

# 膨胀循环氢氧发动机低压火炬的点火能量研究

李锦江<sup>1,2</sup>, 陈明航<sup>1</sup>, 崔荣军<sup>1</sup>, 张楠<sup>1</sup>

(1. 北京航天动力研究所, 北京 100076;  
2. 中国航天科技集团有限公司低温液体推进技术实验室, 北京 100076)

**摘要:** 针对膨胀循环氢氧发动机多次点火需求, 采用氢、氧推进剂吸热着火和火炬燃气降温放热的假设, 用热力计算方法从理论上分析了推力室采用火炬点火的能量问题。在考虑火炬燃气与推力室内的氧补燃后, 富燃低压火炬点火器的点火能量能够满足推力室点火需求。研制了2种低压火炬点火试验系统, 对膨胀循环发动机进行了17次点火试验, 试验结果与理论分析结果相符, 验证了补燃点火假设。

**关键词:** 膨胀循环发动机; 低压火炬式电点火; 点火能量

中图分类号: V430

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2024) 02-0032-07

## Research on Ignition Energy of Low-Pressure Torch Igniter for the Expander Cycle LOX/LH<sub>2</sub> Engine

LI Jinjiang<sup>1,2</sup>, CHEN Minghang<sup>1</sup>, CUI Rongjun<sup>1</sup>, ZHANG Nan<sup>1</sup>

(1. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China; 2. Cryogenic Liquid Propulsion Technology Laboratory of China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

**Abstract:** In order to meet the requirement of multiple ignition of the expander cycle LOX/LH<sub>2</sub> engine, considering the heat absorption of the propellant and the heat release of the igniter torch, the energy problem of torch ignition in the thrust chamber is theoretically analyzed by means of thermodynamic calculation method. Considering the re-combustion of torch gas and oxygen in the thrust chamber, the energy given by the fuel-rich low-pressure torch igniter can meet the demand of the thrust chamber. Then two low-pressure torch ignition systems for the expander cycle engine are designed and 17 ignition tests are carried out. The test results are in good agreement with the theoretical analysis results, and the re-combustion hypothesis is verified.

**Key words:** Expander cycle engine; Low-pressure torch igniter; Ignition energy

### 0 引言

膨胀循环氢氧发动机具有系统简单、固有可靠性高等优点, 是高性能上面级的最佳选择。我国首台闭式膨胀循环氢氧发动机大幅提高了上面级发动机的技术水平, 但其推力室点火采用的是火药点火器, 只能实现2次点火, 制约了氢氧上面

级的功能和任务适应性。为实现3次及以上的多次点火, 火炬式电点火是可行的方式之一, 并且已被国外氢氧发动机普遍采用<sup>[1-4]</sup>。为攻克膨胀循环氢氧发动机火炬式电点火技术, 确定推力室的点火能量是首要解决的关键问题之一。

对氢氧发动机推力室点火能量问题研究的文献较少, 以往在工程上普遍采用经验法, 即按照

收稿日期: 2023-10-12; 修订日期: 2024-01-24

基金项目: 载人航天预先研究项目 (050101)

作者简介: 李锦江 (1986—), 男, 博士研究生, 研究员, 主要研究方向为低温液体火箭发动机。

已研制成功的推力室点火器流量与推力室主级流量之比来确定新研推力室需要的点火器流量。此方法既未考虑点火时刻的氢氧流量、混合比和入口温度对点火的影响,也未考虑点火器介质对点火的影响,准确性较差。Hensel 等<sup>[5]</sup>、Niwa 等<sup>[6]</sup>首次从理论上对推力室点火能量进行了初步分析,并根据计算结果确定了 VINCI 发动机的火炬点火器参数。郭田莉等<sup>[7]</sup>基于氢、氧完全燃烧生成 1 000 K 水的假设计算了富氧火炬燃气能够提供的点火能量。

