

固体火箭发动机旋转对燃速的影响

国防科学技术大学 张为华** 曹泰岳 万章吉

【摘要】 从实验和理论两方面探讨了固体火箭发动机旋转对燃速的影响。对含铝复合推进剂在试片发动机、全尺寸装药发动机工作状态下旋转对燃速的影响进行了研究, 获得了大量实验数据。得到以下几点结论: 铝粉含量相同时, 燃速敏感性随铝粉粒度增大而增大; 铝粉粒度相同时, 燃速敏感性随铝粉含量增大而增大; 高燃速推进剂加速度阈值高, 燃速敏感性小。

关键词: 旋转固体发动机 燃速预示 实验研究 理论研究

1 实验研究

进行试验发动机、全尺寸装药发动机实验 200 余发, 从这些实验数据总结出旋转对燃速影响的规律。采用稳态和瞬态模型编制程序, 从理论上预示了燃速变化规律。

1. 1 旋转试车台及实验方法

旋转试车台由离心试验盘和无级调速电机等组成, 可供试片发动机或装药发动机用。离心试验盘上对称开有 4 个定位孔, 试片发动机 (一个待实验, 一个作为配重) 对称地固定在盘上。试片发动机喷管采用收敛扩张形, 药片粘接在弓形平板上, 该板用螺钉固定在燃烧室端部, 燃面与加速度方向之间的夹角 (方位角) 可按需调节, 加速度大小通过无级调速电机调节。装药发动机则装在悬臂中心实验, 模拟发动机真实工作状态。测量压强和推力随时间的变化规律, 方法如图 1 所示。

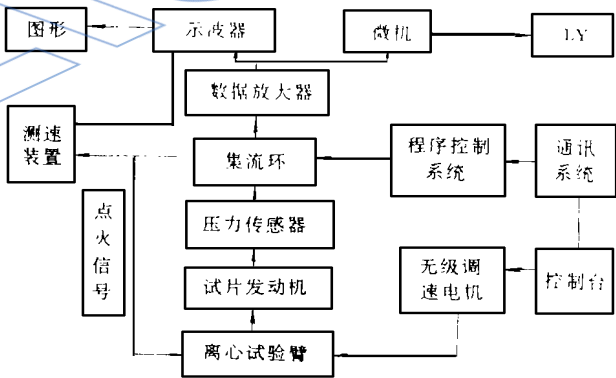


图 1 旋转试车台及测试系统

实验用推进剂为丁羟推进剂, 一种压强 6MPa 燃速为 15mm/s 左右, 故简称为高燃速推进剂; 另一种压强 6MPa 燃速为 7mm/s 左右, 简称为低燃速推进剂。低燃速推进剂的实验比较容易做, 而高燃速推进剂的实验则比较困难。这是因为高燃速推进剂由于燃速高, 沉积速度快, 喉径变化大, 造成试片发动机实验压强时间曲线难于处理。喷管收敛段采用二次收敛型后, 这个问题得到了解决。

1. 2 实验结果

1. 2. 1 低燃速推进剂试片发动机实验

低燃速推进剂配方如下: AP 为 60~80 目和 100~140 目各半, 含量 70%; Al 为 16 μ , 含量 16%; 丁羟胶和增塑剂的含量 14%。应用声发射法测量该推进剂的燃速, 经整理得到推进剂燃速公式: $r_{b(+20^{\circ}\text{C})} = 2.8964p^{0.5069}$ 。式中 r_b (mm/s) 表示燃速, p (MPa) 表示压强。试片发动机中的燃速高于相同压强下声发射法测得的燃速, 经几十发试片发动机实验数据整理得到的燃速公式为: $r_{b(+20^{\circ}\text{C})} = 3.096p^{0.5069}$ 。加速度水平对燃速的影响示于表 1 中前 4 行。由表可知, 燃速比 r_a/r_b 随加速度的提高而增大。

表 1 不同加速度、不同方位角情况下的的燃速比

序号	1	2	3	4	5	6	7	8
加速度 a (g)	0	12.52	28.17	50.08	78.25	112.7	200.3	345.1
压强 p (MPa)	5.0	5.73	6.18	6.54	6.90	6.69	6.89	7.9
燃速 (mm/s)	6.999	7.885	8.595	9.740	9.935	11.15	11.81	13.85
燃速比	1	1.051	1.102	1.214	1.205	1.374	1.435	1.569
方位角 ($^{\circ}$)	90	60	45	30	0	-60	-90	
压强 (MPa)	7.22	5.94	5.39	5.26	5.21	3.81	4.22	
燃速 (mm/s)	11.12	8.66	7.88	7.81	7.74	5.72	5.64	
燃速比	1.223	1.048	1.006	1.006	1.004	0.9596	0.9162	

