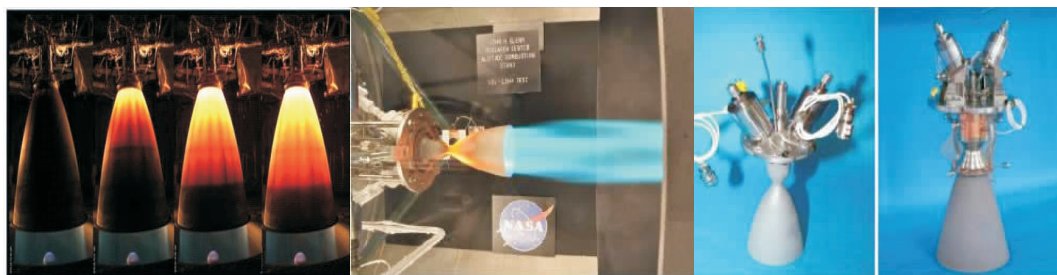


图 1 液氧甲烷轨姿控发动机

Fig. 1 Liquid oxygen and liquid methane attitude control engines

国内相关研究机构也已经认识到了液氧/液甲烷空间推进的性能及使用优势,曾开展过 60 t 推力

级主发动机的技术演示<sup>[8]</sup>。上海空间推进研究所近年来一直开展液氧/液甲烷姿控发动机以及低温

姿轨控系统相关技术的研究发展工作,已经完成150 N和3 000 N的点火和稳态和脉冲性能热试车,发动机点火可靠,最小脉冲可实现80 ms,1 t级的再生冷却发动机已经投产,后续将进一步开展点火热试车。于此同时,上海空间推进研究所还同步开展了低温贮箱技术,低温推进系统热控技术、低温阀门技术等系统与组件技术研究。

## 2 3 000 N 液氧甲烷发动机发动机方案

### 2.1 发动机总体结构方案

发动机总体结构布局如图2所示,发动机由头部(不锈钢)、辐射冷却燃烧室(铌钨合金)和火炬点火器3部分组成。头部由本体和喷注器2部分组成。火炬点火器通过法兰安装在本体上,火炬点火器本体也是发动机头部承力座,其上端面与摇摆机架联接。头部本体上配置推进剂主供应管路接口座。推力室与头部采用法兰连接,柔性石墨密封。头部本体外圈设置一圈法兰连接孔,可用于摇摆支杆球头架连接,也可以用于发动机配套组件安装架联接。

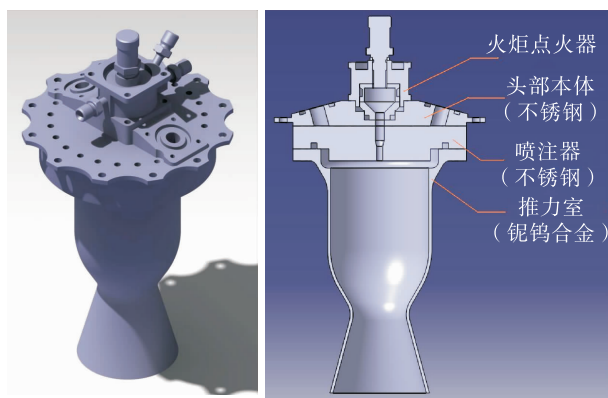


图2 3 000 N 液氧/甲烷发动机总体结构布局

Fig.2 Structural configuration of 3 000 N liquid oxygen and liquid methane engine

### 2.2 发动机部组件方案

主要设计参数:1)室压为1.8 MPa;2)混合比为3.0;3)预测地面比冲为238 s(由图3所示);4)推力为3 000 N。

室压、混合比选择需要综合协调比冲性能、60%低工况工作稳定性、喷管热结构安全性以及系统能提供的最高入口压力的关系。

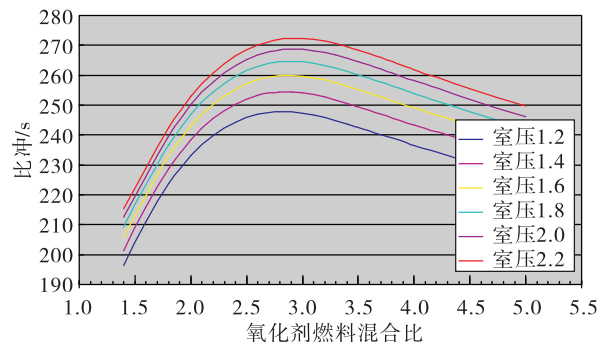


图3 液氧甲烷发动机理论比冲与混合比关系

Fig.3 Relation of theoretical specific impulse and mixture ratio of liquid oxygen and liquid methane engine

