

高混合比火炬式电点火器试验研究^{*}

孙纪国, 王 珏

(北京丰源机械研究所, 北京 100076)

摘 要: 介绍了低温高混合比火炬式电点火技术的初步研究进展, 包括有关的设计参数和试验情况。该点火器用电火花塞作为激励能源, 氢氧推进剂通过一个位于头部的同轴式喷嘴进入点火室, 大部分液氢用作冷却剂通过排放冷却方式冷却点火室。累计 5 次共 50 s 的热试车表明, 高混合比火炬式电点火器能实现可靠的低温点火, 并具有较广的工况和混合比变化范围。

主题词: 氢氧发动机; 火箭发动机点火器; 电点火器; 点火试验

中图分类号: V434.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2000) 01-0033-03

Experimental study on high mixture ratio torch ignitor

Sun Jiguo, Wang Jue

(Beijing Fengyuan Machinery Inst., Beijing 100076, China)

Abstract: A preliminary experimental study, including the design and test, on the cryogenic torch igniter was introduced. Liquid hydrogen and oxygen was fed to the igniter through a coaxial injector, are ignited by a spark exciter. The most portion of the hydrogen was used to dump cool the torch igniter. Overall 5 tests with a total of 50 s hot firing tests of this igniter were carried out. The hot-fire tests show the oxidizer-rich igniter has the ability to ignite reliably cryogenic hydrogen-oxygen propellant and has a wide working range.

Subject terms: Hydrogen oxygen engine; Rocket engine ignitor; Electric ignitor; Ignition test

1 引 言

目前, 氢氧火箭发动机趋向于多次点火、重复使用, 另外, 地面试验用的燃烧装置也希望适应多次点火, 因此火炬式电点火器在国外氢氧发动机上得到了广泛的应用^[1~3]。美国的 RL-10, J-2, SSME; 日本的 LE-7; 俄罗斯的 ••-0120 等氢氧火箭发动机都用的是火炬式电点火装置。火炬点火器包括富燃火炬点火器和富氧 (高混合比) 火炬点火器。当前国外应用的多为富燃火炬点火器, 应用于型号的富氧火炬点火器并不多见。近年来, 我们开展了低温火炬点火器的研制, 并取得了初步成功。以下介绍高混合比火炬点火器的研制进展。

2 火炬点火器设计

火炬式电点火器实际上是一个完整的微型前置燃烧室, 但又不同于一般的燃烧装置。它主要工作在

发动机的启动段, 推进剂组元进口参数变化很大 (从低压启动到高压高温燃烧) 而且范围很大 (从启动工况到额定工况), 影响因素很多。在设计时应从结构上保证点火器在低压下的可靠点火, 由于点火室内混合比分布极不均匀, 又应重点解决火炬点火器的热防护等问题。高混合比火炬式电点火器结构如图 1 所示。

由于该火炬点火室绝大部分氢用于冷却火炬点火室身部, 参与点火室内燃烧的氢很少。当点火器用于预燃室或推力室上时, 排放冷却的推进剂进入预燃室或推力室才参与燃烧, 这部分冷却推进剂从严格意义上讲不属于点火用推进剂。按照这一定义, 该火炬点火室是在高富氧状态下工作的 (尽管算上排放冷却流量仍是富燃的), 所以称该火炬点火器为富氧火炬点火器。在点火室头部上采用了同轴式喷嘴, 液氧通过离心式中心喷嘴进入点火室与液氢混合燃烧。火炬点火室采用排放冷却的方式, 冗余设计的两个火花塞

* 收稿日期: 1999-02-01; 修订日期: 1999-06-24。

作者简介: 孙纪国 (1966-), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域: 火箭发动机燃烧装置及点火装置。

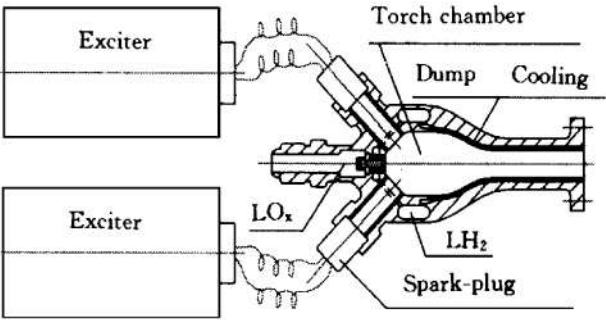


Fig. 1 Oxidizer-rich torch igniter configuration

(电嘴) 对称布置在点火室头部。点火区的高混合比保证可靠的点火, 而氢排放冷却则可保证可靠的冷却, 点火电路为推挽式电路。用电蚀电嘴作为点火用火花塞, 其工作原理为: 当在电嘴的两极间加上一定的电压 (击穿电压) 后即形成导电通路, 并在电嘴的表面烧蚀放电, 富氧火炬点火器主要设计参数见表 1。

