

# 20世纪90年代大运载总体方案论证的一些回顾

余梦伦

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 大型运载火箭是人类进入空间并进一步进行深空探索的关键空间运输工具, 我国从20世纪80年代开始进行大型运载火箭总体方案研究和论证工作, 众多技术专家参与了论证。回顾了多种大型运载火箭总体方案的提出思路, 介绍了20世纪90年代863第二届专题组在总体方案论证中完成的总体参数分析论证工作, 在前期工作的基础上, 以发射20t级空间站为目标, 提出了大型运载火箭多种总体方案的参数分析结果, 为以后论证工作提供一定的参考。

**关键词:** 运载火箭; 总体方案

中图分类号: V421.1 文献标志码: A 文章编号: 2096-4080 (2018) 02-0007-010

## Review of the Demonstration of General Scheme of Large Launch Vehicle in 1990s

YU Menglun

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** The large launch vehicle is a key transportation tool for entering and exploring deep space. The research work on the large launch vehicle scheme was carried on in China from 1980s. Many technical experts have participated in this research work, and put forward a variety of general scheme ideas on large launch vehicle. The general scheme parameters were studied by a panel of project '863', and the main process of the study is introduced in this paper. On the basis of previous study and taking payload capability of 20-ton space station into orbit as the goal, the general scheme parametric analysis results were proposed. The results of research work provides significant reference for the future demonstration work.

**Key words:** Launch vehicle; General scheme

### 0 引言

1986年中央提出高技术研究发展计划, 即863纲要, 对航天技术发展提出明确的要求: 研究发展性能先进的大型运载火箭, 提高我国航天发射商业服务能力, 为21世纪初建成长期性空间站奠定技术基础, 并提出在90年代研制出性能先进的低轨道运载能力为20t的大型运载火箭。

1993—1997年, 863航天领域成立第二届液

体火箭发动机和大型运载火箭专题组, 开展大型运载火箭和液体火箭发动机的方案论证工作, 专题组由中国运载火箭技术研究院朱森元和余梦伦、航天推进技术研究院朱宁昌、上海航天技术研究院袁洁、北京航空航天大学张振鹏、国防科学技术大学周进等6位专家组成。经过5年的研究论证, 在有关方面大力支持下, 完成了大型运载火箭论证报告, 提出大型运载火箭总体方案构型和火箭发动机参数要求。

收稿日期: 2018-01-06; 修订日期: 2018-03-01

作者简介: 余梦伦 (1936-), 男, 中国科学院院士, 主要从事运载火箭轨道总体设计。

根据发射 20t 级空间站的运载能力要求,在不同发射场条件下,对大型运载火箭的级数、直径、推进剂选择和发动机推力等进行分析计算,得到大型运载火箭基本总体参数,分析提出满足发射 20t 空间站的大型运载火箭方案倾向性意见,为专题组大型运载火箭的方案论证提供了参考。本文对当时的主要工作内容和过程进行了总结回顾(本文中有相关技术要求均是当时给定)。

## 1 大型运载火箭的总体方案

### 1.1 20t 空间站轨道要求

- 1) 入轨质量: 20t;
- 2) 空间站尺寸: 直径 4.2m, 长度 17.9m;
- 3) 轨道参数: 近地点高度 220km, 远地点高度 430km, 轨道倾角 60°。

### 1.2 大型运载火箭方案的选择

#### 1.2.1 发动机的选择

大型运载火箭的方案选择涉及下列问题:

- 1) 发动机选择;
- 2) 火箭的级数和直径选择;
- 3) 发射场选择;
- 4) 其他。

其中,发动机性能参数的选择是发展大型运载火箭的关键,需要遵照的主要原则包括:

- 1) 高可靠性;
- 2) 推进剂无毒;
- 3) 高性能(高比冲,高密度);
- 4) 推力可调;
- 5) 低成本;
- 6) 满足未来天地往返运输系统、单级入轨等发展;
- 7) 维护使用方便。

符合上述要求可供大型运载火箭选择的发动机主要是两种:氢氧发动机和液氧煤油发动机。

氢氧发动机具有无毒、高比冲的特点,是液体火箭发动机中性能最好的,为世界各国的大运载火箭所普遍采用。我国研制氢氧发动机有较好的基础,当时已研制成功 YF-73 和 YF-75 两种氢氧发动机,为研制大型氢氧发动机创造了有利的条件。

