

加速度对固体火箭发动机内弹道性能的影响^{*}

张如洲¹, 张 平¹, 李葆江¹ 魏英华¹
张钢锤², 郭 彤², 南宝江², 王 杰², 马喜梅²

(1. 北京理工大学 机电工程学院, 北京 100081; 2. 陕西动力机械研究所, 陕西 西安 710025)

摘 要: 用片型装药火箭发动机和含铝复合推进剂, 研究了加速度对固体火箭发动机内弹道性能的影响。研究表明, 在加速度 70 g 的条件下, 2010 推进剂的平均效应燃速比 $\bar{r}_a/r_0$ 高达 1.515, 固体火箭发动机的内弹道性能呈现明显的变化。该项研究对发动机设计有实际意义。

关键词: 固体推进剂火箭发动机; 加速度; 含铝推进剂; 内弹道性能; 燃速

中图分类号: V512.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055(2000)03-0006-03

Acceleration effects on internal ballistics performance of solid rocket motor

ZHANG Ru-zhou¹, ZHANG Ping¹, LI Bao-jiang¹, WEI Ying-hua¹
ZHANG Gang-chui², GUO Tong², NAN Bao-jiang², WANG Jie², MA Xi-mei²

(1. School of Electron-Mechanical Engineering, Beijing Inst. of Technology, Beijing 100081, China; 2. Shaanxi Inst. of Power Machinery, Xi'an 710025, China))

Abstract: The experimental study of the acceleration effects on the internal ballistics performance of solid rocket motor was presented. Combustion test was conducted at the AET-3 type high acceleration test stand. The aluminized composite solid propellant were tested in unidirectional burning propellant slab motor. The experimental results indicate that the average burning rate augmentation ratio $\bar{r}_a/r_0$ of propellant 2010 is as high as 1.515 at 70 g , the internal ballistics performance of solid rocket motor exhibits a significant change. It is useful for design of solid rocket motor.

Key words: Solid propellant rocket engine; Acceleration; Aluminized propellant; Interior ballistic performance; Burning rate

1 引 言

60 年代初, 美国航空航天局的专家们发现加速度对火箭飞行性能和安全有重要影响后, 相继投入大量人力物力开展研究工作, 取得了重要进展, Crowe 等人提出了燃烧物理模型和动力学模型, 为建立加速度效应机理奠定了基础。目前研究趋势是向广度和深度进军^[1], 热点是结合工程实际, 如加速度对内弹道性能的影响, 对绝热层烧蚀率的影响等。研究方案采用燃烧实验和理论分析相结合的方法, 实验研究是在重点实验室的 AET-3 型高过载实验台上进行的, 使用片型装药火箭发动机。

2 燃烧实验

燃烧实验用的推进剂配方见表 1。

Table 1 Composition of propellant

Items	HIPB+ TDI	Al	AP			
Content/ %	8.26	18.5	15~35	17.5	8~28	8
MMD/ μm	—	29	335	245	135	6~8

Remarks: Propellant code 2010, $r_0 = 7.66\text{ mm/s}$ $\bar{p}_0 = 5\text{ MPa}$

燃烧实验是在 AET-3 型高过载实验台上进行

* 收稿日期: 1999-05-22; 修订日期: 1999-07-26。基金项目: 国家重点实验室基金项目。

作者简介: 张如洲 (1931—), 男, 大学, 教授, 研究领域为火箭技术与燃烧。

的。为了研究加速度对固体火箭发动机内弹道性能的影响, 燃烧实验必须在设定的加速度场环境里进行。实验时, 先操作变频器使试验台的传动传输轴达到设定的转速, 提供所要求的加速度场。为了对实验结果能进行科学的分析和比较, 要求使用相同的片型装药发动机并保持装填参数不变, 即指装药尺寸和形状、喷管材料和喉径、点火器结构和装药量都不变。发动机安装在接口部件上, 其位置必须完全满足加速度向量垂直指向装药燃面的条件。实验是在加速度值 $a=0\text{ g}$, 70 g 条件下进行的。实验结果见图 1。

