

新一代小型运载火箭总体方案选择

程堂明

王小军

(国防科技大学航天与材料工程学院) (中国航天科技集团公司一院一部)

摘要 经济、可靠、快速、灵活的小型运载火箭是空间运输系统的重要组成部分。根据小卫星市场的需求,基于新一代运载火箭的总体发展思路,论证了我国液体小型运载火箭的几种方案,并进行了综合分析比较,提出了优选方案。

关键词 运载火箭,总体方案。

1 前言

近年来,在传统的大型通信、侦察卫星不断发展完善的同时,由于军事应用以及空间环境监测、对地观测等科学研究的需要,小卫星市场异军突起,发展势头迅猛,对经济、可靠、快速、灵活的小型运载工具的需求日益旺盛。

根据小卫星市场的需求以及我国小型运载火箭的现状及论证情况,对近期以及未来的小运载总体规划提出以下思路。

1) 近期主要以 CZ-2C 系列、CZ-2D 进行单星或多星发射,并根据需要进行适应性改进(提高可靠性),以满足当前以及未来几年的小卫星发射需求,不再研制有毒推进剂的小型运载火箭。

2) 结合液氧煤油发动机的研制进展,加快新一代小型运载火箭研制工作,采用双星或多星发射技术,满足未来 100~1000kg 太阳同步轨道小卫星的发射需求,力争 2009 年完成首飞并投入商业运营。

3) 积极开展空射小运载的研制工作,力争“十五”末期突破空射运载火箭的关键技术并实现空射运载火箭系统的首次飞行,以适应 100kg 以下小卫星的发射需求。

4) 适时发展固体小运载技术,以满足战时军用小卫星快速、机动的发射需求。

另外,根据我国新一代运载火箭的发展思路,研制新一代运载火箭应坚持无毒无污染、低成本、高可靠、适应性强、安全性好的发展原则形成的“一个系列、两种发动机、三个模块”的总体发展思路。新一代运载火箭系列中规划的小型运载火箭,可以满足小型有效载荷的发射需求,也符合小型运载火箭的总体规划。

2 设计原则

2.1 发展目标

小型运载火箭的研制主要是满足小卫星的发射需求。从国内外卫星的发射市场分析与预测可以看出，500kg 级太阳同步轨道卫星的发射需求占有相当大的比例，因此新一代运载火箭系列中规划的小型运载火箭要能够满足 500kg 级（700km SSO）小卫星的发射需求，同时具备双星或多星发射更小重量级卫星的能力。

2.2 设计原则

根据上述发展目标以及新一代运载火箭的设计原则，确定小运载的设计原则如下：

1) 低成本。

降低成本是提高运载火箭在国内外卫星发射市场上竞争能力的重要条件，小型运载火箭研制的关键是降低成本。一方面，充分利用新一代运载火箭基本型的技术以降低研制成本，设计过程中要始终贯彻低成本设计思想，在保证可靠性的前提下尽量简化系统配置；简化发射操作，降低发射成本。

2) 高可靠性。

高可靠性是火箭的生命之本。遵循“简单即可靠”的可靠性设计原则，在单机或系统设计时力求简单；通过严格的质量保证体系和质量管理制度，控制产品的设计、生产质量。

3) 适应性强。

满足用户多种多样的需求，既能够适应发射各种轨道的小卫星，也可以进行双星或多星发射；既能够适应新发射场，也能够现有的发射场进行发射。

4) 周期短。

充分应用新一代运载火箭基本型的技术，研制周期短；简化发射方式，缩短发射周期，满足快速发射的要求。

4) “三化”。

贯彻“三化”（通用化、系列化、组合化）设计思想，小运载总体和分系统方案在低成本的前提下尽量与新一代运载火箭基本型进行“三化”设计。

2.3 总体技术指标及要求

为了满足小卫星的发射需求，初步制定小运载的总体技术指标及要求如下：

- 1) 700km 太阳同步轨道运载能力不小于 500kg；
- 2) 飞行可靠性：0.95；
- 3) 入轨精度不低于现有长征火箭水平；
- 4) 飞行中轴向过载系数不超过 7g；

