

# 我国探月工程运载火箭选型问题探讨

龙乐豪

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

**[摘要]** “发展空间科学, 开展深空探测”是我国近期(2010年前后)的航天发展目标之一, 月球探测是实现我国“开展深空探测”的第一步。发射月球探测器(或卫星)选择适当的火箭型号显得尤其重要。文章从月球探测工程对运载火箭的基本要求着手, 结合国外月球探测工程的经验和长征系列火箭的现状, 提出了候选火箭及其改造方案, 并且对月球探测三种运行轨道的优缺点和工程的可实现性进行了分析。从航天大系统工程整体化的角度, 提出了用长征三号乙加上面级发射环月卫星, 同时将上面级实现硬(或软)着陆作为首选方案, 用长征三号丙发射探月器进入奔月轨道作为次选方案的建议。

**[关键词]** 探月工程; 运载火箭; 选型; 研究

**[中图分类号]** V475.1 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2002)09-0031-07

## 1 前言

2000年11月国务院发表的“中国的航天”白皮书中提出, 我国近期(2010年前后)的航天发展目标之一是“发展空间科学, 开展深空探测”。如何落实这一目标, 近一年多以来部分中科院的科学家、航天界的专家进行了研讨, 比较一致的意见是应该从月球探测开始, 即将月球探测作为我国“开展深空探测”的第一步, 它必然也会成为中国航天新的里程碑。为了实现中华民族千百年来“嫦娥奔月”的美丽梦想, 必须要有“天梯”, 而最理想的“天梯”就是现代运载火箭。作为我国最基本的现代空间设施之一的长征系列火箭, 其众多型号经过适应性修改后, 几乎都可充当这种“天梯”的角色。本文试图就选择何种型号、做什么样的修改才能快、好、省地发射月球探测器(或卫星)进行初步探讨。

## 2 探月工程对运载火箭的基本要求

月球探测是一项庞大的系统工程, 一般应该由运载火箭、月球探测器、测控跟踪网站、地面应用

与研究、发射场等五大系统组成。这五大部分之间互为关联、相互约束, 而各自的技术方案、技术状态、技术性能又取决于月球探测工程的总体目标与技术要求。不同的总体目标与技术要求, 或不同规模的探测器, 对应不同的运载火箭方案, 但就总体而言, 我国首期探月工程对运载火箭的最基本的要求应该是:

1) 多级、运载能力较大 要实现月球资源探测, 必须将一定质量的实用探测器加速到接近第二宇宙速度的初始速度, 使其进入奔月轨道; 而要想将它变成环绕月球运行的卫星, 还须再次提供变轨制动的速度增量。就当前人类的技术水平而言, 必须采用三级或四级化学推进剂火箭才能满足这一要求。根据国外的经验(见表1), 结合国内的实际情况, 我国首期月球探测器应能保证有较长的探测时间(如1年以上)和较近的探测距离(如200 km左右), 即以环月探测器为好, 探测器的质量取1~2 t为宜, 火箭的运载能力应能适应这一要求并留有足够的余量。

2) 可靠 探月是一项风险很大的系统工程, 为确保我国首期探月工程的一次成功, 运载火箭

表1 国外月球探测工程要览

Table 1 General view of moon exploration project abroad

国家	名称	时间	质量/kg	运载火箭	任务	轨道方式
	月球 1~3	1959	390	月球号	旁飞、硬着陆、月球背面照像	直接上升
	月球 4~14	1963~1968	1 420~1 640	闪电号	环月飞行、月面软着陆	停候轨道上升
苏联	月球 15~24		5 300~5 800	四级质子号	月球采样、月球车、环月飞	停候轨道上升
	探测器 3	1965	950	闪电号	旁飞	停候轨道上升
	探测器 4~8	1968~1970	5 500~5 800	四级质子号	绕月、返回地球、软着陆	停候轨道上升
	先驱者 P-30	1958~1960	38~176	雷神-艾布尔 宇宙神-艾布尔	环月飞行	直接上升
	徘徊者	1961~1965	306~369	宇宙神-阿金纳 B	月面硬着陆	停候轨道上升
美国	勘探者	1966~1968	995~1 035	宇宙神-半人马座 D	月面软着陆	1、2、4号直接上升, 其余停候轨道上升
	月球轨道者	1966~1967	385	宇宙神-阿金纳 D	环月飞行	停候轨道上升
	阿波罗	1968~1972	44 670	土星 5	载人登月、返回	停候轨道上升
	克莱门汀	1994	424	大力神 2G	环月飞行、小行星交会	停候轨道上升
	月球勘探者	1998	295	雅典娜 2	环月飞行	停候轨道上升
	飞天	1990	197	缪 3S11	绕月飞行(技术试验)	262 km×286 183km (地心大椭圆)
日本	月球 A	2002	540	M-V	环月飞行	停候轨道上升
	月亮女神-A	2004			环月飞行、月面软着陆	停候轨道上升
	月亮女神-B	2006	2 860	H-II A		
欧洲	SMART-1	2002	350	阿里安 5 搭载	环月飞行	GTO 电推进上升