从图中可以明显地看出, 当 $a=70\text{ g}$ 时, 其燃烧室压力 p 远比 $a=0\text{ g}$ 时为高, 而燃烧时间 t 则有所减小。

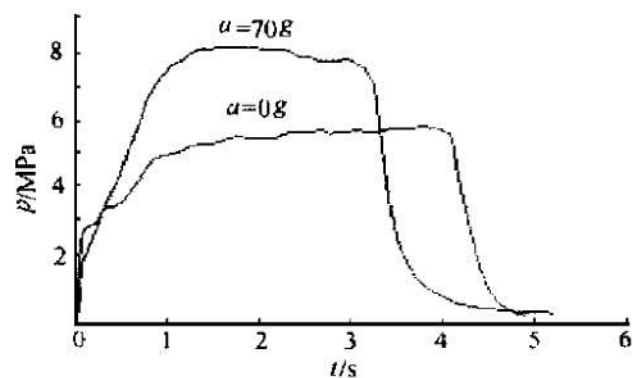


Fig. 1 Pressure-time curve

3 结果分析

在加速度值为 0 g , 70 g 条件下, 固体火箭发动机内弹道性能数据的比较见表 2。

Table 2 Comparison of internal ballistics performance of solid rocket motors in an acceleration field

Parameters	Accelerated value	
	0 g	70 g
Maximum thrust F_m/N	104. 415	140. 272
Time of maximum thrust t_{Fm}/s	3. 825	1. 825
Average thrust F_{cp}/N	91. 251	118. 321
Hot thrust F_b/N	97. 345	118. 672
Time of hot thrust t_{Fb}/s	4. 125	3. 305
Maximum chamber pressure p_m/MPa	5. 724	8. 056
Time of maximum chamber pressure t_{pm}/s	3. 825	1. 825
Average chamber pressure p_{cp}/MPa	5. 001	6. 796
Chamber pressure with heat p_b/MPa	5. 335	6. 816
Time of chamber pressure with heat t_{pb}/s	4. 125	3. 305
Action time of motor t_a/s	4. 900	5. 180
Burning time of motor t_b/s	4. 125	3. 305
Total impulse $I/(\text{N} \cdot \text{s})$	397. 892	425. 501
Effective total impulse $I_{eff}/(\text{N} \cdot \text{s})$	376. 411	391. 052
Total pressure impulse $I_p/(\text{MPa} \cdot \text{s})$	21. 805	24. 438
Effective total pressure impulse $I_{peff}/(\text{MPa} \cdot \text{s})$	20. 628	22. 459
Specific impulse $I_{sp}/(\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg})$	2216. 7	2300
Characteristic velocity $C^*/(\text{m}/\text{s})$	1489. 385	1505. 027
Discharge coefficient $C_D/(\text{s}/\text{cm})$	$6. 714 \times 10^{-6}$	$6. 644 \times 10^{-6}$

由表 2 的结果可以看出: 固体火箭发动机性能在加速度条件下发生了明显变化, 平均燃烧室压强 p_{cp} 升高 36%, 燃烧时间 t_b 降低 20%, 其他各项参数也有些变化。造成这种变化的原因很多, 但起主导作用的是含铝复合推进剂的加速度敏感性, 而核心问题则是推进剂燃速的加速度敏感性。燃速变化是固体火箭发动机内弹道性能变化的决定因素。影响燃速变化的因素很多, 如铝粉含量、粒径和形状; 氧化剂含量、粒径和级配比例; 静态燃速值; 加速度大小和其矢量指向燃面的方位角; 燃烧室压强; 燃烧室内流场和喷管流场等。