- 5) 具备双星或多星发射能力;
- 6) 具备有效载荷调姿定向功能;
- 7) 具备末级离轨功能;
- 8) 发射周期不超过 7 个工作日;
- 9) 可以在现有发射场发射。

3 小型运载火箭总体方案选择

在早期论证时，新一代小型运载火箭基于 3 个新研制模块中的 2.25m 直径模块，有两级和三级构型两种方案。论证的过程中发现该方案存在一些问题，因此提出了其它几种方案，可供选择的方案见图 1。这些方案均基于 YF-100 液氧煤油发动机和 YF-115 液氧煤油发动机。

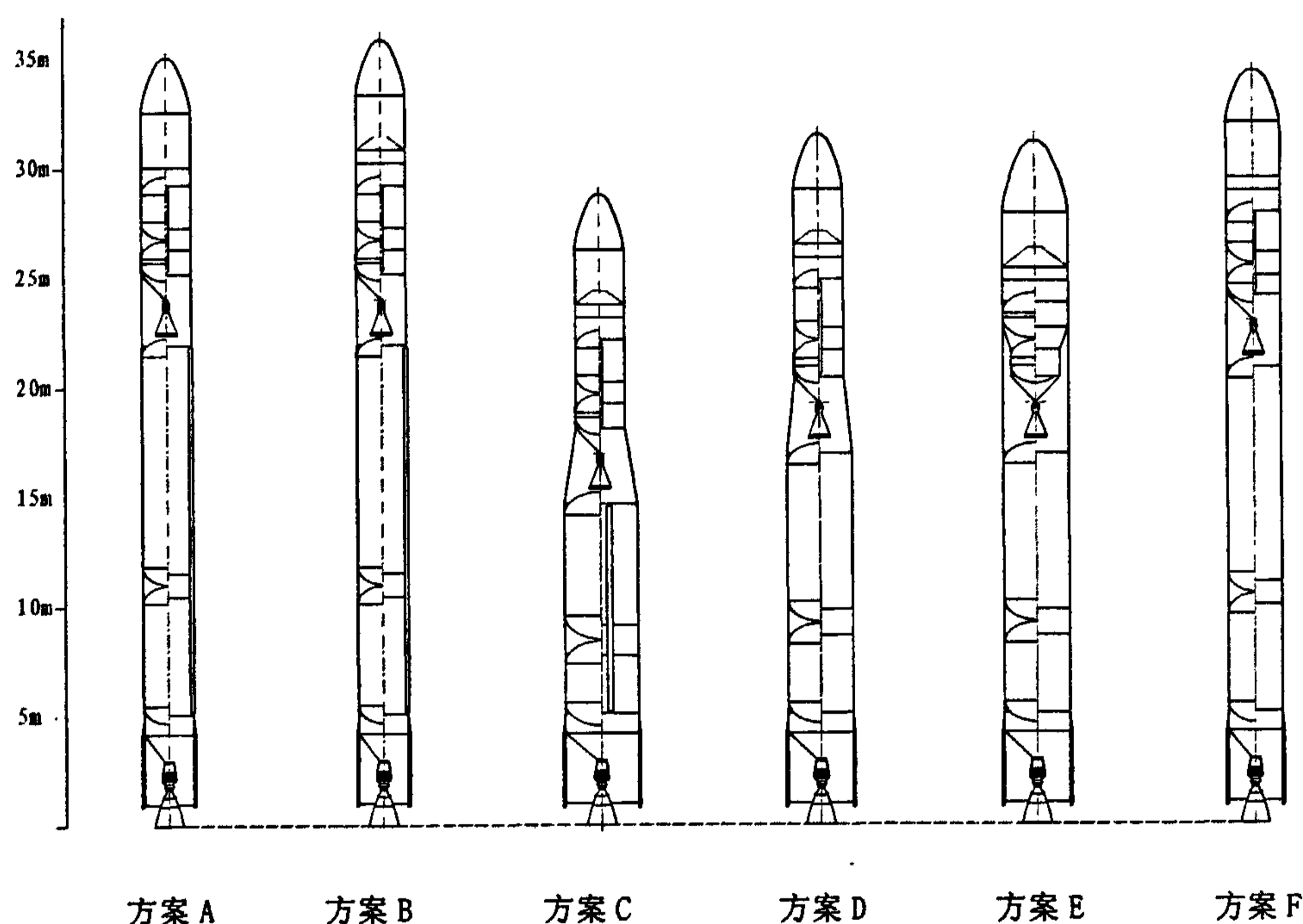


图 1 新一代小型运载火箭方案

3.1 方案 A (二级构形、直径 2.25m)

1) 一子级为新一代运载火箭 2.25m 模块，发动机单摆改双摆，推进剂质量为 61t，滚控采用 $4 \times 1000\text{N}$ 过氧化氢 / 煤油辅助动力系统;

2) 二子级采用一台 15t 级液氧煤油发动机，双摆、两次启动，推进剂质量为 13.15t; 滚控、滑行过程姿控及推进剂管理采用 $10 \times 25\text{N}$ 、 $4 \times 100\text{N}$ 、 $2 \times 300\text{N}$

过氧化氢 / 煤油辅助动力系统;

3) 整流罩直径为 2.25m 或 2.6m, 整体或分体吊装;

4) 火箭全长为 35.07m, 直径为 2.25m;

5) 起飞质量为 84.537t, 起飞推重比为 1.467, 最大动压为 33.8kPa, 最大轴向过载为 5.8g;