按照氢、氧推进剂吸热着火和点火器火炬燃气降温放热的假设,通过热力计算方法从理论上对推力室火炬点火的能量问题进行研究,并设计了 2 种低压火炬点火试验系统对膨胀循环发动机进行了点火试验。文中只针对火炬点燃推力室的能量问题进行研究,不包括电嘴点燃点火器的能量问题。

## 1 发动机系统原理

膨胀循环氢氧发动机的系统原理如图 1 所示,主要由推力室、氢涡轮泵、氧涡轮泵、氢主阀、氧主阀、氧主汽蚀管、氢分流和推进剂利用阀等组成<sup>[8-9]</sup>。液氢经过氢泵增压后进入推力室冷却夹套吸热膨胀成为气氢,气氢驱动氢涡轮、氧涡轮,最后进入推力室,与经过氧泵增压后进入推力室的液氧燃烧,形成高温高压燃气经推力室和喷管排放产生推力。其中,氧主汽蚀管用于控制氧流

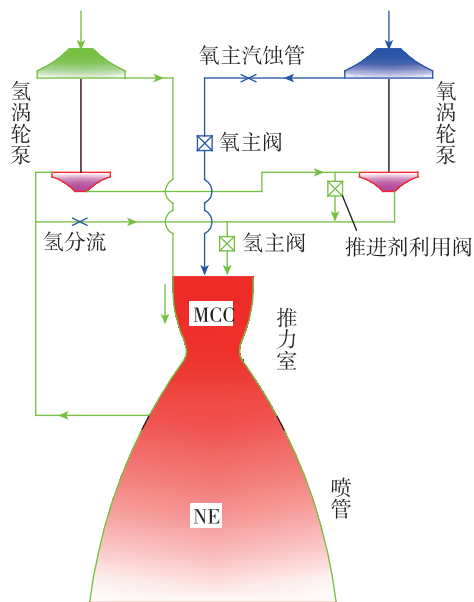


图 1 膨胀循环氢氧发动机系统原理

Fig. 1 Expander cycle LOX/LH<sub>2</sub> engine flow schematic

量,氢分流和氢涡轮用于控制氢流量,推进剂利用阀用于调节发动机混合比。

## 2 推力室火炬点火能量理论分析

### 2.1 推力室需要的点火能量

推力室的点火,涉及氢、氧推进剂的雾化、混合、蒸发、膨胀、燃烧、热反馈等一系列复杂过程,精确计算需要的点火能量非常困难。参考国内外文献 [5-7],采用氢、氧推进剂吸热着火假设。

1) 在点火混合比范围内,氢、氧混合物被加热到 1 000 K 时即可燃烧;

2) 对点火器中心布置的推力室,只需考虑最内圈喷嘴喷入的氢、氧流量;

3) 氢、氧推进剂的加热过程为等压过程。

#### 2.1.1 点火时刻的氢流量

根据膨胀循环发动机系统原理,推力室点火时刻的氢流量有两种计算方法。方法 1:利用推力室氢喷嘴的流量特性进行计算。方法 2:利用推力室上游的氢分流和氢涡轮的流量特性进行计算。

由于方法 1、方法 2 涉及的氢均为气态,可假设为理想气体,流量计算公式

$$\dot{m}_f = \begin{cases} \frac{\mu A p_{up}}{\sqrt{RT_{up}}} \cdot \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} & \frac{p_{down}}{p_{up}} \leq \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\ \frac{\mu A p_{up}}{\sqrt{RT_{up}}} \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[ \left(\frac{p_{down}}{p_{up}}\right)^{\frac{2}{\gamma}} - \left(\frac{p_{down}}{p_{up}}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \right]} & \frac{p_{down}}{p_{up}} > \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \end{cases} \quad (1)$$

式中, $\dot{m}_f$ 为氢质量流量, $\mu$ 为流量系数, $A$ 为节流面积, $p$ 为压强, $R$ 为气体常数, $T$ 为温度, $\gamma$ 为比热比,下标 up 表示上游,下标 down 表示下游。

