

液氧/甲烷燃气发生器点火方案研究

李春红, 张小平, 马冬英, 徐浩海
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 在对比化学点火、火药点火及电火花点火优缺点的基础上, 选取了技术成熟、点火可靠的火药点火用于液氧/甲烷燃气发生器热试。用黑火药点燃固体推进剂的点火药量计算公式估算了火药点火药量, 给出了液氧/甲烷燃气发生器火药点火器的其它参数。根据液氧/甲烷推进剂特点, 确定了火药燃气-液氧-甲烷依次进入燃气发生器的点火时序。成功进行了4次液氧/甲烷燃气发生器热试, 结果表明: 液氧/甲烷燃气发生器点火起动过程平稳, 点火品质较好, 点火方案合理, 适于较宽工作条件下的液氧/甲烷点火。

关键词: 液氧/甲烷; 燃气发生器; 点火方案

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2010) 05-0007-06

Ignition scheme of LOX/methane gas generator

LI Chun-hong, ZHANG Xiao-ping, MA Dong-ying, XU Hao-hai

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The solid cartridge igniter was chosen for the ignition of LOX/methane gas generator in comparison with chemical and electric igniter. The parameters of the igniter were set by the calculation formula and experience of designing similar igniters. The time sequence of LOX/methane gas generator ignition was determined according to the characteristic of LOX/methane propellant. Four firing tests of LOX/methane gas generator were performed successfully. There was no sharp pressure peak or temperature peak appeared in the tests. The smooth ignition curve indicated that the ignition scheme was reasonable.

Keywords: LOX/methane; gas generator; ignition scheme

0 引言

甲烷(CH_4)是一种最简单的饱和烃, 性能介于煤油和液氢之间, 具有比冲高、冷却通道压降低、冷却能力强、结焦温度高、积碳少等优点,

是低成本可重复使用发动机的理想选择。因此, 近年来液氧/甲烷推进剂组合逐渐成为液体火箭发动机研究的热点。

为了获得液氧/甲烷的点火与燃烧特性, 进行了液氧/甲烷燃气发生器热试。进入燃气发生器的推进剂组元点火是起动过程中最关键的时刻, 特

收稿日期: 2010-08-13; 修回日期: 2010-09-06

基金项目: 国家航天技术支撑项目

作者简介: 李春红(1976—), 女, 工程师, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

别对于非自燃推进剂,其点火的组织过程十分复杂。国外虽已进行液氧/甲烷相关组件热试研究,但多用电火花装置进行点火,且点火能量大小及点火时序的设计依据尚未见报导。使用火药点火的液氧/甲烷燃气发生器点火方案仍是当前需要研究的新课题。

1 点火方式的选择

当使用非自燃推进剂时,其点火需要专门的点火装置。目前,液体火箭发动机上使用最广泛的点火方式有:化学点火、火药点火及电火花点火。以下就这几种点火方式在液氧/甲烷推进剂组合中的应用可行性和可靠性进行分析。

1.1 化学点火剂点火

氧化剂为液氧时,三乙基硼 $((C_2H_5)_3B)$ 和三乙基铝 $((C_2H_5)_3Al)$ 的混合物可作为与氧自燃的启动燃料,与先进入燃烧室的氧自燃点火,形成燃烧源——火炬。主燃料进入燃烧室后靠此火炬进行点火。这种点火有两种结构方案。

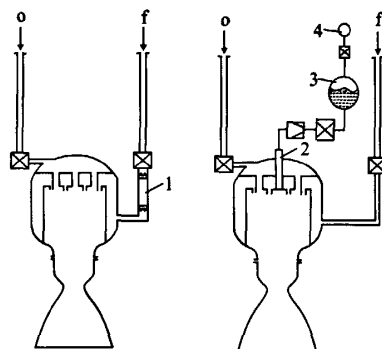
1) 第一种方案见图1(a)。在燃气发生器前的燃料路设置一段点火导管,点火导管两端用膜片与其他部分隔开,在点火导管内充满点火剂,能与发动机所使用的氧化剂自燃。例如,对于硝酸类氧化剂(HNO_3 和 N_2O_4 的混合物),一般用三乙胺与二甲苯胺的混合物为自燃的点火燃料;氧化剂为液氧时,使用三乙基硼 $((C_2H_5)_3B)$ 和三乙基铝 $((C_2H_5)_3Al)$ 的混合物作为点火剂。当打开燃料阀时,在一定压力下两个膜片先后破裂,点火剂首先进入燃烧室与进入的气氧自燃点火。然后主燃料大量进入,利用点火剂与氧的燃烧产物,使主燃料与氧化剂点火燃烧。这种点火方案十分可靠,液氧/煤油发动机多使用这一方案,如俄罗斯的RD-170、RD-180、RD-120等。