6) 700km SSO 运载能力约为 650kg。

3.2 方案 B (三级构形、直径 2.25m)

1) 一子级同方案 A;

2) 二子级基本同方案 A, 发动机一次启动;

3) 增加三子级, 采用 $4 \times 1000\text{N}$ 变轨, 采用 $4 \times 25\text{N}$ 、 $8 \times 100\text{N}$ 用于二级滚控和三级姿控。和方案 A 相比增加了 $4 \times 1000\text{N}$ 推力室、 $4 \times 100\text{N}$ 推力室, 减少 $6 \times 25\text{N}$ 推力室、 $2 \times 300\text{N}$ 推力室, 加注量增加;

4) 整流罩直径为 2.25m 或 2.6m, 整体或分体吊装;

5) 火箭全长为 35.87m, 直径为 2.25m;

6) 起飞质量为 85.027t, 起飞推重比为 1.459, 最大动压为 36.9kPa, 最大轴向过载为 5.7g;

7) 700km SSO 运载能力约为 870kg。

方案 B 与方案 A 比较:

1) 适应性: 三级方案 (方案 B) 运载能力显著增加 (700km SSO 从 650kg 增加到 870kg, 增加了 34%; 1200km SSO 从 200kg 增加到 670kg, 增加了 235%), 见图 2。而且具备离轨能力, 大大增加了针对不同卫星的适应性。