根据系统能提供的最高入口压力2.8 MPa,初步选则室压为1.8 MPa,考虑20%室压准则,选择喷注压降0.7 MPa。额定工况(3 000 N)下,喷注压降/室压为38.8%;60%工况(1 800 N)下,喷注压降/室压为24%,阀门流阻暂定0.3 MPa,则阀门入口压力=室压+喷注压降+阀门流阻=2.8 MPa。

混合比的选择按如下步骤进行:地面理论比冲性能随混合比及室压的变化如图3所示,最高比冲混合比位于2.8~3.1之间。室压为1.8 MPa,环境压力为0.1 MPa条件下,计算的地面比冲与混合比得出最高比冲对应的混合比为2.9。考虑到国外挤压式非再生冷却主发动机的经验,本设计中混合比为3.0。

#### 2.2.1 喷注器方案

喷注器设计方案如图4所示。对于辐射冷却的液氧/甲烷发动机需要采用精细雾化设计原则,达到精细雾化设计的主要技术途径有:1)选择合适的喷注单元形式;2)适当增大喷注单元密度。对于直流式喷注单元形式,一种行之有效的选择是F-O-O-F互击单元,它能够更精细地实现雾化与混合,美国及日本研制的液氧/甲烷发动机上广泛采用这种喷注单元,并获得了很高的燃烧效率,Aerojet公司3 872 N液氧/甲烷发动机采用该喷注单元形式,在特征长度仅有254 mm的短燃烧室情况下获得了超过0.96的燃烧效率<sup>[9]</sup>。实现精细雾化的另一个途径就是增大喷注单元密度,传统机械加工方法大幅度增加喷注单元密度是困难的,需要引入先进的喷注器制造技术,层板喷注器制造技术就是一种有效的解决途径,因此引入了层板工艺制造工艺技

术,喷注单元分布情况为 80 个 F-O-O-F 单元。本方案中,在发动机头部上通过扩散焊的方式,将不同形状的层板焊接成喷注器,通过不同层级之间的流道的对接,构造成复杂的内部流道,进而提高了喷注单元的密度。

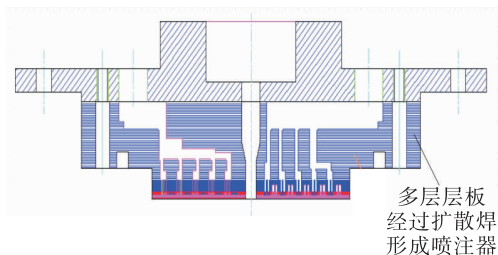


图 4 喷注器方案(不锈钢层板)

Fig. 4 Scheme of the injector( steel platelets )

### 2.2.2 冷却方案

方案设计阶段,选择甲烷液膜冷却流量 FFC% (液膜冷却流量百分比),通常是先通过预估喷管喉部温度的方式进行。由于国内还没有设计试验过类似的液氧/甲烷发动机,无试验数据可用,因此,喉部温度预估目前只能参考国外类似发动机的试验数据进行。

喉部温度预估通常采用巴兹公式进行,需要使用膜冷却系数  $\varphi_{\text{FFC}}$ ,液膜冷却情况下喉部的热流需要为  $q_c = \varphi_{\text{FFC}} h_g (T_{\text{aw}} - T_{\text{wg}})$ ,膜冷却系数  $\varphi_{\text{FFC}}$  是冷却介质流量、物性以及发动机工作参数的复杂函数,需要参考类似发动机的热试验数据拟合获得,本方案与 Aerojet 公司 3 872 N LOX/LCH<sub>4</sub> 发动机非常类似,公开资料中有部分该发动机的热试验数据<sup>[9]</sup>(图 5),可作为拟合膜冷却系数  $\varphi_{\text{FFC}}$  的基础参考数据。参考 Aerojet 公司 3872N LOX/LCH<sub>4</sub> 发动机热试验数据,拟合出膜冷却系数  $\varphi_{\text{FFC}}$  关系后,将该拟合关系应用到本方案的设计情况,利用巴兹公式和喉部热流平衡关系可以初步预估本设计方案的喉部温度。

