

小型卫星的固体火箭推进系统*

张 德 雄

(向阳公司 47 所, 西安, 710000)

摘 要: 简述小型卫星热及对推进系统的选择, 讨论了各国小型运载火箭的固体推进系统, 分析了它们的特点和技术状况。

主题词: 运载火箭, 推进系统, 固体火箭发动机

分类号: V435

A SOLID ROCKET PROPULSION FOR SMALL SATELLITES

Zhang Dexiong

(The 47th Inst. of Xiang Yang Company of CASC, Xi'an, 710000)

Abstract: The upsurge of small satellites and the selection for their propulsion systems are briefly described. The solid rocket propulsions for small launching vehicle in the world are discussed in details and their technical features and state-of-the-art are analysed.

Subject terms: Launch vehicle, Propulsion system, Solid rocket engine

1 小型卫星热及推进系统选择

80 年代后期以来, 各航天国家都在积极研制各自的小型卫星, 并研制了专门用于小型卫星的小型运载火箭系列; 一些中小国家也在发展自己的小型运载, 作为航天发射的主要手段。

目前, 小型火箭多为固体推进系统, 其主要出发点是成本低和机动性好, 特别是成本。70~80 年代美国曾对固、液两种系统反复进行比较, 结论是二者可靠性相当, 而成本以固体系统为优。因而固体推进系统成为小型系统的优先选择方案。

2 小型固体运载火箭发展现状

当前全世界已拥有和正在研制小型固体火箭的有十多个国家, 型号达数十种 (见表 1)。

* 本文 1994 年 11 月 21 日收到

Table 1 World's main small solid launch vehicle series^①

No.	Name	Nation	First launch	Number of stages	Propulsion system	Launch mass (t)	Principal diameter (m)	Performance	Number of models
1	Scout G-1	USA	1960	4	All solids	24.0	1.14	220kg/550km, 37.7°	18
2	Scout G-2 (Model 4)	Italy-USA	~1995	3+ 4SRB	All solids	92.8	1.38	970kg/550km	3
3	Conestoga-1620	USA	1993	3+ 4SRB	All solids	~91.0	1.02	700kg/740km, 90°	5
4	Pegasus (Standard model)	USA	1990	3	All solids	18.5	1.27	290kg/460km, 0°	3
5	Taurus-120	USA	1994	4	All solids	73.0	2.34	1300kg/400km, 28°	4
6	Lockheed LLV-1	USA	~1994	2	All solids	~65.0	2.34	1000kg/185km	3
7	ASLV	India	1987	4+ 2SRB	All solids	41.0	1.00	150kg/400km, 46.5°	3
8	Space Clipper (Model 1234)	CIS	~1994	4	All solids	64.0	2.40	570kg/400×40000km, 65°	6
9	Start-1	CIS	1993	3	All solids	45.0	1.80	260kg/700×1000km, 75°	3
10	M-3S I	Japan	1985	3+ 2SRB	All solids	61.7	1.41	460kg/500km, 31°	8
11	Shavit	Israel	1988	3	All solids	30.0	1.56	150kg/250×1200km, 143°	2
12	ALD-P (Ariane-6)	France	~1998	3	1st and 2nd solids, 3rd liquid	~140.0	3.0	1000kg/1000km	4
13	VLS	Brazil	~1995	4	All solids	51.0	1.00	200kg/750km, 25°	1

① All in the table are launch vehicle series and only one model for each series is listed.