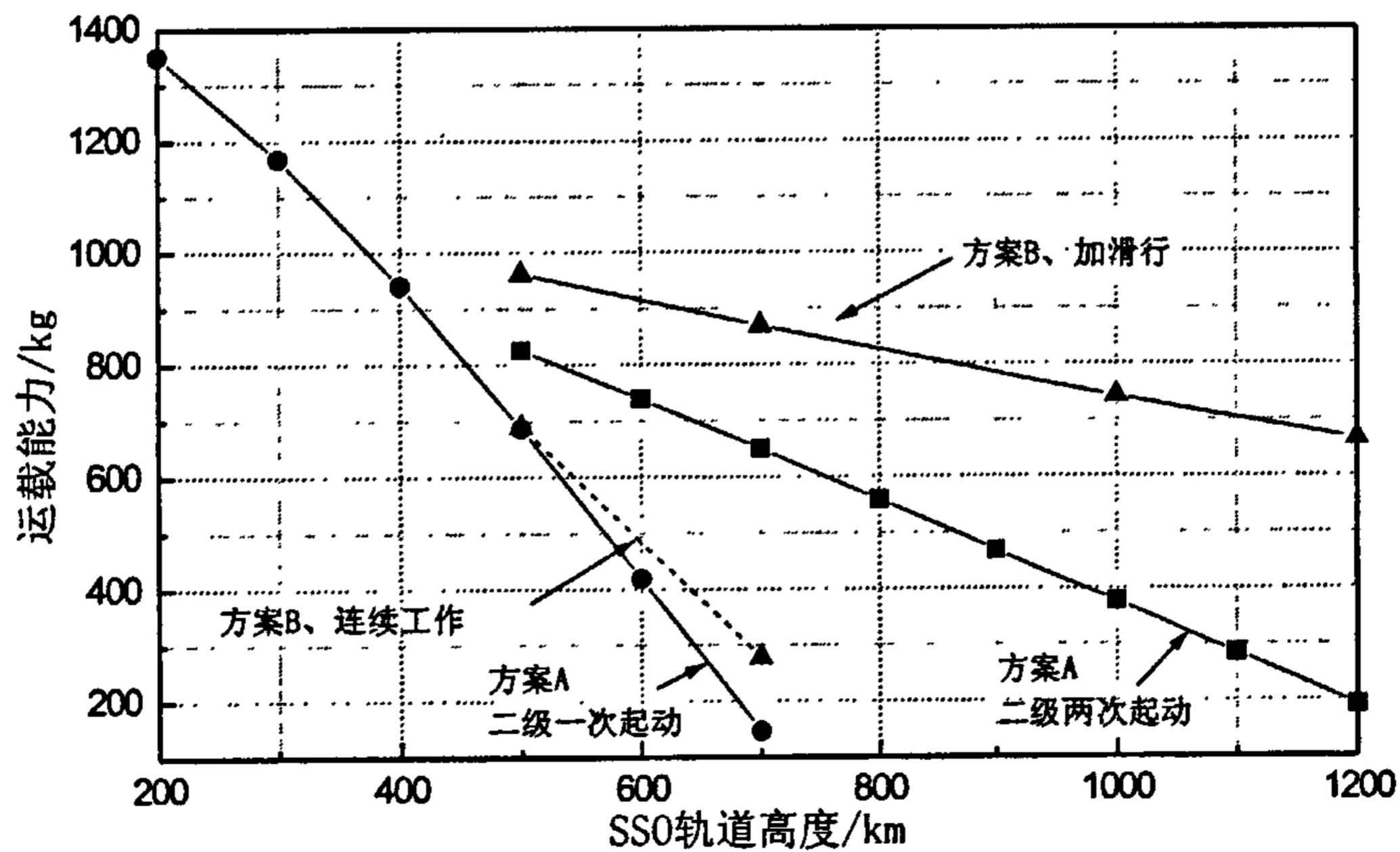


图 2 方案 A、B 对应不同高度 SSO 运载能力

2) 复杂性: 三级方案增加了第 3 级, 辅助动力系统复杂程度略有增加, 增加了一次分离, 但 YF-115 发动机改为一次启动, 增压系统简化, 因此三级方案复杂性未增加。

3) 经济性: 运载能力增加后, 单位有效载荷的火箭成本大幅度下降。因此, 小型运载火箭应立足于三级方案。

但方案 B 存在以下问题:

- 1) 长细比达到 15.9, 箭体高度限制, 无法发射双星或较大的卫星;
- 2) 起飞推重比达到 1.459, 最大动压达到 36.9kPa, 导致载荷比较严重。

