

# 小型全固体运载火箭的发展<sup>①</sup>

张 德 雄

(西安市 159 信箱, 710000)

**摘要** 介绍了小型全固体运载火箭的技术特点和主要型号的性能水平; 分析了小型运载火箭用固体发动机的当前技术水平。

**主题词** 运载火箭 固体火箭发动机 航天推进 卫星发射

## 1 前言

小型全固体运载火箭的发展始于 50 年代末, 迄今应用它已发射了数百颗小型卫星。它的主要特点是结构简单, 工作可靠, 机动性强。许多国家的运载火箭发展都是从研制小型全固体型号开始的, 如美国的侦察兵系列, 日本的 M 系列, 印度的 SLV 系列等。60 年代中期以后, 由于人造卫星等航天器逐步向大型化发展, 其运载火箭随之逐步向固体助推器—液体芯级—固体顶级的构型模式演化, 如美国的德尔它系列, 大力神系列, 航天飞机, 西欧的阿里安系列, 日本的 N 系列, H 系列。这种模式较好地综合了固体和液体两种动力系统的优点, 经济性较合理。但是小型卫星并未被淘汰, 它作为大型卫星的补充仍不乏用户, 特别是近年来, 低成本、高性能小型卫星的发展更是出现了热潮。

发射小型卫星的一种方式是利用大型运载火箭的剩余能力搭载, 但局限性很大。第二种方式是使用专用小型运载火箭, 这是最有效的方式。由于小型卫星, 特别是军用小型卫星, 对于时间性和机动性要求严格, 因此需要发射设施简易, 发射操作简便; 运载火箭具有野战能力, 反应迅速, 在一定程度上类似于机动式弹道导弹; 以及发射成本低廉。固体运载火箭较液体运载火箭能够更好地适应上述需要, 因此专用小型运载火箭的发展均以固体动力系统为主导, 由表 1 列出的 12 种当今主要的小型运载火箭可见, 大多数是全固体系统, 只是自由号和 ILV 有所不同。

机动发射是专用小型运载火箭的发展趋势, 美国的新型“飞马座”运载火箭已具有空中机动发射能力, 他们还设想利用现役潜地弹道导弹改型, 其它国家也有这类设想。预计小型全固体运载火箭将有较大的发展。

## 2 小型全固体运载火箭

目前, 小型全固体运载火箭已有数十种型号, 其中一些主要型号介绍如下。

<sup>①</sup>此文1991年12月收到

表 1 各国主要的小型运载火箭<sup>(1)</sup>

火箭名称	国别	级数	推进剂	发射能力(kg)
侦察兵 G-1	美	4	固体	220(550km 轨道)
侦察兵-2	美-意	4+2SRB	固体	550(200km 轨道)
白羊座-1A	美	3	固体	317(低轨道)
大蓬车-1A	美	3	固体	230(270km 轨道)
大蓬车-2	美	4	固体	450(270km 轨道)
ILV-S	美	2	固液	270(250km 轨道)
小型低轨道火箭	欧洲	4	固体	300~500(300km 轨道)
自由-1	美	2+LRB	液体	230~1600(低轨道)
ASLV	印度	4+2SRB	固体	150(400km 轨道)
飞马座	美	3	固体	410(480km 赤道轨道)
金牛星	美	4	固体	
M-3S2	日	4+2SRB	固体	720(低轨道)

## 2.1 侦察兵火箭

侦察兵系列是最有代表性的小型运载火箭,它由 4 级固体发机构成,1960 年首飞,31 年中发展了 18 个型号,自 1963 年服役以来,发射成功率达 95.6%,早期发射能力仅 55kg,历经改进,目前已达 219kg。它的 G-1 型是目前的在用型号,重 21.5t,长 23m,直径 1.14m,发射成本 1100~1200 万美元,其各级发动机性能示于表 2。

1988 年美意合作研制侦察兵-2(或称鹰-侦察兵),将发射能力提高至 450kg,而发射成本仅增加 300 万美元。侦察兵-2 的基本构型是,使用了性能较高的第四级,并在第一级上捆绑了两台固体助推器。