2.1 美国

美国的小型固体运载主要有四个系列。“侦察兵”是最有代表性的系列,由四级发机构成,1960年首飞以来已发展了18个型号,具有33年飞行史,其发射118颗小型卫星^[1],在役型号为侦察兵G-1。

“大蓬车”是纯商业运载火箭,于1993年夏首飞成功,该箭有1220,1420,1610,1620等型号,运载能力300~1300kg。该箭所用的“卡斯托”发动机应用范围极广,高度可靠,30余年点火1700多台,仅两台失败,成功率99.9%^[2]。

“飞马座”是一种代表当代先进技术的三级式固体火箭,共有三种型号,运载能力290~380kg。1990年首次飞行。飞马座的重要特点是空中发射,使运载能力成倍提高。通过加长各

级固体发动机和安装两台涡轮喷气发动机,可使运载能力再加大一倍,而成本只提高30%^[3,4]。

“金牛座”是飞马座的派生型,共有四种型号,原称为“标准小型运载火箭”。特点是操作简易,已于1994年首飞。

2.2 日 本

日本的M系列全固体运载火箭,包括7个型号,主要用于科学卫星,从1991年起已发射27次。现役M-3S2,可发射770kg的卫星,技术上已比较成熟,1985年首飞成功。M-5是在研型号,直径2.5m,起飞质量130t,是当前世界最大的全固体运载器,它综合了日本固体发动机的各项成果^[5]。在此基础上又派生出一种三级式空中发射型运载火箭,起飞质量52t,低地轨道能力1270kg。

J-1是日本另一种在研的固体火箭,起飞质量87t,运载能力900kg。它也是一种派生型,以H-2火箭的助推器的为第一级,并沿用了M-3S2的第二、三级。J-1和M-5均将于1995年首飞,它们将作为H-2火箭的补充,是2000年前后日本的两种主要运载工具。

2.3 西 欧

西欧主要在研型号是意大利的“侦察兵-2”,又称“圣马科侦察兵”,对侦察兵原型有重大改进。共有3种型号,其助推器和芯级均为Zefiro发动机,第三级选用IRIS顶级的EBM发动机,真空比冲 $286\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$,质量比0.9265,具有较高水平。西欧在研型号还有西班牙的“坎普利考尼奥”火箭和挪威的“LITTLEO”,都属侦察兵类小型固体运载,军民两用型^[6]。

法国计划采用M-4和M-5潜地导弹发动机技术研制一种空中发射的运载火箭,箭重18t,称为欧洲的飞马座,载机为“空中客车”大型运输机。法国还打算用阿里安-5助推器技术派生出小型运载火箭“阿里安-6”,共4种型号,作为阿里安-5的补充。其中“ALD-P”运载能力为1000km(1000km轨道),其一、二级发动机P85和P30装药量分别为85t和30t^[7]。

2.4 独联体

独联体的两种小型运载系列均由洲际导弹改装成,在前苏联解体前已开始这项计划。俄罗斯的“起点-1”火箭包括3个型号,采用三级固体发动机,原用于SS-25和SS-20机动式弹道导弹,起飞质量40~45t,已进行了演示性飞行^[8]。乌克兰的“空间快车”火箭由铁路机动SS-24洲际导弹改装成,空中发射型,3~4级式,有6个型号,载机为安-124,计划于1994年首飞。

2.5 印 度

四级式SLV-3火箭于1980年发射了Rohini卫星,质量40kg。其后继型ASLV也是全固体型,运载能力略低于侦察兵。ASLV除捆绑两台助推器外,其余各级也均有相应改进。印度的第二代型号PLSV采用固体一、三级,液体二、四级,它的固体发动机是全新设计,直径2.8m,一级装药量127t,三级采用凯夫拉壳体 and 柔性喷管,达到了一定水平^[9]。

2.6 以色列

在“耶利哥”中程导弹基础上研制了三级式“沙维特”固体火箭,1988年以来已发射三枚小型卫星。其后继型号NEXT为四级式小型商业运载火箭,对第1~3级有较大改进,发射能力400kg(500km极轨道),发射费1200万美元,具有一定竞争能力,已于1994年中期投入使用。

2.7 巴 西

巴西的 VLS 小型运载和侦察兵属同一类型,原计划采用液体第一级,由于需要高额投资而改为全固体型,各级直径均为 1.0m,关键技术需从国外进口,由于受“导弹技术控制条约”的制约,VLS 首飞至少要推迟到 1995 年。