参考 Aerojet 公司 3872N LOX/LCH<sub>4</sub> 发动机热试验数据,拟合出膜冷却系数  $\varphi_{\text{FFC}}$  关系后,可预估喉部温度。当 FFC = 30% 时,额定工况下喷管喉部温度约 1 100 °C,低于铌钨合金的长期稳定工作温度 1 400 °C。

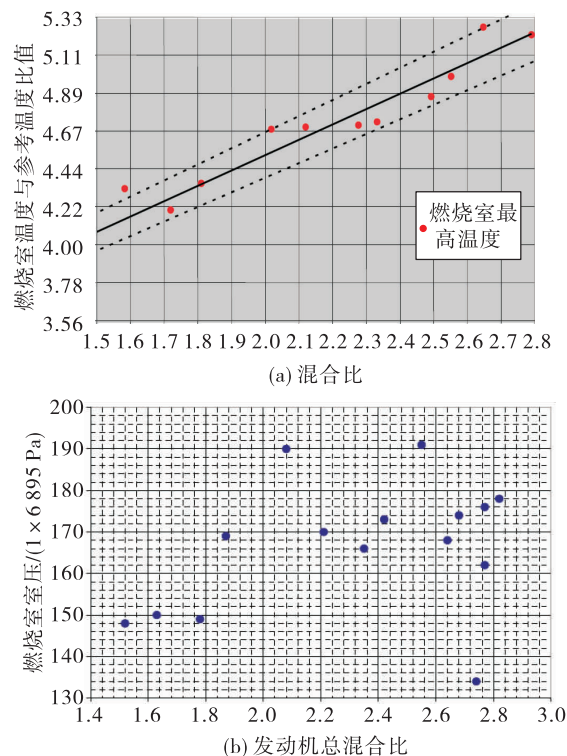


图 5 Aerojet 3 872 N LOX/LCH<sub>4</sub> 发动机喷管

温度试验数据

Fig. 5 Datas of the nozzle temperature test of 3 872 N liquid oxygen and liquid methane rocket engine

考虑到温度预估存在一定偏差,方案设计将在此基础上选择 FFC = 30% ,40% 两种膜冷却方案,通过热试车分析进一步确定合理的膜冷却流量。

### 2.2.3 点火方案

#### 2.2.3.1 点火器类型

较大推力的液氧/甲烷发动机通常采用独立的火炬点火器实现发动机点火启动,本案设计了 2 种火炬点火器,方案样机如图 6 所示。点火器 A 采用电嘴型火花塞激励系统,该型点火器原理样机曾成功实现液氧/甲烷、液氧/乙炔氨点火。点火器 B 原是针对高循环寿命的姿控发动机设计的,采用了电极型火花塞激励系统,火炬室采用放电间隙主动气流保护措施,能够防止积碳/结焦问题,适应姿控发动机对高循环寿命的需求。

#### 2.2.3.2 启动时序

为了快速可靠启动发动机,通常需要火炬点火器提前启动,待火炬点火器达到稳态后再启动主推力室。



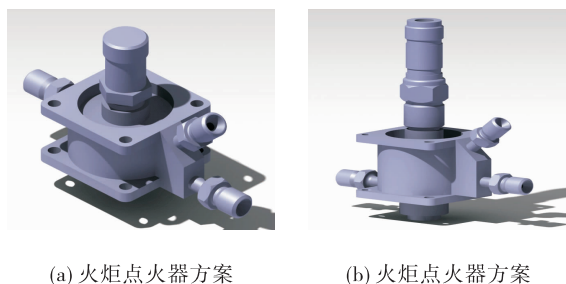


图6 火炬点火器方案

Fig. 6 Scheme of torch-igniter A and B

火炬点火器正常启动,不等于发动机能够可靠点火启动,发动机的启动过程还需要设置合适的启动条件,主要是氧、燃时序的配合,火炬点火器的输出火焰是富燃的,主推力室启动通常需要先氧化剂,这样可以将富燃火炬增强,提高发动机点火成功率。