根据发动机实际试车数据计算推力室氢流量并进行无量纲处理,得到计算结果如图 2 所示,图中  $t_0$  表示氢主阀打开时刻。从图 2 可以看出, $t_1 \sim t_2$  时段,方法 1 结果流量数值明显比方法 2 结果偏大,在  $t_3$  时刻的峰值流量约为方法 2 结果的 2 倍。这是因为氢主阀打开瞬间,推力室氢头腔产生了较大的压强峰,其余时段两种方法的计算结果较为一致。考虑一定余量,取  $t_3$  时刻方法 1 计算的峰值作为点火时刻推力室氢流量。

#### 2.1.2 点火时刻的氧流量

根据膨胀循环发动机系统原理,推力室点火时刻氧流量的计算也有两种方法。

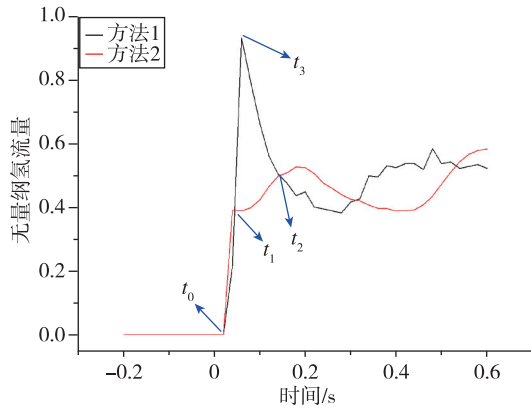


图2 起动过程推力室氢流量计算结果

Fig. 2 Calculation results of hydrogen flow rate in the thrust chamber during start-up

方法1利用推力室氧喷嘴流量特性进行计算,公式如下

$$\dot{m}_{o1} = \mu A \sqrt{2\rho_{up}(p_{up} - p_{down})} \quad (2)$$

式中,  $\rho$  为氧密度, 上游为氧头腔, 下游为推力室喷注面。

方法2利用氧主汽蚀管流量特性进行计算,公式如下

$$\dot{m}_{o2} = \begin{cases} \sqrt{\frac{\rho_{up}}{\rho_w} \cdot \frac{p_{up} - p_s}{K_{sw}}} \cdot \frac{p_{up} - p_{down}}{p_{up}} > \delta_{cir} (\text{汽蚀状态}) \\ \sqrt{\frac{p_{up} - p_{down}}{\delta_{cir} p_{up}}} \cdot \sqrt{\frac{\rho_{up}}{\rho_w} \cdot \frac{p_{up} - p_s}{K_{sw}}} \cdot \frac{p_{up} - p_{down}}{p_{up}} \leq \delta_{cir} (\text{非汽蚀状态}) \end{cases} \quad (3)$$

式中,  $K_{sw}$  为水试汽蚀系数,  $\delta_{cir}$  为初始汽蚀压强损失, 根据水试试验获得,  $\rho_w = 1\,000 \text{ kg/m}^3$  为水的密度,  $p_s$  为氧的饱和压强。

根据发动机试车参数计算推力室氧流量并进行无量纲处理, 得到计算结果如图3所示。图中  $t_4$  为氧主阀打开时刻,  $t_3$  与图2中的  $t_3$  为同一时刻点。从图3可以看出, 在计算时段内, 方法1计算结果仅为方法2的  $1/6 \sim 1/4$ , 这是因为氧头腔的充填过程为复杂的两相流状态, 氧头腔温度传感器响应慢、测量结果数值偏高, 据此温度计算的氧密度很小, 因此方法1的计算结果很小。相比而言, 方法2的计算结果更准确, 但这也不是进入推力室的实际氧流量, 因为流过汽蚀管的液氧, 一部分用于充填氧头腔, 另一部分才以气液两相的状态喷入推力室。因此, 点火时刻, 推力室的实际氧流量应该介于方法1和方法2之间。以  $t_3$  时刻两种方法的计算结果作为氧流量边界, 对点火