2.8 其他地区

澳大利亚正和欧美联合开发一种商业固体火箭,名为澳大利亚运载火箭(ALV),运载能力 1000kg。韩国已宣布了发展各自运载器的计划。南非已和以色列共同研制小型火箭,计划于 1995 年发射卫星。

3 小型运载用固体发动机技术特点

3.1 模块化结构

实现系列化的主要手段是模块化结构。通常是用几种发动机通过不同方式的组合构成各种不同运载能力的型号,同一种发动机在同一系列的不同型号或不同系列中应用的情况十分普遍,使发动机的应用潜力得到了充分发挥,显著地节省了研制经费。例如美国的大蓬车火箭除顶级外,其余各级都使用同一类卡斯托-4 发动机,通过组合和捆绑形成 5 个型号,其助推器和芯级发动机的区别仅在于喷管,上面级和下面级的区别在于发动机长度和喷管膨胀比不同;意大利的侦察兵-2 情况与之极为相似,其助推器和芯级一、二级均为 Zefiro 发动机,由于捆绑助推器数量不同(0, 2, 4 台)形成 3 个型号;独联体的空间快车火箭采用 SS-24 导弹发动机和两种顶级,组成 0234, 0235, 1234, 1235, 2234, 2235 六个型号,其中数字 1、2、3 分别指采用 SS-24 导弹的一、二、三级发动机,4、5 指两种顶级发动机;美国的飞马座火箭和金牛座火箭有三个发动机基本完全相同;日本 M-3S2 火箭,J-1 和 M-5 火箭的空中发射型,其二、三级发动机也是相同的^[2]。

3.2 兼顾成本、性能和可靠性

高可靠性、低成本和高性能是对固体火箭的共性要求,但在不同应用领域其重点各有所异。大型航天器首先要求高度可靠,美国“国家发射系统”对固体发动机所提的可靠性指标是 0.999 (95%置信度),在此前提下努力降低成本。小型运载则特别强调低成本。在此基础上兼顾可靠性和高性能。小型运载用固体发动机可靠性通常要求达到 0.98 和弹道导弹相近,其顶级通常也选用高性能发动机,美、日、法、独联体还都研制了空中发射的小型运载火箭,有效地提高了运载能力^[10]。

3.3 极强的技术继承性

研制小型运载用固体发动机最普遍使用的途径是技术继承,特别是继承弹道导弹的成熟技术。这样不仅可显著地缩小研制规模,降低成本,缩短周期,还有效地保障了在高可靠性前提下提高性能。

小型运载和弹道导弹推进系统在尺寸、技术上有许多相似之处,因而可直接借用导弹或前继运载的发动机。如美国侦察兵火箭的卡斯托-2 发动机就来自中士导弹;金牛座的卡斯托-120 是 MX 导弹第一级的改型;独联体的起点-1 和空间快车直接沿用了 SS-24 和 SS-25 导弹的各级发动机。同时还可以通过技术上的放大研制新型号。美国飞马座和金牛座火箭所用的技术都是继承来的(见表 2),使飞马座研制周期缩短为 28 个月,研制费仅 4000 万美元。

Table 2 Technical inheritance of the SRMs in Pegasus and Taurus

Components in SRMs of Pegasus and Taurus	Precedent motors
Case material——IM7 carbon fiber/HBRF-55 Epoxy	Trident 2, SICBM
Internal insulation——Kevlar filled EPDM	SICBM, Delta 2
Propellant grain——class 1.3 low burning rate HTPB	Pershing 2, Delta 2
TVC system——light weight flexible joint	Pershing 2, SICBM
Nozzle throat insert——3D C/C ITE	Trident 2, Delta 2
Nozzle exit cone——C/phenolic	Trident 2, Delta 2
Nozzle actuator——electromechanical system	SEGIS
Igniter——pyrogen and toroidal igniters	SICBM, Delta 2, Pershing 2
Thrust termination system——flexible-linear-shaped charge	Pershing 2

