

文章编号: 1006-9941(1999)03-0118-04

低压下贫氧推进剂燃烧性能测试方法研究

张炜, 朱慧, 方丁酉, 夏智勋, 薛金根

(国防科技大学, 湖南长沙 410073)

摘要: 研究认为, 较适宜的低压下贫氧推进剂燃速测试方法有靶线法、热电偶法、超声波法、发动机法和高速摄影法等。在低压贫氧推进剂燃速及燃速压强指数的数据处理过程中, 应注意表压和绝对压强之间的差异, 同时要注意选用合适的燃速规律。

关键词: 贫氧推进剂; 低压; 燃烧性能; 测试方法

中图分类号: V512

文献标识码: A

1 前言

为了提高导弹的突防能力和生存能力, 要求新一代导弹具有体积小、重量轻、超音速、远射程和高机动性等特性。整体式固体火箭冲压发动机以其能量高、结构简单、技术成熟而成为下一代导弹动力装置的首选方案^[1-5]。

由于以冲压方式进入冲压补燃室的空气流量和压强会随飞行高度、马赫数及姿态(攻角、侧滑角)等飞行状态的变化而变化, 因此为了使冲压补燃室始终在设计空燃比附近工作, 希望燃气发生器所产生的富燃燃气流量也随补燃室压强而变。非壅塞固体火箭冲压发动机中燃气流量可随补燃室压强变化而自适应调节。

但是, 非壅塞固体火箭冲压发动机对贫氧推进剂提出了苛刻的要求, 如要求贫氧推进剂具有高燃速压强指数、足够低的可燃极限、良好的低压燃烧稳定性和适当的燃速等。因此开展适用于非壅塞固体火箭冲压发动机的贫氧推进剂配方和性能表征方法研究具有重要意义。

本文根据有关资料并结合笔者的研究结果, 讨论贫氧推进剂燃烧性能测试方法以及数据处理方法。

2 贫氧推进剂的组成及燃烧特点

与常规火箭推进剂相比, 贫氧推进剂中氧化剂含

量减少, 金属含量增加。固体火箭冲压发动机燃气发生器的贫氧推进剂中氧化剂含量几乎是常规火箭推进剂的一半, 金属添加剂含量则增加一倍多。

贫氧推进剂的组成特点及其使用环境决定了它的燃烧特性与常规火箭推进剂不同。贫氧推进剂的主要燃烧特征是:

1) 贫氧推进剂燃烧的不稳定性。由于贫氧推进剂中氧化剂含量大大降低, 因此在氧化剂颗粒的上方以及氧化剂周围, 分解速度或燃烧速度都比远离氧化剂颗粒的粘合剂部分燃速高, 这是造成贫氧推进剂燃烧不稳定的原因之一; 另外由于金属含量增加, 金属颗粒燃烧时的溅射作用也造成推进剂燃烧的不稳定。在测定贫氧推进剂燃速时, 经常发现推进剂呈现出层状燃烧、燃烧过程中推进剂成块脱落等现象。法国的 Fourest 等人^[6]还观察到了在低压下贫氧推进剂燃面上固体残渣周期性飞离燃面的不稳定燃烧现象。

2) 贫氧推进剂燃烧缓慢。一方面, 由于贫氧推进剂中氧化剂含量少, 推进剂燃烧的不完全程度增加, 燃烧放热小, 因此贫氧推进剂的燃速低; 另一方面, 由于贫氧推进剂在燃气发生器中工作压强低, 尤其对于非壅塞燃气发生器的工作环境, 贫氧推进剂的工作压强一般在 0.5 MPa 以下, 如此低的工作压强不仅使贫氧推进剂的燃烧变得缓慢, 而且对其燃烧稳定性也是一个严峻的考验。

