

# 长征三号系列运载火箭

龙乐豪

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

**[摘要]** 论述了长征三号系列运载火箭诞生的背景、设计思路、总体技术方案、应用发射结果及其在技术与研制工作方面的特点, 展望了其发展前景, 指出该系列运载火箭是我国目前性能先进的大型主力商业应用发射火箭群体。

**[关键词]** 航天; 大型运载火箭; 发射服务; 长征三号系列

## 1 引言

长征三号系列运载火箭, 包括由长征三号(CZ-3)、长征三号甲(CZ-3A)、长征三号乙(CZ-3B)以及长征三号丙(CZ-3C)四种火箭组成的火箭群体。主要用于发射地球同步转移轨道(GTO)有效载荷, 也可以用于近地轨道(LEO)、太阳同步轨道(SSO)以及飞往月球与火星等深空探测有效载荷的发射, 是目前我国具有低温推进剂末级、性能先进的高轨道运载火箭, 也是商业应用发射的大型主力火箭系列之一。

## 2 诞生背景

本世纪 70 年代中期, 为了完善我国的通信系统建设, 促进航天与电子技术的发展, 中央决定实施我国的卫星通信工程。CZ-3 火箭作为此工程的重要组成部分之一, 于 1975 年 3 月经国务院批准立项, 经过 9 年的艰苦努力, 于 1984 年 4 月发射我国第一颗通信卫星(DFH-2)成功。这标志我国的首期卫星通信工程系统投入运营。80 年代中期, 由于国家经济建设的快速发展, 原第一期卫星通信工程已经不能满足卫星通信事业的需要。为此, 1986 年 2 月中央决定开展我国第二期卫星通信工程, 需要与之配套的性能更好的运载火箭; 另外, 在此以前的 1985 年 10 月, 我国已决定将长征

火箭投入国际卫星发射服务市场, 为了提高长征火箭在国际市场上的竞争能力, 同样需要有性能更好的运载火箭。经过充分的论证, CZ-3A 火箭于 1986 年 2 月正式立项研制, 其首要目的是发射我国第二期卫星通信工程中的 DFH-3 卫星, 其次是参加国际卫星发射服务市场的竞争, 承担外星发射。经过 8 年的奋斗, 于 1994 年 2 月 8 日将两颗卫星送入预定轨道, 首次发射获得圆满成功。在 CZ-3A 的方案论证与设计过程中, 我们坚持了高起点、基本型、大潜力、总体优化的原则。在 CZ-3A 处在研制攻关的同时, 我们已经将其发展型火箭 CZ-3B 和 CZ-3C 推向了国际市场, 使得以瞄准国际卫星发射市场为主要目的的 CZ-3B 与 CZ-3C, 于 1992 年 4 月 24 日起赢得了第一个外星发射合同, 从而使这两种火箭分别于 1993 年 2 月 1 日、1995 年 3 月 17 日正式立项研制。其中的 CZ-3B 已于 1996 年 2 月 15 日实现首飞, CZ-3C 飞行前的研制工作已经完成。到目前为止, CZ-3 系列运载火箭除 CZ-3C 尚未发射外, 其余三种火箭均已研制成功, 并多次进行了应用发射。