加速度方向的影响示于表 1 中的后 4 行。实验用推进剂为另一种低燃速推进剂。发动机中的燃速公式为: $r_{b(+20^{\circ}\text{C})} = 3.338p^{0.5069}$, 实验加速度为 78.25g。由表可见, Φ (方位角) = 90 $^{\circ}$ 燃速最高, 当 Φ 偏离 90 $^{\circ}$ 不大时才有较强的加速度效应, $\Phi = -90^{\circ}$ 时燃速最低, 残药较多燃烧不完全^[1]。

1. 2. 2 高燃速推进剂试片发动机实验

对高燃速推进剂, 着重研究了推进剂配方参数 (铝粉粒度及含量) 的影响。4 种配方示于表 2 中。4 种配方在试片发动机中测量的燃速公式为: (1) $r_{b(+10^{\circ}\text{C})} = 7.6894p^{0.3827}$, (2) $r_{b(+15^{\circ}\text{C})} = 8.3583p^{0.3459}$, (3) $r_{b(+15^{\circ}\text{C})} = 9.8072p^{0.3001}$, (4) $r_{b(+15^{\circ}\text{C})} = 6.7220p^{0.3943}$ 。

表 2 高燃速推进剂配方

序号	AP		Al		丁羟胶和增塑剂 (%)
	含量 (%)	规格 (μm)	含量 (%)	规格 (μm)	
1	70	3~4	16	25	14
2	74	3~4	12	25	14
3	70	3~4	16	16	14
4	70	3~4	16	32	14

加速度与高燃速推进剂敏感性之间的关系示于图 2 中。由图可知, 当铝粉含量相同时, 燃速对加速度的敏感性随铝粉粒度增大而增大; 当铝粉粒度相同时, 燃速对加速度的敏感性随铝粉含量的增加而增大。

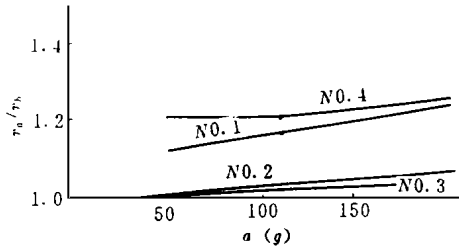


图 2 燃速比随加速度水平的变化

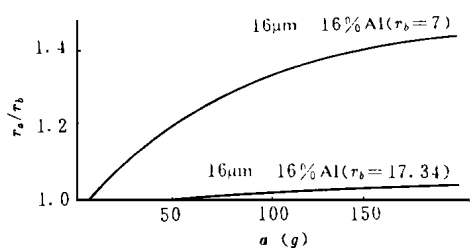


图 3 加速度敏感性的比较

高、低燃速推进剂加速度阈值有较大差别。由图 3 可知，高燃速推进剂加速度阈值为 50g，低燃速推进剂为 5g (16% Al 16 μ m 推进剂)。不同配方的推进剂加速度阈值大小不同。

1. 2. 3 装药发动机实验

对多发“锥—柱”形发动机和星孔药柱发动机进行了旋转、不旋转对比实验。“锥—柱”形装药发动机采用 Φ 118 标准发动机，喉径 14.55mm。装药有关参数见表 3。表中 D_o 为药柱外径， D_1 为圆柱段直径， D_2 为锥段大头直径， L_1 为圆柱段长度。

星孔药柱发动机也是 Φ 118 标准发动机，喉径 21.9mm，装药为十角星形，药柱外径 106mm，肉厚 24mm，各发药长 L_p 及装药量如下： L_p (mm) 为 220、214、205； M_p (kg) 为 2.025、1.960、1.850。

经实验曲线整理得到的推进剂燃速、燃烧室平均压强、燃速敏感性列于表 4 中。由表可见，提高转速，燃速敏感性增大。“锥—柱”形药柱发动机燃

表 3 装药尺寸和质量 (尺寸单位: mm)

序号	D_o	D_1	D_2	L	L_1	M_p (kg)
1	106.0	56.7	75.96	211.0	114.5	2.125
2	105.0	56.8	75.50	213.0	114.5	2.157
3	105.9	56.3	75.46	218.5	113.0	2.060

速敏感性大。加速度对星孔药柱发动机的影响不及“锥—柱”形药柱发动机明显。说明药型型面对旋转发动机内弹道性能有较大影响。由实验观察，旋转状态与静态相比，燃烧室中沉积物明显增加。