应尽可能选用已经飞行成功的型号,必要的修改设计也只是适应性的,并尽可能选用成熟技术。

3) 廉价 少花钱、多办事、办好事,是我国发展科技与经济建设必须遵循的基本原则,探月工程也不例外。

### 3 长征火箭现状

到目前为止,长征系列火箭已经有 12 个型号研制成功,还有两个型号已完成飞行试验前的全部研制工作,只待飞行验证。这些火箭的总体要素见表 2<sup>[1]</sup>,发射记录见表 3<sup>[1]</sup>。

从表 2、表 3 看出,长征系列火箭已经在三种典型的地球轨道上成功应用,即近地轨道(LEO)、太阳同步轨道(SSO)和地球同步转移轨道(GTO)。对应这三种轨道上的最大运载能力分别达到 12 t、6.1 t、5.1 t,累计飞行次数达 67 次,综合技术性能有的已经达到世界一流水平。这一切都为我国的月球探测工程提供了比较坚实的技术基

础,为大工程提供了较多的选择余地。

## 4 探月工程运载火箭的选型与改造

### 4.1 火箭选型

从表 2 看出,三级的长征火箭有 CZ-1、CZ-1D、CZ-3、CZ-3A、CZ-4A 和 CZ-4B 6 种型号;三级半(半级指捆绑型的助推器)的型号有 CZ-3B、CZ-3C 两种。这些型号都可以作为我国发射首期月球探测器的主要候选火箭,但它们中间有的已经退役终止使用(如 CZ-1、CZ-3、CZ-4A),有的运载能力较小(如 CZ-1D、CZ-4B),满足不了要求。长征火箭中最接近发射首期月球探测器要求的火箭,应该是成功应用在 GTO 上的 CZ-3A 系列火箭。它是我国目前最大运载能力的火箭群体,其概貌见图 1,构成示意图如图 2。其中的 CZ-3A、CZ-3B 已发射过 11 次,将 11 颗国内外卫星送入预定的 GTO(或超 GTO),其中的 CZ-3C 虽然尚未上天飞行过,但地面研制工作已

全部完成，而且它和 CZ-3A、CZ-3B 一样是按系列化、组合化、通用化原则设计的，它与 CZ-3B 的主要区别在于捆绑了两个助推器和 127 s 以前

的飞行软件不同，其余硬件与软件均相同。CZ-3C 的全部硬件已经过了多次成功的飞行考核验证，也应该成为发射月球探测器的首选火箭之一。

表 2 长征火箭总体要素一览表

Table 2 System parameters of long march family

型号	起飞质量/t	火箭高度/m	最大直径/m	星罩直径/m	级数	起飞推力/kN	助推器数	运载能力/kg*		
								LEO	SSO	GTO
CZ-1	81.5	29.86	2.25	1.5	3	1 020	0	300		
CZ-1D	80.6	28.22	2.25	2.05/2.25	3	1 101	0		400	
CZ-2	180	34.6	3.35	2.20	2	2 748	0	2 100		
CZ-2C	243	40.0	3.35	3.35	2	2 748	0	3 800		
CZ-2C/FP	213	40.4	3.35		3	2 962	0		1 500	
CZ-2D	232	39.5	3.35		2	2 962	0	3 300		
CZ-2E	460	49.68	8.45	4.2	2.5	5 923	4	8 000		
CZ-2F	480	58.34	10.17	3.8	2.5	5 923	4	8 000		
CZ-3	204	44.86	6.15	2.60/3.0	3	2 962	0			1 500
CZ-3A	241	52.52	6.35	3.35	3	2 962	0			2 600
CZ-3B	426	54.8/55.6	11.45	4.00/4.2	3.5	5 923	4	12 000	6 100	5 100
CZ-3C	345	54.8/55.6	8.45	4.00/4.2	3.5	4 443	2			3 800
CZ-4A	241	41.9	6.15	2.9	3	2 971	0		1 600	
CZ-4B	248.5	45.78	6.15	3.35	3	2 962	0		2 800	