评估推进剂的加速度敏感性的一个重要指标, 是平均效应燃速比 $\bar{r}_a/r_0$ ($\bar{r}_a$ 为加速度值为 a 下的平均效应燃速, r_0 为加速度为 0 时的燃速), 而 2010 推进剂在 $a = 70 g$ 时, $\bar{r}_a/r_0$ 值高达 1.515。造成敏感性较大的原因除铝粉含量较高^[2]外 ($W = 18.5\%$), 静态燃速 r_0 小 ($r_0 = 0.766 \text{ cm/s}$) 也是一个重要影响因素。要科学地分析这一问题, 需要借助三个工具, 即口袋模型^[3]、粒子动力学模型^[4,5]和燃烧模型^[4,6]。这三个模型是互相关联的, 其中口袋模型是前提, 它阐述 AP 对铝粒子的凝聚与燃烧过程的影响。粒子动力学模型是分析的基础, 它是研究在加速度场下凝聚铝粒子的受力状态和粒子飞离或滞留燃面所需的条件。燃烧模型则是探讨粒子滞留在燃面上以后的热力学过程。

含铝复合推进剂在加速度场中燃烧, 分动态过程和稳态过程。在动态过程中, 燃烧开始时, 由于 AP 的点火温度低而先行燃烧, 放出的热量使 HTPB 粘合剂呈熔融状态, 热量向药柱燃面深处传递使铝粒子预热, 并在 AP 形成的口袋中完成累积和相变过程, 铝粒子还与相邻的铝粒子发生碰撞粘接在一起形成比原始铝粒子大许多倍的凝聚铝粒子, 又称之为铝球。

研究表明, 紧靠燃面的铝球下部流速较低, 而在铝球上部的流速较高, 根据伯努利定理, 铝球下表面的压强 p 高于上表面压强 p_c , 故铝球有总压强差 F_{pdt} 存在。又已知作用在铝球上的加速度力为 F_a , 当 $F_{pdt} > F_a$ 时, F_{pdt} 起着压差举力的作用, 它克服加速度力 F_a , 将铝球举起, 使其飞离燃面; 当 $F_{pdt} < F_a$ 时, F_{pdt} 起着压差阻力的作用, 即 F_a 克服 F_{pdt} , 并迫使铝球滞留在燃面上, 并在燃面上形成凹坑, 铝球与凹坑底部

有一很小的气隙 λ , 犹如铝球漂浮在凹坑里一样。由于铝球的温度接近燃气温度, 而燃面的温度又比铝球温度低得多, 故热能通过气隙 λ 反馈给燃面。所以, 铝球滞留在燃面上形成热源是造成燃速增加的重要原因。加速度值越大, 铝粉含量越高, 静态燃速越小, 滞留在燃面上的铝粒子也就越多, 反馈的热量也就越多, 效应燃速 r_a 值就越高, 平均燃速比 $\bar{r}_a/r_0$ 值也就越大。

5 结 论

(1) 2010 推进剂的燃烧性能对加速度很敏感, 在加速度为 $70 g$ 的条件下, 平均效应燃速比 $\bar{r}_a/r_0$ 高达 1.515, 这主要是铝粉含量高、静态燃速低两个因素造成的。

(2) 推进剂的加速度敏感性主要表现为使推进剂的燃速增大, 进而诱发燃烧室压强升高, 燃烧时间缩短和内弹道性能发生变化。本文研究的结果对评估推进剂配方, 预估固体火箭发动机内弹道性能有实际意义。

(3) 燃速的加速度敏感性对火箭飞行中的安全构成威胁。进一步开展加速度效应的研究工作是必要的。

参 考 文 献

- [1] Langhenry M T. Acceleration effects in solid propellant rocket motors [R]. AIAA 86-1577.
- [2] 张如洲, 李葆江, 郑晓平, 等. 加速度对含铝复合推进剂燃烧特性的影响 [J]. 推进技术, 1995, 16 (2).
- [3] Cohen N S. A pocket model for aluminum agglomeration in composite propellants [R]. AIAA 81-1585.
- [4] Crowe C T. A unified model for the acceleration produced burning rate augmentation of metalized solid propellants [J]. Combustion Science and Technology, 1972 (5).
- [5] 张如洲, 李葆江, 方继明, 等. 在加速度场下含铝复合推进剂燃烧中粒子动力学研究 [J]. 推进技术, 1998, 19 (3).
- [6] Lucy M H, Jones I W, Stephens M V. Acceleration effects on the performance of Solid propellant rocket motor [R]. AIAA 76-742.

(责任编辑: 盛汉泉)