混合比和点火能量范围进行评估。

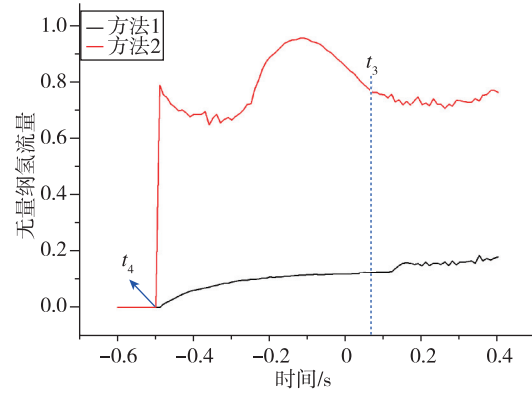


图3 起动过程推力室氧流量计算结果

Fig. 3 Calculation results of oxygen flow rate in the thrust chamber during start-up

### 2.1.3 点火能量计算

根据氢、氧推进剂吸热着火假设, 推力室需要的点火能量 (实际物理意义为点火需要的热功率) 计算公式为

$$\dot{Q}_{need} = \dot{m}_f [h_f(p_{ig}, T_{ig}) - h_f(p_{in,f}, T_{in,f})] + \dot{m}_o [h_o(p_{ig}, T_{ig}) - h_o(p_{in,o}, T_{in,o})] \quad (4)$$

式中,  $h$  为比焓, 下标  $f$  表示氢,  $o$  表示氧,  $in$  表示喷前参数,  $ig$  表示着火点参数, 其中  $T_{ig} = 1\,000 \text{ K}$ 。推力室内压强  $p_{ig}$  根据气氢在推力室内建压来计算, 方法同式(1)。氢喷前取氢头腔实际参数, 气氢温度约  $200 \text{ K}$ , 氧喷前取氧泵后实际参数, 液氧温度约  $90 \text{ K}$ 。

发动机采用氢、氧同轴离心喷嘴, 其中第1圈喷嘴占总数的  $1/21$ 。假设点火时刻喷注器流量为均匀分布, 则第1圈喷嘴流量为推力室总流量的  $1/21$ 。根据推力室氢、氧流量计算结果, 计算点火时刻  $t_3$  推力室需要的点火能量见表1。

表1 推力室需要的点火能量

Tab. 1 Ignition power required by the thrust chamber

加热第1圈液氧 需要的能量/kW	加热第1圈气氢 需要的能量/kW	需要的点火 总能量/kW
7.8~58.4	96.3	104.1~154.7

从表1可以看出, 该膨胀循环发动机推力室需要的点火总能量为  $104.1 \sim 154.7 \text{ kW}$ 。Niwa等<sup>[6]</sup>用同样的方法计算了Vinci发动机的点火总能量, 结果为  $223 \text{ kW}$ 。同为膨胀循环发动机, 都采用火炬点火, Vinci的推力约  $18 \text{ t}$ , 发动机混合比  $5.7 \sim 5.9$ 。文中研究的发动机推力约  $9 \text{ t}$ , 发动机混合比

约 6.0。由于两台发动机的点火工况可以类比，按推力比值估算，后者需要的点火能量约 111.5 kW。表 1 中计算的点火总能量上限偏大，这与我们计算时取的点火时刻氢、氧流量偏大相一致，说明计算结果基本合理。

### 2.2 火炬燃气提供的点火能量

#### 2.2.1 单位质量燃气的点火能量

火炬点火器提供的点火能量来自高温火炬，根据文献 [5-6] 的方法，计算火炬提供的点火能量采用燃气降温假设。

1) 火炬点火器内的氢氧燃烧为绝热化学平衡过程；

2) 进入推力室内的火炬燃气等压降温至 1 000 K，且为化学平衡过程。

因此，可以采用绝热化学平衡假设的热力计算方法对点火能量进行理论分析。根据文献 [10] 给出的热力计算原理，给定混合比的推进剂在一定压强条件下的燃烧产物为一种平衡状态，此时的燃气比焓记为  $h_a$ ，当温度降至 1 000 K 后达到另一种平衡状态，此时的燃气比焓记为  $h_b$ ，于是，单位质量点火器燃气提供的点火比能量为