\* LEO:  $h_p=200\text{ km}$ ,  $h_a=200\text{ km}$ ,  $i=63^\circ$ ; SSO:  $h_p=h_a=900\text{ km}$ ,  $i=99^\circ$ ; GTO:  $h_p=200\text{ km}$ ,  $h_a=35\,958\text{ km}$ ,  $i=28.5^\circ$

表 3 长征火箭各型号发射记录 (截至 2002 年 5 月)

Table 3 Launch record of LM family (up to May, 2002)

序号	火箭种类	首飞时间	总发射次数	失败次数	轨道
1	CZ-1	1970-04-24	2	0	LEO
2	CZ-2	1974-11-05	4	1	LEO
3	CZ-2C	1982-09-09	11	0	LEO
4	CZ-2C/FP	1997-09-01	7	0	LEO
5	CZ-2D	1992-08-09	3	0	LEO
6	CZ-2E	1990-07-16	7	2	LEO
7	CZ-2F	1999-11-20	3	0	LEO
8	CZ-3	1984-01-29	13	3	GTO
9	CZ-3A	1994-02-08	6	0	GTO
10	CZ-3B	1996-02-15	5	1	GTO
11	CZ-4A	1988-09-07	2	0	SSO
12	CZ-4B	1999-05-10	4	0	SSO

4.2 三种运行轨道

发射月球探测器，可以有不同的运行轨道。国外早期的月球探测活动，由于运载火箭技术基础比较薄弱，运载能力不大，都采用地心大椭圆直接上升到月球附近的飞行轨道 (见表 1)，如苏联 1959 年发射月球 1~3 号，美国 1958~1960 年发射先驱

者号，日本 1990 年发射飞天号月球探测器时均采用这种轨道。随着运载火箭运载能力的不断提高，世界各国发射月球探测器时，大都采用在地球停泊轨道上再加速上升的飞行轨道，这种方式有利于发射窗口的选择与地面测控跟踪。CZ-3A 系列火箭发射月球探测器时可有以下三种类型的轨道：