### 2.2.3.3 启动前的预冷

根据国外资料,该挤压式液氧/甲烷发动机的启动前,主供应管路无需预冷,但美国 Morpheus 着陆验证平台的主发动机的早期试验显示<sup>[7]</sup>,点火器可能需要短暂放液预冷,因为点火器流量很低,管路比较细长,启动前可能有较长时间的气相流动,导致流量降低,火炬输出功率不足。试验中增加了点火器路预冷,来保证点火器流量稳定充足供应。

### 2.2.3.4 点火器的关闭

主发推力室点火启动后,火炬点火器有两种工作模式选择:1)火炬点火器连续工作直到发动机关车,对于长时间工作的主发动机,这种模式一般不采用,火炬点火器连续工作会持续加热主喷注器,对主喷注器产生不良影响,严重时可能使主喷注器出现夹气流动,影响发动机的工作稳定性和性能;2)主发动机点火启动一定时间后,关闭点火器氧阀,燃阀仍保持开状态,以便点火器处于低温状态,一方面保护火炬室的热结构安全性,另一方面可以消除主喷注器内部热源。Aerojet 公司的 2.5 kN 级发动机就是采用这种模式<sup>[10]</sup>,点火器启动 0.35 s 后关闭点火器氧阀,保持点火器燃阀仍处于开状态。

本案发动机作为一个推进主发动机使用,火炬点火器没有必要连续工作,因此,主推力室启动后将关闭点火器氧阀,具体的关闭延迟时间需要通过热试车确定。

### 2.3 发动机燃烧稳定性分析

燃烧室振型频率如表 1 所示,对发动机产生致命性破坏的振型通常为一阶切向振型  $f_{1T}$ ,对一阶切向振型需要采用阻尼措施,在中小推力发动机上一般采用声腔方法进行声振阻尼,方案发动机声腔设计计算过程如下。相对开口面积应在 7.25% 附近,但大于等于 30% 时更加可靠,在结构允许的情况下应尽量大于等于 30%。

表1 燃烧室振型与频率

Tab.1 Vibration type and frequency of the chamber

振型	$f_{1L}$	$f_{1T}$	$f_{2T}$	$f_{1R}$	$f_{3T}$	$f_{4T}$	$f_{1T+1R}$
频率/Hz	5 143	8 796	14 583	18 296	20 060	25 391	25 457

## 3 试验结果与分析

试验产品 A1:头部 A1 (FFC% = 30%) + 热沉燃烧室,产品 A2:头部 A2 (FFC% = 40%) + 铝合金燃烧室。2017 年 3 月 24 日进行了产品 A1 的点火试验,共执行了 8 次发动机点火试验,首先执行 2 次单独火炬点火试验,火炬点火成功;随后进行 8 次发动机点火试验,均点火成功,如图 7(a) 所示。

2017 年 3 月 27 日进行了产品 A2 的点火试验,共执行了 8 次发动机点火试验,首先执行 2 次单独火炬点火试验,火炬点火成功;随后进行 6 次 5 s 时