但是,如果液氧/甲烷燃气发生器选用该方案,液态甲烷的温度较低(约为-112K),而点火剂一般在常温条件下使用,与液态甲烷接触可能会导致点火剂温度低于冰点,从而引起点火故障。因此,该方案不适于液氧/甲烷推进剂组合。

2) 第二种方案见图1(b)。这种方案中发动机

有专门的起动系统:点火剂贮箱(即装有点火剂的高压容器)、高压气瓶、点火剂供应管路及阀门。点火剂供应管路与安装在燃烧室头部的点火喷嘴相连。

起动时随着氧化剂主阀的打开,打开控制通向点火喷嘴的阀门,点火剂在高压气瓶压力下作用下进入燃气发生器,与氧自燃点火形成火炬。随后打开燃料主路阀门,主燃料被火炬点燃,在进入主级工况时切断点火剂的供应。该方案点火可靠,主要优点是在飞行中可多次点火。如“土星”-5 运载火箭 F-1 发动机的推力室即采用类似方案点火。



(a) 一次点火方案 (b) 多次点火方案

1-点火导管; 2-点火喷嘴; 3-点火剂容器; 4-高压气瓶

图1 化学点火方案示意图

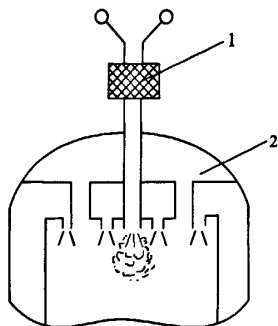
Fig. 1 Schematic of chemical ignition

液氧/甲烷燃气发生器可采取该方案,但这一方案系统较为复杂、组件多,不利于简化系统和提高可靠性。点火剂使用三乙基硼 $((C_2H_5)_3B)$ 和三乙基铝 $((C_2H_5)_3Al)$ 混合物时,需要根据液氧/甲烷的燃烧特性选择合适的配比关系。

1.2 火药点火

图2示出一个常用的火药点火方案。火药点火器使用只燃烧几秒的固体推进剂电爆管或药柱。固体推进剂装药用电火花点燃,并在燃烧室内燃烧产生高温火焰。大部分固体推进剂火箭和许多液体火箭推力室均采用这种方法点火。点火器可以设计为直接安装在燃气发生器、推力室头部或燃烧室内,或是通过喷管从外面伸到燃烧室内。这种点火装置只能一次使用,再用时需更换

火药装药。火药点火在燃烧室和燃气发生器内产生的燃烧产物形成能量很大的火炬,容易点燃进入燃烧室和燃气发生器的主推进剂混合物。



1-火药点火器; 2-燃烧室头部

图2 火药点火方案示意图

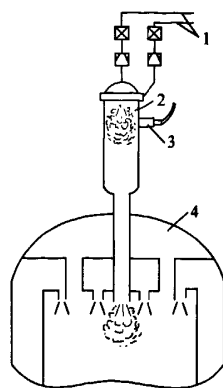
Fig. 2 Schematic of solid cartridge ignition

火药点火方案十分可靠,它的主要缺点是一个点火器只能起动一次。俄罗斯“东方号”运载火箭的动力装置(多管推力室)、欧洲的HM-7和“火神”发动机均采用了这种点火方案。

1.3 电火花点火

电火花点火主要用于液氧/液氢发动机。图3为电火花点火方案中的一个典型方案。点火装置安装在头部中央的孔座上。还有一些结构点火装置安装在燃烧室和燃气发生器的旁侧。点火装置本身是一个小燃烧室,气相组元通过喷嘴进入点火室。装在点火室内的电火花塞点燃起动组元。如果起动组元的混合比和流量选配适当,则可从点火室获得能量足够大的火炬,可靠地点燃进入燃烧室和燃气发生器的主推进剂。电火花点火在许多发动机上得到应用,如用于美国航天飞机主发动机SSME和俄罗斯的RD-0120发动机上。