## 2.2 白羊座火箭

白羊座系列利用退役的民兵-1 导弹三级发动机(M55A-1, M56A-1, M57A-1)改进后构成,通过不同的组配可构成多种型号。

表 2 侦察兵 G-1 各级发动机性能<sup>(2)</sup>

级别与代号 性 能	一级	二级	三级	四级
	Algol III A	Castor II A	Antares III A	Altair III A
长度(m)	9.07	6.19	2.89	1.40
直径(m)	1.14	0.79	0.76	0.51
推进剂质量(kg)	12700	3730	1286	275
总质量(kg)	14180	4430	1390	300
真空总冲(kN·s)	32385	10254	3736	772
平均真空推力(kN)	467.2	284.3	83.1	25.4
推进剂	PBAN	CTPB	HTPB	CTPB
最大压强(kPa)	6688	5509	5743	5674
燃烧时间(s)	56.2	35.3	44.0	25.2
面积比	6.5	21.2	56.8	50.3
制造厂	联合工艺公司	锡奥科尔公司		
飞行控制系统	空气舵+燃气舵	反作用发动机	反作用发动机	自旋

白羊座-1 仅采用 M56A-1 发动机, 用作探空火箭。白羊座-2 是由 M56A-1 和 M57A-1 构成的两级试验火箭, 用作高速再入研究。系列中的 HPTEM 和 HOE 均由 M55A-1 和 M56A-1 构成, 分别用于洲际导弹数据测量试验和反导弹武器演示。白羊座-4 是同步轨道小型卫星 (70kg) 运载火箭, 由民兵-1 各级+FW-4 发动机+远地点发动机构成。白羊座-1A 仅知由三级发动机构成, 分析认为它们可能是 HOE 的两级+TEM-364-4 类的发动机, 其低地轨道运载能力为 317kg。

### 2.3 大蓬车火箭<sup>(3)</sup>

大蓬车系列由多台卡斯托发动机配以适当的顶级构成, 专用于发射小型卫星。其特点是成本低, 加工周期短, 对发射台适应性强, 可多星发射, 使用简便, 可靠性高, 并且采用了模块化结构。大蓬车系列的运载能力为 135~1800kg (270km 轨道), 可以各种倾角发射, 发射成本为 1000~2500 万美元。该系列的组配以大蓬车-1A (图 1) 为例, 它是一种 1+1/2+顶级的构型, 即一台卡斯托-5 加一台半长卡斯托-5 再加顶级星-37FM。其入轨能力为 230kg。大蓬车-2 是在 1A 基础上捆绑了 2 台卡斯托-5, 其运载能力加大至 450kg。大蓬车-4 是在 2 型基础上再捆绑了 4 台卡斯托-5, 它用来发射同步卫星 (270kg), 远地点发动机用星-27。

卡斯托-5 是卡斯托发动机系列中最大型号, 直径 1.27m, 长 8.9m, 其设计和卡斯托-2, 卡斯托-4 相似, 作为芯级, 它配备有柔性喷管, 面积比 8:1。卡斯托系列 30 年来已点火和飞行 1700 多台, 仅有 2 台失败, 成功率 99.9%, 是一种高度可靠的固体发动机。

## 2.4 飞马座和金牛星火箭<sup>(4)</sup>

飞马座是采用 80 年代后期的先进技术研制成的三级固体火箭, 总长 15.24m, 直径 1.27m, 总重 18.6t。它是第一枚从空中发射的运载火箭, 它装于 B-52 重型飞机机身下, 在海面上空 13.4km 高空投放后点火。如此集火箭和航空器优点于一体, 使运载能力提高了一倍, 可将 410kg 载荷发射至 270km 轨道, 而每次飞行成本仅 600 万美元。成本低不仅得益于载机的速度, 而且主要得益于发动机的高空点火, 由于高空点火, 使得一级发动机的面积比已提高到 40:1, 使比冲和面积比为 8:1 的常规喷管相比提高了  $176\text{N} \cdot \text{s} / \text{kg}$ , 且可采用轻型结构和三角翼, 降低重力损失和推力损失。空中发射的另一优点是具有很强的机动性, 可在各种地点以各种轨道倾角发射。空中发射还使得起飞后机场无需整修, 不存在靶场安全问题, 因而发射很简便, 水平组装操作也十分简便。因此这种发射方式已引起各国重视。飞马座的三级发动机性能列于表 3。