## 3 技术方案

### 3.1 总体与分系统方案概述

CZ-3 系列火箭均为三级或三级半火箭, 前者是指 CZ-3 和 CZ-3A, 后者是指 CZ-3B 和 CZ-

[收稿日期] 1999-07-02; 修回日期 1999-07-21

[作者简介] 龙乐豪(1938-), 男, 湖北汉阳人, 中国运载火箭技术研究院研究员

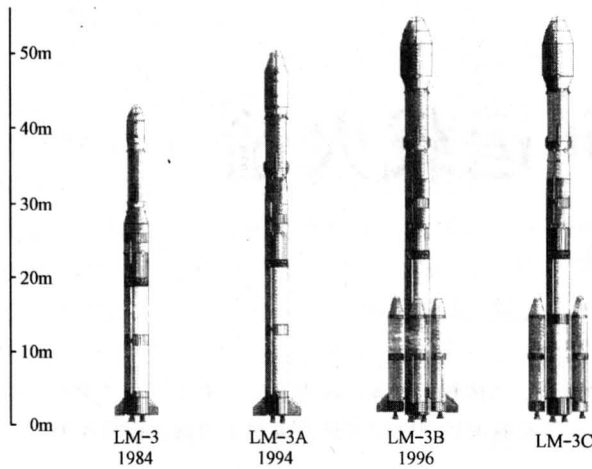


图1 长征三号系列火箭

Fig.1 LM-3 series launch vehicles

3C。所谓半级，是指助推器。CZ-3A与CZ-3的

主要区别是重新设计了高性能的第三级和控制、遥测系统以及安全与外测系统，加长与加强了一、二级。CZ-3B与CZ-3A的主要区别是增加了4个液体助推器，加强加长了箭体，加大了星罩。而CZ-3C相对于CZ-3B的主要区别是少了两个助推器。四种火箭的外形见图1，主要总体参数及性能见表1<sup>[1-3]</sup>。

四种火箭中的CZ-3由箭体结构、动力、控制、遥测、外测安全、滑行段推进剂管理与姿态控制发动机、分离、附加等8个分系统组成。另外三种火箭除此之外还有低温推进剂利用系统，即由9个分系统组成。

火箭结构的总体布局大致相同，其中CZ-3A、CZ-3B的布局具有代表性，详见图2。全箭从尾段至星罩可分18~22个大小不同的部段，由

表1 CZ-3系列火箭主要总体参数与性能

Table 1 Technical specification of LM-3 series launch vehicles

项目		CZ-3	CZ-3A	CZ-3B	CZ-3C
火箭高度/m		44.86	52.5	54.8/55.6	54.8/55.6
起飞质量/t		204	241	426	345
星罩直径/m		2.6/3.0	3.35	4.0/4.2	4.0/4.2
箭体直径/m	一级	3.35	3.35	3.35	3.35
	助推器			2.25	2.25
	二级	3.35	3.35	3.35	3.35
	三级	2.25	3.0	3.0	3.0
含尾翼箭体直径/m		6.15	6.35	11.45	8.45
推进剂	一级	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH
	助推器			N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH
	二级	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /UDMH
	三级	LOx/LH <sub>2</sub>	LOx/LH <sub>2</sub>	LOx/LH <sub>2</sub>	LOx/LH <sub>2</sub>
推进剂加注量/t	一级	143.6	171.8	171.8	171.8
	助推器			4×37.7	2×37.7
	二级	35.8	30.79	49.61	49.61
	三级	8.73	18.19	18.19	18.19
发动机推力/kN	一级	2 962	2 962	5 923	4 443
	助推器			4×740.4	2×740.4
	二级	789.1	789.1	789.1	789.1
	三级	44.4	157	157	157
发动机比推力 /N·s·kg <sup>-1</sup>	一级	2 550	2 550	2 550	2 550
	助推器			2 550	2 550
	二级	2 911 (主机) /2 834 (游机)	2 911 (主机) /2 834 (游机)	2 911 (主机) /2 834 (游机)	2 911 (主机) /2 834 (游机)
	三级	4 119	4 315	4 315	4 315
运载能力 (标准 GTO) /kg		1 500	2 600	5 100	3 800

