

液氧/甲烷燃气发生器试验研究

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

摘 要: 为了研究液氧/甲烷的点火和燃烧特性, 进行了液氧/甲烷燃气发生器热试验研究。介绍了液氧/甲烷燃气发生器热试验的试验装置、试验方案和试验情况, 分析了试验结果。试验结果表明燃气发生器设计方案和点火方案可行, 点火品质较好, 能够在较宽的工作条件下稳定工作, 燃烧组织合理, 燃烧品质良好, 温度均匀性较好, 积碳轻微。

关键词: 液体火箭发动机; 液氧/甲烷; 燃气发生器; 点火; 燃烧; 积碳

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 03-0021-06

Research on hot tests of LOX/methane gas generator

MA Dong-ying, LU Gang, ZHANG Xiao-ping, LI Chun-hong

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

Abstract: Hot firing tests of LOX/methane gas generator were researched for the characteristic of ignition and combustion of LOX/methane. In this paper, the testing apparatus, scheme and situation of LOX/methane gas generator for hot firing test were described, and the test results were analyzed. The tests results indicate that the design scheme and ignition procedure of the gas generator were feasible. The gas generator can work in a wide range of pressure and mixture ratio, and had rational combustion, good temperature uniformity and a little coking.

Keywords: liquid rocket engine; LOX/methane; gas generator; ignition; combustion; coking

0 引言

液氧/甲烷推进剂具有密度比冲高、冷却能力好、无毒环保、重复使用方便和使用成本低等优点, 是可重复使用运载器较为理想的动力选择^[1-3]。

上世纪以来, 俄罗斯、美国、欧洲、日本和

韩国相继开展了液氧/甲烷发动机的研究工作, 进行了传热、冷却、点火和燃烧等基础研究以及发动机整机研制。其中, 点火技术及燃烧特性是研究的重点^[4-7]。据相关文献报道, 液氧/甲烷在一定条件下, 尤其在起动和关机的瞬间, 燃烧时会产生少量积碳, 需要重点研究。

我国在上世纪 80 年代曾进行过液氧/甲烷燃

收稿日期: 2013-01-13; 修回日期: 2013-02-17

基金项目: 国家 863 项目(2007AA705302)

作者简介: 马冬英 (1981—), 女, 工程师, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

烧组件热试验，为了进一步深入研究液氧/甲烷的点火和燃烧特性，进行了液氧/甲烷燃气发生器热试验研究，目的是验证燃气发生器及其点火方案的可行性，获得液氧/甲烷的点火和燃烧特性，为液氧/甲烷发动机的研制奠定技术基础。

1 燃气发生器和试验装置

1.1 燃气发生器

本文研究的液氧/甲烷燃气发生器为“液-液”燃烧的富燃燃气发生器，采用火药点火，主要特性参数见表 1。

表 1 燃气发生器参数

Tab. 1 Parameters of gas generator	
参 数	数 值
燃气发生器压力/MPa	8.0
燃气发生器混合比	0.35
氧化剂流量/(kg·s ⁻¹)	0.377
燃料流量/(kg·s ⁻¹)	1.076
燃气温度/K	962