表 3 飞马座和金牛星各级发动机性能

级 别 性 能	飞马座一级	飞马座二级	飞马座三级	金牛星一级
直径(m)	1.27	1.27	1.27	2.34
壳体长度(m)	7.442	2.288	0.831	8.34(总长)
装药量(t)	12	3	0.77	44.44
工作时间(s)	76	71	64	60
推力(kN)	508	137	41	1853
最大工作压强(MPa)	8.24	8.02	5.66	9.65(平均)
壳体	IM-7 / HBRF-55A 石墨纤维 / 环氧复合材料			凯夫拉 / 环氧
内绝热层	填充凯夫拉的 EPDM			EPDM
推进剂	1.3 级低燃速的 HTPB			1.3 级 HTPB
喷管	三向碳 / 碳整体式喉衬和人口段			
推力向量控制	空气舵	柔性接头		
用途	飞马座一级 金牛星二级	飞马座二级 金牛星三级	飞马座三级 金牛星四级	MX 一级 金牛星一级

金牛星是飞马座的派生型，又称标准小型运载火箭，它可将 1600kg 的卫星送至 270km 低倾角轨道，目前处于全尺寸研制阶段。金牛星实际上是 MX 第一级+适当改进后的飞马座。金牛星的主要特点是成本较低，可靠性高，对发射场要求低，发射操作简便，可以在光秃秃的水泥台上发射，在运到发射场后 5 天内即可准备完毕，接到命令后可在 72h 内完成发射。

2.5 M 火箭<sup>(5)</sup>

日本的运载火箭有两大系列，L-M 为全固体系列，主要用于科学卫星；N-H 为固体和液体并用系列，用于同步卫星。在 L-M 系列中，L 为探空火箭，M 为运载火箭，共有 7 个型号，即 M-4S，M-3C，M-3H，M-3S2，M-5 等，从 1971 年首飞以来，用它们已发射过 19 颗卫星。M-3S2（图 2）于 1978 年开始研制，总长 27.8m，起飞质量 62t，可将 720kg 卫星送至低地轨道，1985 年 1 月首飞成功。它采用捆绑助推器，并对原第二、三级发动机进行了全面改进，使运载能力增大了一倍。

M-5 是 M 火箭的最新型号，由三级发动机构成，起飞质量 130t，低地轨道运载能力 2t，可见，已属于大型运载火箭了。表 4 列出 M 火箭各级发动机的主要性能。

表 4 日本 M-3S2 和 M-5 各级发动机性能

型号	SOB	M3S2 一级	M3S2 二级	M3S2 三级	M3S2 四级	M-5 一级	M-5 二级	M-5 三级
代号	SB-735	M-13	M-23	M-3B	KM-9	M-14	M-24	M-34
总长(m)	8.25	14.75	6.19	2.68	1.23	14.1	7.3	4.3
直径(m)	0.735	1.410	1.407	1.495	0.788	2.5	2.5	2.2
总重(t)	4.853	32.375	11.543	3.578	0.461	78.8	34.6	10.8
药重(t)	4.016	27.098	10.317	3.287	0.419	70	30	10
真空比冲 (N·s/kg)	2609	2609	2776	2874	2815	2708	2865	2953
平均推力(kN)	327	1270	526	132	32	—	—	—
燃烧时间(s)	32	55	55	71	36	51	—	—
面积比	9.13	7.80	23.24	51.84	46.13	11	—	—