液氧煤油推进剂具有无毒、密度高的优点,虽然液氧煤油发动机在我国起步较晚,但我国在 20 世纪 60 年代已成功研制过液氧酒精发动机,90

年代又引进了俄罗斯 RD-120 液氧煤油发动机,这将推动我国液氧煤油发动机的研制工作。

除上述两种发动机外,四氧化二氮/偏二甲肼发动机是我国运载火箭使用最广泛的火箭发动机,这种发动机比冲一般,推进剂毒性较大。但它的技术成熟、性能可靠、可贮存,在大型运载火箭方案中可作为短期替代之用。

由于固体发动机价格相对比较昂贵,暂未纳入大型运载火箭总体方案论证的选择范围。

根据推进剂种类和级数,大型运载火箭方案可能的组合如表 1 和表 2 所示。

表 1 一级半方案

Tab. 1 One-and-a-half-stage schemes

方案	代号	助推器	芯级
1	RH1	R	H
2	UH1	U	H
3	HH1	H	H
4	RR1	R	R

表 2 二级半方案

Tab. 2 Two-and-a-half-stage schemes

方案	代号	助推器	芯一级	芯二级
1	RRH2	R	R	H
2	UUH2	U	U	H
3	HHH2	H	H	H
4	RRR2	R	R	R

注:方案代号表示推进剂的组成和级数,字母表示推进剂的种类,数字表示级数。

字母 R—液氧、煤油;U—四氧化二氮、偏二甲肼;H—液氢、液氧。

数字 1—一级半;2—二级半。

例如:RRH2 第一个字母 R 表示助推器的推进剂为液氧、煤油,第二个字母 R 表示芯一级的推进剂为液氧、煤油,第三个字母 H 表示芯二级的推进剂为液氢、液氧,最后一个数字 2 表示二级半火箭。

#### 1.2.2 火箭的级数

火箭级数选择时重点考虑了可靠性、航区安全和箭体弹性等因素:

1) 从可靠性考虑,减少火箭级数是提高可靠性的一种途径,是世界大型运载火箭的一种发展趋势。20 世纪 80 年代以前,世界各国用于载人航天的运载火箭大多为多级火箭。20 世纪 80 年代以后,随着液氢液氧高能推进剂的大量使用,低轨道运载开始向一级半形式发展。

多级火箭从级的角度看是串联系统,总的故障率  $F$  等于各级故障率  $F_i$  之和。

可以认为级数愈多,故障率愈高,可靠性愈低。这方面的实例较多,1993年10月印度发射的四级半火箭未成功,是第三级火箭出了故障。如果该火箭是两级半方案则可能会发射成功。

另外,一级半火箭所有发动机都在地面点火,没有空中点火的问题;还有一级半火箭没有空中串联式的级间分离。这些都对提高运载火箭可靠性有利。

因此,一级半方案比二级半方案可靠性高,符合国际上大型运载火箭的发展趋势。

2) 从航区安全考虑,二级半方案比一级半方案多一个级,相应多一个箭体落区,对航区安全也不利。

3) 从箭体弹性考虑,在相同直径下,总长度一级半方案要比两级半短。这对改善箭体弹性和进一步发展增加上面级有利。

因此,大型运载火箭应优先考虑采用一级半方案。

### 1.2.3 火箭的直径

火箭直径与有效载荷尺寸、火箭结构、箭体弹性、火箭运输、上面级、发展余地等方面有关。

1) 随着火箭起飞质量增加,火箭的直径也应加大,以保证箭体弹性和气动外形的合理性。

国外代表性大型运载火箭芯级直径与起飞质量的比例关系如表 3 所示。

表 3 国外代表性大型运载火箭芯级直径与起飞质量的比例关系

Tab. 3 The proportional relation between core diameter and the take off weight of representative foreign powerful launch vehicles

	阿里安 4	阿里安 5	H-II	联盟号	质子号
起飞质量 $M_0/t$	470	600	258	300	680
芯级直径 $D/m$	3.8	5.4	4.0	2.95	7.4
比值 ( $D/M_0$ )	0.81%	0.90%	1.55%	0.98%	1.08%

2) 火箭直径要与有效载荷的直径相匹配,我国空间站直径定为 4.2m,考虑到太阳帆板以及动包络,整流罩的直径需要 5.0m 左右。

3) 火箭直径大对今后发展有利。如增加上面级,增加捆绑助推器的数量等。

由表 3 可看出,由于法国阿里安 4 芯级直径偏小,而不得不发展阿里安 5;苏联由于联盟号(东方号)直径偏小,同样不得不发展质子号,来满足

运载需求的增长。

4) 火箭直径大对运载能力发展有利。目前 CZ-3A、CZ-3B 受到直径限制而制约运载能力进一步增加,芯级直径和运载能力覆盖范围如表 4 所示。

表 4 火箭芯级直径和运载能力覆盖范围关系表

Tab. 4 The relationship between core diameter and the carrying capacity of the launch vehicle