电火花点火的缺点是:必须要有气相起动组元的供应系统;要有大功率电源;在真空条件下高压电路系统的工作可靠性差;除点火组元外,杂质气体容易引起电火花塞故障。所以对于非自燃推进剂,现在还在探索与研究新的点火原理与点火方案,如已用于俄罗斯RD-161发动机的等离子体点火技术。



1-气相起动组元供应管路; 2-电点火室;
3-电火花塞; 4-燃烧室头部

图3 电火花点火方案示意图

Fig. 3 Schematic of electric ignition

液氧/甲烷燃气发生器使用双低温推进剂,其物理性质接近液氧/液氢,因此可以参考氢/氧发动机的经验,研制适用于液氧/甲烷点火电点火装置。NASA在液氧/液态甲烷的宇宙飞船反作用控制系统(RCS)试验中也采用了电点火装置。它的优点是可重复使用,但在点火装置的设计中要进行大量的试验研究以保证可靠点火。

1.4 点火方案优缺点对比及选择

化学点火剂点火方案的优点是:点火可靠,可重复使用点火装置实现多次点火;缺点是系统较为复杂,组件多,不利于简化系统和提高可靠性,使用经验少,研制成本高。研制过程中需要克服点火剂容积、点火路阀门、点火剂混合物配比以及重复使用时点火路的处理等关键技术。

火药点火的优点是:点火系统简单可靠,技术成熟,点火火炬能量大、易点火;缺点是火药点火器只能使用一次。研制过程中可借鉴成熟型号经验,可缩短研制周期,节省成本。

电火花点火的优点是可重复使用;缺点是必须要有气相起动组元的供应系统;要有大功率电源;在真空条件下高压电路系统的工作可靠性差;除点火组元外,杂质气体容易引起电火花塞故障。因此,研制电火花点火装置需要进行大量的试验研究以确定合适的方案。

三种点火方式的优缺点对比见表1。

表 1 三种点火方式的优缺点对比
Tab. 1 Comparison of the ignition schemes

| 点火方式 | 优 点 | 缺 点 |
|-------|----------------------------|--|
| 化学点火 | ◆点火可靠 ◆可重复使用点火装置,实现多次点火 | ◆系统较为复杂,组件多,不利于简化系统和提高可靠性 ◆使用经验少 ◆研制成本高 |
| 火药点火 | ◆点火系统简单可靠,技术成熟,点火火炬能量大、易点火 | ◆火药点火器只能使用一次 |
| 电火花点火 | ◆可重复使用 | ◆必须要有气相起动组元的供应系统 ◆要有大功率电源 ◆真空条件下高压电路系统的工作可靠性差 ◆杂质气体容易引起电火花塞故障 |

液氧/甲烷燃气发生器热试的主要目的是获得液氧/甲烷的燃烧特性,暂不要求点火装置多次重复使用,需要在保证可靠点火的条件下,尽量简化系统、缩短研制成本。如果采用化学点火和电火花点火方案,必须通过大量研究和试验确认点火装置的工作可靠性,而火药点火简单可靠,技术成熟,在热试后可通过更换点火药柱进行再次点火,满足液氧/甲烷燃气发生器热试的点火要求,因此选用火药点火方案。

2 点火器参数选择

点火器参数决定了点火能量的大小,是决定点火器点火可靠性、点火延迟和起动压力峰的重要因素。点火器参数必须满足下列要求:

- 1) 燃烧时有足够的燃气流量和温度,以保证点燃推进剂必需的热流量;
- 2) 点火器内应建立足够的压力,以保证燃气迅速进入燃气发生器;
- 3) 燃气温度和压力应保持一定的持续时间,以保证可靠点燃主推进剂。

2.1 燃气温度的选取

甲烷的引燃温度为 538 ℃,根据炸药理论中的“热点学说”,药剂爆炸应具备的条件是:有一定的药量被加热到某温度以上,并能持续一定

的时间。液氧/甲烷点火的情况与热点条件相似,也就是说在燃气发生器中,与点火喷嘴出来的燃气接触的甲烷必须被加热到 538 ℃以上,并保持一定时间以被引燃。

通常火药燃气的温度远高于推进剂的引燃温度。为保证点火可靠,并缩短产品研制周期,选取常规火药,燃气温度在 2000~2500 K 范围内。

2.2 燃气流量的选取

火药点火器的燃气流量是点火器最重要的特性参数,燃气流量过大,点火压力峰高;燃气流量过小,点火延迟长,甚至不能点燃主推进剂。目前尚无关于点火器点火药量的可靠计算方法,尤其是液氧/甲烷发生器的点火。

