

5. 固体火箭发动机 SRM

5.1. 概述	2
5.2. 基本组成	3
5.3. 工作原理	5
5.4. 发动机的工作时间和装药的燃烧时间	8
5.5. 后效冲量	9
5.6. 航天器固体火箭发动机性能参数示例	10
5.7. 航天固体推进系统的主要特点	12
5.8. 推进剂选择	13
5.9. 应用举例	15

5.1. 概述

固体火箭发动机（**Solid Rocket Motor**，简称 **SRM**）：

利用自带的固体推进剂，经过燃烧反应产生喷气射流，产生推力的热动力装置。

固体火箭技术起源于中国。

在中国的宋朝时期（公元 960~1279 年），以黑火药为能源制成的各种火箭，不仅应用于焰火娱乐，也应用于军事战争。

图 1 和 2 是中国古代火箭、最古老的两级火箭——火龙出水的示意图。

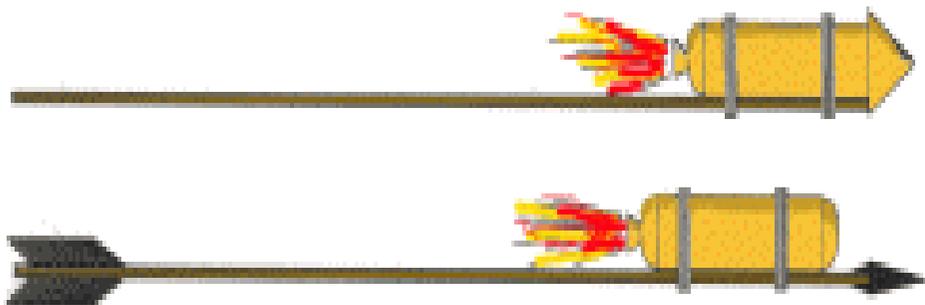


图 1 中国古代火箭示意图



图 2 中国最古老的两级火箭——火龙出水

5.2. 基本组成

固体火箭发动机主要组成：燃烧室；推进剂主装药；喷管；点火装置

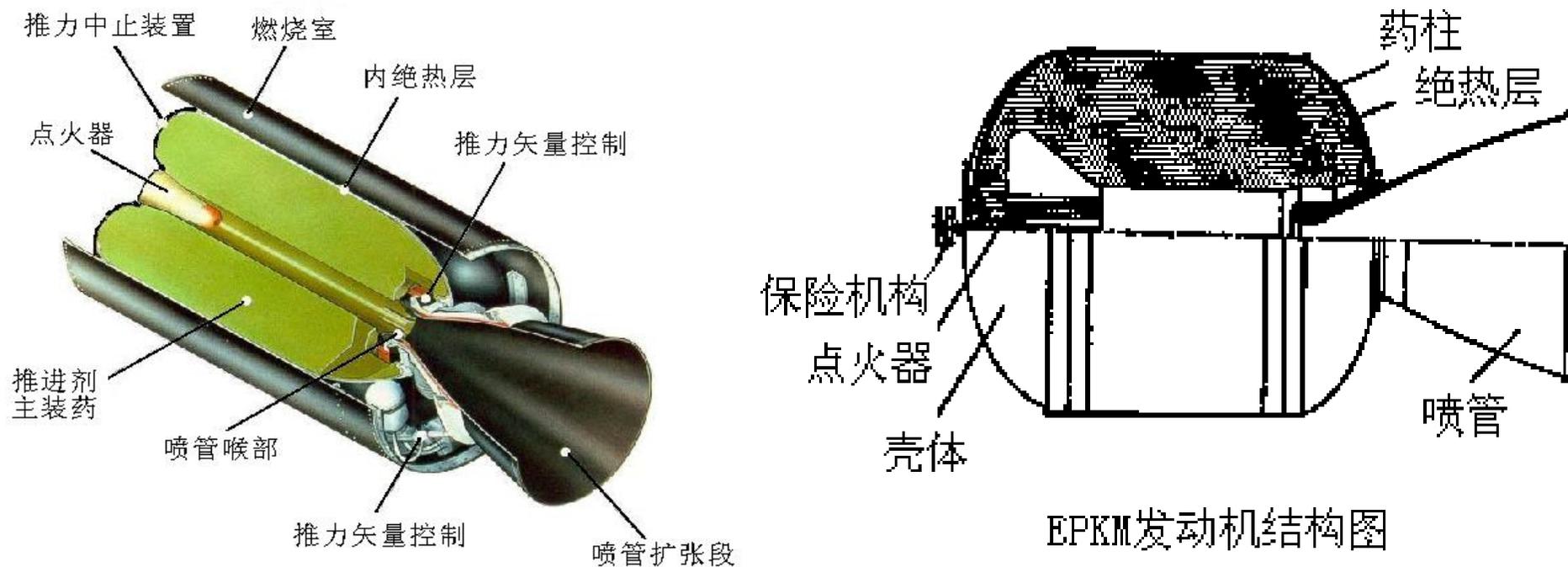


图 4 典型固体火箭发动机

各部件的主要功能是：

燃烧室（Combustion Chamber）：

- 燃烧室既是贮存推进剂主装药的容器，又是推进剂主装药燃烧的场所。

推进剂主装药（Propellant Grain）：