芯级直径/m	低轨道运载能力覆盖
3.35	2t~10t 级
5.0	10t~40t 级

5) 大直径箭体的运输问题是可以解决的。

根据以上情况,我国的大型运载火箭直径采用 5m 较为合适。

### 1.2.4 发射场

发射场的选择与大型火箭方案的选择紧密相关,当时我国的航天运载发射场有酒泉发射场、西昌发射场和太原发射场。

921 载人航天工程的发射工位选定在酒泉发射场,在此基础上扩建可供大型运载火箭发射使用。其他两个发射场如要发射大型运载火箭则需新建发射工位,但酒泉发射场存在 3 个方面的缺点。

1) 酒泉发射场地处内陆,倾角  $60^\circ$  的飞行航区在过兰州后途经中南和东南地区各省,人口稠密。因此在酒泉发射时,箭体落点应不超过宝鸡一线,即要求箭体落点射程要小于 850km (见图 1)。

从航区安全考虑,世界各国的运载发射场绝大多数选择在沿海地区,对于这个问题我们应作进一步考虑。

2) 酒泉发射场纬度较高(北纬  $41^\circ$ ),对发射地球同步轨道的航天器不利。与北纬  $23^\circ$  (相当于广东沿海地区)的发射场比较,地球同步轨道的有效载荷质量要损失 18%。

3) 由于酒泉发射场的纬度高,不能直接发射小于  $40^\circ$  轨道倾角的航天器,若通过施加偏航程序完成此类任务,则会造成运载能力极大的损失。

在我国沿海地区建立发射场的可能方案有:广东沿海地区(以广东阳江为主)、海南地区、浙江舟山群岛、台湾台东南部沿海地区。选择沿海发射场要考虑的因素包括:多种轨道倾角的射向适应性,如射向内无重要居民点,有可供设置测量站的岛屿等;低纬度;交通方便;气候条件良好;城市依托条件有利。



图1 在酒泉发射场发射时，箭体落点范围的限制

Fig.1 At the launch site of Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC), the limits of the launch vehicle's fall range

## 2 大型运载火箭总体参数计算

### 2.1 总体参数计算的原始条件

总体参数计算的原始条件主要包括：

- 1) 根据空间站的尺寸要求，大型运载火箭的整流罩质量约为 6000kg，直径为 5m，全长 20m；
- 2) 发射场考虑酒泉和沿海两种情况；
- 3) 发射场为酒泉时，箭体落点射程要小于 850km；沿海发射场，箭体落点射程无约束；

- 4) 发动机的性能参数按有关方协商确定；
- 5) 火箭直径为 5m，助推器直径为 3.35m；
- 6) 火箭子级死重系数设定为：液氧煤油子级，基础级为 0.09，上面级为 0.10；氢氧子级，基础级为 0.12，上面级为 0.13（四氧化二氮/偏二甲肼基础级与液氧煤油相同为 0.09）。（这里基础级是指：对一级半火箭是助推器，对二级半火箭是助推器和芯一级；上面级是指：对一级半火箭是芯一级，对二级半火箭是芯二级。）

大型运载火箭总体参数计算是按 20t 空间站要求，经过 1000 多种不同搭配组合的方案计算，再从中选优确定的。

计算结果表明，若火箭全部采用四氧化二氮+偏二甲肼，该方案的起飞质量达 2300t 级，同时起飞推力需要 3000t，所以火箭全部采用四氧化二氮+偏二甲肼的方案不可取。

### 2.2 一级半方案总体参数

对于一级半构型，根据基础级和上面级可能采用的不同推进剂类型，共有 4 种组合。

- 1) 方案 1 (RH1)：助推器推进剂采用液氧+煤油、芯一级推进剂采用液氧+液氢；
- 2) 方案 2 (UH1)：助推器推进剂采用四氧化二氮+偏二甲肼、芯一级推进剂采用液氧+液氢；
- 3) 方案 3 (HH1)：助推器推进剂采用液氧+液氢、芯一级推进剂采用液氧+液氢；
- 4) 方案 4 (RR1)：助推器推进剂采用液氧+煤油、芯一级推进剂采用液氧+煤油。