Table 1 Main design parameters of oxidizer-rich torch igniter

Flow rate of oxygen/ (kg/s)	0.145
Flow rate of hydrogen/ (kg/s)	0.171
Total mixture ratio	0.85
Core mixture ratio	37
Injector element type	One coaxial injector
Cooling type of igniter	Dump cooling
Input voltage of exciter/ V_{DC}	27 ± 3
Input current of exciter/A	≈ 4
Output voltage of exciter/V	2500 ± 125
Pulse frequency/Hz	≈ 200
Pulse energy/mJ	≈ 14

3 试验结果及分析

火花塞在低温下的发火问题是影响可靠性的重要因素。为此, 在热试前对火花塞进行了充分的低温发火试验: 在液氮介质中浸泡火花塞发火柱体至冷透后发火正常, 并进行了火花塞发火工作时间和寿命试验。另外还做了火花塞高压气密性试验以检验其对高压的适应性和密封问题。在热试车前通过真实介质的冷充填试验确定了点火试验程序。

点火热试验是在挤压热试车台上进行的, 推进剂

以液氢和液氧状态供入。通过调整压力、流量和混合比研究了火炬点火器点火适应范围, 通过调整两路点火阀开启时差研究了点火瞬态混合比和燃烧时滞的影响。试验过程中测量了有关压力参数和温度参数。

对富氧火炬点火器共进行了 5 次累计 50 s 左右的点火热试车, 都获得了成功。图 2 为富氧火炬点火器参加部分热试车的流量、点火室压力和混合比等热试工况参数。试验室压 p_c 范围为 0.9 MPa~1.3 MPa, 总混合比范围为 0.6~0.8, 试验的中心混合比变化范围为 27~36, 点火器总流量变化范围为 250 g/s~330 g/s。

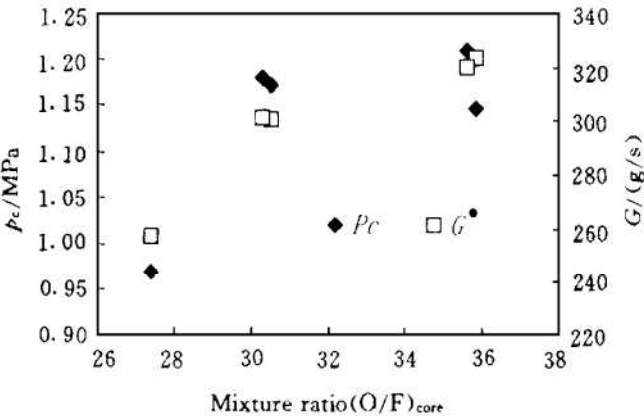


Fig. 2 Fire test range of oxidizer-torch igniter

火炬点火室氧、氢喷嘴热试流量特性见图 3 和图 4。图中的实线为 $\Delta p \propto G^2$ 的理论曲线, 点表示热试验值。可见, 试验值与理论曲线是有一定的差异的, 这可能是由于进入点火室的低温推进剂流量较小, 从而使进入喷嘴前的推进剂已偏离纯液态, 实际上成为气相或两相流的状态所致。总的来看, 试验值与理论曲线基本一致。

