

新型非壅塞式固体火箭冲压 发动机试验研究*

张 炜 夏智勋 姜春林 方丁酉
张为华 朱 慧 万章吉 曹金亮

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 建立了一种新型非壅塞燃气发生器固体火箭冲压发动机系统。一系列直连式实验证实, 验证的镁铝中能贫氧推进剂在低压 (≥ 0.5 MPa) 范围内可以稳定燃烧, 燃气发生器的工作压强可以随冲压补燃室压强的改变而变化, 因此贫氧推进剂燃速随之进行自适应调节, 最终达到富燃烧气流量自主调节的目的。

主题词: 冲压火箭发动机, 整体式火箭冲压发动机, 地面实验, 自主控制

分类号: V235.211

EXPERIMENTAL STUDY ON A NEW UNCHOKED SOLID ROCKET RAMJET SYSTEM

Zhang Wei Xia Zhixun Jiang Chunlin Fang Dingyou
Zhang Weihua Zhu Hui Wan Zhangji Cao Jinliang

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: A new type of unchoked solid rocket ramjet system was established. The test results show that a magnesium-aluminum fuel-rich propellant can burn steady at the pressure as low as 0.5MPa, and the pressure of gas generator can be adjusted according to the variation of ram-combustor pressure. Therefore, the burning rate of fuel-rich propellant can adjust adaptively with the variation of ram-combustor pressure.

Subject terms: Ducted rocket engine, Integral rocket ramjet, Ground test, Autonomous control adjust adaptively

1 引 言

由于整体式冲压推进技术能够满足新一代导弹设计提出的体积小、重量轻、速度快、射程远和机动性好等要求, 所以它被看作是新一代导弹动力装置的首选方案^[1~5], 很多国家都在加紧研究开发^[6~10]。

固体火箭冲压发动机按其燃气发生器有无喷喉分成两类。有固定喷喉的壅塞式燃气发生器的工作条件与冲压燃烧室工作条件基本无关, 燃气流量不可调, 在不同高度和飞行马赫数下工作时, 冲压燃烧室实际工作状况偏离设计工况较大。无喷喉的非壅塞式燃气发生器的工作压强随冲压燃烧室的压强变化而变化, 贫氧固体推进剂在冲压空气的压强下燃烧。因此, 对

* 收稿日期: 1998-03-20, 修回日期: 1998-09-16

于飞行高度、速度及攻角变化所引起的补燃室压强变化,贫氧固体推进剂的燃速和燃气流量可以自动调节,使发动机在设计状态附近工作,具有良好的自适应调节能力。但是当导弹工作条件变化使冲压燃烧室压强逐渐减小时,有可能导致燃气发生器中推进剂的熄火。因此在非壅塞式固体火箭冲压发动机研究中的一个重要问题就是拓宽贫氧推进剂的低压可燃极限。

国内外关于固体火箭冲压发动机的研究及应用主要集中于壅塞式固体火箭冲压发动机系统^[8,11,12],对非壅塞式固体火箭冲压发动机研究较少。本课题重点研究了一种新型非壅塞式燃气发生器固体火箭冲压发动机方案。该设计旨在使冲压补燃室的压强可以影响燃气发生器的工作压强,从而实现燃气发生器内贫氧推进剂燃速随补燃室压强变化而进行自适应调节。

2 实验系统

采用镁铝中能贫氧推进剂系统,其中高氯酸铵含量在 38.8%~58.2%之间,金属添加剂的含量在 19.4%~38.8%之间,贫氧推进剂的制造采用常规复合推进剂制造工艺。

实验用非壅塞式固体火箭冲压发动机由燃气发生器及冲压补燃室两个部分构成。直连式冲压发动机实验台由空气供给系统和测试控制系统等部分组成。

实验测得燃气发生器的压强、补燃室压强、固体火箭冲压发动机推力以及补燃空气的压强和流量。该系统所有数据的采集均由计算机实现,发动机的点火、空气阀门的开启、关闭均由计算机控制。

3 实验研究

3.1 燃气发生器实验

用静态燃速仪筛选镁铝中能贫氧推进剂配方,确定低压点火性能良好的贫氧推进剂组成,实验发现,与高氧化剂含量的固体火箭推进剂相比,在发动机实验中贫氧推进剂的点火延迟期显著增加,但在 0.5 MPa 以上可以稳定燃烧,基本满足设计要求。

3.2 固体火箭冲压发动机实验

在直连式冲压发动机试车台上,进行了燃气发生器及补燃室联合实验。首先按设计空燃比要求,向冲压补燃室充入空气,然后燃气发生器点火工作,所产生的富燃燃气在补燃室与空气进行混合,发生二次燃烧。实验过程中观察到由冲压补燃室中排出的火焰明亮、稳定,实验得到的燃气发生器压强与补燃室压强曲线如图 1 所示。实验结果表明,该非壅塞式固体火箭冲压发动机系统工作正常、燃烧稳定;与燃气发生器单独实验结果比较,可以看出燃气发生器压强明显受到补燃室压强的影响,说明在本实验条件下用冲压补燃室压强调节燃气发生器压强,进而达到调节贫氧推进剂燃速及富燃烧气流量的目的是可行的。