$$e_g = h_a - h_b \quad (5)$$

采用低压火炬时，点火器的介质来自发动机推进剂供应系统，因此点火器压强不能太高。假设点火器压强为 0.25 MPa，考虑  $H_2$ 、 $O_2$ 、 $H_2O$ 、 $H_2O_2$ 、 $HO_2$ 、 $O_3$ 、 $H$ 、 $O$ 、 $OH$  等 9 种燃烧产物，可计算点火器内的绝热燃烧温度和火炬提供的点

火比能量随混合比的变化情况，结果见图 4。图中黑色曲线为燃烧温度，红色曲线为点火比能量。从图 4 可以看出，点火器的绝热燃烧温度和点火比能量随混合比变化的趋势相同，混合比低时燃烧温度低，点火比能量小；混合比等于 8 时，燃烧温度和点火比能量达到峰值；混合比大于 8 后，燃烧温度和点火比能量均降低。

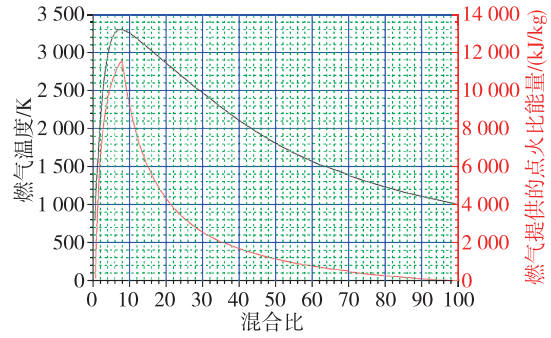


图 4 火炬点火器的绝热燃烧温度及点火比能量计算结果

Fig. 4 Calculation results of adiabatic combustion temperature and power of torch igniter

#### 2.2.2 出口面积恒定时的点火能量

火炬点火器的出口直径受发动机推力室头部结构的限制，不能无限大，因此点火器能够提供的点火能量是有限的。在一定的点火器压强和出口直径约束下，某发动机能实现的点火器最大质量流量计算方法同式 (1)，提供的点火能量计算公式见式 (6)，计算结果见表 2。当  $\dot{Q}_g \geq \dot{Q}_{need}$  时，认为点火器能够点燃推力室

$$\dot{Q}_g = \dot{m}_g e_g \quad (6)$$

表 2 推力室需要的点火能量

Tab. 2 Ignition power required by the thrust chamber

点火器混合比	燃烧温度/K	点火器的点火比能量/(kJ/kg)	点火器的质量流量/(g/s)	点火器的点火能量/kW	备注
1	1 258	2 060	5.00	10.29	
2	2 029	6 165	4.73	29.18	
3	2 598	8 218	4.77	39.19	
8	3 307	11 530	5.81	66.94	
20	2 868	4 305	7.68	33.04	需要的点火能量为加热第 1 圈氢、氧需要的能量，即 104.1 ~154.7 kW
30	2 469	2 557	8.77	22.42	
40	2 104	1 661	9.79	16.27	

从表 2 可以看出，当点火器混合比从 1 增大到 40 时，点火器的质量流量先减小后增大；当混合比等于 2 时，质量流量最小为 4.73 g/s，点火器提供的点火能量先增大后减小；当混合比为 8 时，点

火能量最大为 66.94 kW。比较推力室需要的点火能量可知，点火器提供的点火能量不足，未满足推力室点火能量需求。



### 2.2.3 考虑补燃时的点火能量

当发动机的启动时序为先打开氧主阀后打开氢主阀时，若点火器燃气为富燃，理论上进入推力室内的富燃燃气会与氧补燃。根据表 2 计算结果，混合比 1~3 的富燃燃气提供的点火能量为 10.29~39.19 kW，在加热第一圈氧喷嘴需要的点火能量 7.6~58.4 kW 的范围内，具有补燃的可能