它们构成完整的火箭箭体结构，全箭结构由助推器、一子级、二子级、三子级和卫星整流罩（简称

星罩）组成<sup>[4,5]</sup>。

动力系统由火箭发动机和增压输送系统组成。

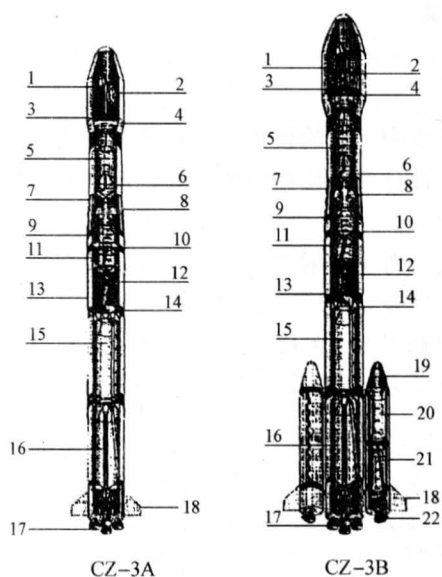


图2 CZ-3A、CZ-3B火箭总体布局

1—整流罩；2—卫星；3—卫星支架；4—仪器舱；5—液氢箱；6—液氧箱；7—二三级间段；8—三级发动机；9—二级氧化剂箱；10—箱间段；11—二级燃料箱；12—二级游动发动机；13—二级主发动机；14—一二级级间杆系；15—一级氧化剂箱；16—一级燃料剂箱；17—一级发动机；18—稳定翼；19—助推器头锥；20—助推器氧化剂箱；21—助推器燃料剂箱；22—助推器发动机

Fig.2 LM-3A&3B configurations

火箭助推器与一级级采用相同推力的发动机，单台推力为 740.4 kN。每枚助推器有一台发动机，一级级发动机由 4 台单机并联组成。这 4 台发动机可以切向摇摆，最大摆角  $\pm 10^\circ$ 。动力输送系统采用自生增压方案。

二级级由 1 台主机和 4 个喷管构成的游动发动机组成，总推力为 789.1 kN，也采用自生增压方案。游动发动机切向摆动，最大摆角  $\pm 60^\circ$ 。

火箭的一、二级级采用  $N_2O_4/UDMH$  作为推进剂。

CZ-3 系列火箭的三级级采用了两种氢氧发动机，即 YF-73 与 YF-75。前者用于 CZ-3，后者用于 CZ-3A、CZ-3B 与 CZ-3C。其中 YF-73 由一台涡轮泵带动 4 个燃烧室，切向摇摆  $\pm 20^\circ$ ，是我国第一台研制成功的氢氧发动机。而 YF-75 的性能较 YF-73 有了较大提高，可双向摇摆，最大摆角  $\pm 4^\circ$ ，混合比可以调节。CZ-3 的液

氢液氧贮箱均采用了自生增压与常温氦气补压相结合的技术方案；CZ-3A、CZ-3B、CZ-3C 的液氢箱增压方案同 CZ-3，而液氧箱则采用了冷氦加温增压与常温氦气补压相结合的方案。

CZ-3 的控制系统采用了三轴气浮平台和计算机制导与模拟量姿态控制方案，而 CZ-3A、CZ-3B 与 CZ-3C 则采用了小型四轴惯性平台、数字式姿态控制、电子程配、工具误差实时补偿，大姿态角运动条件下俯仰、偏航、滚动三波道交连解耦双偏差控制等新技术。还实现了小型化设计，其仪器、设备数量比 CZ-3 减少了 30%，种类减少了 44%，第三级仪器设备的质量减轻了约 66%<sup>[1,2]</sup>。

CZ-3 采用了低码率、混合调制的 P 波段遥测系统，而 CZ-3A、CZ-3B、CZ-3C 采用了高码率、全编码、可编程的 S 波段遥测系统，其箭上设备实行了小型化。每种火箭的遥测参数在 450~700 个之间。

四种火箭均采用了外弹道测量和安全控制合一的技术方案，但 CZ-3A、CZ-3B、CZ-3C 实现了小型化与轻质化设计，其二、三级级的仪器设备总质量比 CZ-3 分别减轻了 52.6% 和 55.7%<sup>[1]</sup>。

三级级滑行段的推进剂管理与姿态控制，采用了一套胍类单组元挤压输送、可多次启动的小发动机系统。CZ-3 使用的是  $N_2H_4$ ，而 CZ-3A、CZ-3B、CZ-3C 使用的是低冰点的 DT-3 单组元推进剂<sup>[1]</sup>。

在 CZ-3A、CZ-3B 以及 CZ-3C 的三级级设有一套低温推进剂利用系统，由箭上控制机、液位传感器和调节阀门组成，用以调节发动机混合比，系统简单可靠<sup>[1]</sup>。

分离系统包括助推器分离，一、二级分离，二、三级分离，星罩分离，星箭分离等五大部分。分离器件采用了爆炸螺栓、导爆索、固体火箭与弹簧等，其可靠性高达 0.999 9<sup>[1,2]</sup>。