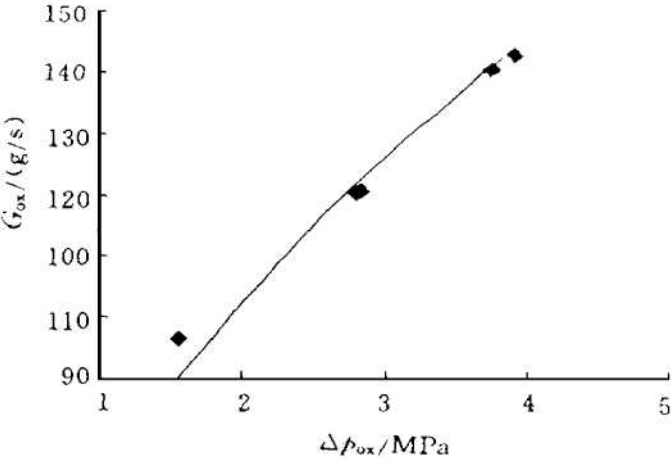


Fig. 3 Flow characteristic of oxygen injector

在富氧燃烧时, 富氧度越高, 燃气温度越低, 图 5 为典型的点火室头部侧面燃气温度测量曲线。启动

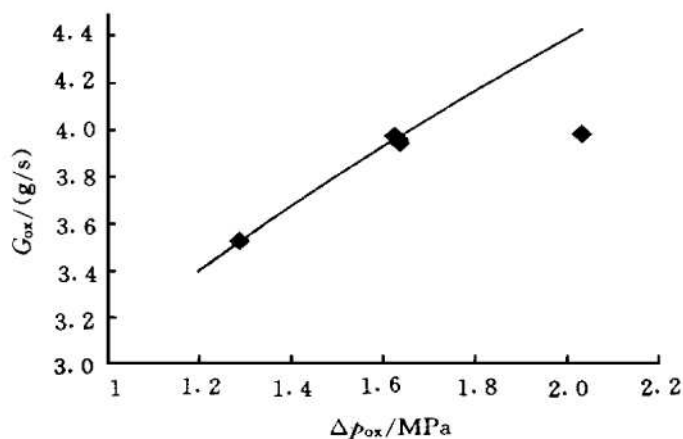


Fig. 4 Flow characteristic of hydrogen injector

和关机温度峰是由试验程序决定的,启动时一般是保证氧比氢先进入点火室,即启动时点火室内的富氧度较高,故温度较低。关机时氢点火阀滞后于氧点火阀关闭,且高压吹除,造成了关机时点火室内的富氧度降低,燃气温度回升。工作过程中燃气温度的波动是由于供应系统的压力波动引起的推进剂流量和混合比波动造成的。由图 5 可见,点火室头部侧面处的燃气温度测量值很低,而氢氧推进剂的着火温度为 844 K^[4],可见,此燃气测温值不代表点火室中心处或下游的真实燃气温度。它也反映出该点火室头部的混合比分布相当不均匀。火炬点火室头部为安排有同轴式喷嘴,在高富氧的条件下,中心离心式氧喷嘴的流量和动量远大于同心环氢射流的流量和动量,大动量的氧喷雾锥将穿过微动量的氢射流,造成点火室头部侧面区域的局部高富氧环境,此区域的燃气温度很低。这种高富氧环境可以很好地保护点火室头部不被烧蚀。这正是该火炬点火室在设计上不同于国外的火炬点火室的独特之处。

图 6 为典型的氢喷前压力、氧喷前压力和点火室压力随时间变化的曲线。由图可见,富氧火炬点火器的工作稳定,没有低频和低频不稳定燃烧现象。在 5 次试验中,还研究了氧氢阀开启时差的影响:在富氧启动(氧超前于氢先进入点火室)的情形下,氢喷前压力一建立,点火室马上就建压,点火延迟均在 20 ms 以内;但在极端富燃情况下启动时点火延迟较长,因为此时尽管氧快速充填,但由于混合比太低而无法迅速着火。

4 结 论

(1) 该富氧火炬点火器在液氢液氧的低温入口条件下能实现可靠的低温点火,并具有较广的工况和

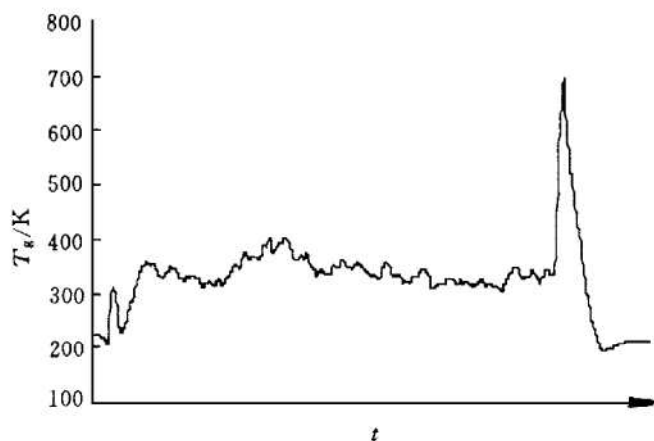


Fig. 5 Measured temperature of combustion product near to igniter injector

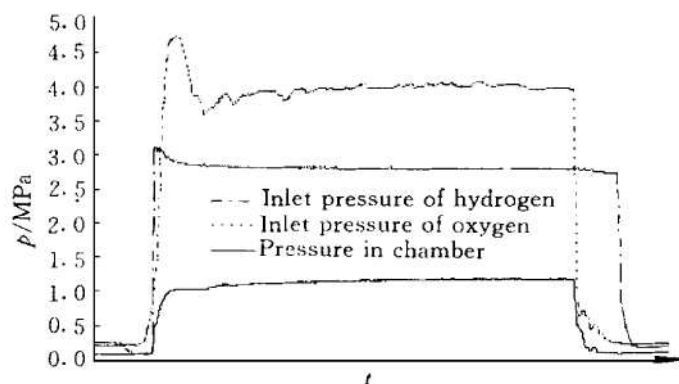


Fig. 6 Typical pressure history

混合比适应范围。

(2) 火炬点火器结构设计合理,适应性强,有效地解决了结构热防护和低温点火能量不足的问题。

(3) 对火炬点火器进行了启动时序研究。氧稍超前于氢进入点火室较合理,此时燃烧时滞短,点火启动平稳。

(4) 没有不稳定燃烧现象。

参 考 文 献

- 1 闻毛南. 氢氧发动机 [J]. 国外导弹技术 (增刊), 1979.
- 2 Simpson J N. Altitude testing of the J-2 rocket engine in propulsion engine test cell [R]. AD-821541.
- 3 Fukushima Y, Saito T, Okita K. Improved LE-7 engine-current status and improvement plan [C]. The 46th International Astronautical Congress, 1995.
- 4 Kanury A M. 燃烧导论 [M]. 庄逢辰译. 长沙: 国防科技大学出版社, 1981.

(责任编辑: 史亚红)