3.3 固体火箭冲压发动机富燃燃气流量调节实验

为了进一步考察非壅塞固体火箭冲压发动机的富燃燃气流量调节能力,在实验程序上进行了调整。首先冲压补燃室不充空气,燃气发生器点火工作数秒后,充入空气对富燃燃气进行补燃,进行二次燃烧。

从实验观察及录像资料中可以明显看出空气补燃前后的差异。在燃气发生器的工作初期,工作压强较低,贫氧推进剂燃速较低。由于没有补燃空气的加入,燃烧不完全,由补燃室排出的火焰较短,而且火焰中夹有很多烟雾,火焰不太明亮。当开启空气活门,补燃空气进入

冲压补燃室后,补燃室压强升高,从而导致燃气发生器的压强增加,也提高了贫氧推进剂的燃速,富燃燃气流量加大。而补燃室的补燃效果从实验观察和录像中可以明显看出,火焰更加明亮,火焰加长,烟雾明显减弱,说明燃烧效率增加。该实验测定的燃气发生器压强和冲压补燃室压强结果如图 2 所示。由图可见,本研究提出的新型燃气发生器非壅塞设计具有显著的贫氧推进剂燃速自适应调节能力,从而达到了富燃燃气流量随补燃室压强变化而进行相应的调整之目的。

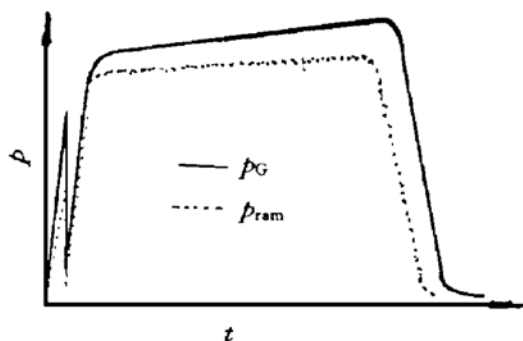


Fig. 1 Pressure characteristic of unchoked ram rocket (I)

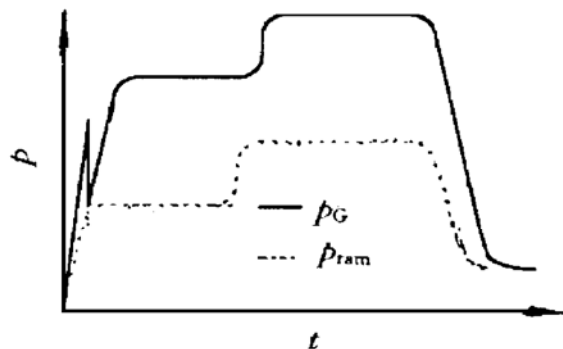


Fig. 2 Pressure characteristic of unchoked ram rocket (II)

4 结 论

本研究建立的新型非壅塞燃气发生器固体火箭冲压发动机的设计方案是切实可行的。该系统可使燃气发生器的压强随补燃室压强变化,贫氧推进剂的燃速因此具有自适应调节的能力。

参 考 文 献

- 1 梁守槃,王树声. 冲压发动机的展望. 推进技术,1986(1)
- 2 戴耀松. 固体火箭-冲压发动机的研究进展. 推进技术,1987(5)
- 3 张克勋. 冲压推进技术评论. 推进技术,1990(3)
- 4 久保田浪之介. ダタテッドロケットの技術展望. 日本航空宇航学会,1991,39(345)
- 5 汪 亮. 固体火箭冲压发动机综述. 1996 年联合推进会议,1996.
- 6 Davenas A. History of the development of the solid rocket propellant in france. J Propul Power,1995,11(2):287
- 7 张家骅,胡顺楠,顾炎武,等. 整体式固体火箭冲压发动机研制. 推进技术,1998,19(2)
- 8 张家骅. 固体火箭冲压发动机燃料流量调节的发展与展望. 北京:航天总公司第三十一研究所,1993.
- 9 Tsujikado N. An experimental study on configuration of secondary combustion chamber for ram-ram-rocket. ISABE 83-7 000
- 10 Besser H L. Solid propellant ramrocket. NASA N85-15 816
- 11 王永寿. 无阻流式固体燃料冲压发动机热量的燃速特性. 飞航导弹,1995(12)
- 12 何洪庆,陈旭扬. 固体发动机贫氧燃气流量调节技术的初步研究. 1996 年联合推进会议,1996.