附加系统的作用，是完成火箭起飞前上述主要箭上系统之外的辅助任务。主要包括垂直度调整、常温推进剂加注液位和温度测量、星罩空调、防火除湿等部分。

### 3.2 典型飞行程序

CZ-3 系列火箭目前均使用西昌卫星发射场。其中除 CZ-3 在 1 号发射工位起飞外，其余均在 2

号发射工位起飞。

以发射地球同步转移轨道为例，火箭起飞后约经1 300~1 600s，实现星箭分离，将卫星送入预定轨道。四种火箭的典型飞行时序略有差异，详见表2与图3（见彩页1上图）<sup>[3-6]</sup>。

### 3.3 设计运载能力

CZ-3系列火箭有较宽广的设计运载能力适应范围，例如：对标准GTO最低为1.4 t，最高可达5.0 t。图4、图5为CZ-3B对应另外两种轨道的运载能力<sup>[5]</sup>。

### 3.4 飞行结果

截至目前，CZ-3系列火箭飞行记录如表3<sup>[4,7]</sup>。

飞行结果表明火箭的设计方案正确，技术性能达到以至优于设计值，使用性能良好、质量趋于稳定。现列举如下：

**入轨精度** 历次发射的卫星实际入轨精度远远高于设计值，见表4<sup>[1,2,7]</sup>。其中CZ-3B第二次飞行时因推进剂利用系统故障，使半长轴偏差超过设计值（表中有\*者）。

表2 CZ-3系列火箭典型飞行时序

Table 2 Typical flight sequence of LM-3 series launch vehicles

序号	事 件	时间/s			
		CZ-3	CZ-3A	CZ-3B	CZ-3C
1	起飞	0.0	0.0	0.0	0.0
2	程序转弯	10.0	12.0	10.0	10.0
3	助推器分离			127.82	128.99
4	一二级分离	127.89	147.93	147.36	146.66
5	星罩分离	259.25	236.93	199.36	258.66
6	二三级分离	263.25	264.28	331.60	334.0
7	三级第一次工作开始	263.25	264.28	331.85	334.0
8	三级第一次关机、滑行段开始	688.88	617.30	632.14	650.61
9	滑行段结束、三级二次点火	935.70	1 252.51	1 230.35	1 323.24
10	三级二次关机、末速修正开始	1 253.71	1 374.44	1 410.04	1 474.87
11	末速修正结束、调姿开始	1 261.71	1 394.44	1 430.04	1 494.87
12	调姿段结束、星箭分离	1 292.71	1 474.44	1 510.04	1 574.87