3) 贫氧推进剂点火困难。贫氧推进剂中氧化剂含量少、燃速慢, 其点火比常规火箭推进剂更难。贫氧推进剂点火需施加的能量和热量更大, 而且其点火延迟时间也长。

收稿日期: 1999-02-03 修回日期: 1999-06-10

作者简介: 张炜(1962-), 男, 博士, 副教授, 从事贫氧推进剂及冲击发动机研究, 在国内外发表论文六十余篇。

4) 贫氧推进剂燃烧不完全。贫氧推进剂中氧化剂含量大大减少, 低压下燃烧时有浓浓的黑烟, 凝相产物较多, 燃烧的不完全程度增加。

因为贫氧推进剂燃烧缓慢、稳定性差, 燃速测试数据的散布大, 用常规火箭推进剂燃速的测试方法来测定贫氧推进剂燃速有较大困难, 所以贫氧推进剂的燃烧性能测试有其独特性。

3 贫氧推进剂的燃烧性能测试方法分析

3.1 声发射法^[7]

声发射法靠推进剂药条燃烧时对周围介质(如水或氮气)产生的扰动信号来记录燃烧时间, 因此扰动信号的强弱就是该方法能否正常测得数据的关键。由于贫氧推进剂燃烧所处的压强低, 而且其自身燃烧慢, 产生的扰动信号弱, 所以用声发射法无法对贫氧推进剂在低压下的燃烧性能进行有效的测试。

3.2 靶线法

我国贫氧推进剂静态燃烧性能测试方法目前采用的是靶线法^[8,9]。由于贫氧推进剂燃烧不稳定, 在燃烧过程中有时出现成块脱落, 燃烧的金属颗粒溅射等现象, 导致在测试中其熔断丝有时被非正常砸断或熔断, 解决问题的方法是对熔断丝进行保护。另外, 由于低压下贫氧推进剂燃烧的不完全性, 造成贫氧推进剂燃烧后, 燃烧室壁上附着一层燃烧不完全的附着物, 这些残渣容易堵塞进气管道、放气管道、阀门和过滤器等, 因此在贫氧推进剂药条燃速测试后, 应该用氮气吹除燃烧室壁上的附着物, 经常对管道、阀门等进行清洗。同时应考虑对靶线法测试系统的管路进行适当改造。

笔者将贫氧推进剂靶线法燃速测试数据与直连式固体火箭冲压发动机实验数据对比(见表1)发现, 靶线法测得的贫氧推进剂静态燃速数据与非堵塞燃气发生器中推进剂燃速的数据基本上吻合。

表1 不同方法测得的铝镁贫氧推进剂燃速

Table 1 Burning rate comparison of fuel-rich propellant containing Al and Mg measured by two methods

类 型	静态燃速	发动机燃速
p/MPa	0.49	0.498 ± 0.010
$r/\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$	2.52 ± 0.24	2.445 ± 0.131

3.3 热电偶法

法国测试贫氧推进剂燃速采用的是热电偶法^[6]。

这种燃速测量方法现已很少用于室温下贫氧推进剂燃速的测量。其主要问题是常压下低燃速推进剂测试结果(常压下燃速为 $0.6 \text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$) 偏高 40%。对这种现象的解释是, 由于周围金属块的限燃作用, 低燃速推进剂燃烧时金属燃烧及不完全燃烧所产生的残渣改变了温度分布, 从而使燃速测试值偏高。

3.4 超声波法

超声波法测速的基本原理是利用超声波测厚原理在不同时刻测试未燃推进剂药柱的长度。

该方法的一个优点是只用一个试样扫描一次就可以测得在 $0.1 \sim 1 \text{MPa}$ 压强范围内的所有推进剂燃速。而热电偶法一次只能测得一个压强下推进剂的燃速。

在法国^[6], 超声波测定贫氧推进剂燃速的方法逐渐取代了热电偶测燃速的方法。在超声波法中, 试样的尺寸要大一些。当燃烧室内用氮气增压后, 就可以对试样进行点火。