1.2 试验装置

液氧/甲烷燃气发生器试验装置系统图见图 1，试验装置照片见图 2。

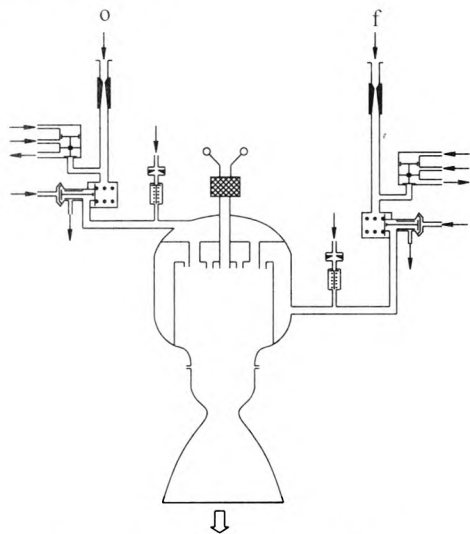


图 1 燃气发生器试验装置系统图

Fig. 1 System diagram of gas generator testing apparatus

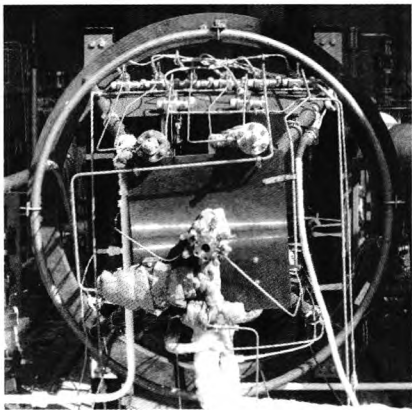


图 2 燃气发生器试验装置照片

Fig. 2 Picture of gas generator testing apparatus

燃气发生器试验系统包括推进剂供应系统、燃气系统、预冷排放系统、吹除系统、控制系统、点火系统以及电气与测量系统。

推进剂供应系统分为氧化剂和燃料供应系统，设置高压液氧贮箱、高压甲烷贮箱、氧化剂阀、燃料阀、气蚀文氏管和涡轮流量计。液氧贮箱增压采用氮气，甲烷贮箱预增压采用氦气，试验过程增压采用氮气；气蚀文氏管用于控制推进剂流量，并防止点火时因背压低造成的流量超调和点火冲击；涡轮流量计用于测量推进剂流量。试验台低温管路采用泡沫材料、外层涂低温胶的方法隔热，低温管路采用包扎隔热罩的方法隔热。

燃气系统包括燃气发生器和工艺喷管，燃气发生器组织燃烧产生高温燃气，工艺喷管用来保证燃气发生器压力。

吹除系统用于在预冷、点火和关机过程中对氧化剂阀和燃料阀后腔道进行氮气吹除，工作过程停止吹除。其作用是：预冷过程中，防止阀后的空气结冰；点火过程中，防止燃气和推进剂窜腔；关机过程中，快速排空燃气发生器腔内的推进剂，以保证关机迅速、防止烧蚀产品。吹除气体为氮气，吹除压力的选择应保证吹除阀在预冷、点火和关机过程中可靠打开，稳定工作过程中可靠关闭。因此，吹除压力应低于燃气发生器喷前压力且保证足够的吹除流量。

控制系统包括电动气阀及其连接管路，用于试验装置中氧化剂阀、燃料阀、预冷排放阀和吹除的控制。氧化剂阀和燃料阀采用氦气控制，预

冷排放阀采用氮气控制。

点火系统包括 1 个火药点火器, 安装于发生器的头腔顶部。每次热试验后更换火药及电爆管后可继续试验。

电气与测量系统包括电动气阀控制电缆、电爆管控制电缆和传感器及其测量电缆等。氧化剂、燃料管路和工艺喷管的不同位置设置压力和温度测点, 工艺喷管设置 2 圈共 8 个温度测点, 获得燃气发生器的温度均匀性数据。试验中所有的压力均采用引压管测量, 温度为插入式测量。

2 试验介质

液氧/甲烷燃气发生器试验中, 氧化剂为工业液氧, 燃料为液化天然气, 甲烷纯度大于 97%。

3 点火程序研究

3.1 点火时序

对于双组元推进剂的发动机, 推进剂组元进入燃烧室的时序对于起动过程十分重要。对于低温推进剂, 一般先进入燃烧室的推进剂为温度较低的推进剂。例如, 液氧/煤油推进剂组合中液氧先进入燃烧室, 液氧/液氢推进剂组合中液氢先进入燃烧室。从理论上讲, 温度较低的推进剂更容易汽化, 从而减少燃烧室内的推进剂积存量。因此, 液氧/甲烷推进剂组合中可采用温度较低的液氧先进入燃烧室的方案^[8]。