根据选择发射场的不同，总体参数的选择也存在差异，4 种组合的总体参数如表 5~表 8 所示。

表 5 一级半方案 1 选用不同发射场的总体参数

Tab.5 The system parameters of one-and-a-half-stage scheme 1 at different launch sites

起飞质量 825t，全长（包括整流罩）60.85m							
酒泉发射场		总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m	
						氧化剂	燃烧剂
						4 个助推器 助推器（单个）	136
芯级	256	222.7	42.5	40.65	8.84	26.46	
起飞质量 775t，全长（包括整流罩）50.66m							
沿海发射场		总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m	
						氧化剂	燃烧剂
						4 个助推器 助推器（单个）	142.5
芯级	180	156.6	4×39.0	30.66	6.36	18.77	

表 6 一级半方案 2 选用不同发射场的总体参数

Tab. 6 The system parameters of one-and-a-half-stage scheme 2 at different launch sites

酒泉发射场	起飞质量 1075t, 全长 (包括整流罩) 60.42m						
	总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
4 个助推器 助推器 (单个)	189	172	2×72.74	21.96	9.58	8.38	
芯级	294	255.78	4×50.3	40.42	10.00	30.34	
沿海发射场	同酒泉发射场						

表 7 一级半方案 3 选用不同发射场的总体参数

Tab. 7 The system parameters of one-and-a-half-stage scheme 3 at different launch sites

酒泉发射场	起飞质量 725t, 全长 (包括整流罩) 64.07m						
	总质重/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
4 个助推器; 助推器 (单个)	104	92.4	4×47	28.78	5.91	17.34	
芯级	280	243.6	3×53.9	44.07	9.62	28.92	
沿海发射场	起飞质量 575t, 全长 (包括整流罩) 50.13m						
	总质重/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
4 个助推器; 助推器 (单个)	93.5	82.28	3×50.6	26.33	5.31	15.49	
芯级	176	153.12	2×53.7	30.13	6.23	18.37	

表 8 一级半方案 4 选用不同发射场的总体参数

Tab. 8 The system parameters of one-and-a-half-stage scheme 4 at different launch sites

酒泉发射场	起飞质量 1825t, 全长 (包括整流罩) 50.13m						
	总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/ 度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
4 个助推器; 助推器 (单个)	306	278.46	4×127.5	35.54	20.50	11.04	
芯级	576	518.4	2×99.9	30.53	17.22	9.31	
沿海发射场	起飞质量 1625t, 全长 (包括整流罩) 42.01m						
	总质重/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
4 个助推器; 助推器 (单个)	304	276.7	3×92.2	35.34	20.37	10.97	
芯级	384	345.6	2×97.6	22.01	11.64	6.37	

### 2.3 二级半方案总体参数

对于二级半构型, 根据基础级和上面级可能采用的不同推进剂类型, 也存在 4 种组合。

- 1) 方案 1 (RRH2): 助推器和芯一级推进剂采用液氧+煤油、芯二级推进剂采用液氧+液氢;
- 2) 方案 2 (UUH2): 助推器和芯一级推进剂

采用四氧化二氮+偏二甲肼、芯二级推进剂采用液氧+液氢；

3) 方案3 (HHH2): 助推器和芯一级推进剂采用液氧+液氢、芯二级推进剂采用液氧+液氢；

4) 方案4 (RRR2): 助推器和芯一级推进剂采用液氧+煤油、芯二级推进剂采用液氧+煤油。

根据选择发射场的不同, 二级半构型4种组合的总体参数如表9~表12所示:

表9 二级半方案1选用不同发射场的总体参数

Tab. 9 The system parameters of two-and-a-half-stage scheme 1 at different launch sites

酒泉发射场	起飞质量 725t, 全长 (包括整流罩) 65.35m						
		总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m	
						氧化剂	燃烧剂
2个助推器: 助推器 (单个)	112.0	101.9	2×113.8	16.18	7.82	4.36	
芯一级	336.0	305.8	4×113.8	20.05	10.36	5.69	
芯二级	140.0	121.8	2×52.5	25.30	5.06	14.71	

沿海发射场	起飞质量 675t, 全长 (包括整流罩) 59.44m						
		总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m	
						氧化剂	燃烧剂
2个助推器: 助推器 (单个)	110.5	100.5	2×105.6	16.02	7.72	4.30	
芯一级	331.5	301.7	4×105.6	19.86	10.23	5.68	
芯二级	97.5	84.7	2×36.6	19.58	3.67	10.38	

