

中国的载人运载火箭

刘竹生

(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

[摘要] 高可靠、高安全和高质量, 确保航天员绝对安全, 是对载人运载火箭的最主要要求。简要介绍了 CZ-2F 载人运载火箭的总体方案、系统组成以及设计的基本原则。

[关键词] 载人运载火箭; 系统组成; 设计原则

[中图分类号] V475.1 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2006)11-0029-04

2003年10月15日, CZ-2F 运载火箭腾空而起, 将载有中国第一位航天员杨利伟的“神舟”五号飞船送入太空。翌日晨, 杨利伟安全返回。中国载人航天首次飞行的圆满成功, 实现了炎黄子孙千年飞天梦想, 标志着中国已成为世界上第三个独立掌握载人航天技术的国家。中国航天发展揭开了新的、更辉煌的一页。从1999年11月起, 中国先后发射了4艘无人飞船。2005年10月12日, 发射了“神舟”六号飞船。中国航天事业历经50年, 取得多项巨大进步, 载人航天可谓其中之一。

1 立项与研制

世界载人航天事业起步于20世纪60年代。1961年4月12日, 前苏联航天员加加林乘坐“东方号”载人飞船, 绕地球一圈并安全返回, 揭开了人类进入宇宙空间的新纪元。

中国也在同时期提出了载人航天的设想, 但由于国家经济基础薄弱, 科技水平较低, 作为工程研制始终没有立项。

改革开放以来, 中国经济迅速发展, 科技长足进步, 航天事业跻身世界先进行列。

为了缩短与美俄在航天技术领域的差距, 加快我国航天事业的发展步伐, 1986年载人航天被列入“八六三”计划。

1992年9月, 中央专委《关于开展我国载人飞船工程研制的请示》获党中央批准, 作为国家重点工程列入国家计划, 中国载人航天事业掀开了新的篇章。

从国外第一位航天员上天, 到中国载人航天工程立项, 时间已过31年。要想尽快赶上世界载人航天的水平, 必须在技术上有突破和创新, 在时间上奋起直追。

对于运载火箭系统, 面临着3个方面的重大挑战: 一是要求高可靠、高安全和高质量, 确保航天员绝对安全; 二是为保证“三高”, 必须采用一系列的关键新技术; 三是新技术项目多达55项, 重大地面试验难度大。

为了尽快研制出 CZ-2F 载人运载火箭, 历时两年半完成了火箭系统方案论证和方案设计工作, 随后又完成了初样研制工作。转入试样研制后, 经发射场合练, 终于在1999年11月20日进行了首次飞行试验, 成功地将我国“神舟”一号试验飞船送入预定轨道。

2 CA-2F 载人运载火箭简介^[1,2]

2.1 火箭的总体方案

CZ-2F 火箭作为载人运载火箭, 继承了 CZ-2E 火箭的主要构型, 即: 芯级捆绑4个助推器。

助推器在 CZ-2E 的基础上加长, 捆绑连接点位置由一级后箱前短壳移至一级箱间段; 对整流罩按照飞船和逃逸的要求进行了全新设计, 在整流罩上面增加了逃逸塔; 在助推器尾部增加了尾翼。火箭全长 58.3 m, 起飞质量 479.8 t, 芯级直径 3.35 m, 助推器直径 2.25 m, 整流罩直径 3.8 m, 火箭最大横截面直径 10.2 m。火箭芯级和助推器均使用四氧化二氮和偏二甲肼推进剂, 一级加注推进剂约 186.6 t, 二级加注推进剂约 84.8 t, 助推器加注推进剂约 41.5 t, 火箭加注质量 481.9 t。

在近地点高度 200 km、远地点高度 350 km、轨道倾角 42.4°时, 运载能力大于 7 800 kg。

CZ-2F 是带助推器的两级半火箭, 整个轨道由两段组成:

第 1 段为一级飞行段 (从起飞到一、二级分离): a. 助推段 (从起飞到 137 s 助推器分离, 120 s 抛逃逸塔); b. 芯级段 (从助推器分离到 159 s 一、二级分离)。

第 2 段为二级飞行段 (从一、二级分离到有效载荷与火箭分离): a. 主机工作段 (从一、二级分离到 462 s 二级主机关机); b. 游机工作段 (从二级主机关机到 581 s 二级游机关机); c. 游机后效段 (从二级游机关机到 583 s 有效载荷分离)。

2.2 火箭的系统组成

CZ-2F 火箭由箭体结构系统、动力装置系统、控制系统、推进剂利用系统、故障检测处理系统、逃逸系统、遥测系统、外测安全系统、附加系统及地面设备系统等 10 个分系统组成。

2.2.1 箭体结构系统 由助推器、芯一级、芯二级、整流罩和逃逸塔组成。

·助推器: 主要由头锥、氧化剂箱、箱间段、燃烧剂箱、后过渡段、尾段和尾翼构成, 直径为 2.25 m, 长为 16 m, 采用可分离方式。

·芯级一级: 主要由级间段、氧化剂箱、箱间段、燃烧剂箱、后过渡段和尾段构成, 直径为 3.35 m, 长为 28.5 m (含级间段)。

·芯级二级: 主要由飞船支架、仪器舱、氧化剂箱、箱间段、燃烧剂箱构成, 直径为 3.35 m, 长为 15.1 m。

·飞船整流罩: 采用框桁结构, 分为上下两部分, 上部整流罩是逃逸飞行器结构的一部分, 由前锥段、前柱段和后锥段构成, 在其外部装有 4 台 FG-59、2 台 GF-5 固体发动机和 4 个栅格翼, 其

内部有 3 个上支撑机构和 3 个下支撑机构; 下部整流罩由后柱段和倒锥段组成。

·逃逸塔: 由头锥、配重段、4 台 FG-58 偏航俯仰发动机、1 台 FG-57 发动机、1 台 FG-56 发动机和尾裙组成, 长度为 8.35 m。

2.2.2 动力装置系统 由一级、二级、助推发动机和增压输送系统组成。

芯一级发动机代号为 DaFY10-1, 由 4 台单机 DaFY11-1 通过机架并联组成。二级发动机代号为 DaFY20-2, 由主机 DaFY21-2 及游动发动机 DaFY22-1 通过机架并联组成。二级主机采用大喷管, 游机采用短喷管 (再生冷却方式)。助推发动机的代号为 DaFY5-2。

2.2.3 控制系统 箭上部分由制导系统、姿态控制系统、时序控制系统、电源配电系统和飞行控制软件组成。

·制导系统: 采用平台 (捷联) - 计算机方案; 为了提高可靠性, 采用平台为主、平台故障时切换到捷联惯组的方式; 计算机上实现了部件冗余, 增加了冗余管理, 主要体现在箭载计算机上采用双 CPU、A/D 和 D/A 三冗余。

一级为射程关机, 二级主机按速度关机, 二级游机按半长轴 (或周期) 关机。

·姿态控制系统: 采用姿态角 - 姿态角速率 - 数字网络 - 摇摆发动机方案。为提高可靠性采取了以下冗余措施: 相敏检波滤波装置、箭载计算机 A/D 变换采用三冗余, 按 2/1 表决进行工作; 箭载计算机 D/A、综合放大器和伺服机构伺服阀前置级、反馈电位计均采用三冗余。