上述问题可以用下列途径解决:

1) 将 YF-100 发动机推力降低到 110t, 可以解决最大动压问题, 但运载能力降低约 130kg (见图 3)。

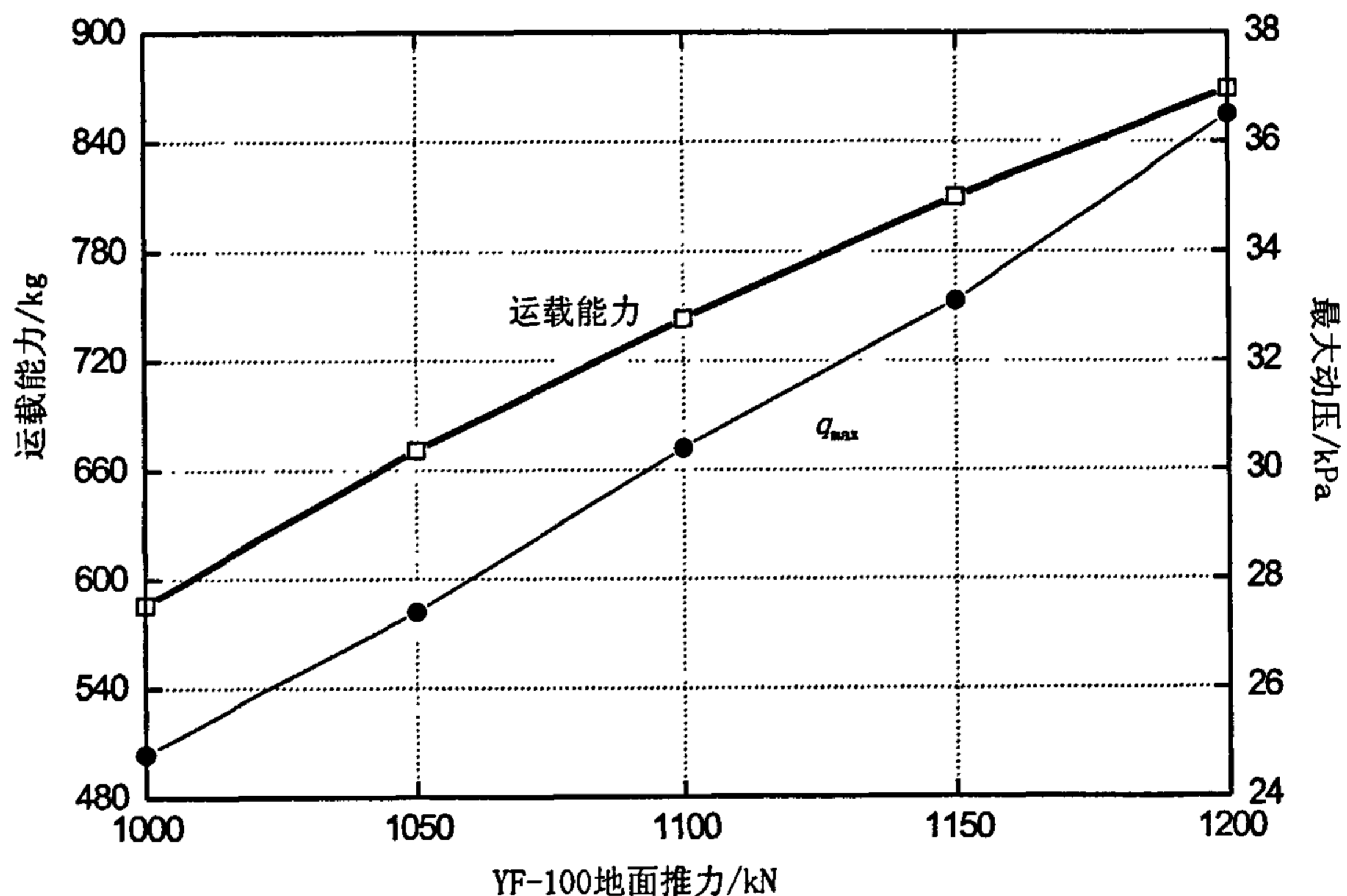


图 3 YF-100 降推力对应的运载能力及最大动压

2) 其它途径: 采用优化贮箱底形、适当降低发动机高度、仪器舱与有效载荷支架一体化设计、结构优化等手段可以部分解决问题, 但不能彻底解决。

3) 增大箭体直径, 增加推进剂、减小长细比, 同时解决了运载能力小和最大动压大两个问题。

3.3 方案 C (三级构形、一级直径 3.35m)

1) 一子级采用 3.35m 直径, 增加 15t 推进剂; 滚控采用 $4 \times 1000\text{N}$ 过氧化氢 / 煤油辅助动力系统。

2) 二子级基本同方案 B, 增加 2t 推进剂。

3) 三子级同方案 B。

4) 整流罩直径为 2.25m 或 2.6m, 整体吊装。

5) 火箭全长为 29.237m。

6) 起飞质量为 103.217t, 起飞推重比为 1.20, 最大动压为 22.3kPa, 最大轴向过载为 5.0g。

7) 700km SSO 运载能力约为 1080kg, 在满足国内测控的要求下运载能力为 500kg。

方案 C 的主要优点:

1) 直径增加、高度降低, 长细比为 8.7, 解决了长细比大的问题, 双星发射不受箭体高度的限制。

2) 起飞质量增加后, 最大动压降低了 39%。

3) 700km 太阳同步轨道运载能力提高 25%, 单发成本与方案 B 相当, 单位有效载荷入轨成本降低。