续表 4

型号	SOB	M3S2 一级	M3S2 二级	M3S2 三级	M3S2 四级	M-5 一级	M-5 二级	M-5 三级
代号	SB-735	M-13	M-23	M-3B	KM-9	M-14	M-24	M-34
喷管喉径(mm)	240	445	280	152	72	—	—	—
壳体	HT-140N	HT-200H	HT-210N	Ti-6Al-4V		HT-230	HT-230	—
推进剂	CTPB-16-16		HTPB-14-18			—	—	—
喷管喉衬	石 墨					—	—	—
推力向量控制	柔性接头	二次喷射		自旋	—	柔性 接头	二次 喷射	

日本也计划在 M-5 的基础上发展一种空射型火箭，其起飞质量 51.85t，长 17.25m，低地轨道发射能力 127kg。这也是一种三级火箭，一、二级用 M-5 的二、三级，第三级用 M-3S2 的第三级，载机拟用波音 747-200。

日本空间发展局还计划研制一种 1t 级低地轨道运载能力的小型火箭，打算采用 H-2 助推器为其第一级，M-3S2 的二级为第二级，预计 1996 年首飞。此外，日本打算在 S-520 型探空火箭基础上发展一种发射超小型卫星的运载火箭，其起飞质量 2.37t，长 9.82m，直径 0.524m，可将 17kg 的卫星送入 200×1000km 的轨道。

2.6 其他小型固体火箭

西欧发展了一种四级式低轨道小型固体运载火箭，计划于 1992 年首飞，运载能力为 300~500kg (300km)。从其发射能力分析，其尺寸和美国的侦察兵火箭相仿。

澳大利亚私营公司计划和欧美联合发展的一种小型商业火箭，称为澳大利亚运载火箭 (ANL)，以提供小型卫星发射服务，其尺寸将比侦察兵-2 大得多，能将 1200kg 载荷送入 200~1000km 低轨道。

以色列的 Shavit 运载火箭具有 155kg 的运载能力，于 1990 年 4 月发射了以色列第二颗卫星，据报导它是耶利哥导弹的改型，又有报道说它是一种三级固体火箭。

印度的运载火箭 SLV-3 于 1980 年已成功发射了 Rohini 卫星。这是一种四级固体火箭，总长 23m，直径 1m，起飞质量 16.9t，发射能力 40kg，轨道高度 450~1000km。印度的第二代运载火箭 ASLV 是在 SLV-3 基础上发展的，它除在第一级捆绑了两台助推器外，还改进了第一、二级的推进剂和第四级的壳体。ASLV 长 23.5m，起飞质重 39t，可将 150kg 的卫星送至 400km 的轨道上。印度目前还在发展一种尺寸更大的 PLSV 极轨道火箭。它沿用了 ASLV 的助推器，一级和三级是新设计的固体发