·时序控制系统: 采用由箭载计算机提供时序时间编码的电子时序控制方案, 功率输出采用继电器。

·电源配电系统: 由电池、配电器、交直流二次电源和电缆网组成。

2.2.4 推进剂利用系统 采用二级发动机燃烧剂泵后分流开环调节方式, 以干簧式液位传感器作为敏感元件, 调节阀门为执行机构。

推进剂利用系统由箭上设备燃烧剂液位传感器、氧化剂液位传感器、控制器、电机驱动器、电池、调节阀门和箭上电缆网组成。其中, 控制器的 CPU 及电路采用了三冗余。

2.2.5 故障检测处理系统 有两个主要任务, 一是检测火箭的重要参数, 判断火箭故障, 出现故障

时向有关系统发出逃逸指令和中止飞行指令；二是逃逸时完成逃逸飞行器的时序控制和火工品配电。

故障检测处理系统箭上包括故障检测处理器、指令控制器、逃逸程序控制器、火工品配电器和电池。故障检测参数分别由遥测系统和控制系统提供，分别是：姿态角偏差、箭体角速率、轴向过载、逃逸塔分离信号、助推器分离信号、整流罩横纵向分离信号和平台切换信号。

2.2.6 逃逸系统 其任务是当运载火箭在抛整流罩前发生重大故障，威胁到航天员的生命安全时，负责使航天员脱离危险区，并为航天员的返回着陆提供必要的条件。逃逸系统由逃逸塔、上部整流罩、栅格翼及其释放装置、上支撑机构、下支撑机构和灭火装置组成。逃逸系统的动力装置由逃逸主发动机、分离发动机、偏航俯仰发动机、高空逃逸发动机和高空分离发动机组成。

在逃逸系统的工作范围（起飞至整流罩分离）内，逃逸模式分为两种，即有塔逃逸模式（模式 I）和无塔逃逸模式（模式 II）。模式 I 适用于火箭飞行 0 ~ 120 s，模式 II 适用于火箭飞行 120 ~ 200.87 s。在模式 I 中，60 s 之前不要求火箭发动机关机，60 s 之后需要火箭发动机关机。对应模式 I 的逃逸程序有 3 种，对应模式 II 的逃逸程序有 1 种。

2.2.7 遥测系统 主要任务是：测量、记录、发送火箭在飞行中的测量参数；向故障检测处理系统实时提供一类检测参数，向地面故障诊断系统实时提供一、二类遥测参数；逃逸后，测量、记录、发送逃逸飞行器的参数。

遥测系统箭上设备由 S 波段无线传输设备、磁记录及中间装置、传感器、变换器、电池和电缆网组成。

2.2.8 外测安全系统 与首区、航区的地面测控设备协同工作，完成外弹道测量、接受遥控逃逸指令并传送给故障检测处理系统以及火箭的安全处理等任务。外测安全系统的箭上设备包括干涉仪应答机、脉冲应答机、引导信标机、安全指令接收机、逃逸指令接收机、控制器、电池、引爆器、爆炸器、激光合作目标和电缆网等。

2.2.9 附加系统 主要由耗尽关机信号系统和加注液位测量、推进剂测温、垂直度调整等设备及地面总体综合测试网组成。地面总体综合测试网有两项功能，一是辅助运载火箭的测试发控；二是为待

发段逃逸提供检测参数。地面总体综合测试网由局域网网络设备、网络服务器、微机、显示设备、打印设备、系统软件和应用软件组成。

2.2.10 地面设备系统 由发射设备、运输设备、吊装设备、加注设备、供气设备、供配电设备和瞄准设备等组成。

3 设计的基本原则

CZ-2F 火箭的可靠性指标要求为 0.97，是我国可靠性要求最高的运载火箭。同时对 CZ-2F 火箭提出了航天员的安全性要求为 0.997。确保运载火箭可靠性和航天员的安全性，是 CZ-2F 火箭研制工作总的指导原则。在火箭的设计方案、系统设计和产品设计中尽可能实现“一度故障工作，二度故障安全”的设计思想。

为保证运载火箭设计的可靠性和安全性，总体设计的指导思想是：

1) 采用成熟设计技术和生产工艺。长征系列火箭经历几十年的发展历程，通过实践积累了相当丰富的设计、工艺生产经验，并形成了一系列的标准或设计准则。火箭产品也经过了多次飞行试验的考验，性能稳定，可靠性很高。CZ-2F 火箭研制应充分借鉴或继承这些技术和产品，使火箭的基础可靠性得到有力的保障。