- 主装药是根据预期的发动机推力方案，将固体推进剂制成一定的形状和尺寸，放置于燃烧室中。
- 固体推进剂包括燃料、氧化剂和其它辅助组元。

点火器（Ignition System）：

- 用于点燃主装药，使发动机顺利起动工作
- 一般由安全保险机构和点火器组成
- 点火器包括发火管、点火药盒和点火药或点火发动机
- 安全保险机构的主要作用是防止点火装置意外点火

喷管 (Nozzle):

燃烧室内高温高压燃气的出口，能量转换装置。其功能是：

- 控制高温燃气的流出，以保证燃烧室内有足够的压强，使推进剂主装药正常燃烧；
- 喷管通常都采用先收缩后扩张的拉瓦尔喷管，使燃气流速从亚音速加速到超音速，将燃气的热能转化为燃气流的动能，产生反作用推力；
- 通过喷管实现推力大小和方向的调节与控制。

5.3. 工作原理

固体火箭发动机的工作过程描述：

- 点火器工作
- 点火药燃烧产生高温点火燃气
- 点燃主装药，主装药燃烧产生高温高压的燃气，将化学能转化为热能
- 高温高压燃气在喷管中膨胀加速，燃气的热能转化为燃气的动能
- 燃气喷出产生反作用推力。

基本假设：

- 发动机工作过程是稳定的，不随时间而变。
- 燃烧产物符合理想气体定律，其平均比热不变。
- 推进剂在燃烧室内完全燃烧，燃烧过程的细节可以忽略不计。
- 工质的流动是等熵的，与外界无热交换，不存在摩擦、粘性等耗散损失。
- 工质在垂直于发动机轴线的任何截面上各处的状态参数如速度等都相等。
- 工质在入口处的速度为零，在出口处的速度方向都平行于喷管的轴线。