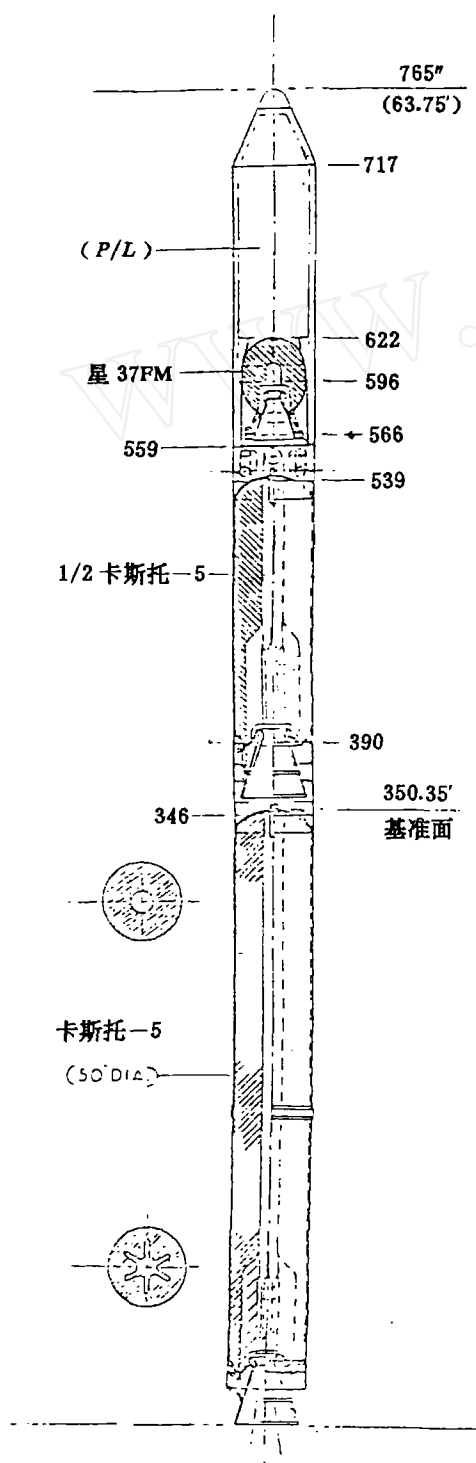


图 1 大蓬车 1A 小型固体运载火箭

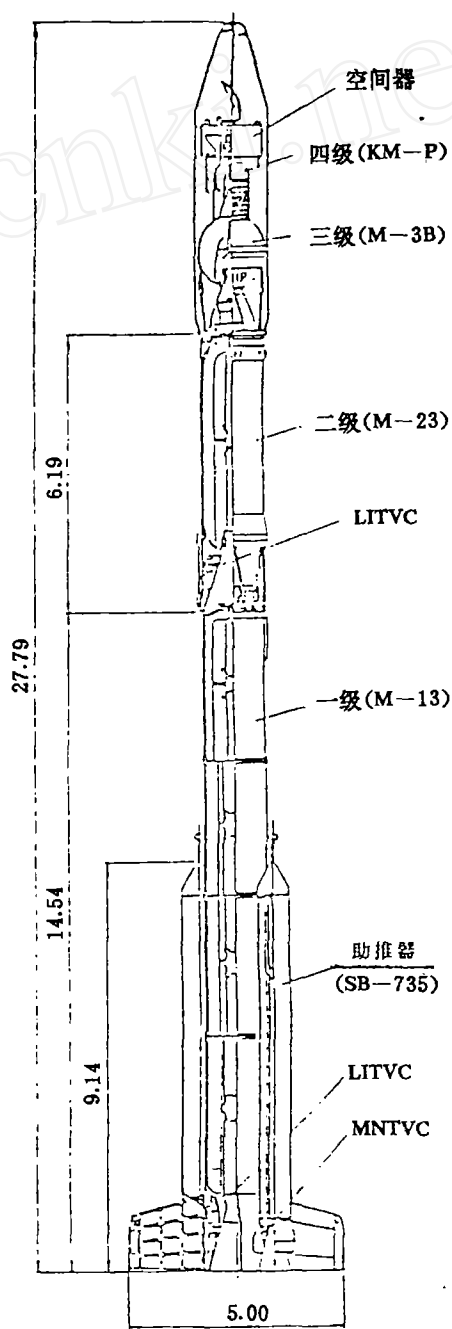


图 2 M3S2 小型固体运载火箭

动机。一级直径达 2.8m, 装药量 127t。这也属于大型运载火箭了。

巴西的小型固体运载火箭(VLS)是在 Sonda 4 探空火箭基础上发展的<sup>[6]</sup>, 总重 49t, 总长 18.5m, 发射能力为 120kg (1000km 圆轨道, 倾角  $25^\circ$ )。该火箭由四级固体发动机组成, 直径均为 1m, 第一级为 4 台 S-43, 二、三级分别为 S-43 和改性 S-40, 第四级为凯夫拉壳体的轻质发动机。印尼于 70 年代末开始固体火箭技术研究, 80 年代初发射了自行研制的单级和双级固体探空火箭。印尼明确表示要进一步发展小型固体运载火箭。

