

固液混合发动机多次点火启动试验*

杨 威, 张海涛, 毛励文, 戴祖明

(上海新力动力设备研究所, 上海 200125)

摘 要: 介绍了固液混合发动机 (以下简称混合发动机) 多次点火启动和关机的技术方案和试验研究情况, 测量了混合发动机的性能数据, 对影响混合发动机工作性能的各种因素进行了初步分析。试验结果表明: 混合发动机可以实现多次点火启动及关机, 且启动及关机的次数、时间间隔等可随意调节。

关键词: 固液混合火箭; 点火; 自燃点火; 关机⁺

中图分类号: V436.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 04-0360-03

Experimental investigation on multiple-start in hybrid motor

YANG Wei, ZHANG Hai-tao, MAO Li-wen, DAI Zu-ming

(Shanghai Xinli Power Equipment Inst., Shanghai 200125, China)

Abstract: Technical project and experiment results of multiple-start and shutoff of hybrid propellant motor (called hybrid motor for short below) were presented. The performance data of hybrid motor were measured. Various kinds of factors, which affect hybrid motor performance, were preliminarily analyzed. The experiments show that multiple-start and shutoff can be realized and its number of times and time intervals can be regulated at random.

Key words: Hybrid rocket; Ignition; Hypergolic ignition; Shutoff⁺

1 引 言

混合发动机属于化学能火箭发动机, 其氧化剂和固体燃料是分开存放的, 在工作时, 将氧化剂喷洒到固体燃料的表面, 并采用适当的点火方式, 使两者发生反应并燃烧, 燃烧产生的高温高压燃气, 通过喷管高速喷出, 完成化学能-热能-动能的转换, 为飞行器提供飞行的动力。

从混合发动机的组成和工作过程分析, 其具有以下特点: (1) 可实现多次启动及关机, 推力可调; (2) 安全性: 由于氧化剂与燃料是分开的, 所以它在生产、试验、贮存及使用中非常安全, 产生爆炸和爆燃的可能性不大; (3) 可靠性: 固体燃料药柱中不含氧化剂, 因而塑性好, 在贮存和使用中产生裂纹及脱粘的可能性较小, 且其燃烧受氧化剂流量的控制, 因而即使药柱存在裂纹或脱粘, 也不会产生灾难性的后果; (4) 排气

洁净少烟, 没有 HCl 的产物, 污染小, 隐蔽性好, 对无线电信号干扰小; (5) 固体燃料药柱的燃速低, 只适用于小推力、长时间工作和需多次启动及关机的场合; (6) 燃烧受流场紊流度的影响较大, 性能预示困难。

早在 1933 年前苏联就进行了混合式火箭的首次飞行^[1]。1937 年法国也开始研究混合发动机, 二次大战期间美国也开展了积极的研究, 但是直到 1955 ~ 1957 年, 才有了广泛的研究和应用。当时的主要应用有探空火箭、靶弹、超声速靶机和低成本的战术导弹。20 世纪 90 年代以来, 美国等西方国家及印度、以色列等纷纷兴起对混合发动机的研究热潮。美国研制的 H 系列 (H-50, H-250, H-500, H-1500 和 H-1800) 和 U 系列混合发动机^[2], 分别用于大推力运载火箭和卫星发射的上面级, 其中, H-1800 混合发动机的推力达 120t, 工作时间 72s^[3]; 美国已研制并试射了由混合发动机组成的运载火箭, 用于发射亚轨道航天

* 收稿日期: 2003-09-26; 修订日期: 2003-12-16。

基金项目: “十五” 预研基金资助项目 (403010102)。

作者简介: 杨 威 (1975—), 男, 工程师, 研究领域为固体火箭发动机及固液混合发动机。

器^[4];法国计划将混合发动机用于小卫星的轨道转移^[5];俄罗斯也有关于混合发动机的研制报道。

国外研制的混合发动机大多以液氧或 H_2O_2 为氧化剂,以 HTPB 为燃料^[6,7],在推力控制方面以推理调节研究为主,目前可做到推力比 10: 1。混合发动机的多次启动及关机虽在原理上可行,但尚无相关研究报道,利用这一特性可以实现对飞行器的灵活控制,有利于导弹弹道的优化,提高射程,因而本文在这方面的研究是非常有意义的,具有广阔的应用前景。