- 1) 进入 GTO (或超 GTO) 火箭将月球探测

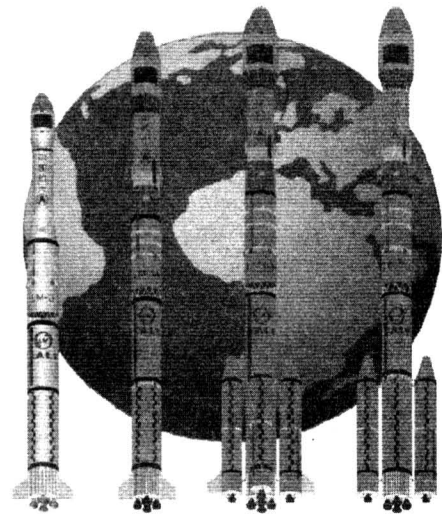


图 1 CZ-3A 系列火箭外形图

Fig.1 LM-3A series outline

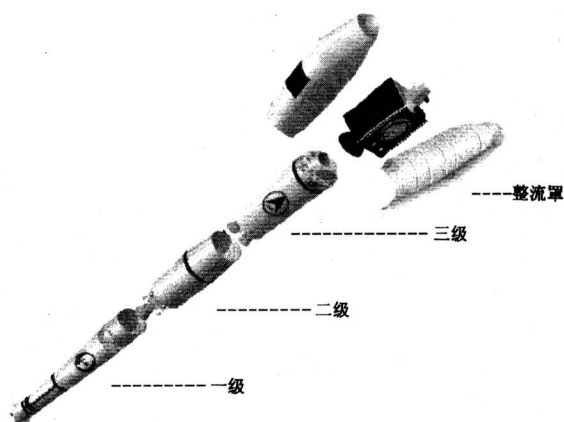


图2 CZ-3A的构成示意图

Fig.2 LM-3A configuration

器送入地球同步转移轨道或超地球同步转移轨道。这时探月器的初始速度为  $10 \text{ km/s}$  左右，还不足以进入地月转移轨道 (LTO) 或奔月轨道。探月器要想奔向月球并环绕月球运转，还必须依靠其自身的动力在 GTO 的近地点附近加速进入 LTO，而后再在近月点附近制动，进入环月轨道，如图 3 所示。这种轨道方式对 CZ-3A 系列火箭而言，只相当于再一次发射地球同步通信卫星，火箭本身不需要做任何修改设计，其运载能力如表 2 所示，但要求月球探测器较大，并有足够的变轨能量。

2) 进入 LTO 即火箭将探月器直接送入地月转移轨道 (奔月轨道)，然后依靠月球探测器在近月点附近制动变轨进入环月轨道。火箭在地球至月

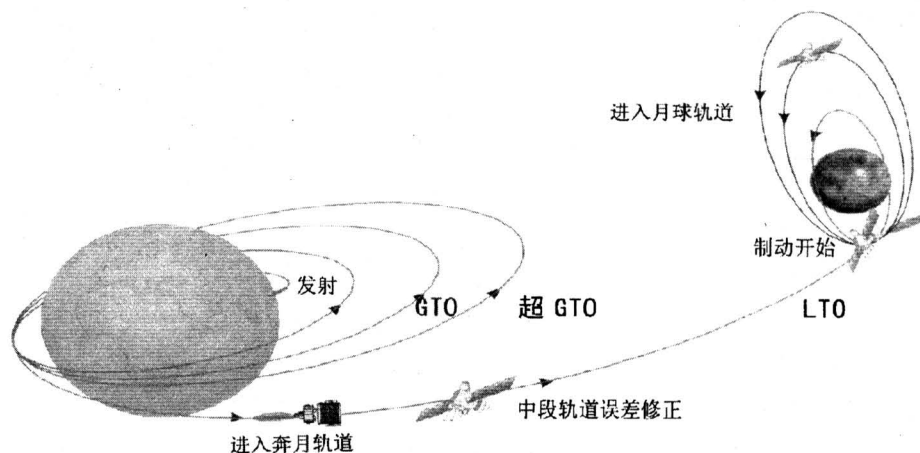


图3 发射月球探测器三种轨道示意图

Fig.3 Three scenarios for moon probe launching

球空间运行的情景见本期封面图。这种方式对 CZ-3A 系列火箭硬件而言也不需要做任何修改设计，只要将三级二次关机时间延长若干秒，使其速度达到  $10.8 \text{ km/s}$  左右即可，而同样要求月球探测器有变轨装置，但其变轨能力可较第一种方式时小。

3) 直接进入环月轨道 即火箭直接将月球探测器送入环月轨道，使其成为月球卫星。这时 CZ-3A 系列火箭需做适应性修改设计，即增加一个小型的上面级，用于完成奔月过程的飞行控制以及从 LTO 到环月轨道的制动变轨。这时的月球探测器不必具有变轨能力，可以小型化、简单化。完成这些任务后，根据需要还可以将上面级与月球探测器分离，实现月面硬着陆或软着陆。在这个过程中，还可借助环绕月球旋转的探测器的中继作用，将上面级硬着陆或软着陆的必要信息传回地球，实

现大工程的一体化设计，以求扩大我国首期探月活动的功效与影响。

这三种类型发射轨道的比较见表 4。

表4 三种类型轨道比较

Table 4 Comparison among three scenarios

轨道类型	优点	缺点
GTO (或超 GTO)	火箭不做修改，成熟、可靠，2 年内可发射	探月器多次加速与减速变轨，测控跟踪难度大，火箭潜力未发挥
LTO (奔月轨道)	除同外，探月器可简化，只需在近月点制动变轨，测控跟踪容易	
环月轨道	探月器最简单，实现一箭双雕，工程成效大，需研制上面级火箭，火箭远近衔接好，可实现工程的一体化设计	大部分要多花半年时间