国外液氧/甲烷发动机研究表明, 富燃点火有时会发生延迟或者点不着火的情况, 而液氧提前进入有助于可靠点火。韩国的液氧/甲烷推力室、美国 870 磅力反作用控制系统液氧/甲烷发动机试验点火时序均为氧化剂先于燃料进入燃烧室^[9-10]。

上世纪 80 年代, 我国曾使用改制的液氧/甲烷燃气发生器和推力室成功进行了热试验, 点火方式为火药点火器点火, 点火时序原则为: 氧化剂先进入燃烧室, 0.05~0.08 s 后火药燃气和燃料同时进入。其点火时序制定的原则与韩国和美国进行液氧/甲烷热试验时得到的结论一致。

上述理论分析和以往的试验研究均表明, 富

燃燃气发生器点火时序适宜采用氧化剂先于燃料进入燃气发生器燃烧室的方案。原因如下: 首先, 燃气发生器为富燃燃烧, 燃料流量大, 如果采用富燃点火, 则导致点火温度低, 可能延长点火延迟期, 出现较大的点火压力峰, 甚至因温度过低造成点火失败; 其次, 如果采用富燃点火, 点火瞬间的高富燃环境可能产生积碳。

因此, 选择的燃气发生器点火时序为: 点火火药燃气首先进入燃烧室, 形成点火环境, 随后氧化剂进入燃烧室, 最后燃料进入燃烧室^[8]。

3.2 冷调试验和结果分析

为确定试验系统管路的流阻特性和充填特性, 在进行热试前, 分别进行了氧化剂系统和燃料系统冷调试验, 以确定增压压力和点火时序。

氧化剂系统采用液氧为介质进行了 3 次冷调试验; 燃料系统先用液氮进行了 3 次冷调试验, 以检查低温高压下的密封性能, 随后用液化天然气进行了 3 次冷调试验。通过上述试验获得了推进剂供应系统的充填特性和流阻特性。

3.2.1 氧化剂系统充填特性分析

氧化剂系统充填试验中, 氧化剂喷前压力曲线见图 3。

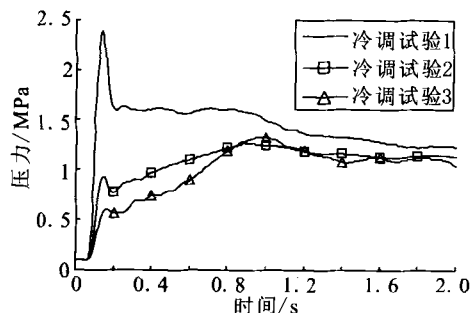


图 3 液氧充填试验氧化剂喷前压力曲线

Fig. 3 Pressure curves of liquid oxygen filling tests before oxidant injection

3 次冷调试验的入口压力和温度基本相同, 预冷至氧化剂阀前。由图 3 可见, 3 次充填试验的氧化剂喷前压力在 1 s 左右趋于平稳, 第一次试验初始充填段的氧化剂喷前压力明显高于后两次。分析认为, 喷前压力值的高低主要取决于燃气发生器的结构温度。第一次试验时燃气发生器结构温度较高, 最初进入的液氧温度较高, 饱和

蒸汽压较高,液氧被迅速气化,建立较高压力,随着液氧持续进入,当燃气发生器结构温度与液氧温度相对平衡时,压力趋于稳定;后2次试验紧接着第1次进行,燃气发生器结构温度较低,最初进入的液氧温度较低,饱和蒸汽压较低,因此压力峰值较低。