性。若点火器的富燃燃气与第一圈喷嘴的氧成功补燃，则在氢主阀打开时，实际上是补燃后的燃气加热喷入的氢气。此时，实际需要的点火能量降低为加热第 1 圈喷嘴的氢气需要的能量，即 96.3 kW。考虑补燃后，火炬点火器提供的点火能量见表 3。表中补燃后的混合比和点火能量边界与第一圈喷嘴氧流量边界相对应。

表 3 考虑补燃时火炬点火器提供的点火能量

Tab. 3 Ignition power provided by the torch igniter considering afterburning

点火器混合比	点火器的质量流量/(g/s)	补燃后混合比	补燃后点火能量/kW	备注
1	5.00	5.143~23.21	159.1~216.9	需要的点火能量为加热第 1 圈喷嘴的氢气所需的能量，即 96.3 kW
2	4.73	8.561~37.18	162.7~112.4~	
3	4.77	11.68~49.55	118.8~68.53~	

从表 3 可以看出，考虑补燃后，当点火器混合比为 1~2 时，低压火炬点火器能够提供足够的点火能量，余量在 1.17~2.25 之间；当点火器混合比达到 3 时，考虑氧流量的上边界，存在点火能量不足的风险。

## 3 推力室火炬点火能量试验研究

### 3.1 火炬点火试验系统方案

为了验证理论分析结果，研制了 2 种低压火炬点火试验系统，利用图 1 所示的膨胀循环发动机进行了两轮地面环境点火试验。两轮试验的火炬点火器分别采用气氢气氧和气氢液氧供应，系统原理如图 5 所示。

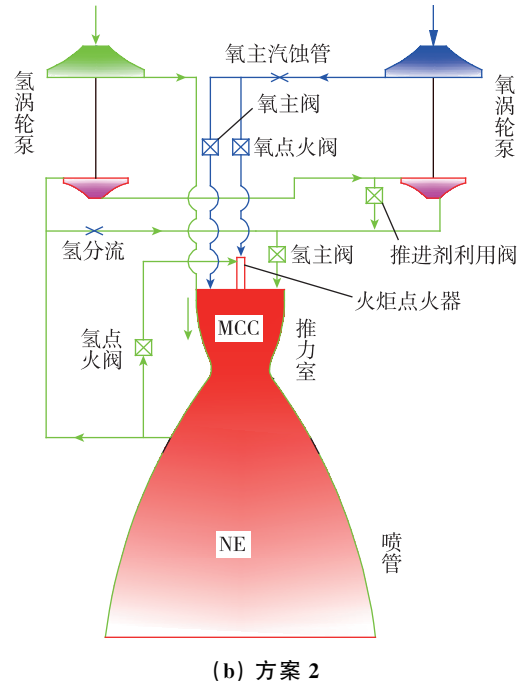


图 5 低压火炬点火试验系统及发动机原理

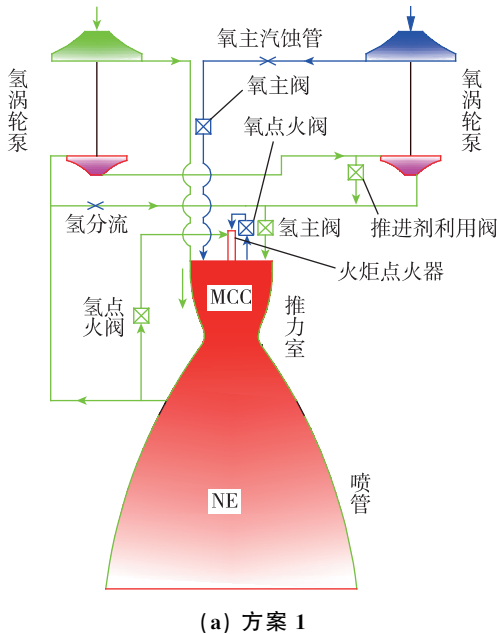
Fig. 5 Flow schematics of the low-pressure torch igniter and test engines