序发动机点火试验,均点火成功,随后进行了 2 次 10 s 时序发动机点火试验,均点火成功,如图 7(b) 所示。典型的试验曲线如图 8 所示。

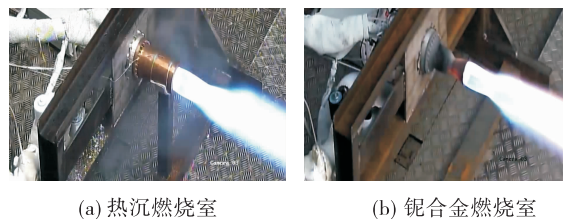


图7 3 000 N 液氧甲烷发动机点火热试车

Fig.7 Hot-fire test of 3 000 N liquid oxygen and liquid methane engine

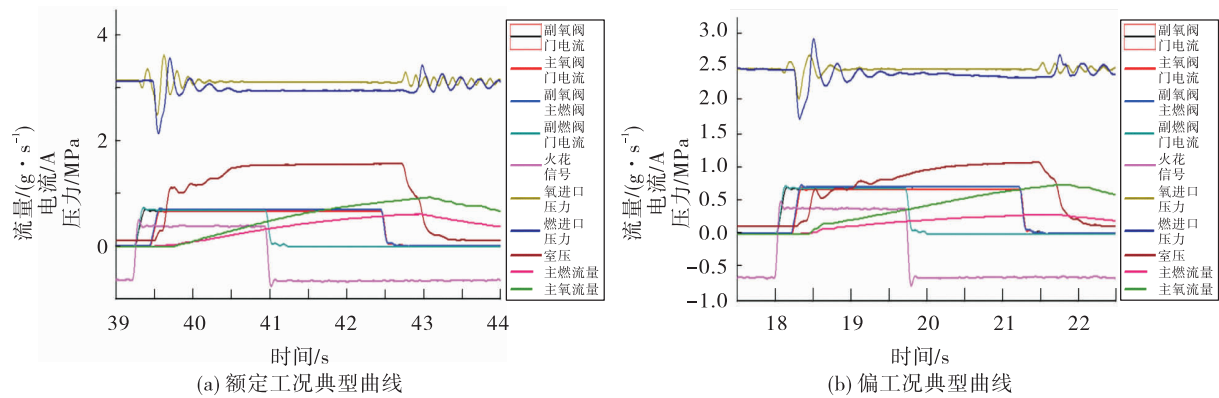


图 8 典型发动机工作曲线

Fig. 8 Representative results of the hot-fire test of the engine

A1 头部发动机的前 4 次点火性能参数如表 2 所示,其余试验因与设计工况偏离较远、且入口呈现气液两相流导致混合比无法准确获得,而未列表统计。结果表明:A1 发动机基本达到额定工况,其燃烧效率约 0.95,热试数据反算地面推力大于 2 860 N(推力系数 1.36),地面比冲大于 242 s,与设计指标基本相当。其中室压流量略低于额定值是因为入口推进剂热控问题所导致,在进入发动机头部之前有管路、阀门等产生相应的漏热,尽管实施了热控包覆以及预冷措施,仍不能使得进入发动机头部的推进剂完全达到液相(设计中相应的入口压力和温度);A1 头部其余 4 次稳态热试车和 A2 头部发动机热试车中也存在这类似问题,由于推进剂相态处于两相流状态,导致供应的推进剂流量处于波动且流量值低于额定入口流量,故室压呈现不稳定且低于额定值的表现,偏离设计流态,其室压

范围主要集中于大致的范围为 0.5 ~ 1 MPa,由于两相流的流量不稳定,故混合比无法给出具体的值,但可以得出的是混合比波动较大,因为入口经历气液两相流、液液相态的波动,可以表明 3 000 N 发动机具有良好的入口条件适应性,均能实现可靠点火。A2 的燃烧效率估算在 0.85 左右,相比 A1 明显偏低,分析原因可能与过大的液膜冷却流量  $FFC\% = 40\%$  有关,后续将进一步开展液膜冷却方式的研究,确定合理的冷却流量分配,兼顾冷却效率和燃烧性能。

在典型的发动机点火试验中,发动机的启动响应特性不佳,根据试验结果统计得出:3 000 N 发动机启动响应时间为 1.4 ~ 1.6 s,之间,这是因为推进剂进入到发动机发生气化,将产生一定程度的气阻,这会增加燃烧室的建压时间,从而导致响应时间变慢,因此该时间仅能作为参考。后续将进一步改进头部的热控设计,保证流量持续稳定供应。

表 2 发动机性能参数表

Tab. 2 Performance of 3 000 N LOX/LCH<sub>4</sub> rocket engine

氧流量/ (g · s <sup>-1</sup> )	甲烷流量/ (g · s <sup>-1</sup> )	室压/ MPa	混合比	燃烧效率	计算推力/ N	推算地面比冲/ s	膜冷却流量百分比/ %
0.955	0.308	1.66	3.100	0.958	3 016.78	243.73	30
0.907	0.294	1.58	3.085	0.959	2 879.39	244.64	30
0.908	0.296	1.57	3.067	0.951	2 861.17	242.49	30
0.908	0.295	1.57	3.078	0.951	2 861.17	242.69	30