表10 二级半方案2选用不同发射场的总体参数

Tab. 10 The system parameters of two-and-a-half-stage scheme 2 at different launch sites

酒泉发射场	起飞质量 925t, 全长 (包括整流罩) 73.07m						
		总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m	
						氧化剂	燃烧剂
2个助推器: 助推器 (单个)	144.0	131.13	4×73.13	17.93	7.42	6.51	
芯一级	432.0	393.1	8×73.73	22.41	9.82	9.59	
芯二级	180.3	156.6	3×45.0	30.66	6.36	18.77	

沿海发射场	起飞质量 875t, 全长 (包括整流罩) 66.09m						
		总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m	
						氧化剂	燃烧剂
2个助推器: 助推器 (单个)	144.5	131.5	4×69.06	17.97	7.44	6.53	
芯一级	433.5	394.48	8×69.06	22.47	9.85	8.62	
芯二级	127.5	110.92	3×42.5	23.62	4.65	13.44	

表 11 二级半方案 3 选用不同发射场的总体参数

Tab. 11 The system parameters of two-and-a-half-stage scheme 3 at different launch sites

酒泉发射场	起飞质量 575t, 全长 (包括整流罩) 86.51m						
	总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
2 个助推器; 助推器 (单个)	77.0	67.76	4×44.69	29.79	6.15	10.11	
芯一级	231.0	203.20	8×44.69	37.06	8.11	24.22	
芯二级	165.0	143.55	4×41.25	28.65	5.30	17.21	

沿海发射场	起飞质量 525t, 全长 (包括整流罩) 76.33m						
	总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
2 个助推器; 助推器 (单个)	80.0	70.4	4×40.63	60.68	6.37	18.78	
芯一级	240.5	211.2	8×40.63	36.40	5.73	25.14	
芯二级	100.0	87.0	2×37.5	19.93	3.76	10.64	

表 12 二级半方案 4 选用不同发射场的总体参数

Tab. 12 The system parameters of two-and-a-half-stage scheme 4 at different launch sites

酒泉发射场	起飞质量 1225t, 全长 (包括整流罩) 62.75m						
	总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
2 个助推器; 助推器 (单个)	188.4	171.45	4×97.5	23.8	12.81	6.99	
芯一级	565.2	514.33	8×97.5	30.32	17.08	9.24	
芯二级	258.0	232.2	2×90.3	16.43	7.99	4.44	

沿海发射场	起飞质量 1075t, 全长 (包括整流罩) 60.97m						
	总质量/t	推进剂质量/t	发动机推力/ 1000kgf	子级长度/m	贮箱长度/m		
					氧化剂	燃烧剂	
2 个助推器; 助推器 (单个)	178.5	162.45	4×85.31	22.81	12.17	6.64	
芯一级	535.5	487.3	3×85.31	28.99	16.21	8.78	
芯二级	157.5	141.7	2×78.75	11.98	5.07	2.91	

根据总体参数计算得到沿海发射场方案起飞质量比较如表 13 所示, 各种火箭方案起飞质量的比较如图 2 所示, 各种火箭方案外形图如图 3 所示, 各种火箭方案起飞质量与运载能力的关系如图 4、图 5 所示。

表 13 沿海发射场各种起飞质量的比较

Tab. 13 various takeoff weight comparisons at the coastal launch sites

一级半		二级半	
RH1	775t	RRH2	675t
UH1	1075t	UUH2	875t
HH1	575t	HHH2	525t
RR1	1625t	RRR2	1075t

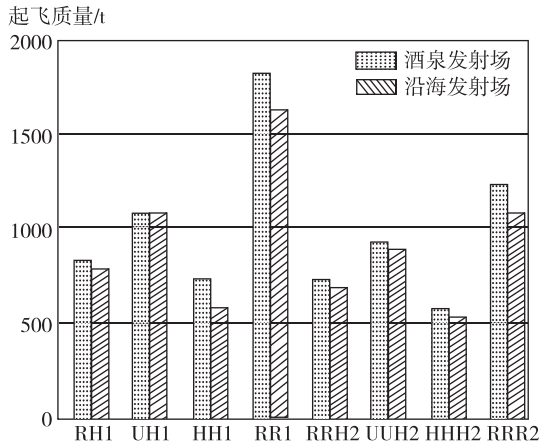


图2 运载能力20t级各种大型运载火箭方案起飞质量的比较

Fig. 2 The launch weight comparison of various powerful launch vehicles with capacity of 20 tons