### 3 用于小型运载火箭的固体发动机技术

一般来说, 为满足小型卫星发射要求, 固体发动机必须做到低成本, 高可靠性, 并追求高性能。为达此目的, 最普遍的方法是沿用弹道导弹验证了的成熟技术, 这是固体运载火箭研制的一个重要特点。这可以提高可靠性, 降低研制成本。小型运载火箭固体发动机有些是直接借用导弹发动机, 但多数是进行一定的技术改进, 代表当前技术水平的飞马座火箭即是如此, 它的所有技术都是借用的, 如借用了三叉戟-2 和侏儒导弹的 IM7/HBRF-55A 石墨纤维/环氧复合材料; 侏儒和德尔它-2 火箭的填充凯夫拉的 EPDM 内绝热层; 潘兴-2 和德尔它-2 的 1.3 级低燃速 HTPB 推进剂; 潘兴-2 的飞行终止系统; 侏儒和潘兴-2 的柔性接头; 三叉戟-2 和德尔它-2 的碳/酚醛喷管出口锥和碳/碳喉衬, 侏儒的点火器; Aegis 的喷管机电作动筒, 等等<sup>[7,8]</sup>。

提高发动机性能可使小型运载火箭增大运载能力, 或者降低起飞质量以提高机动能力。固体发动机性能主要以比冲和质量比两项指标来表征, 欲提高发动机性能必须从推进剂药柱、壳体、内绝热层、喷管和推力向量控制系统、点火系统、飞行终止系统等各部分着手。

代表复合推进剂当前技术水平的是固体含量 88% 的 1.3 级 HTPB 推进剂, 其理论比冲为  $2580 \sim 2600 \text{ N} \cdot \text{s} / \text{kg}$ , 已被广泛应用。比冲为  $2650 \sim 2670 \text{ N} \cdot \text{s} / \text{kg}$  的 NEPE 推进剂已在 MX、侏儒、三叉戟-2 导弹上应用, 今后完全可能用于小型运载火箭, 但它的危险等级提高为 1.1 级, 安全问题较为突出。为此, 美国正在研制一种 1.3 级的 NEPE, 但其比冲略有降低。

壳体材料使用最多的仍是超高强度钢和凯夫拉。但为提高机动性能和降低全寿命成本, 德尔它-2 和飞马座火箭应用了三叉戟-2、侏儒等导弹的高强石墨/环氧复合材料。这可使壳体质量降低 20%, 因此可使性能获得重大提高。

内绝热层约占消极质量的 15%。当前已成功地使用凯夫拉填充的 EPDM 代替了传统的高硅氧填充的 EPDM, 从而降低了密度, 改善了燃气高流速区的烧蚀特性, 使绝热层可减轻 10%, 得到相当的性能增益。

喷管和作动系统分别占消极质量的 23% 和 11%。当前最常用的是柔性接头、3 向碳/碳整体式喉衬和入口段及碳/酚醛出口锥, 这被认为是成本和性能的最佳综合方式。采用碳/碳出口锥固然可使喷管质量减轻 10%, 但成本高昂得难以接受。作动系统当前多用涡轮液压系统, 这是比较理想的系统, 不过飞马座上采用了质量较轻的机电驱动系统, 加之其喷管柔性接头以玻纤/环氧为增强件, 以硅橡胶为柔性件, 使作动力



矩获得显著下降。

采用上述代表当前先进水平的技术,使发动机总冲比传统发动机可提高4%,消极质量可减轻12%,从而可增大有效载荷能力,减轻发射质量。

提高性能和降低成本的另一个途径是提高设计分析水平和改进工艺方法。在这方面美国目前已达到相当的水平,它采用分析—试验—检测—工艺控制一体化方法来提高发动机性能,其分析项目包括发动机优化、内弹道、燃烧性能、壳体设计分析、喷管型面、绝热层性能、结构、热力学、热化学、推力向量控制和药型设计等;检测使用全尺寸360°实时显像和CT技术;工艺实时控制重点是原材料和工艺过程,已考虑引入专家系统。这种方法使发动机达到了很高的置信度水平,大大减少了地面热试车数量,如飞马座三级发动机都只进行了一台热试车,就成功地进入了飞行状况。