本次试验主发动机未进行脉冲考核,但是在主发动机点火后,为验证独立点火器(试验中用于引燃 3 000 N 主喷注器)改进作为姿控发动机的可行

性,进行了独立点火器的点火试验。试验程序为 1 s 稳态 + 250 ms × 10 + 1 s 稳态,试验曲线如图 9 所示,试验结果表明独立点火器点火工作可靠,脉冲

一致性良好。后续将进一步改进设计,缩小脉宽,使得姿控发动机具备精确脉冲冲量控制能力。

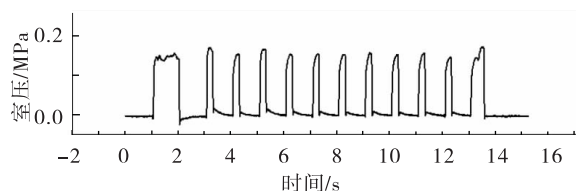


图9 独立点火器 250 ms 脉冲序列曲线

Fig. 9 Curve of 250 ms impulse performance of the LOX/LCH<sub>4</sub> igniter

## 4 结束语

本文对于3 000 N 液氧甲烷发动机的方案与试验过程进行了详细介绍与分析。液氧甲烷发动机因其高比冲、低温、非自燃的特点,相比与常规发动机在设计方面存在诸多不同,对于液氧甲烷发动机的设计主要从总体结构方案、发动机喷注器方案设计、燃烧与冷却方案设计、电点火方案设计及发动机燃烧稳定性设计与分析等方面进行了介绍。并通过热试车试验考核,发动机以及配套的点火器均可可靠点火,验证了设计的合理性。初步试验结果显示,3 000 N 液氧甲烷发动机在额定工况下的燃烧效率约0.95,推算推力大于2 860 N,地面比冲大于242 s,与设计指标基本相当。后续将独立点火器开展250 ms 脉冲序列点火试验,得出脉冲一致性良好,后续将改进独立点火器,使之成为姿控发动机并进一步实现精确冲量控制。

后续将基于3 000 N 液氧甲烷发动机热试车情况进行方案改进设计,主要针对点火器,发动机进行工程样机研制。基于3 000 N 的设计经验,以进一步完成1 t 级的再生冷却甲烷发动机的研制和试验工作。此外,还将开展150 N 液氧甲烷姿控发动机的工程样机研制。同时开展快响应低温电磁阀研制工作,力争实现发动机的连续可靠短脉冲序列工况。在发动机研制之外,还将开展低温推进系统

技术研究,主要包括低温推进系统热控技术,低温贮箱技术等。

## 参考文献:

- [1] NASA's Exploration Systems Architecture Study Final Report: NASA-TM-2005-214062[R]. USA: NASA, 2005.
- [2] 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, ZHAN 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.
- [3] 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 fluid oxygen/methane rocket engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2006, 32(2): 23-31.
- [4] 王少鹏. 21 世纪空间运输系统的液氧/甲烷火箭发动机[J]. 火箭推进, 2002, 28(1): 50-54.  
WANG S P. 21st century space transportation system using liquid oxygen/methane rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2002, 28(1): 50-54.
- [5] TIMOTHY D, WADEL M F. Liquid oxygen/liquid methane propulsion and cryogenic advanced development [C]// International Aerospace Conference. [S. I.]: [s. n.], 2008.
- [6] HART J. Vertical test bed flight testing: NASA - TM - 2014 [R]. USA: NASA, 2014.
- [7] OLANSEN J B, MUNDAY S R. Project morpheus: lander technology development [C]// AIAA space conference and exposition. USA: AIAA, 2014.
- [8] 王维彬,孙纪国. 航天动力发展的生力军——液氧甲烷火箭发动机[J]. 航天制造技术, 2011(2): 3-6.
- [9] HERLBURT E, ANGSTADT T. 870 lbf 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. USA: AIAA, 2008.
- [10] ROBINSON P J, VEITH E M, LINNE D L, et al. Conceptual design of a 5,500-lbf LOX/LCH<sub>4</sub> lunar ascent main engine [C] // 4th JANNAF Liquid Propulsion Subcommittee Meeting. USA: [s. n.], 2008.

(编辑:马杰)