1) 第一轮试验采用方案 1，点火器为气氢气氧供应，气氢来自氢涡轮前，由声速喷嘴控制流量；气氧来自推力室氧头腔初始充填汽化的氧气，由引出接管嘴控制流量。

2) 第二轮试验采用方案 2，点火器为气氢气液氧供应，气氢同方案 1，液氧来自氧泵后，由汽蚀管控制流量。

### 3.2 试验结果分析

方案 1 共进行了 11 次点火试验，均点火成功，



点火器试验参数见表 4, 试验的点火器混合比约 2.05~2.75。试验测得的点火器压强曲线见图 6, 图中黑色曲线为对照试验, 该次试验氢主阀未打开, 仅点火器点火推力室不点火, 因此没有推力室点火后的压强升高; 其余试验氢主阀打开后推力室均点火成功并出现瞬时压强峰, 点火室压强同步升高。从点火器压强曲线上看, 11 次点火启动过程一致性较好, 未出现明显的点火延迟。点火瞬间的视频截图如图 7 所示, 从视频上看, 点火瞬间推力室出口可见明显火焰。试验结果验证了膨胀循环发动机低压火炬多次点火起动力。

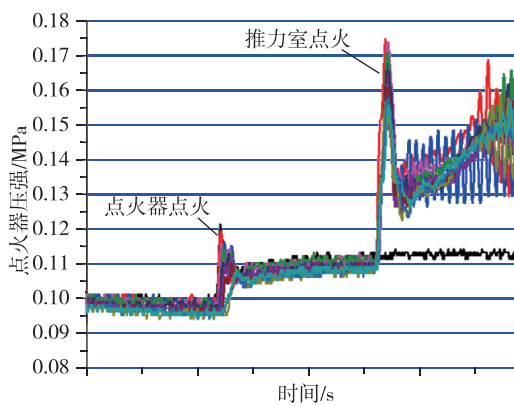


图 6 方案 1 试验点火器压强曲线

Fig. 6 Igniter pressure curves of the scheme 1 tests



图 7 点火瞬间推力室出口火焰

Fig. 7 Thrust chamber outlet flame in the ignition instantaneous

方案 2 共进行了 6 次点火试验, 4 次点火成功, 2 次点火失败。点火器试验参数见表 4, 试验的点火器混合比范围为 0.83~5.36。

从表 4 可以看出, 点火器混合比 0.853~2.75 时均点火成功, 点火器混合比 3.89~5.36 时点火失败。试验结果与表 3 考虑补燃的点火能量分析结果基本吻合。当火炬混合比大于 3 时, 即使考虑补燃, 火炬提供的点火能量也可能不满足推力室点火需求。试验结果表明, 采用富燃火炬与推力室内氧补燃的方法能够提高点火能量, 在推力室头部结构尺寸受限、低压火炬点火器流量较小的情况下, 较低混合比的火炬点火器成功实现了氢氧膨胀循环发动机的多次点火。

表 4 膨胀循环发动机火炬点火试验结果

Tab. 4 Test results of the expander cycle engine torch ignition

方案	序号	点火器压强/MPa	点火器混合比	试验结果
方案 1	1	0.109	2.05	点火成功
	2	0.109	2.10	点火成功
	3	0.11	2.38	点火成功
	4	0.11	2.55	点火成功
	5	0.108	2.52	点火成功
	6	0.108	2.47	点火成功
	7	0.108	2.59	点火成功
	8	0.107	2.64	点火成功
	9	0.106	2.58	点火成功
	10	0.107	2.57	点火成功
	11	0.107	2.75	点火成功
方案 2	1	0.104	1.70	点火成功
	2	0.107	5.36	点火失败
	3	0.11	3.89	点火失败
	4	0.103	2.36	点火成功
	5	0.102	0.83	点火成功
	6	0.105	1.73	点火成功