4 当前技术状况

各个国家、不同时期发展的小型运载，其固体发动机技术水平有很大差异，就比冲和质量比为主要标志，它们可大致分为两类。一类代表了当前先进技术水平，其下面级发动机质量比 0.91~0.92，真空比冲 2700~2750N·s/kg，顶级发动机质量比 0.92~0.93，比冲 2800~2900N·s/kg。这些主要是美、俄近年来研制的型号和日本、法国的少量先进型号，表 3 列举一些发动机的性能。第二类是一般水平的发动机，它泛指美国早期的小型运载和其他国家多数型号。

4.1 固体推进剂

当前小型运载用推进剂的主流是 1.3 级丁羟复合推进剂，理论比冲 2580~2600N·s/kg，它是成本、能量、力学性能、安全性能的最佳综合。其中以美国水平最高，固体含量普遍达到 88%，理论比冲 2590N·s/kg，密度 1.80~1.82g/cm³，高低温力学性能优异。日本的 M-5 各级亦与之相近，法国、印度等国采用的丁羟推进剂固体含量大都只达 86%，密度 1.77g/cm³，比冲亦低 10N·s/kg。除丁羟外，丁羧（CTPB）和丁腈羧推进剂在各国仍有一定的应用，综合性能均低于丁羟。

前苏联固体推进剂研究已达到较高水平。它在活性粘合剂，硝基硝酸铵（NH₄N(NO₂)₂）氧化剂和三氯化铝等领域的研究已有相当规模。

4.2 壳体 and 内绝热层

在壳体标准方面，凯夫拉复合材料在小型运载的顶级发动机中应用已很普及，美、意、印度、巴西等国均已掌握了这项技术。前苏联生产的芳纶纤维性能已超过美国的凯夫拉，牌号为阿尔莫斯的纤维在长链中含有氮杂环基因，复丝抗拉强度是凯夫拉的 1.5 倍。碳纤维复合材料在一些国家亦已成熟并用于小型运载，如美国的飞马座和金牛星各级都是清一色

的碳纤维壳体,日本的 M-5 第三级和法国的 ALD-P 第二级亦如此。和凯夫拉相比,发动机壳体质量可减轻 20%。钛合金和高强度钢目前仍有应用,前者主要用于美、日早期的顶级发动机;后者多用于助推器和由助推器演变而来的芯级发动机,主要优点是成本低廉。

内绝热层约占惰性重量的 15%,三元乙丙橡胶的应用已相当普遍。近年来在新型号中已成功地采用凯夫拉作为其填充剂,绝热层质量减轻 10%。

Table 3 Performances of some SRMs used in small launch vehicles

	Pegasus 1st stage	Pegasus 2nd stage	Pegasus 3rd stage	Taurus 1st stage	M-5 2nd stage	M-5 3rd stage	ALD-P 1st stage	ALD-P 2nd stage
Diameter, m	1. 27	1. 27	0. 965	2. 363	2. 52	2. 18	3. 0	3. 0
Length, m	9. 39	3. 84	2. 08	7. 72	6. 67	4. 14	10. 3	4. 5
Propellant mass, t	12. 15	3. 03	0. 78	48. 99	30. 0	10. 0	85. 0	30. 0
Motor mass, t	14. 02 (stage)	3. 40 (stage)	0. 99 (stage)	53. 07	33. 2	10. 95	~95. 0	~32. 5
Mass ratio	0. 92~0. 93			0. 923	0. 904	0. 913	~0. 895	~0. 923
Aver. vac. thrust, kN	486. 7	122. 8	34. 6	1703. 0	1370. 0	294. 0		
Vacuum I_{sp} , N • s/kg	2884	2866	2788	2733	2815	2943		
Vacuum I_0 , MN • s	35. 07	8. 67	2. 18	133. 90	84. 50	29. 40		
Action time, s	72. 3	71. 4	64. 6	83. 0	63. 0	101. 0		
Propellant type	HTPB				HTPB		HTPB	
Case material	C/Epoxy				HT-230 steel	C/Epoxy	D6AC steel	C/Epoxy
Nozzle throat insert	C/C				Graphite		C/C	
TVC system	Control fins	Flexseal			Secondary injection	Flexseal	Flexseal	
Nation	U. S. A				Japan		France	