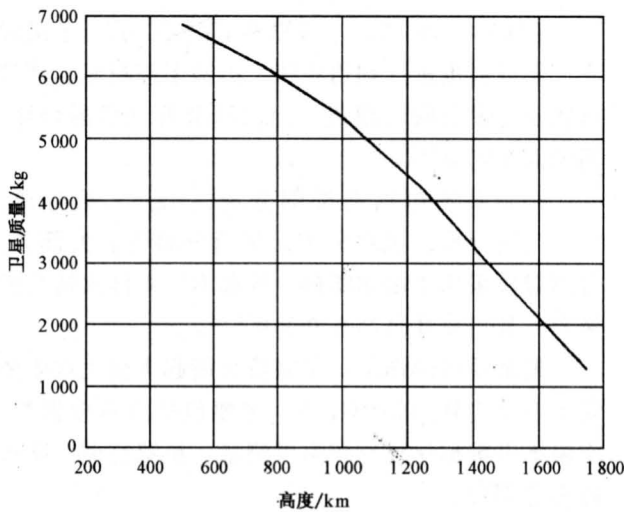


图4 CZ-3B火箭SSO运载能力  
Fig.4 LM-3B SSO launch capability

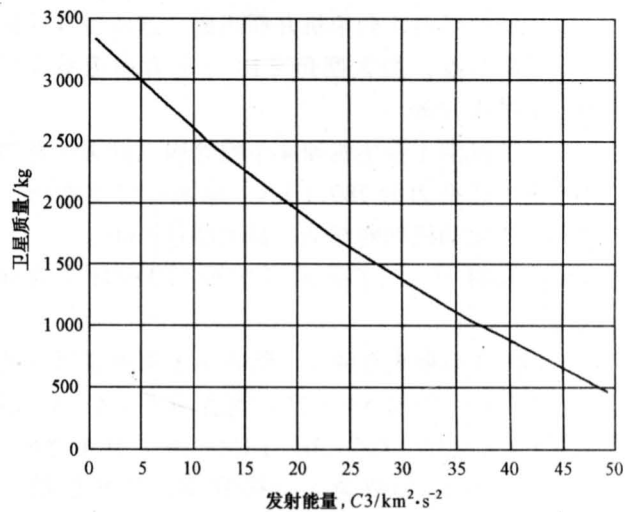


图5 CZ-3B地球逃逸轨道运载能力  
Fig.5 LM-3B earth escape orbit launch capability

表3 CZ-3系列运载火箭的飞行记录

Table 3 LM-3 series flight records

序号	火箭	卫星	发射日期	轨道			发射场	结果
				近地点/km	远地点/km	倾角/(°)		
1	CZ-3	DFH-2	1984-01-29	400	36 130	31.1	西昌	失败
2	CZ-3	DFH-2	1984-04-08	400	36 111	31.1	西昌	成功
3	CZ-3	DFH-2	1986-02-01	400	36 127	31.1	西昌	成功
4	CZ-3	DFH-2A	1988-03-07	200	36 116	31.1	西昌	成功
5	CZ-3	DFH-2A	1988-12-22	200	36 151	31.1	西昌	成功
6	CZ-3	DFH-2A	1990-02-04	200	36 171	31.1	西昌	成功
7	CZ-3	ASIASAT-1	1990-04-07	200	36 140	31.1	西昌	成功
8	CZ-3	DFH-2A	1991-12-28	200	36 156	31.1	西昌	失败
9	CZ-3A	SI-4, KF-1	1994-02-08	200	36 193	28.5	西昌	成功
10	CZ-3	APSTAR-1	1994-07-21	200	42 386	27	西昌	成功
11	CZ-3A	DFH-3A	1994-11-30	200	36 193	28.5	西昌	成功
12	CZ-3B	INTELSAT-8A	1996-02-15	200	35 964	24.5	西昌	失败
13	CZ-3	APT-1A	1996-07-03	200	42 386	27	西昌	成功
14	CZ-3	CHINASTAR-7	1996-08-18	200	42 386	27	西昌	失败
15	CZ-3A	DFH-3	1997-05-12	200	36 193	28.5	西昌	成功
16	CZ-3	FY-2	1997-06-10	200	36 130	28.5	西昌	成功
17	CZ-3B	MABUHAY	1997-08-20	200	47 924	24.5	西昌	成功
18	CZ-3B	APSTAR-IIR	1997-10-17	200	47 924	24.5	西昌	成功
19	CZ-3B	CHINASAT-1	1998-05-30	200	85 717	24.5	西昌	成功
20	CZ-3B	SINOSAT-1	1998-07-18	600	35 945	19.0	西昌	成功

表4 CZ-3系列火箭发射GTO卫星的实际入轨精度

Table 4 LM-3 series actual GTO injection accuracy

偏差名称	允许偏差 (3σ)	CZ-3								
		实际偏差								
		Y2	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7	Y9	Y10	Y12
近地点高度/km	±30	3.66	-2.77	4.1	3.49	4.35	-0.98	5.03	12.50	-1.61
半长轴/km	±180	-35.7	-30.9	-32.9	-19.2	-10.2	-23.8	-29.41	-29.5	-0.655
轨道倾角/(°)	±0.20	0.029	0	-0.01	-0.02	0.008	0.001	-0.135	0.06	0.006
近地点幅角/(°)	±1.0	0.047	0.06	-0.06	-0.46	-0.17	-0.19	-0.57	-0.41	0.024

偏差名称	允许偏差 (3σ)	CZ-3A			CZ-3B			
		实际偏差			实际偏差			
		Y1	Y2	Y3	Y2	Y3	Y4	Y5
近地点高度/km	±30	3.39	4.38	10.31	1.26	0.35	3.46	1.52
半长轴/km	±120	60.68	-3.70	-58.53	-1604.8*	-0.93	-79.33	8.81
轨道倾角/(°)	±0.20	0.108	0.05	0.004	0.071	-0.008	0.012	-0.005
近地点幅角/(°)	±0.6	0.226	0.036	-0.133	-0.04	0.011	-0.010	0.049