借助热力学中的 $p - v$ 图（又称压容图、示功图）和 $T - S$ 图（又称温熵图、示热图）来描述固体火箭发动机的理想工作过程示意图。

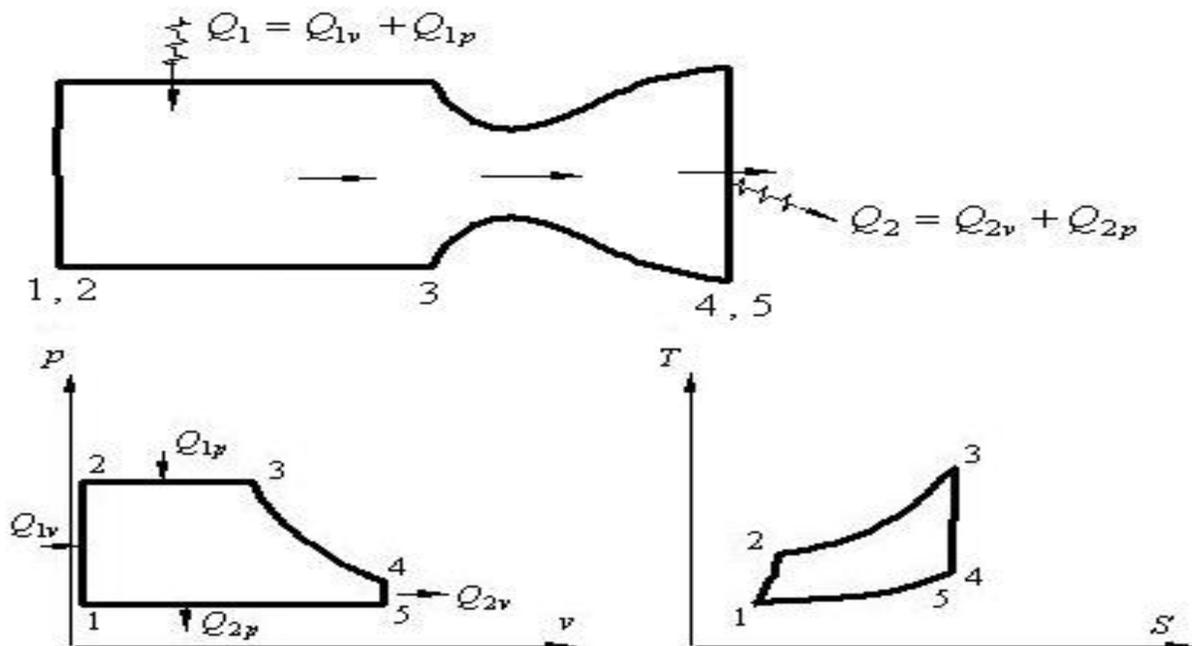


图 固体火箭发动机理想热力循环

序号	过程	名称	描述
1	1-2	定容压缩过程	当常温常压下的推进剂在燃烧室内瞬时点燃后，产生高温高压的燃烧产物，压强迅速上升，直至达到燃烧室内的额定平衡压强。
2	2-3	定压加热过程	推进剂在定压环境下持续燃烧，定压爆热能量几乎全部施加给工质，固体推进剂不断变为气态燃烧产物，因而比容增加，工质的温度继续有所增高。
3	3-4	等熵膨胀过程	燃烧室内的高温高压燃气工质在喷管内作等熵膨胀流动，工质的压强、温度不断降低，比容、速度增大，最后从喷管出口处排出。
4	4-5	定容放热过程	喷管出口处的压强迅速降至周围介质的压强，假设是一个定容放热过程，因而工质的比容不变，而压强、温度和熵均减小
5	5-1	定压放热过程	工质在与周围介质相同的压强下放热、冷却并凝结，直至最后恢复到循环的初始状态

5.4. 发动机的工作时间和装药的燃烧时间

发动机的工作时间：

- 从发动机点火起动、产生推力开始，到发动机排气过程结束、推力下降到零为止的全部时间。
- 在实际计算常用的发动机工作时间确定方法：以发动机点火后推力上升到 10%最大推力或其它规定推力的一点为起点，以发动机熄火后推力下降到 10%最大推力或其它规定推力的一点为终点，时间间隔为发动机的工作时间(或者用 0.3MPa 压力法)。

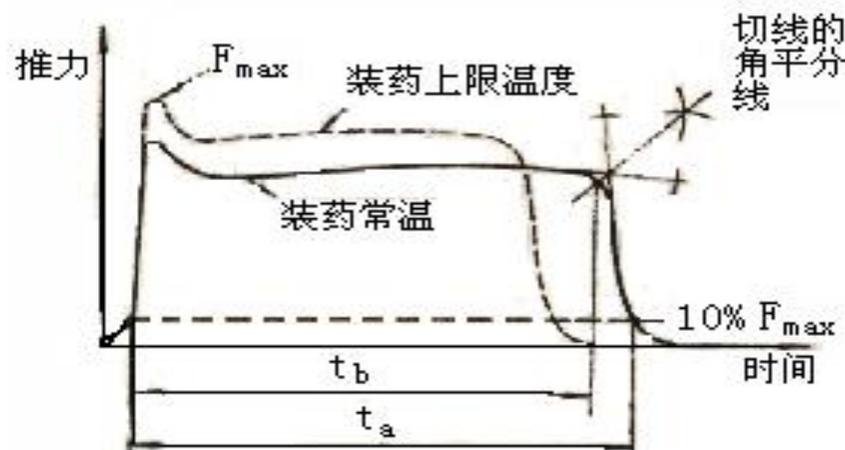


图 典型的推力—时间曲线

发动机装药的燃烧时间：

- 发动机点火起动、装药开始燃烧到装药燃烧层有效厚度烧完为止的时间，不包括装药燃烧结束后的推力下降过程，也就是推力-时间曲线的后效段。
- 实际计算确定方法：在推力-时间曲线的工作段后部和下降段前部，分别作一切线，两切线夹角的角平分线与推力-时间曲线的交点，即为装药燃烧结束的终点。