该法不仅可用于贫氧推进剂药块燃速及燃速温度敏感系数测量, 还可用于燃气发生器试样、 $> 100 \text{mm}$ 缩比冲压补燃室特性以及全尺寸发动机工作特性的测试。

法国的 Fourest 等人^[6]将多种方法测得的数据进行比较, 结果发现, 除了热电偶法测量低燃速贫氧推进剂的燃速数据偏高外, 其它方法所测数据均与全尺寸发动机测得的数据相吻合。因此, 他们认为, 只要合理选择实验方法, 采用缩比发动机进行实验, 既可以节省时间和经费, 又可以保证一定精度。

3.5 发动机法

对于堵塞式燃气发生器, 可以直接在固体火箭发动机试车台上进行。为了节省实验经费, 可以采用缩比发动机或标准发动机进行实验。发动机地面试车可以获得推力、压强、温度和工作时间等一整套数据, 而且与实际燃气发生器工作状态相似。但实验经费昂贵。

对于非堵塞燃气发生器实验, 考虑到燃气发生器的压强与冲压补燃室压强的一致性, 一般采用与补燃室联试的方式。通常在固体火箭冲压发动机的直连式试车台上进行。这种直连式装置的实验除了可以获得燃气发生器某一工作压强下的工作特性外, 还可以通过调节进入冲压补燃室的空气流量和压强, 来改变补燃室压强, 进而考察燃气发生器中富燃燃气流量的调节特性和燃气发生器的工作特性, 从而获得全面的数据, 但直连式实验的消耗更大。

3.6 其它方法

除了上述测试方法外,还有一些方法也可以用于贫氧推进剂燃速的测量。如在透明燃烧仪中利用一些光电记录设备对贫氧推进剂燃速进行测量,常用的方法有高速摄影法、激光测速法等。总之,只要能够准确测量低压、慢速燃烧试样燃速的方法,其重复性、准确性满足要求,同时具有经济、快速的特点,都是可以使用的方法。

4 低压燃速及燃速压强指数数据处理应注意的问题

4.1 压强的取值

在常规火箭推进剂的燃速及燃速压强指数处理时,对燃烧室压强的记录、燃速、燃速压强指数的回归

都采用表压,而实际发动机设计和性能计算中使用的是绝对压强。在火箭发动机的工作压强范围内(一般在 6MPa 以上),表压与绝对压强之间差 0.1MPa,对数据处理结果的影响很小。但是对于固体火箭冲压发动机,尤其是非壅塞固体火箭冲压发动机而言,燃气发生器工作压强很低(一般在 0.5MPa 以下),这时表压与绝对压强之间差 0.1MPa,对数据处理结果影响很大(在 0.5MPa 下相差 20%,在 0.1MPa 时相差达到 100%)。特别是用 Vieille 燃速公式回归时,压强的影响为非线性,在低压下用表压回归的燃速压强指数与用绝对压强回归值有显著的差别(见表 2)。考虑到与发动机设计和性能计算中数据的一致性,建议采用由绝对压强回归的燃速压强指数。

表 2 Vieille 公式($r = a_v \cdot p^n$)回归参数计算结果

Table 2 Regression parameter calculated by Vieille formula

回归参数	配 方					备 注
	A-01	A-02	A-03	A-04	A-05	
$n_{v,a}$	0.68	0.28	0.13	0.26	0.32	a 系列 (p 为表压)
$a_{v,a}$	1.729	3.550	3.917	3.839	3.133	
$R_{v,a}$	1.0	0.989	0.987	0.999	0.979	
$n_{v,b}$	0.71	0.30	0.14	0.28	0.33	b 系列 (p 为绝对压强)
$a_{v,b}$	1.641	3.430	3.854	3.719	3.010	
$R_{v,b}$	1.0	0.985	0.990	0.999	0.984	

注: 1) 表中下标 V 表示用 Vieille 公式回归的参数;