运载能力 根据历次飞行中测得的遥测参数,可计算出对应标准 GTO 的实际运载能力。统计结果表明,各火箭的实际运载能力比设计值大,见表 5<sup>[1,2,7]</sup>。

力学环境 历次飞行中,实测火箭的低频与高频振动、噪声、冲击等力学环境均在设计范围内,表明火箭的实际飞行力学环境良好。图 6 所示为 CZ-3B 的噪声测量结果<sup>[2]</sup>。

表 5 CZ-3 系列火箭标准 GTO 的实际运载能力

Table 5 LM-3 series actual launch capability for standard GTO

型号	CZ-3				CZ-3A			CZ-3B			
	Y7	Y9	Y10	Y12	Y1	Y2	Y3	Y2	Y3	Y4	Y5
运载能力/kg	1 526	1 528	1 519	1 543	2 669	2 637	2 720	5 233	5 119	5 204	5 162

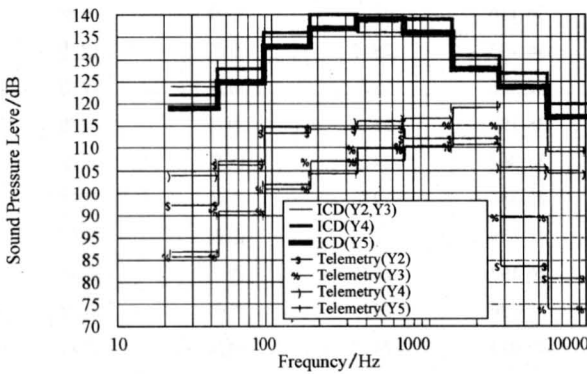


图 6 CZ-3B Y2~Y5 跨音速段星罩内噪声的遥测结果

Fig.6 Telemetry results of noise inside the fairing during transonic phase for LM-3B flight 2 to flight 5

## 4 主要特点

### 4.1 技术特点

从技术上看, CZ-3 系列火箭有以下主要特点:

(1) 充分实现了模块化、系列化与整体优化设计,各型号间的继承性好,共用性强。这为本系列火箭具有良好的可靠性、经济性奠定了基础。

(2) 技术新、性能先进。由于设计目标高,为了达到总体技术性能指标,在设计与制造过程中,采用了大量的新技术,其中仅 CZ-3A 就多达 99 项,使火箭的总体技术性能先进<sup>[1,2]</sup>。例如: CZ-3 系列 4 个火箭的 GTO 实际运载能力可从 1.5 t 覆盖到 5.2 t,而欧洲 11 个国家联合研制、由 6 个型号组成的阿里安 4 型火箭的 GTO 运载能力只能从 1.9 t 覆盖到 4.4 t。另外, CZ-3B 的运载能力在

世界上已正式投入商业发射应用的火箭中仅次于俄国的质子号,列世界第二位;其有效载荷系数(最大运载能力/火箭起飞质量)达 1.22%,仅次于日本的 H-II 和美国的宇宙神火箭,列世界第三位; CZ-3 系列火箭的入轨精度也达到了国际先进水平,这可以从表 6 所列的阿里安、宇宙神两种西方国家主力火箭入轨精度与表 4 的对比中得到证实<sup>[1,2,8]</sup>。

(3) 难度大。CZ-3 系列火箭均采用了氢氧发动机二次启动技术,难度很大。其长细比是我国目前运载火箭中最大的,其中 CZ-3B、CZ-3C 的长细比已达 17.5,仅次于美国的大力神 4 (20.39),列世界第二位。长细比越大,火箭的弹性自振频率就越低,火箭的弹性与晃动频率就容易交连,姿态控制系统设计的难度也就越大, CZ-3B 是世界上第二个最难设计的大型细长火箭。另外, CZ-3A、CZ-3B、CZ-3C 的冷氦增压技术与螺旋管束式发动机大喷管的成型焊接技术,也均属当今世界航天领域难度较高的技术。其中冷氦增压是我们在这个世界上第二个完全依靠本国力量研制成功的系统。