5.5. 后效冲量

固体火箭发动机熄火后，燃烧室燃烧产物的向外排出过程形成了推力—时间曲线的拖尾段，在拖尾段中推力所产生的冲量，称为发动机的后效冲量：

$$I_e = \int_{t_b}^{t_m} F(t) dt$$

式中

tb—主装药燃烧结束时间；

tm—发动机推力消失为零的时间。

发动机的后效冲量及其偏差对航天器的入轨、星箭分离精度等都有影响
减小这种影响，要求后效冲量小的固体火箭发动机，采用推力中止装置措施。

5.6. 航天器固体火箭发动机性能参数示例

性能参数是衡量整体性能的技术指标

发动机的质量、推力、比冲、工作时间。

典型的航天器用固体火箭发动机性能指标如表 1 所示。

表 典型的航天器用固体火箭发动机性能指标

型号	制造商	平均推力 (kN)	比冲 (m/s)	工作时间 (s)	尺寸 $\phi \times L$ (mm)	总质量 (kg)	质量比	备注
DFH2A-A*	中国	40.92	2835	40	896×1489	580	0.88	东方红 2A 同步通信卫星的远地点发动机
EPKM	中国	179.2	2863.5	87	1700×2928	6001	0.907	“长征 2E”运载火箭的近地点发动机, 可把约 3 吨的载荷送入地球同步转移轨道, 推进剂 HTPB
Dropt	法国	4.3 最大值	2714.6		800×1634	755	0.908	ELDO PAS 卫星近地点发动机
Mage 2	欧洲	45.5 最大值	2869.5	43.7	766×1525	530	0.925	“阿里安”运载火箭的远地点发动机, 可向同步轨道发射载荷 500~680kg
EBM	意大利	57	2858.7	80	1351×1736	1729	0.927	“IRIS-P*”上面级近地点发动机
KM-D	日本	16.7	2877	35.9	633×992	244	0.9	M-3S2 上面级发动机, 1989 年发射卫星入轨
Star 5C TE-M-344-15	美国	1.953	2629.1	2.8	121×341	4.47	0.465	转轨发动机, 截止 1989 年共试验和飞行 892 次
Star 13A TE-M-516	美国	5.8	2827.4	15.3	343×581	38.1	0.869	“Thor-Burner 2”的抛射级发动机, 或 Comet 返回舱的脱轨发动机

Star TE-M-731 ⁶²	美国	/	2873	115	1595×1443	2615.44	0.94	用于航天飞机上发射大载荷，于1978年进行过一次试车，但未投入应用
Orbus 6E	美国	78.68	2978.3	103	1608×3104	3031	0.898	惯性上面级发动机的第二级发动机，带有可延伸出口锥
Orbus 21	美国	185.3	2898	152	2337×3150	10382	0.935	惯性上面级发动机的第一级发动机，用于运载火箭的上面级发射载荷
SVM-7	美国	43.2	2877.3	/	762×1445	440.9	0.93	SVM 系列发动机、“国际通信卫星”、SMS 1 气象卫星的远地点发动机
ICM	美国	/	/	0.001	/	/	/	脉冲控制发动机，每台发动机含有多个点火管，点火管工作时产生一次脉冲控制力
ERINT-C*	美国	6	脉冲推力 冲量 51.15N·s		直径 255mm	/	/	增程拦截弹的姿轨控发动机，发动机组由 180 台微型固体发动机组成，按 18 台一圈共 10 圈呈径向辐射状均匀排列

5.7. 航天固体推进系统的主要特点

- 常规特点：结构简单、使用维护方便、操作简单、可长期贮存、机动性好、可靠性高，满足总冲、推力、工作时间等性能
- 是运载火箭的有效载荷，是航天器的一部分；
- 工作环境为（近）真空
- 工作时要求平稳、准确、可靠性高
- 推进剂能量高、装填密度大
- 燃烧室采用非金属或轻质高强度金属材料，结构多样化
- 喷管面积比大
- 喷管大多采用特型及潜入式复合喷管
- 推力终止设计