燃气发生器热试验时液氧充填的状态更接近第1次冷调试验,因此充填时间的判定以第1次冷调试验为准,后2次冷调试验作为参考。

3.2.2 燃料系统充填特性分析

使用液化天然气的燃料系统冷调试验中,燃料喷前压力曲线见图4。

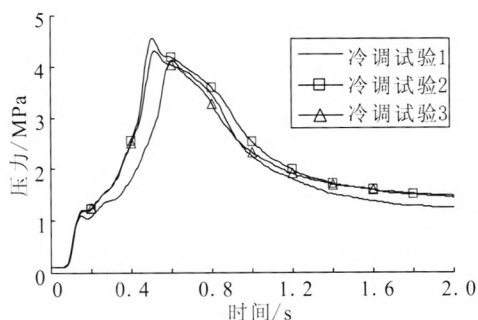


图4 液化天然气充填试验燃料喷前压力曲线

Fig. 4 Pressure curves of LNG filling tests

before fuel injection

3次冷调试验的入口压力和温度基本相同,预冷至燃料阀前。由图4可见,3次试验曲线吻合较好,在0.2 s前燃料系统充填曲线与液氧充填曲线规律一致,0.5~0.6 s出现较高的压力峰值。分析认为,充填时间较长的原因主要是燃气发生器燃料喷前腔容积大;出现较高的压力峰值是燃料喷前腔容积较大和开始充填时结构温度较高共同造成的,燃料腔充填的介质多,在开始时大量介质不断气化,而流出量较少,在燃料喷前建立较高压力,随着燃料喷前腔温度的持续降低,压力逐渐趋于稳定。

4 热试验和结果分析

4.1 试验概况

液氧/甲烷燃气发生器热试验共进行了4次,

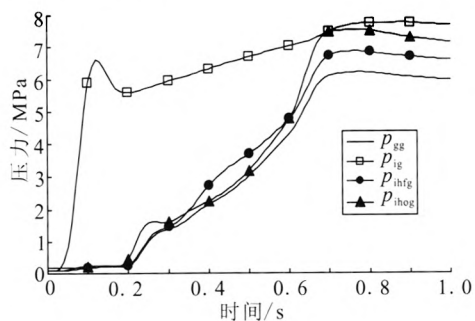
试验时间分别为20 s, 60 s, 60 s和80 s。通过调节贮箱压力,分别进行了不同室压和不同混合比的试验。试后检查产品完好,工艺喷管内表面有轻微积碳,4次热试验积碳层厚度无明显增加。试验过程中喷管出口火焰透明,燃烧稳定且温度均匀性较好。

4.2 热试验结果分析

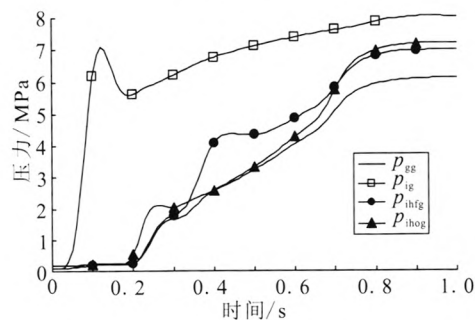
4.2.1 点火过程分析

液氧/甲烷燃气发生器4次热试验的点火过程压力曲线见图5。

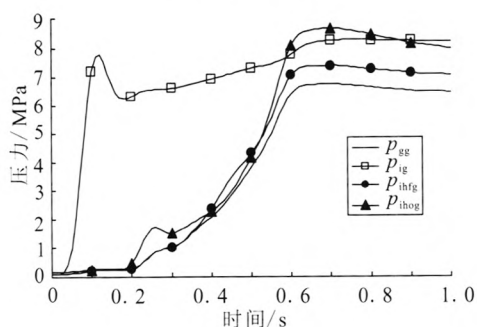
由图5可见,液氧/甲烷燃气发生器4次热试验的点火过程基本一致,第4次试验的点火器压力曲线与前3次有明显差别,与传感器有关,其余参数变化趋势一致。