(4) 适应性强,使用性能好。本系列火箭 20 次应用发射证明,既可以一箭单星也可以一箭双星发射(如 CZ-3A 首次发射),既可以发射标准地球同步转移轨道,也可以发射超同步转移轨道(如 CZ-3B 发射 MABUHAY, CHINASAT-1)或低倾角同步转移轨道(如 CZ-3B 发射 SINOSAT-1),在飞行中还可以侧向变轨,多次起旋、消旋、调姿与定向等。星罩还有分体吊装与整体吊装两种状态,可以较灵活地满足卫星用户的多种不同使用

表 6 阿里安、宇宙神火箭发射 GTO 卫星入轨精度

Table 6 GTO injection accuracy of ARIANE and ATLAS launch vehicles

偏差名称	阿里安					宇宙神				
	L01	L03	L04	L06	L07	AC-104	AC-106	AC-73	AC-110	AC-114
近地点高度/km	0.80	1.34	0.46	0.70	0.20	0.39	-0.46	1.20	-0.65	-0.17
半长轴/km	109.5	95.27	2.53	2.85	55.10	-5.73	-3.25	-3.90	-40.61	-8.85
轨道倾角/(°)	0.05	0.024	0.057	0.003	0.097	-0.002	-0.001	0.005	-0.02	-0.05
近地点幅角/(°)						0.008	0.025	0.034	-0.04	-0.04

要求，受到卫星用户的好评。

(5) 经济性能好。由于精心设计与严密科学的工程管理，使火箭的研制成本与经费大为降低，因而有较强的市场竞争能力。例如：CZ-3A 与 CZ-3B 的研制经费加起来也不到阿里安 5 的 1.2%，CZ-3B 的每次发射服务费约为 5 000~6 000 万美元，而阿里安约为 7 000~8 000 万美元，大力神约为 9 000~10 000 万美元。

#### 4.2 研制工作特点

从整个研制工作看，有以下主要特点：

(1) 充分发扬了“两弹一星”精神。由于 CZ-3 火箭是我国第一个采用液液氧推进剂末级的大型运载火箭，技术难度很大，而我国工业技术基础薄弱，还要求确保成功。面对如此巨大的困难与压力，全体研制工作者发扬了建国初期研制原子弹、导弹和人造卫星那种爱国图强、自力更生、艰苦奋斗、勇攀高峰、大力协同的精神，从 1977 年 12 月正式设计开始，经过六年多的艰苦奋斗，攻克了 104 项新技术，于 1984 年 4 月终于依靠自己的力量将 CZ-3 运载火箭研制成功，使我国成为世界上第二个掌握氢氧发动机高空二次点火与第三个掌握氢氧级火箭技术的国家。随后又经过多年的不懈努力，攻克了 108 项新技术，研制成功了 CZ-3A、CZ-3B 火箭，使我国运载火箭技术达到了世界先进水平。为此，CZ-3 以及 CZ-3A 和 CZ-3B 均荣获国家科学技术进步特等奖。

(2) 采用了系统工程与并行工程管理模式，对研制工作进行科学管理。研制过程中既坚持研制工作的阶段论，又不唯阶段论，允许科学分析、合理运筹，采取必要的交叉作业，并行管理。这样做的结果，缩短了 CZ-3、CZ-3A 的研制周期 1~2 年，节约了千万以至数以亿计的经费，效果显著。

(3) 直接进入应用发射与市场竞争。一种新型运载火箭的诞生一般要经过几年的研究设计、生产、地面试验与飞行试验等漫长过程。对于商业应用发射的火箭一般还要经过几次成功的试验性飞行后才能进入发射市场。但 CZ-3 系列火箭没有经过试验性飞行阶段，首次飞行直接进入正式应用或商业发射。这样做主要是出于经费、周期与技术上的考虑，不能说不可取，但应属不得已而为之之列，因为这其中蕴藏着巨大风险。研制工作者们承受了巨大的精神与工作压力，接受了这一严峻挑战，取得了良好成绩。