上面级的设计原则是尽量利用成熟技术，继承性好、简单可靠、廉价、通用，完全可以在 CZ-2C/FP 发射铱星、CZ-3A 发射第二代导航卫星上面级的基础上，修改设计成一个灵活通用的 CZ-3A 系列火箭上面级。其主要系统的基本方案如下<sup>①</sup>：

·动力系统——采用一台 2 500 N 推力、N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 可贮存推进剂并且可多次启动的主发动机系统，以及一套轨姿控辅助动力系统。

·主结构——在现有上面级主结构的基础上适应性修改而成。

·控制系统——挠性或激光陀螺仪与石英加速度表构成的捷联惯组/GNSS/星光复合制导控制系统。捷联惯组还可作为 CZ-3A 系列火箭一、二、三级飞行期间的冗余控制系统。

·电源系统——采用大容量蓄电池方案。

·温控系统——采用主、被动温度控制相结合的温控方案。

上面级的示意图如图 4，CZ-3A 增加上面级后星罩部分的示意图如图 5。上面级的质量分配与运载能力见表 5。

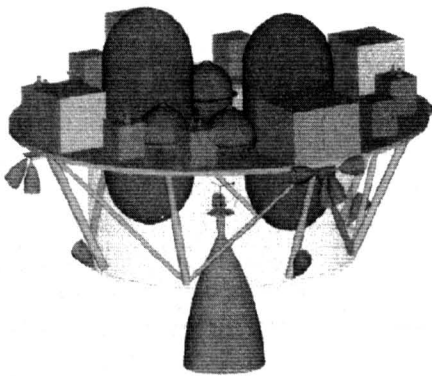


图 4 上面级外形示意图  
Fig.4 Upper stage sketch

#### 4.4 典型的发射轨道时序

根据上述上面级方案，CZ-3A 系列火箭发射月球探测器的一种典型轨道时序（4.5 天 LTO）见图 6，对应事件的说明见表 6。

#### 4.5 工程的可实现性

火箭的可实现性是整个探月工程现实性的基础。从以上分析得知，CZ-3A 系列火箭本身就是现成的产品，新设计的上面级小型火箭，相对 CZ-3A 系列而言也只是采用成熟技术的适应性修改

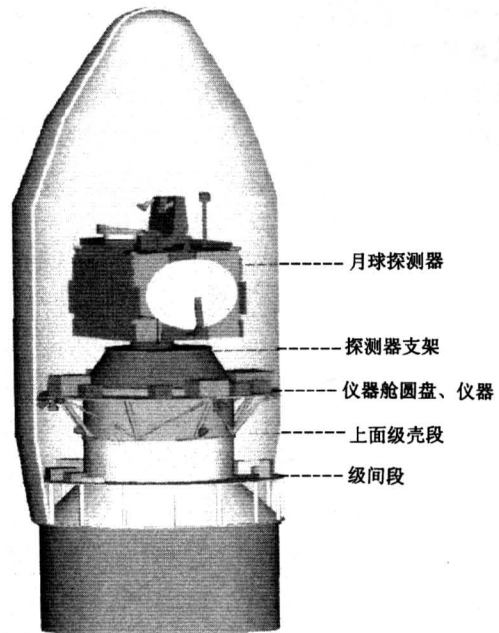


图 5 有上面级的星罩部分示意图  
Fig.5 Upper stage with fairing

表 5 CZ-3A 系列火箭运载能力和上面级质量分配

Table 5 LM-3A series' capabilities and upper stage mass budget kg

项目	CZ-3A	CZ-3C	CZ-3B
奔月轨道 (LTO) 运载能力	1 750	2 800	4 150
上面级质量	1 050	1 480	1 950
探测器质量	700	1 320	2 200
推进剂耗量 (含轨姿控)	580	950	1 400
动力系统 (含贮箱)	100	100	100
电气系统	180	200	200
温控系统	40	40	40
结构	150	190	210