从表 4 中方案 2 的试验结果还可看出, 虽然第 2, 3 次试验点火器压强较其余 4 次都高, 但是未能成功点燃推力室。这说明点火器压强并不是点火成败的首要因素。这与图 4 的计算结果也是吻合的, 若火炬燃气的混合比不合适, 即使压强再大也不具备点燃推力室的能力。结合表 3 的计算可知, 方案 2 中第 2, 3 次试验的火炬燃气与推力室内第一圈喷嘴的氧补燃后, 总混合比已远大于 68~118, 可提供的点火能量几乎为 0, 因此未能点燃推力室。

## 4 结论

按照氢、氧推进剂吸热着火和点火器火炬降温放热的假设, 采用热力计算方法从理论上分析了膨胀循环发动机推力室需要的点火能量和火炬点火器提供的点火能量, 提出了通过富燃火炬与推力室内氧补燃放大点火能量的方法, 研制了 2 种低压火炬点火试验系统, 对膨胀循环发动机进行了多次点火试验, 可以得出以下结论。

1) 假设氢、氧混合物被加热至 1 000 K 着火, 在工程上是可行的, 通过热力计算方法可以得到火炬燃气降温至 1 000 K 所释放的点火能量。

2) 通过富燃火炬与提前进入推力室内的氧补

燃可以放大点火能量。

3) 试验表明, 膨胀循环氢氧发动机采用低压火炬点火可行, 多次点火起动一致性较好。

### 参考文献

- [1] 孙慧娟. 国外氢氧膨胀循环发动机电点火及起动关机技术综述[C]// 第八届全国低温工程大会暨中国航天低温专业信息网 2007 年度学术交流会, 北京, 2007.
- [2] Frenken G, Vermeulen E, Bouquet F, et al. Development status of the ignition system for vinci[C]// Proceedings of the Proceedings of the 38<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Indianapolis, Indiana, Reston, Virginia: AIAA, 2002: AIAA2002-4330.
- [3] Rachuk V, Titkov N. The first Russian LOX-LH<sub>2</sub> expander cycle LRE: RD0146[C]// Proceedings of the Proceedings of the 42<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California, Reston, Virginia: AIAA, 2006: AIAA2006-4904.
- [4] 周利民, 刘中祥. 膨胀循环发动机技术的发展、应用与展望[J]. 火箭推进, 2016, 42(1): 1-5.
- [5] Hensel C, Mattstedt T, Oechslein W, et al. Ignition system concept for the new cryogenic upper stage engine of ArianeS[C]// 35<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit, CA, USA, 1999: AIAA1999-2474.
- [6] Niwa M, Santana A Jr, Kessaev K. Torch with oxidizer augmentation for LOX/LH<sub>2</sub> engine ignition[C]// Proceedings of the Proceedings of the 36<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Las Vegas, NV, USA, Reston, Virginia: AIAA, 2000: AIAA2000-3169.
- [7] 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.
- [8] 黄仕启, 刘登丰, 崔荣军. 液氧/甲烷膨胀循环发动机研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2015(6): 25-28, 59.
- [9] 褚宝鑫, 赵海龙, 陈旭扬, 等. 25tf 膨胀循环氢氧发动机研制进展[J]. 火箭推进, 2022, 48(2): 21-26.
- [10] [苏]阿列玛索夫, 等. 火箭发动机原理[M]. 张中钦, 等, 译. 北京: 宇航出版社, 1993.

引用格式: 李锦江, 陈明航, 崔荣军, 等. 膨胀循环氢氧发动机低压火炬的点火能量研究[J]. 宇航总体技术, 2024, 8(2): 32-38.

Citation: Li J J, Chen M H, Cui R J, et al. Research on ignition energy of low-pressure torch igniter for the expander cycle LOX/LH<sub>2</sub> engine [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024, 8(2): 32-38.