4.3 喷 管

喷管和喷管作动系统的占惰性重量的 35%。多向编织碳/碳喉衬和碳/酚醛出口锥已成为各国的通用材料,普遍认为这是成本和性能的最佳组合。出口锥如果使用碳/碳还可使喷管质量减轻 10%,但它成本高昂不适于小型运载使用。与此类似的是可延伸出口锥技术,多未被采用。

推力向量控制技术尽管液体二次喷射和柔性接头仍在平行地应用着,但后者更胜一筹,在先进发动机中多被选用。在美、法、日的发动机中,柔性接头已采用复合材料增强件和硅橡胶柔性件,喷管作动机构已开始用机械-电气系统代替常规的涡轮-液体系统。

4.4 设计和分析技术

计算机的普及推动着固体发动机设计分析技术日臻成熟,广泛用于发动机的设计优化、内弹道分析、壳体和药柱设计、喷管和绝热层热结构与热化学性能分析。以美国为例,其分析计算已可以处理三维效应、非轴对称载荷、材料和几何非线性、递增载荷、粘弹性和塑性效应、材料各向异性、温度相关性、材料降解和移动边界等问题^[11]。精确的设计分析结合数据库应用、原材料和工艺控制,以及冷试和缩比发动机试验,大幅度减少了全尺寸发动机试验数量。据 70~80 年代 18 种发动机 219 次点火试验的统计,当时国外弹道导弹用固体发动机研制阶段地面点火试验数为 11.0 次,大型运载用固体助推器为 6.7 次,顶级发动机 16.4 次。相比之下,现在的金牛座一级只作三次热试车、M-5 的各级计划各作两次热试车,而飞马座的三级均仅进行一次点火试验就成功地进入了飞行状态。

5 结 语

80 年代后期以来,小型固体运载在世界范围内迅速兴起,已成为各国运载火箭体系的一个组成部分。小型运载用固体发动机的主要特点是极强的技术继承性,宜多直接沿用弹道导弹的发动机和技术,通过模块化结构组成不同能力的型号,在保证低成本的前提下有效地实现了可靠性和技术性的统一。

小型固体运载在我国尚是缺项,当前我国航天界已考虑在该领域进行规划。作为第一步,宜尽量选用现有的固体发动机进行组配,构成运载能力较低的系列,这样可以在较小的投资下实现,并使之尽快投入国内外市场,开展发射服务;在此基础上再通过技术放大研制运载能力较大的系列。

参 考 文 献

- [1] Wilson A. Scout—NASA's Small Satellite Launcher. *Spaceflight*, 1979, 21: 446~459
- [2] Wilson A. *Jane's Space Directory*. 1993-94 Ninth Edition. Jane's Information Group Limited, ISBN 07106 10750
- [3] Carroll H. Design and Development of Pegasus Propulsion. AIAA 89-2314
- [4] Thompson D W. Pegasus and Taurus Launch Vehicle. AIAA 90-0892
- [5] Kohno M. Status of the 1990s' Japanese Solid Rocket Programs. AIAA 92-3307
- [6] Coledan S. Upgraded Scout Booster Ready to Begin Tests again. *Space News*, June 22-July 5 1992
- [7] Dautriat E. Solid Propulsion Systems for Small Launchers Derived from Ariane 5. AIAA 92-3306
- [8] Eiernan V. Russia to Test Commercial Conversion of ICBM. *Space News*, June 8-14, 1992
- [9] 张德雄译. 印度航天用固体火箭发动机. 《固体火箭技术》, 1990 (3)
- [10] Carr C E. Solid Rocket Propulsion for Small Satellite Application. *Proc 3rd AIAA/USU Conf on Small Satellites*, 1989: 428-444
- [11] Thacher J. Solid Rocket History at Hercules. AIAA 91-2188