5.8. 推进剂选择

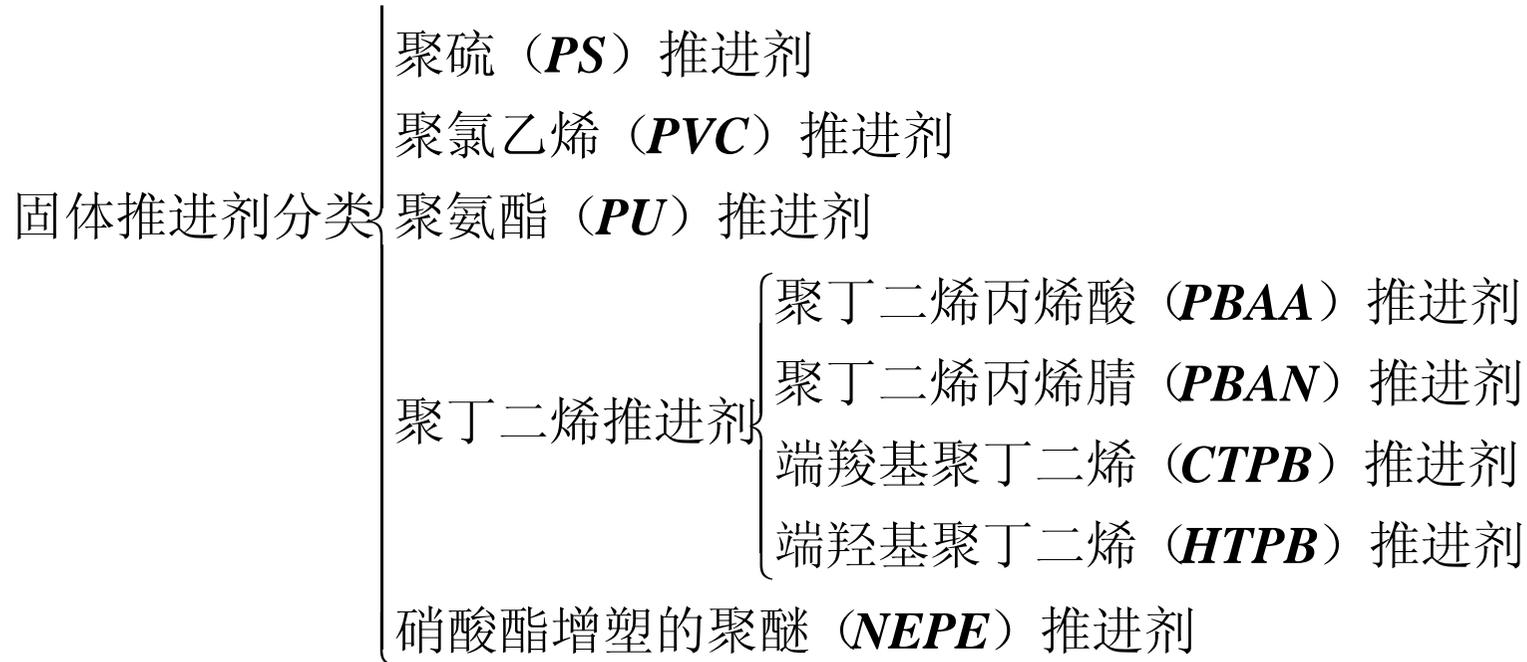


图 固体推进剂分类

选用推进剂原则：

1. 推进剂的能量特性
2. 推进剂的内弹道特性
3. 推进剂的燃烧特性
4. 推进剂应具有优良的力学特性
5. 推进剂应具有优良的物理化学安定性
6. 推进剂应具有良好的安全性能
7. 推进剂具有尽量低的特征信号：特征信号是指喷管羽流的烟、火焰及羽流辐射能。
8. 其它方面的要求。如毒性小、来源丰富、生产成本低等

5.9. 应用举例

EPKM 发动机是卫星近地点轨道转移用的发动机

是目前中国最大的航天用发动机

可把约 3 吨的有效载荷送入地球同步转移轨道，

当运载火箭将卫星和 EPKM 发动机送入地轨道后，在达到需要转移轨道的位置时，发出点火信号，通过三级点火方式点燃 EPKM 发动机，产生推力，将卫星从地轨道送入同步转移轨道。

发动机的基本组成包括燃烧室、主装药、喷管和点火装置。

燃烧室：

- 由壳体、绝热层、人工脱粘层、衬层组成；
- 壳体材料为玻璃纤维增强塑料、前后裙材料为 ZL205A 高强度铸造铝合金，壳体外部有防静电层；
- 内绝热层和人工脱粘层材料为丁腈酚醛石棉软片。

主装药:

- 为前翼柱形装药，由双燃速、HTPB 推进剂浇铸而成；
- 双燃速推进剂前后串装，头部翼槽部分为低燃速推进剂。

喷管:

- 潜入式、复合固定喷管；
- 喷管壳体材料为铸造钛合金 ZT4，喉衬材料为整体毡碳/碳复合材料，扩张段为碳带高硅氧/酚醛树脂缠绕而成。

点火装置:

- 点火器和保险机构组成，保险机构为力矩电机式，发射前 100min 用地面控制盒解除保险。