参考黑火药点燃固体推进剂的点火药量计算公式,可以初步估算液氧/甲烷燃气发生器的点火药量。点火药量计算公式如下

$$m_{ig}=\xi \frac{10^6}{1-\sigma} \cdot \frac{p_{ig} V_0}{R T_{ig}} \tag{1}$$

式中: m_{ig} 为点火药的质量, kg; ξ 为修正系数,一般取 1~1.3; σ 为燃烧产物凝聚相的百分数; p_{ig} 为点火腔压力, MPa; V_0 为点火容腔的自由容积, m³; T_{ig} 为定容燃烧温度, K。

2.3 点火器工作时间的选取

常温发动机点火器工作时间一般为 1~2 s,

而低温发动机由于工作环境温度较低, 其点火器工作时间略长, 通常取为 1.5~3 s。液氧/甲烷为双低温推进剂, 在低温条件下火药点火器工作会有延迟, 因此需要延长其工作时间, 确保在燃气发生器进入主级工况前点火器处于平稳工作段。液氧/甲烷燃气发生器的起动方式决定了其起动过程很快, 约 1 s 左右燃气发生器进入主级工况。考虑到低温下的延迟及火药点火器工况下降段拖尾现象, 将液氧/甲烷燃气发生器的点火器工作时间确定为 1.5~3 s。

3 点火时序的设置

试验结果表明, 对于采用双组元推进剂的发动机, 选择哪一种组元先进入燃烧室是很重要的。为了防止硬起动, 应控制推进剂组元进入燃烧室的顺序。如果一种推进剂蒸发得快一些, 推进剂燃烧就取决于挥发较慢的推进剂的蒸发时间。在非自燃推进剂中, 如果推进剂组元中有一种为低温推进剂, 一般让它先进入燃烧室。如液氧/煤油推进剂组合, 则让液氧先进入燃烧室; 液氧/液氢推进剂组合时, 则让温度更低的液氢先进入燃烧室。由此, 液氧/甲烷推进剂组合应使温度较低的液氧先进入燃烧室。

根据文献, 韩国在进行甲烷推力室热试时采取的点火原则为: 氧化剂先进入燃烧室, 随后点火燃气和燃料同时进入。燃料进入燃烧室的时刻为所有混合物在点火喷嘴出口形成当量混合比之时。

美国在进行 870 磅力 (3870 N) 反作用控制系统的液氧/液态甲烷发动机试验时发现: 起动时燃烧室需要较多的氧, 在富燃点火时有时发生主级点火延迟或者点不着火的情况, 经改进后得到以下经验: 液氧提前 50 ms 进入有助于主级可靠点火, 较高的液氧压力有助于点火。

本次试验所用燃气发生器的特点是富燃燃烧, 火药点火器燃气为富燃燃气, 点火时刻, 如果燃料先进入发生器燃烧室, 由于发生器燃料流量大, 可能会导致液氧进入时点火环境温度偏低, 点火延迟期长, 点火困难且容易发生高的点

火压力峰; 其次, 由于燃料流量较大, 如果时序控制不好先从发生器排出的汽化甲烷可能会与外界空气结合形成爆炸性混合物, 不利于安全操作; 其三, 据有关文献报道, 进行液氧/甲烷富燃燃气发生器点火试验后发现有机碳, 怀疑与起动或关机时的极度富燃过程有关, 可见如果采用富燃点火, 有起动瞬间产生积碳的可能性。

因此采用富氧点火: 即氧化剂比燃料先进入发生器燃烧室。

如果采用火药燃气与燃料同时进入燃烧室方案, 容易出现因时序控制不严造成火药燃气与燃料不同步的可能, 如果时差过大可能造成点火冲击。为防止出现过高的点火压力峰, 火药点火器火焰应先于推进剂进入燃烧室, 即“点火燃气等待推进剂”。

在液氧/甲烷发生器热试验时, 阀门工作时序还需要通过冷调试验来确定。

4 试验验证情况

进行了 4 次液氧/甲烷燃气发生器热试。试验过程中, 燃气发生器工艺喷管出口先出现一股红色火焰, 为火药点火器燃气; 然后出现白色雾状略带红色的物质, 为先进入的推进剂与点火器燃气的混合物; 随后喷口变为透明, 为液氧/甲烷燃烧产物, 燃气发生器进入主级工况。由热试数据判断, 燃气发生器的点火过程与预先调整的时序一致。