工艺方法的革新途径是在研制初期就将设计和制造方法结合起来考虑。美国依此在飞马座固体发动机研制中采用了许多新工艺,如纯金属缠绕芯模;缠绕型橡胶绝热层;在橡胶层上微机控制湿法缠绕复合材料壳体;专用芯模整体式缠绕裙部;机器人进行包复层的均匀喷涂;推进剂浇注先进工艺等。这些工艺有效地降低了发动机成本<sup>[9]</sup>。

## 4 结束语

a. 小型全固体运载火箭应用于航天发射由来已久,近年来由于世界范围内小型卫星热潮的兴起,使其发展受到各国的普遍重视。这是因为在小型火箭领域内,固体发动机的机动性强,可靠性高,研制和发射成本低等优点更易发挥。

b. 小型全固体运载火箭当前发展的一个重要特点是实现机动发射。

c. 广泛继承弹道导弹成熟而可靠的技术,是小型运载火箭用的固体发动机的一个重要技术特点。这类固体发动机当前的发展趋势是实现高性能化。

## 参考文献

- 1 Gil P. Moteurs a poudre pour systemes de transports spatiaux. L'Aeronautique et L'Astronautique, 1989; 138; 5-15.
- 2 Tanck P A. The scout launch vehicle system. Proc. 2nd AIAA / USU Conf. on small satellite, Sept. 1988; 1-5.
- 3 Daniels M H. Conestoga launch vehicles. Space Congress, 25th, Apr. 1988; 11-8~11-16.
- 4 Carroll H. Design and development of pegasus propulsion. AIAA 89-2314; 1-5.
- 5 Akiba R. Experiences with solid rocket technology in development of M-3S II. IAF 85-175; 1-10.
- 6 Boscov J et al. Sonda-4 Brazilian rocket. Proc. 15th Intern. Symposium on Space Techno. and Science, 1986; 1417-1424.
- 7 Olmstean B A. Solid propulsion for lightsat. A 90-18847; 1-3.
- 8 Thacher J. Solid rocket history at Hercules. AIAA 91-2188; 1-10.
- 9 Carr C E. Solid rocket propulsion for small satellite application. Proc. 3rd

AIAA / USU Conf. on Small Satellite, 1989; 428-444.

## THE EVOLUTION OF SMALL-SIZE SOLID ROCKET LAUNCH VEHICLES

Zhang Dexiong

(P. O. Box 159, Xi'an, 710000)

**ABSTRACT** The technical features of small-size solid rocket launch vehicles and the performance level of the principal vehicles are described and the state-of-the-art of the solid propellant rocket motor used for small-size launch vehicles analysed.

**SUBJECT TERMS** Launch vehicle Solid rocket engine Space propulsion Satellite launching

### 单室双推力固体发动机径向 分层同期浇注工艺研制成功

战术导弹用单室双推力固体发动机中的双燃速同轴药柱,传统装药是采用将两种不同燃速的推进药浆分两次浇注,两次固化的工艺。这种装药工艺生产周期长,效率低,成本高。

新的装药工艺是采用隔离筒技术,先将一定尺寸的隔离筒安置在发动机壳体内,再将两种不同的推进剂药浆先后浇入隔离筒的外部 and 内部空间。装满药浆的燃烧室被固定在拉拔装置上,采用拉拔技术从药浆中拔出隔离筒,然后进行常规固化、脱模和整形,一次完成双燃速推进剂装药。

为了确保设计要求的两种推进剂界面形状和尺寸,研究出了运动速度控制法,通过控制内层药板运动速度和隔离筒拉拔速度,可使隔离筒拔出时,在两种推进剂界面迅速建立力平衡,从而保证界面的形状和尺寸。

该项技术曾用于  $\Phi 300\text{mm}$  发动机和 SRM-38 发动机假药装药,取得了满意结果。采用该工艺装药可以节省能源,提高生产效率,降低成本,对批量生产有明显的经济效益。

(费玉周)