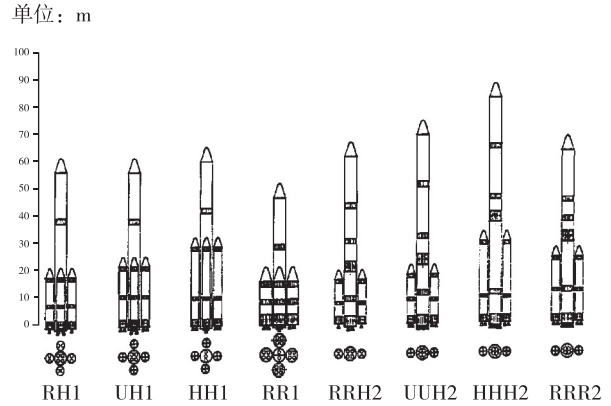


图3 运载能力20t级各种大型运载火箭方案外形的比较  
Fig. 3 The shape comparison of various powerful launch vehicles with capacity of 20 tons.

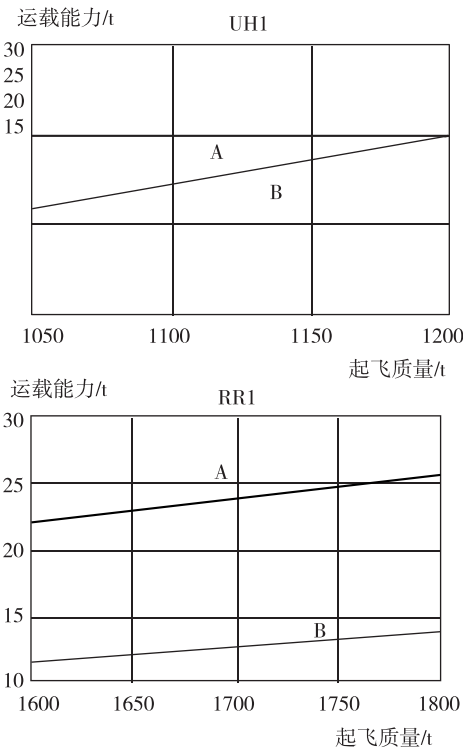
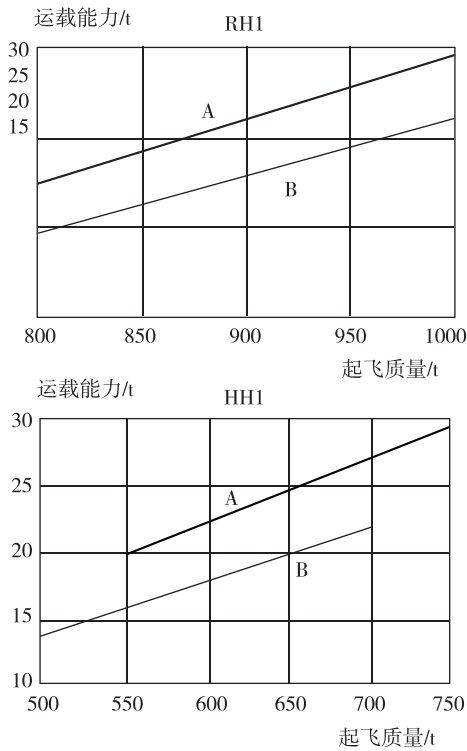
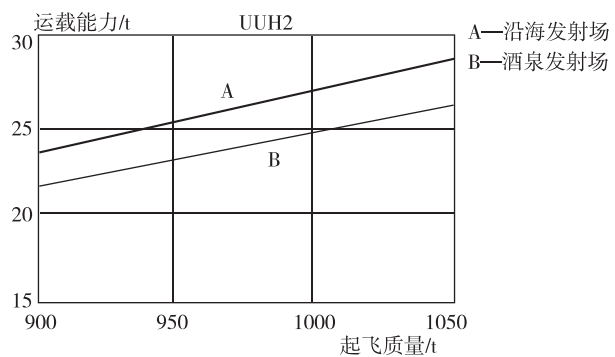
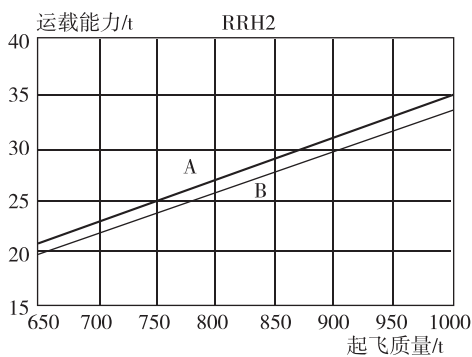