表 4 旋转发动机实验结果

序号	“锥—柱”形发动机			星孔形发动机		
	1	2	3	1	2	3
转速 (r/min)	0	920	1300	0	920	1300
压强 (MPa)	5.643	6.669	8.599	4.128	4.353	4.011
燃速 (mm/s)	9.337	11.586	17.70	13.71	15.14	14.46
燃速比	1	1.14	1.531	1	1.075	1.069

由以上实验得出: (1) 推进剂燃速比存在某一个加速度

阈值。加速度小于此值，燃速不受加速度大小影响; (2) 推进剂燃速比取决于加速度大小和方向。药型型面对旋转发动机内弹道性能有较大影响; (3) 推进剂配方对燃速敏感性有一定影响。一定范围内提高铝粉粒度和含量可增大燃速敏感性。为了减小或消除燃速敏感性可采取如下措施: ①尽可能使发动机在推进剂所对应的加速度阈值下工作; ②选用基础燃速较高的推进剂; ③一定范围内减小铝粉粒度及含量; ④药型设计时尽可能减小垂直于加速度向量

的燃面占总燃面中的份额。

2 燃速敏感性预示理论研究

为了找到一种比较通用的旋转工作状态下推进剂燃速的预示方法,对原有模型中某些明显不妥之处,如金属颗粒尺寸分布,金属球团变形与变形模量之间的关系等进行修正,采用改进的稳态和瞬态模型对燃速敏感性进行了计算分析,编制了程序,其结果与实验结果趋势一致^[2,3]。我们认为燃速增大的机理是:金属颗粒在惯性力作用下滞留于燃面附近,使燃面局部形成凹坑,金属球团在凹坑内长大,金属球团在炽热燃气与冷推进剂表面之间的“热短路”作用最终导致推进剂燃速增大。燃速敏感性预示的理论模型分稳态和瞬态两类。稳态模型不考虑过程随时间的变化,瞬态模型考虑球团和凹坑两个方面的时间历程。

2.1 稳态模型^[2]

金属球团的力平衡关系式、推进剂表面的热平衡关系式、金属球团的变形条件以及金属球团的质量平衡关系式构成了稳态模型的控制方程。金属球团的力平衡关系式和推进剂表面的热平衡关系式通过对球团与凹坑间小缝隙内流动与传热分析获得;金属球团的变形条件通过对球团表面能和体力势能的分析获得;质量平衡关系式通过凹坑内球团的消耗与补给关系获得。控制方程可采用逐次逼近法求解。计算表明,燃速敏感性随加速度水平提高和基础燃速减小而增大。燃烧室压强、铝粉粒度及含量的影响呈现某种复杂趋势^[2]。

该模型应用于内弹道预示程序中,获得十分满意的效果。图 4 给出了前已述及的“锥—柱”形发动机实测压强时间曲线和内弹道计算压强时间曲线,实验测量值与计算值吻合较好。

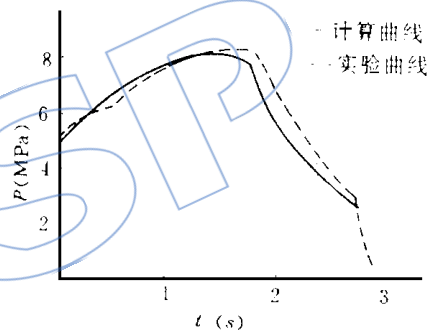


图 4 实测与计算压强时间曲线的比较

2.2 瞬态模型^[3]

瞬态模型考虑参数随时间的变化,描述瞬态特性。金属球团力平衡条件、推进剂表面热平衡条件、球团变形条件以及质量平衡条件构成了瞬态模型的控制方程。前 3 个条件同文献 [2]。球团质量平衡条件和时间有关,不同于文献 [2]。凹坑直径和燃速比均与时间有关。计算方程中的常微分方程采用改进的欧拉法求解。计算表明,燃速大小与时间历程有关^[3]。该模型还没有用于内弹道预示。下一步我们拟开展这方面的工作。

稳态模型用于内弹道预示程序,可获得比较满意的效果,对工程设计有较大参考价值;稳态和瞬态模型可定性预示多种参数的影响规律,可供发动机设计和推进剂配方设计时参考。

参 考 文 献

- 1 曹泰岳,常显奇,蹇泽群等. 固体火箭发动机燃烧过程理论基础. 长沙:国防科技大学出版社,1992: 448
- 2 曹泰岳. 含金属的固体推进剂在加速度场中燃烧时燃速敏感性的预示. 宇航学报, 1988; 1: 74
- 3 曹泰岳. 含金属固体推进剂在加速度场中燃烧时瞬态燃烧特性的预示. 推进技术, 1987; 5: 9

(责任编辑 杨再荣)