(a)第1次试验



(b)第2次试验



(c)第3次试验

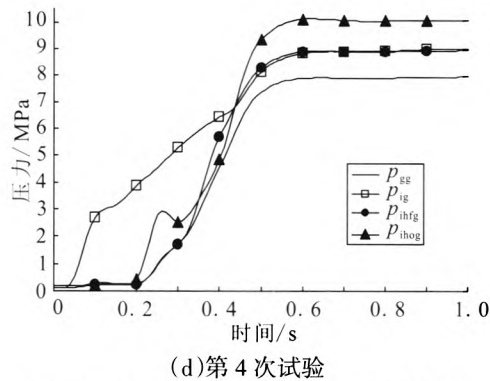


图 5 燃气发生器热试验点火过程压力曲线
Fig. 5 Pressure curves of gas generator hot tests in ignition process

实测点火时序与预期略有差别。分析认为，低温状态使火药点火器产生点火延迟，因此火药燃气进入发生器的时间比预期时间滞后；氧化剂和燃料充填时间与预期时间偏差较小，偏差的主要原因是冷调试验和热试验设置的贮箱压力有差别。试验验证了发生器点火方案和时序的可行性。点火过程中燃气发生器压力上升平稳，未见压力冲击。由图 5 可见，4 次热试验在 0.6~0.7 s 工况较高，燃气发生器压力峰最大值为稳定工况值的 107%。原因是火药燃气和液氧/甲烷的燃烧产物在发生器腔内共同建压，尤其在火药点火器压力较高时（约 0.7 s）。随后发生器压力下降，3 s 左右火药点火器停止工作，此时仅有液氧/甲烷的燃烧产物在发生器腔内建压，压力下降至设计工况。

4 次热试验燃气发生器的建压时间均较慢，且各次试验有所差别。燃气发生器压力上升至稳定工况 90%的时间约为 0.5~0.75 s。燃气发生器建压时间主要取决于推进剂的充填特性，而充填过程又与燃气发生器温度平衡过程和试验工况有关。液氧和甲烷均为低温推进剂，试验前燃气发生器为常温状态，点火过程中，先期进入燃气发生器腔道的推进剂迅速气化，在燃气发生器内建压。此时经过燃气发生器流出的推进剂流量小于流入的流量，压力上升，随着燃气发生器喷前温度的下降，喷前腔内的推进剂温度随之下降，推进剂由气态逐渐变为气液两相流状态。随着结构温度逐渐平衡，推进剂最终变为液态，流量达到平衡，完成建压过程。试验工况越低，推进剂流量越小，充填时间越长，温度平衡过程也越慢，燃气发生器建压过程越长。

综上所述，4 次热试验的点火过程可靠平稳，与预期点火时序基本一致，验证了点火方案和点火时序的可行性。

4.2.2 稳态过程分析

表 2 是 4 次热试验的实测参数平均值。4 次热试验燃气发生器混合比和压力实测曲线分别见图 6 和 7，4 次试验过程中混合比最低达 0.23，最高达 0.45，燃气发生器压力最低达 5.63 MPa，最高达到 8.12 MPa，试验验证了燃气发生器能在较宽的室压和混合比范围内可靠工作。

表 2 液氧/甲烷燃气发生器热试验实测参数

Tab. 2 Measured parameters of LOX/methane gas generator hot tests

参 数	试验 1	试验 2	试验 3	试验 4
氧化剂入口温度/℃	-154	-142	-149	-147
燃料入口温度/℃	-134	-123	-128	-126
燃气发生器压力/MPa	5.71	5.76	6.25	7.92
燃气发生器混合比	0.340	0.250	0.415	0.380
氧化剂流量/(kg·s ⁻¹)	0.262	0.216	0.306	0.381
燃料流量/(kg·s ⁻¹)	0.771	0.862	0.738	1.003
氧化剂喷前压力/MPa	6.70	6.55	7.57	9.74
燃料喷前压力/MPa	6.31	6.58	6.83	8.94
均值	564	483	686	660
燃气温度/℃	最高	616	513	709
	最低	495	455	605