图4 各种一级半方案起飞质量与运载能力的关系

Fig. 4 The relationship between launch weight and carrying capacity Of various one-and-a-half-stage





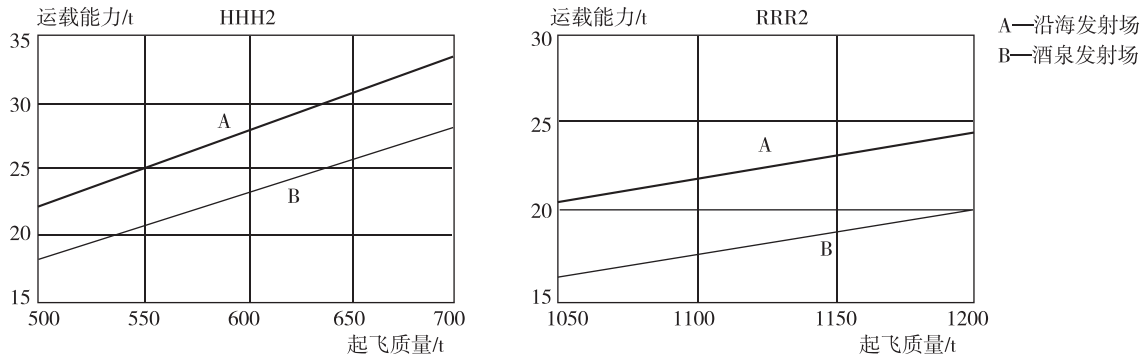


图 5 各种二级半方案起飞质量与运载能力的关系

Fig. 5 The relationship between launch weight and carrying capacity Of various two-and-a-half-stage schemes

3 对推进系统要求

大型运载火箭对推进系统的要求是通过大量的总体方案计算分析之后提出来的。

3.1 各种火箭方案对发动机推力和工作时间的要求

表 14~表 17 中数据单位：分子为发动机推力 1000kgf (吨力)，分母为发动机工作时间 1s。

(1) 一级半 (酒泉发射场)

表 14 一级半方案酒泉发射场对推力和工作时间的要求

Tab. 14 The requirements for thrust and working time of one-and-a-half-stage schemes at the launch site of

Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC)

方案		1	2	3	4
		RH1	UH1	HH1	RR1
助推级	氢氧	—	—	47/190	—
	液氧煤油	109/170	—	—	127.5/170
	偏二甲肼	—	72.7/160	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—
芯级	氢氧	42.5/550	50.3/540	53.9/630	—
	液氧煤油	—	—	—	99.9/540
	偏二甲肼	—	—	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—

(2) 一级半 (沿海发射场)

表 15 一级方案型沿海发射场对推力和工作时间的要求

Tab. 15 The requirements for thrust and working time of one-and-a-half-stage schemes at coastal launch sites

方案		1	2	3	4
		RH1	UH1	HH1	RR1
助推级	氢氧	—	—	50.6/220	—
	液氧煤油	107.2/180	—	—	92.2/180
	偏二甲肼	—	72.7/160	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—

续表

方案		1	2	3	4
		RH1	UH1	HH1	RR1
芯级	氢氧	39/560	50.3/540	53.9/630	—
	液氧煤油	—	—	—	97.6/550
	偏二甲肼	—	—	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—

(3) 二级半 (酒泉发射场)

表 16 二级半方案酒泉发射场对推力和工作时间的要求

Tab. 16 The requirements for thrust and working time of two-and-a-half-stage schemes at the launch site of Jiuquan Satellite Launch Center (JSLC)

方案		1	2	3	4
		RRH2	UUH2	HHH2	RRR2
助推级 推力/时间	氢氧	—	—	44.7/155	—
	液氧煤油	113.8/135	—	—	97.5/130
	偏二甲肼	—	73.1/120	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—
芯级 推力/时间	氢氧	—	—	44.7/230	—
	液氧煤油	113.8/200	—	—	97.5/195
	偏二甲肼	—	73.1/180	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—
芯二级 推力/时间	氢氧	52.5/380	45.0/380	41.3/360	—
	液氧煤油	—	—	—	90.3/297
	偏二甲肼	—	—	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—

(4) 二级半 (沿海发射场)

表 17 二级半方案沿海发射场对推力和工作时间的要求

Tab. 17 The requirements for thrust and working time of two-and-a-half-stage schemes at coastal launch sites