4) 全箭一、二、三级总长 24.2m, 干重 9.02t, 可在总装车间组装好以后出厂, 直接在发射工位起竖, 测试、加注后发射, 从而实现小卫星的快速发射。

5) 可以适应现有的发射台。方案 C 存在的主要问题是: 同新一代 3.35m 模块相比, 由于一级使用一台发动机, 与总体的接口关系需重新协调。

3.4 方案 D (三级构形、一级直径 3.0m)

1) 一子级采用 3.0m 直径;

2) 二子级同方案 C; 3) 三子级同方案 C; 4) 整流罩直径为 2.25m 或 2.6m, 整体吊装;

5) 火箭全长为 31.53m, 长细比为 10.51;

6) 起飞质量为 103.167t, 起飞推重比为 1.202, 最大动压为 22.0kPa, 最大轴向过载为 5.0g;

7) 700Km SSO 运载能力约为 1100kg。

该方案与方案 C 相比没有优势。

3.5 方案 E (三级构形、直径 3.0m)

1) 一、二、三子级采用 3.0m 直径, 推进剂工作量同方案 C;

2) 二子级煤油箱采用悬挂贮箱, 直径为 2.25m;

3) 整流罩直径为 3.0m, 整体或分体吊装;

4) 火箭全长为 31.19m, 长细比为 10.4;

5) 起飞质量为 103.677t, 起飞推重比为 1.196, 最大动压为 21.8kPa, 最大轴向过载为 4.9g;

6) 700km SSO 运载能力约为 780kg。

该方案与方案 D 相比，由于二、三级直径加大后结构质量增加，影响运载能力；二级煤油箱采用悬挂贮箱造成级间段过长，增加分离难度。

3.6 方案 F (三级构形、直径 2.5m)