2) R 表示回归系数。

4.2 燃速规律

在低压下,贫氧推进剂燃速与压强的关系不一定遵循 Vieille 燃速公式。笔者经过对铝镁中能贫氧推进剂静态燃速与压强的关系回归后发现,在低压范围内(0.3 ~ 2.0MPa)用 Summerfield 燃速公式回归燃速与

压强的关系比 Vieille 燃速公式更好,但用 Summerfield 燃速公式得到的不同压强下燃速压强指数值是变化的(见表 2 和表 3)。因此,在处理低压下燃速与压强的关系时,要注意选用合适的燃速与压强的关系。

表 3 Summerfield 公式($p/r = a_s + b_s \cdot p^{2/3}$)回归参数计算结果

Table 3 Regression parameter calculated by Summerfield formula

回归参数	配 方				
	A-01	A-02	A-03	A-04	A-05
a_s	0.435	-0.455	-0.107	-0.0381	0.0127
b_s	0.187	0.326	0.372	0.304	0.313
R_s	1.0	0.997	0.999	0.9999	0.997
n_s (3.92MPa)	0.654	0.305	0.254	0.297	0.332
n_s (1.96MPa)	0.728	0.225	0.157	0.264	0.376
n_s (0.98MPa)	-	0.206	0.046	0.235	0.386
n_s (0.49MPa)	-	0.223	-0.145	0.167	0.301

注: 1) 表中下标 S 表示用 Summerfield 公式回归的参数;

2) R 表示回归系数。

5 结 论

鉴于贫氧推进剂燃烧具有工作压强低、燃速慢、燃烧不完全、燃烧不均匀以及点火困难等特性,在贫氧推进剂燃烧性能测试时应根据其燃烧特点选择合适的测试手段。

根据国内外的研究得知,对低压下贫氧推进剂比较合适的燃速测试方法有靶线法、热电偶法、超声波法、发动机法和高速摄影法等。

在低压贫氧推进剂燃速及燃速压强指数的数据处理过程中,应注意表压和绝对压强之间的差异,同时要注意选用合适的燃速与压强关系式。

参考文献:

- [1] 张克勤. 冲压推进技术评论[J]. 推进技术, 1990, (3): 1.
[2] Biass E H and Richardson D Ramjet. The air-breathing

engine with no serviceable parts inside[J]. ARMADA International, 1996, 4: 34.

- [3] 梁守磐, 王树声. 冲压发动机的展望[J]. 推进技术, 1986, (1): 1.
[4] 刘兴洲, 等. 飞航导弹动力装置[M]. 导弹与航天丛书, No101, 北京: 宇航出版社, 1992.
[5] 方丁酉, 张为华, 杨涛. 固体火箭发动机内弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
[6] Fourest B and Masson C. Recherche et development de pro-pergols aerobies a fort expositant de pression [C]. Proc. of the 21st Int. Annu. Conf. of ICT, 1993, 39/1 - 14.
[7] 徐再荣. 特低燃速固体推进剂低压下的燃速测试[J]. 推进技术, 1998, 19(3): 94.
[8] 姜栋华, 肖月环. 中能贫氧复合固体推进剂提高性能的研究[J]. 推进技术, 1992, (5): 68.
[9] 陈协坤. 贫氧复合固体推进剂燃速测定的研究[J]. 推进技术, 1984, (4): 22.

A Study on Measurement of Fuel-rich Propellant Combustion Property at Low Pressure

ZHANG Wei, ZHU Hui, FANG Ding-you, XIA Zhi-xun, XUE Jin-gen

(National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: By consideration of the combustion characteristics of the fuel-rich propellant at low pressure, the various techniques to measure the combustion properties of the fuel-rich propellant, such as, the strand burner method, thermocouple method, ultrasonic method, firing test and high-speed photography method are evaluated. The difference between the recorded pressure and absolute pressure should be noticed in the low pressure experiment data process as well as the selection of the burning-rate and pressure correlations.

Key words: combustion property; fuel-rich propellant; low pressure; measuring method