方案		1	2	3	4
		RRH2	UUH2	HHH2	RRR2
助推级 推力/时间	氢氧	—	—	40.6/175	—
	液氧煤油	105.6/145	—	—	85.3/145
	偏二甲肼	—	69.1/125	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—

续表

方案		1	2	3	4
		RRH2	UUH2	HHH2	RRR2
芯级 推力/时间	氢氧	—	—	40.6/260	—
	液氧煤油	105.6/215	—	—	85.3/215
	偏二甲肼	—	69.1/185	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—
芯二级 推力/时间	氢氧	36.6/300	42.5/300	37.5/380	—
	液氧煤油	—	—	—	78.8/290
	偏二甲肼	—	—	—	—
	四氧化二氮	—	—	—	—

### 3.2 大型运载火箭主要方案对发动机的要求

综合上述总体参数的计算结果，对推进系统的基本要求为：

1) 液氧煤油发动机推力宜采用 120t 级为一种发展模块并开展研制。

2) 氢氧发动机推力宜采用 50t 级为一种发展模块并开展研制。

大型运载火箭系列中的各种推进系统选择，都以上述两种发动机基本要求模块为基础，根据火箭方案的不同要求作适应性调整。

## 4 结论与发展蓝图

根据发射空间站低轨道 20t 运载能力的要求，在不同发射场条件下，对大型运载火箭的级数、直径、推进剂选择和发动机推力等进行分析计算，得到了不同推进剂组成条件下大型运载火箭基本总体参数，提出了对发动机参数的要求。从火箭起飞质量规模、无毒无污染的要求及液氧煤油和氢氧两种发动机的各自特点，提出发射 20t 空间站的大型运载火箭采用液氧煤油和氢氧两种发动机为动力、直径 5m 的火箭方案及其发展蓝图。

图 6 和图 7 列出一级半方案和两级半方案大型运载火箭发展蓝图。

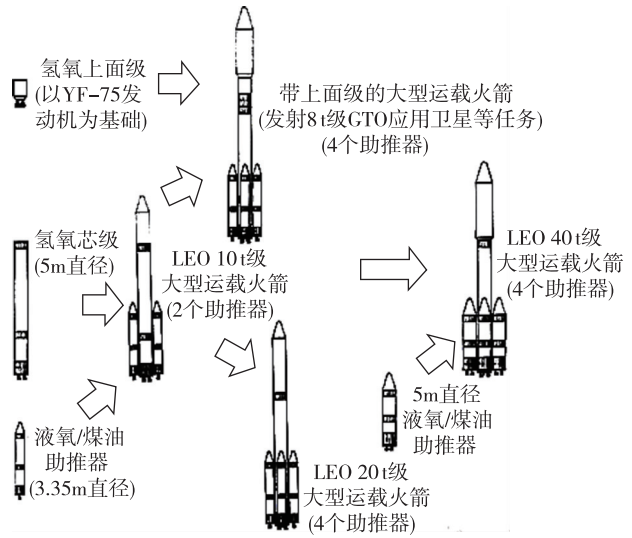


图 6 大型运载火箭系统发展蓝图（一级半方案）

Fig. 6 The developing blueprint of powerful launch vehicles (one-and-a-half-stage schemes)

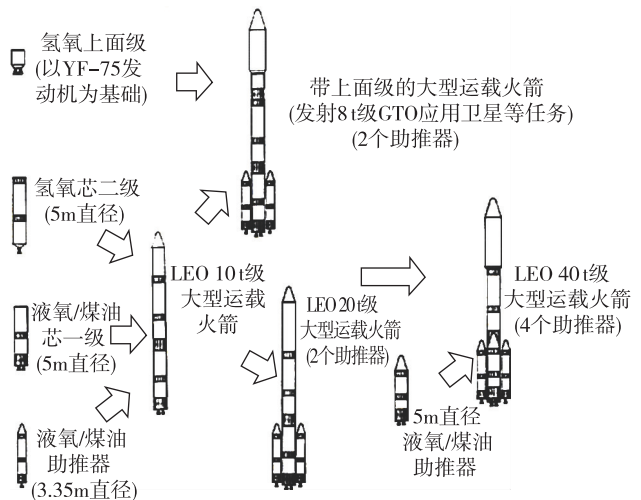


图 7 大型运载火箭系统发展蓝图（二级半方案）

Fig. 7 The developing blueprint of powerful launch vehicles (two-and-a-half-stage schemes)