1) 一、二、三子级采用 2.5m 直径；

2) 一级推进剂质量为 71t，二、三级加注量同方案 C；

3) 整流罩直径为 2.5m，整体吊装；

4) 火箭全长为 34.46m，长细比为 13.8；

5) 起飞质量为 98.105t，起飞推重比为 1.264，最大动压为 25.8kPa，最大轴向过载为 5.0g；

7) 700km SSO 运载能力约为 910kg。

该方案 2.5m 直径是经过优化后确定的，可以替换原系列中的 2.25m 模块，作为 5m、3.35m 直径火箭的助推器。新一代系列的 3 个模块变更为：5m、3.35m、2.5m 模块。但新直径模块带来新的生产、工艺设施问题。

3.7 初步结论

方案综合比较列于表 1。

表 1 方案综合比较

		方案 A	方案 B	方案 C	方案 D	方案 E	方案 F
构型	一子级	2.25m / 61t	2.25m / 61t	3.35m / 76t	3.00m / 76t	3.0m / 76t	2.5m / 71t
		单台 YF-100 双摆，加滚控 4*1000N					
	二子级	2.25m / 13.15t	2.25m / 13.15t	2.25m / 15.15t	2.25m / 15.15t	3.0m / 15.15t	2.5m / 15.15t
		YF-115 两次 启动，辅助 动力系统	YF-115 一次启动、双摆，贮箱不共底				
	三子级	---	2.25m	2.25m	2.25m	3.0m	2.5m
主动力 4*1000N，辅助动力系统兼顾二子级滚控							
火箭总长/m		35.07	35.87	29.24	31.53	31.19	34.46
长细比		15.6	15.9	8.7	10.5	10.4	13.8

续表 1

	方案 A	方案 B	方案 C	方案 D	方案 E	方案 F
最大动压/ kPa	33.8	36.9	22.3	22.0	21.8	25.8
运载能力/kg (700km SSO)	650	870	1080	1100	780	910
主要优点	构型简单三 化程度较好	降低二级动力研制难度；适应性好；离轨容易；单位质量入轨成本较低				
		三化程度较 好；现有地 面设备适应 性好	动压小；能 够实现快速 发射；现有 地面设备适 应性好	动压小；长 细比合理	动压小；长 细比合理	动压较小； 长细比合理
主要问题	二级动力系 统研制难度 大；长细比 超常规；运 载能力偏 低、适应性 差；离轨困 难	多一次分离，构型稍显复杂				
		动压偏大； 长细比超常 规	一级 3.35m 直径使用一 台发动机， 对三化程度 有影响	系列中多一 个模块	系列中多一 个模块；运 载能力较小	现有地面设 备适应性 差；三个模 块需调整； 新直径模块 带来的生 产、工艺问 题

结论是：

1) 三级方案与二级方案相比有明显的优越性，降低了二级发动机研制难度，减轻了增压系统重量，运载能力大、适应性好；因此不采用方案 A；

2) 方案 E（全 3.0m 直径）方案存在问题较多，不予考虑；

3) 方案 F（2.5m 直径方案）牵涉到新一代系列 3 个模块的调整，而且新直径带来新的生产、工艺设施问题，建议不予考虑；

4) 从适应性、单位发射成本、技术风险等方面考虑，增加一级直径是合理的。经过综合比较，一级采用 3.0m 直径（方案 D）与一级采用 3.35m 直径（方案 C）比较没有优势，方案 C 是最优的方案，因此方案 C 应作为首选方案；

5) 2.25m 直径三级方案（方案 B）通过降低推力和优化，可以解决最大动压过大的问题，但运载能力达到 1000kg 比较困难，作为第 2 方案。

4 结束语

优选后的小型运载火箭采用方案 C 符合新一代运载火箭“一个系列、两种发动机、三个模块”的发展思路以及我国小型运载火箭的总体规划，火箭总体方案合理、可行，适应性强，综合技术经济性能好。分系统方案可在新一代基本型火箭的基础上进行简化，系统简单，成本低、可靠性高。

新一代小型运载火箭可满足未来我国军用和民用小卫星发射市场的需求，具有良好的应用前景，并能够对新一代运载火箭基本型的部分新技术和关键技术进行演示验证。