2 试验装置

试验装置主要由氧化剂供应系统(含增压气瓶、减压阀、氧化剂贮箱、管路)和试验发动机组成,如图 1 所示。

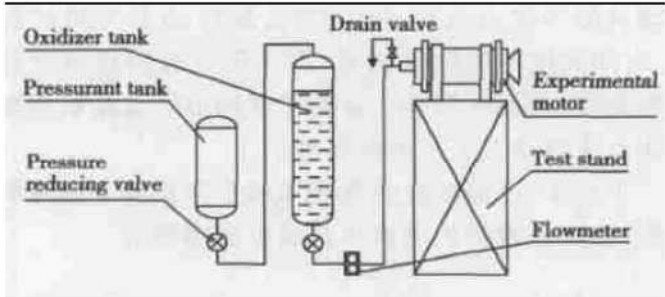


Fig. 1 Schematic of the experimental system

试验发动机主要由电磁阀、喷注器、燃烧室和喷管等几部分组成,如图 2 所示。考虑到需多次启动,确定采用自燃点火的方式,这样一来,点火次数就不受点火器数量的限制,且无需考虑点火器的热防护等一系列问题。

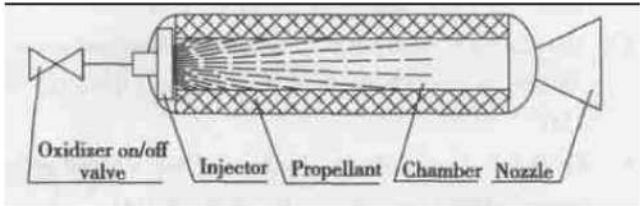


Fig. 2 Schematic of the experimental motor

试验装置的工作过程如下:首先,增压气瓶中的高压气体通过减压阀向氧化剂贮箱增压。然后,向电磁阀发出启动信号,电磁阀接收到控制信号后打开,氧化剂便经由电磁阀进入喷注器,然后以雾化的状态喷入含固体燃料的燃烧室。雾化后的氧化剂与固体燃料表面相接触后,迅即发生放热反应,使得氧化剂蒸发和燃料气化分解,形成可燃混合物并进行混合燃烧,燃烧产生的热量再进行热反馈以维持氧化剂蒸发

和燃料的气化分解过程,使得燃烧持续进行,燃烧产生的燃气通过喷管高速排出而产生推力。当发动机需要关机时,可向电磁阀发出关机信号,电磁阀关闭(切断氧化剂供应通道),燃烧室内因缺乏氧化剂而中止燃烧,发动机即熄火关机。同样,当需要再次启动时,只需重新发出启动信号,电磁阀打开,接通氧化剂供应通道。

为实现自燃点火,试验发动机的推进剂组合要选择可自燃的,因此选择了以 HNO_3 为氧化剂、以 HTPB 为粘合剂的固体燃料,二者接触时可自燃,且使用温度范围宽、原材料来源广泛。

试验发动机的主要设计参数如表 1 所示。

Table 1 Technical status of experimental motor

Parameter	Specification	Remark
Overall length/mm	500	
Outside diameter/mm	118	
Total mass/kg	~ 21	
Nozzle throat diameter/mm	9.6	
Average pressure/MPa	3.94	
Ignition delay time/s	≤1	
Operating time/s	25	
Oxidizer/fuel	2.4	
Oxidizer flow rate/(g/s)	130	
Thrust/N	430	
Theoretic characteristic velocity/(m/s)	1582	
Theoretical specific impulse/(N·s/kg)	2507	70/1

3 试验结果及分析

对不同氧化剂流量、不同时间间隔下的混合发动机多次点火及关机开展了试验研究,测量了燃烧室压强、推力等参数,如图 3,图 4 所示。该次试验为两次启动,其中 iv 脉冲工作约 16s, ㊟脉冲工作约 6s,两个脉冲之间间隔 10s。