设计。例如：上面级动力系统的 2 500 N 主发动机已在神舟号飞船上三次成功飞行使用；其轨控与姿控辅助发动机也在长征型号上多次成功使用；控制系统中的惯性测量组合装置，已在 CZ-2C/FP、CZ-2F 等火箭上多次成功应用；平台/惯测组合主从冗余型控制系统已在 CZ-2F 上成功飞行使用，在 CZ-3A 火箭上也即将进入飞行搭载使用阶段；星光敏感器在中国运载火箭技术研究院也有良

<sup>①</sup> 陈闯慷等. 发射月球卫星运载火箭上面级技术方案 [R]. 北京：中国运载火箭技术研究院，2002

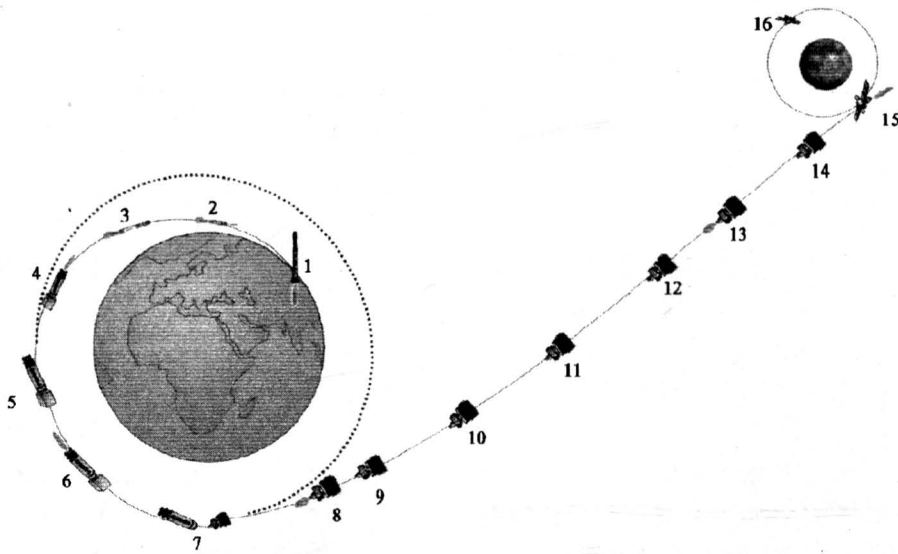


图 6 典型发射轨道示意图

Fig.6 Typical trajectory

表 6 典型发射轨道时序 (4.5 天奔月轨道)

Table 6 Typical flight sequence (for the 4.5 day trajectory)

序号	时序	事件
1	0 s	火箭点火起飞
2	148.2 s	一、二级分离
3	244.3 s	整流罩分离
4	272.5 s	二、三级分离
5	611.2 s	三级一次工作结束, 进入 200 km 停泊轨道
6	1 191.9 s	滑行结束
7	1 434.6 s	三级二次工作结束, 进入近地点高度 200 km 的奔月轨道
8	26.4 min	进行 GNSS 测量, 上级工作, 完成奔月轨道初始误差修正
9	38.9 min	3 000 km 左右, 再次进行 GNSS 精确测量, 下传测量数据, 由地面进行处理并完成轨道预报, 选择合适时机将数据注入上级
10	14~17 h	第一次经过中国上空, 第一个可测控弧段, 经过一段轨道测量, 地面及时处理后注入轨道预报值
11	36~42 h	第二次经过中国上空, 第二个可测控弧段, 经过一段轨道测量, 地面及时处理后注入轨道预报值
12	60~66 h	第三次经过中国上空, 第三个可测控弧段
13	84~90 h	第四次经过中国上空, 第四个可测控弧段, 惯性基准校准, 完成中途修正, 并对修正后的轨道进行测量, 完成轨道预报
14	106.5 h	距月球 30 000 km 开始, 通过月球成像跟踪器捕捉月球并跟踪
15	113.29 h	完成惯性基准校准和上级调姿, 对月制动开始
16	113.42 h	进入环月轨道, 火箭分离

好的预研基础; 主结构、电源、温控等分系统同样也有长征火箭与其他运载工具成熟的研制经验。总之, CZ-3A 系列火箭的上面级, 用两年半左右的时间应该可以研制成功。