2) 广泛采用冗余设计技术、裕度设计技术。由于受到系统复杂程度和元器件质量水平的限制，必须进行冗余设计才能实现火箭整体的可靠性设计指标。对可靠性影响比较大的且可以实现冗余的产品进行冗余设计。对不能进行冗余设计的产品，如火箭的部段机构、性能指标等进行裕度设计。

3) 为实现航天员的安全性指标，增加了故障检测处理系统和逃逸系统。控制系统、遥测系统、外安系统按照逃逸的要求增加或修改了相应的功能，并按照载人的要求进行了可靠性、安全性设计。

新增加的故障检测处理系统，其难点是在对测量参数的选择和故障的判断上。要解决上述难点，首先要建立能覆盖火箭所有故障的故障模式。利用可靠性工作的失效模式及后果分析（FMEA），确定了对系统功能存在影响的相对独立的故障模式有 300 多种。再根据这些模式导致的结果，而不是它的原因，归纳出需要检测和处理的故障模式有 10 种。按故障过程发展的快慢，又将快速发展的故障

由箭上故障检测处理系统自动判断处理,对于发展速度较慢的故障,由地面有人参与的多参数融合的故障检测处理设备来处理。其次,根据故障模式的具体分析结果、相关系统的设计能力和仿真试验的统计结果,确定了故障门限值。最后,在由火箭故障飞行仿真系统、故障检测处理系统、逃逸仿真系统和遥测系统部分设备组成的火箭故障半实物仿真系统上,进行了不断的试验和验证。

总之,在CZ-2F火箭研制中,进行了大量且有效的设计工作,保证了首次载人飞行的圆满成功。

4 结语

高可靠性、高安全性、高质量是载人运载火箭不断追求的目标。随着研制工作的不断深入,将会不断找出设计的薄弱环节,并改进设计将其克服。随着型号质量管理工作的不断完善,也将对质量管理规范不断地注入新的内涵。具有我国自主知识产

权的载人运载火箭必将日臻成熟,担负起载人航天的历史使命。

人类走出地球摇篮是历史发展的必然,随着航天技术的不断进步,将由更多的人能够从太空俯瞰我们这个蓝色的星球。人类也会向更高更远的宇宙空间进发,开发宇宙,造福人类。在人类进军宇宙的过程中,将会拥有更加可靠的运输系统和更加完善的安全保障措施来保障他们的安全。航天科技工作者将为这一目标进行不懈的努力,让普通人自由出入太空的日子早日到来。

参考文献

- [1] 刘竹生,张智. 载人运载火箭安全防线[A]. 中国科学技术前沿·中国工程院版第7卷[C]. 北京:高等教育出版社,2004.25~49
- [2] 刘竹生,张智. CZ-2F载人运载火箭[J]. 导弹与航天运载技术,2004,(1)

Manned Launch Vehicle in China

Liu Zhusheng

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

[Abstract] High reliability, high safety and high quality to ensure the absolute safety of astronauts are the utmost requirements to manned launch vehicles. This article introduces the system concept, system constituent and basic design principle of LM-2F manned launch vehicle.

[Key words] manned launch vehicle; system constituent; design principle

(cont. from p.28)

[Abstract] The paper describes the present situation and development trend of the launching system in space activities abroad, and analyzes the situation of China's "Long-March" rockets and the gap between China and foreign countries in that regard. The paper also proposes 5 development directions for enhancing China's space-entering capacity: renovating active launching vehicle; developing the next generation of rocket series; developing small-sized rockets that can be launched quickly and flexibly; developing launching vehicles capable of manned lunar landing and outer space exploration; exploring the techniques for reusing launching vehicles.

[Key words] space activities; "Long-March" rocket family; manned lunar landing; reusable launching vehicles