燃气发生器工艺喷管设置2圈共8个温度测点,由表2可见,燃气最大温差为121℃(约为均值的 $\pm 60^\circ\text{C}$),燃气温度均匀性较好。

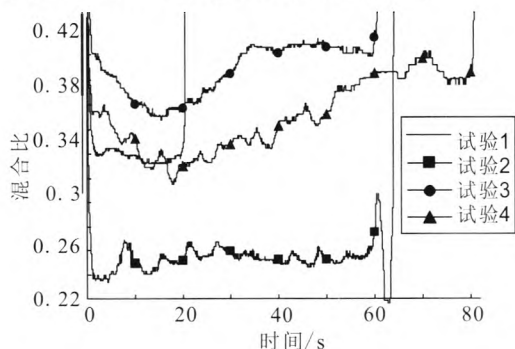


图6 热试验燃气发生器混合比曲线

Fig. 6 Mixture ratio of gas generator for hot tests

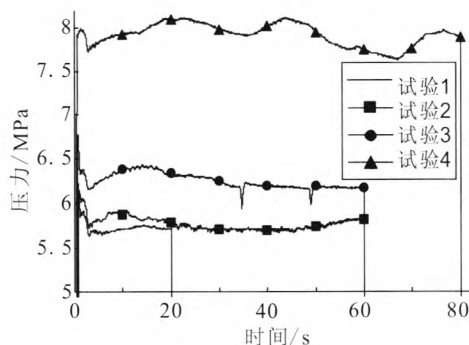


图7 热试验燃气发生器压力曲线

Fig. 7 Pressure in chamber of gas generator for hot tests

由图7可见,4次热试验稳定工况段燃气发生器压力存在一定波动,尤其是第4次试验压力波动较大。原因是前3次试验的贮箱压力相对较低,贮箱增压容易实现,压力平稳,而第4次试验贮箱压力较高,为贮箱增压带来了一定困难,贮箱压力不稳定造成了燃气发生器压力的波动。

4.2.3 燃气发生器积碳分析

第1次试验后检查发现,工艺喷管出口处有微量积碳,后3次试验积碳程度变化不明显。为避免关机过程中出现较高的温度峰,采用先关闭氧化剂阀、后关闭燃料阀的方式,关机过程出现高富燃环境,目视亦可见火焰颜色明显变化,由透明状态变为亮白色。分析认为,轻微积碳在此时的高富燃环境中形成,程度十分轻微,对多次起动和重复使用均不会产生影响,关机方式合理。

5 结论

通过对液氧/甲烷燃气发生器热试验的研究,得到以下几点结论:

- 1) 液氧/甲烷富燃燃气发生器采用点火火药燃气先进入燃烧室,随后氧化剂、燃料依次进入燃烧室的点火程序合理;
- 2) 研究的液氧/甲烷富燃燃气发生器能够在额定设计点附近较宽的燃气发生器压力和混合比范围内稳定工作,温度均匀性较好,燃烧组织合理,燃烧品质良好;
- 3) 液氧/甲烷燃气发生器热试验关机过程的高富燃环境,造成工艺喷管内壁出现轻微积碳。

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] 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,2002,18(1):50-51.
- [3] 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,2007,4(2):1-4.
- [4] ZURBACH S, THOMAS J L. LOX/Methane studies for fuel rich preburner, AIAA 2003-5063 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [5] 仲伟聪.液氧/甲烷液体火箭发动机燃烧研究最新进展[J].火箭推进,2004,30(1):52-57.
- [6] 李小平.液氧/甲烷火箭发动机燃烧室稳定特性的实验研究[J].火箭推进,1997,1(2):22-34.
- [7] 洪流, FUSETTI A, ROSA M D, OSCHWALD M. 液氧/甲烷火焰和燃烧不稳定性试验 [J]. 推进技术, 2007, 28(2): 127-131.
- [8] 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.
- [9] CHO Yong-Ho, CHANG Haeng-Soo. Hot firing tests of liquid rocket engine using LOX/LNG, AIAA 2004-3528 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [10] HURLBERT E, ANGSTADT T, VILLEMARETTE M, 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.

(编辑:陈红霞)