探月工程的其他组成部分, 也有良好的现实可能性。例如: 西昌卫星发射场已 11 次发射 CZ-3A、CZ-3B 火箭, 还成功地完成了 CZ-3C 火箭

的发射合练。增加上面级后, 火箭的高度没有变化, 发射场完全可以适应发射月球探测器的需要; 地面跟踪与测量系统, 现有为 921 工程使用的统一 S 波段测控系统 (USB), 可以满足火箭飞行过程中测量跟踪与控制的需要。在距地球 3 000 km 附近引入 GPS 参与测控的技术已在我国 CZ-2C/FP 等型号上成功应用。另外, 中国科学院的天文甚长



基线干涉仪 (VLBI) 系统也可参与测控, 提高测控跟踪系统的精度与可靠性; 月球探测器可由 FY-1、ZY-1、DFH-3 等卫星做适应性修改而成, 也基本上是现成的产品; 地面应用与研究系统在中国科学院也有良好基础。

总之, 探月工程选用 CZ-3A 系列火箭方案是完全现实可行的, 整个工程的其余组成部分也有较好的现实基础。

## 5 基本结论

1) 我国首期月球探测工程的运载火箭, 可在 CZ-3A 系列火箭的三类共 9 种方案中选取, 即:

·第一类选择 CZ-3A、CZ-3C、CZ-3B, 分别将 2.6、3.8、5.1 t 的探月器送入 GTO。

·第二类选择 CZ-3A、CZ-3C、CZ-3B, 分别将 1.75、2.80、4.15 t 的探月器送入 LTO。

·第三类选择 CZ-3A、CZ-3C、CZ-3 加上面级, 分别将 0.7、1.3、2.2 t 的探月器送入环月轨道。

由此不难看出, 当探月器的质量为 1~2 t 时, 第一类选择显然没有充分发挥运载火箭的潜力, 而探测器的负担过重, 从航天大工程整体优化的角度看, 显得不够合理;

第二类选择比较居中、相对合理。比如可用 CZ-3A 将 1.75 t、CZ-3C 将 2.8 t 的探月器送入 LTO, 然后再由探月器完成制动变轨进入环月轨道。这个过程相当于 CZ-3A 系列发射地球同步通信卫星时卫星从 GTO 到 GEO。

第三类选择火箭的负担较重, 探月器的负担轻且可小型化。但其中的 CZ-3B 是成熟产品, 这时的 CZ-3B 火箭加上面级可以实现一箭双雕: 既发射环月卫星, 又实现上面级月面硬 (或软) 着陆。这样既能扩大我国首期探月工程的影响, 也可为第二期探月工程打下良好基础。

2) 由于我国探月活动起步晚于美苏约 40 年, 而我国现实的技术与物资基础又大大优于当年的美苏两国, 因此, 我国探月工程的起点应该有可能高一些。应取 CZ-3B 加上面级发射环月卫星同时实现硬 (或软) 着陆为首选方案, 以取 CZ-3C 发射 2 t 质量级的探月器进入奔月轨道为次选方案。

3) 三类方案中的运载火箭, 最长的生产 (或研制) 周期不会超过 3 年, 都能做到在 2005 年前发射月球探测器。

### 参考文献

- [1] 龙乐豪. 中国运载火箭技术的成就与展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2001, (1): 1~8

## Some Thoughts on the Launch Vehicle Selection for China's Moon Exploration Program

Long Lehao

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

[Abstract] "Developing Space Science and Conducting Deep Space Exploration" is one of the objectives for China's space development in the near future (i.e. around the year 2010). Moon exploration is the first step to achieve the goal of "Conducting Deep Space Exploration". To put the moon probe (or satellite) into orbit, it is especially important to select the right type of launch vehicle(s). Starting from the basic requirements of the launch vehicle(s) for the moon exploration mission, experience of moon-faring nations and current status of Long March launch vehicles, the author analyses pros and cons of the three operational orbits for moon exploration and feasibility of the program, and identifies the candidate Long March launch vehicles and plans for their upgrades. Taking the optimization of the overall space system engineering into consideration, the author proposes, as the primary plan, that an LM-3B with an upper stage be used for launching the satellite and the upper stage for its hard (or soft) landing on the moon, and, as the secondary plan, an LM-3C for launching a probe into lunar transfer orbit.

[Key words] moon exploration program; launch vehicle; type selection; analysis