图 4 为液氧/甲烷燃气发生器 4 次热试起动曲线。起动过程中燃气发生器压力平稳上升, 未见冲击峰值, 试验件起动的最高压力为额定值的 107%。4 次热试随着工况和入口压力的提高, 点火过程缩短, 并且起动曲线趋于平滑。可见, 提高入口压力有利于液氧/甲烷点火。

起动时温度最大值为额定值的 101.4%, 温度缓慢上升进入主级工况, 起动无较高的温度峰值, 有利于整机工作时涡轮叶片的热防护。

从振动数据判断, 点火起动时振动幅值约为稳态值的 2 倍, 与其它发动机相比, 其点火时的振动峰值也较小, 说明点火冲击小。

通过4次液氧/甲烷燃气发生器热试表明:按以上方案点火,燃气发生器起动过程平稳,起动冲击较小,点火品质较好。证明点火方案可行,可保证燃气发生器在不同工况下平稳起动。

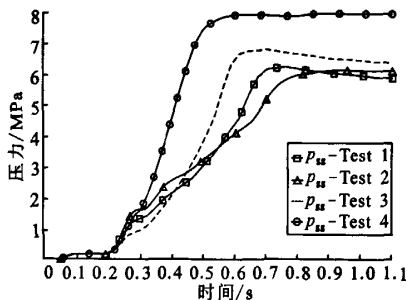


图4 液氧/甲烷燃气发生器热试起动曲线

Fig. 4 Pressure curves of LOX/methane gas generator hot firing tests

5 结论

根据液氧/甲烷燃气发生器特点及要求,进行了点火方案论证及试验研究,得出以下结论:

- 1) 液氧/甲烷燃气发生器采用火药点火方案可行;
- 2) 确定了火药点火器相关特性参数;
- 3) 确定了燃气发生器热试验时序制定原则:点火燃气提前进入发生器,氧化剂先于燃料进入燃气发生器;
- 4) 通过4次液氧/甲烷燃气发生器热试证明:起动过程平稳,起动冲击较小,点火品质较好,证明点火方案可行,并可保证燃气发生器在不同工况下平稳起动。

参考文献:

- [1] 张小平,李春红,马冬英.液氧/甲烷发动机动力循环方式研究[J].火箭推进,2009,35(4):14-20.
- [2] 禹天福,李亚裕.液氧/甲烷发动机的应用前景[J].航天制造技术,2007(2):1-4.
- [3] 孙宏明.液氧/甲烷发动机评述[J].火箭推进,2006,32(2):23-31.
- [4] 加洪 Г Г.液体火箭发动机结构设计[M].任汉芬,颜子初,译.北京:宇航出版社,1992.
- [5] 萨登 G P.火箭发动机[M].王兴浦,于广经,译.北京:宇航出版社,1992.
- [6] 朱宁昌.火箭发动机设计[M].北京:宇航出版社,1994.
- [7] CHO Yong-Ho, CHANG Haeng-Soo. Hot firing tests of liquid rocket engine using LOX/LN, AIAA 2004-3528[R]. USA: AIAA, 2004.
- [8] HURLBERT Eric, ANGSTADT Tara, VILLEMARETTE Mark, et al. 870 lbf reaction control system tests using LOX/ethanol and LOX/methane at white sands test facility, AIAA 2008-5247[R]. USA: AIAA, 2008.
- [9] 李永兵,匡波,张中伟,等.低温推进剂输送系统循环预冷非稳态数值模拟研究[J].低温工程,2009(1):36-45.
- [10] 杨明磊,张黎辉.液氧/煤油补燃循环发动机起动过程研究[J].火箭推进,2009,35(1):21-26.
- [11] 张小平.补燃循环发动机推力调节研究[J].火箭推进,2008,34(4):1-5.
- [12] 李庆,李清廉,王振国.燃气发生器结构对燃烧性能的影响[J].航空动力学报,2008,23(11):2062-2067.
- [13] 郑济韬,童晓艳,蔡国飙,等.液体火箭发动机系统设计仿真与优化[J].北京航空航天大学学报,2006,32(1):40-45.
- [14] 高玉闪,杜正刚,金平,等.气氧/甲烷同轴剪切喷嘴燃烧特性数值模拟[J].火箭推进,2009,35(5):18-23,33.

(编辑:陈红霞)