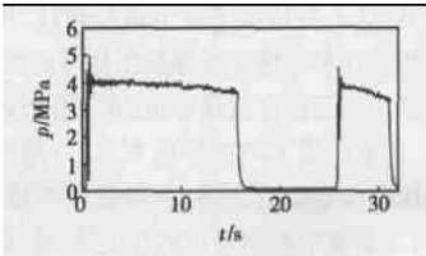


Fig. 3 Typical chamber pressure curve

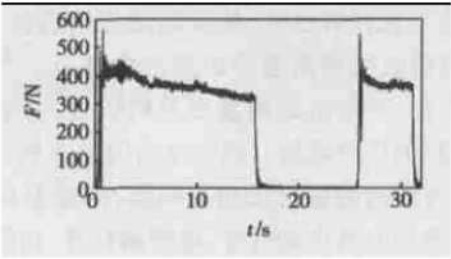


Fig. 4 Typical thrust curve

该次试验的主要性能数据如表 2 所示。

Table 2 Typical characteristics of experimental motor

Parameter		Specification	Remark
ivpulse	Ignition delay time/ s	0. 369	
	Operating time/ s	15. 80	
	Action time average pressure/ MPa	3. 77	
	Average thrust/ N	352. 06	
⊕ pulse	Ignition delay time/ s	0. 133	
	Operating time/ s	5. 79	
	Action time average pressure/ MPa	3. 38	
	Average thrust/ N	339. 20	
Characteristic velocity/ (m/ s)		1527. 71	
Specific impulse/ (N• s/ kg)		2108. 8	70/ 1

试验发动机成功实现了多次自燃点火, 且点火迅速。在氧化剂停止喷注后, 燃烧室压强迅速回零, 表明试验发动机能够实现自动关机。迄今为止, 单发试验的启动次数最多已达到 7 次, 两次点火之间的时间间隔最长达到 300s。从工作原理上来看, 试验发动机的启动及关机次数不受限制, 时间间隔也可任意加长, 其所带来的影响只是点火延迟时间会长一些。多次试验表明: 点火延迟时间的长短主要与推进剂组合、药柱初温、启动控制程序有关。

试验发动机工作过程中, 压强及推力曲线基本平稳, 没有出现振荡燃烧或间歇燃烧。

试验发动机累计工作时间为 21. 59s, 固体燃料没有完全烧完, 这主要是为了留下部分药柱, 用来研究燃速的不均匀性和考虑比冲等数据处理的准确性。

燃烧室平均压强接近设计值, 在工作过程中压强略有下降, 造成压强下降的原因有二: 一是固体燃料燃速在工作过程中会有下降, 使得燃气生成量减少, 压强下降; 二是喷管喉部直径略有烧蚀, 造成压强下

降。喷管烧蚀是混合发动机研究面临的一个主要问题, 试验表明: 喷管烧蚀主要与燃气的氧化性有关, 通过适当降低氧燃比和加强扰流, 可以将喷管的烧蚀率由 0. 15mm/ s 降至接近于 0。

推力和比冲值与设计值相差较大, 即比冲偏低。分析认为: 主要与压强的降低有关, 压强的降低使得喷管出口的燃气出现了过膨胀, 喷管效率降低, 推力系数减小, 从而使得比冲偏低。通过对试验状态的调整(主要是调整氧燃比和加强扰流), 可以提高比冲, 在历次试验中, 试验发动机的混合比冲最高达到了 2319. 4 N• s/ kg(压强比 70/ 1) 。

4 结 论

通过混合发动机的原理性试验研究, 实现了混合发动机的多次点火启动及关机, 且启动及关机的次数、时间间隔等可随意调节, 点火延迟时间符合设计指标要求, 从而在原理上证明了使用混合发动机实现多次点火启动及关机的可行性。

下一步, 还需要在燃速规律和热防护等方面开展研究, 使混合发动机能够尽快满足使用要求。

致谢: 参加本研究工作的还有郑秀琴、徐馨才、盛红亮、王瑜等。

参考文献:

[1] Stinnesbeck Th, Reichert M. New developments in hybrid rocket propulsion systems[R] . IAF-99-S. 2. 07.

[2] Whittinghill George R, McKinney Bevin C. The aquila launch service for small satellites[R] . AIAA 92-3588.

[3] McFarlane J S, Kniffen R J, Lichatowich J. Design and testing of AMROC s 250, 000 lbf thrust hybrid motor[R] . AIAA 93-2551.

[4] Flittie K J, Jones S, Chuck Shaeffer. HyFlyer: a hybrid propulsion suborbital launch vehicle[R] . AIAA 94-3149.

[5] Lengell• G, Foucaud R, Godon J C, et al. Hybrid propulsion for small satellites analysis and tests[R] . AIAA 99-2321.

[6] Werthman W L, Schroeder C A. A preliminary design code for hybrid rockets[R] . AIAA 94-0006.

[7] Grant A Risha, Abdullah Ulas, Eric Boyer, et al. Combustion of HTPB-based solid fuels containing nano-sized energetic powder in a hybrid rocket motor[R] . AIAA 2001-3535.

(编辑: 梅 瑛)