(4) 进行了广泛的风险决策。CZ-3 系列火箭的研制过程是历经艰难险阻、不断攀登、不断进取的过程，为了省时、省钱，为了全局的胜利，决策者们不得不作出风险决策，这样的事例很多。例如：1976 年 8 月，将国家第一期卫星通信这样重点工程的运载火箭技术方案，大胆定在采用氢氧发动机上，各火箭不经试验性飞行阶段直接投入应用发射，CZ-3A 用一枚飞行状态的三子级火箭在地面连续作三次动力系统试车等均均为突出的代表。回过头来总结，这样做不仅必要而且可能，成效显著。

## 5 展望

15 年来，CZ-3 系列火箭已经进行了 20 次应用发射，其中包括 9 次外星发射，初步展现了长征火箭的实力。但作为一种有前途的商用运载火箭，还必须不断完善可靠性设计，严格生产过程的质量控制，不断提高火箭的可靠性和发射成功率。本系列火箭具有良好的发展潜力，对现有设计稍加优化与减重处理就可以提高运载能力 250 kg，使 CZ-3B 的标准 GTO 运载能力达到 5 300 kg。如果再将其芯一级加长 1.5 m，助推器相应加长 0.7 m，则

可使其标准 GTO 运载能力提高到 5 600 kg; 也可以将现有的助推器增加两个或将现有 4 个助推器加长一倍, 其余部分不作改变, 则可以形成标准 GTO 运载能力达 6.5~7.0 t 的重型运载火箭; 更长远的设想可以加大箭体直径到 5.0 m 左右, 全部更换成无毒无污染的液体推进剂, 组成低轨道运载能力达 24 t 左右的一级半新型火箭, 再加上现有 CZ-3A 的三子级 (直径从 3.0 m 增大到 5.0 m), 则可构成标准 GTO 运载能力约 14 t 的二级半新的重型运载火箭, 国际竞争能力将显著增强, 我们与外国同行在平等条件下竞争将更加充满信心。

参考文献

[1] 龙乐豪. 长征三号甲研制专辑 [M]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 1995.10

[2] 龙乐豪. 长征三号乙研制专辑 [M]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 1999.6

[3] Chen Guohua. Long March 3 user's manual [M]. Beijing: The Ministry of Astronautics People's Republic of China, 1990

[4] 李东. 长征三号甲火箭用户手册 [M]. 1998 年版. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 1998.12

[5] 岑拯. 长征三号乙火箭用户手册 [M]. 1998 年版. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 1998.12

[6] 陈闽慷. 长征三号丙火箭用户手册 [M]. 1998 年版. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 1998.12

[7] 王丹阳. 世界航天运载器大全 [M]. 北京: 宇航出版社, 1996.2

[8] 王向阳. 国外运载火箭技术. 1998, (6): 16~28

## Long March 3 Series Launch Vehicle

Long Lehao

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

**[Abstract]** The background, design approach, system engineering, launch results and technical & development characteristics of LM-3 series launch vehicles are presented, and the development of launch vehicles in the future is prospected. It is indicated that with advanced performance, these launch vehicles are the main force of commercial heavy lift in China.

**[Key words]** aerospace; heavy lift launch vehicle; launch services; LM-3 series launch vehicle

## 《中国工程科学》1999 年第 2 期要目预告

中国液体火箭发动机如何进入 21 世纪	王 桁	复合柔性结构航天器动力学建模研究	曲广吉等
高层超高层建筑的产生与发展及今后趋向预计	戴复东	高能聚焦超声热治疗抗癌作用初步探索	何申戌等
近来的局部战争对陆基防空雷达的需求	彭家庭	95 式 5.8mm 班用枪族的研制	朵英贤
航空发动机技术的发展和建设	刘大响	催化裂解——架起了炼油与化工之间的桥梁	李再婷
开辟长江口深水航道 建立上海国际航运中心	严 恺	光电子晶体全固体激光器及应用	许祖彦
从原子结构探讨贵金属在提取冶金过程中的行为	陈 景	面向 21 世纪的中国微波遥感技术发展	姜景山
高分辨率地球重力场模型 DQM99	石 磐等	中国农业生态工程的主要技术类型	卞有生
黄河小浪底工程对生态环境影响及对策研究	王家耀等	西藏昆虫研究进展	王保海等
		合成超级高能量密度材料途径的探讨	于永忠
		从天然产物创制新药	于德泉