



火箭导弹测试技术

崔吉俊 主编

国防工业出版社

火箭导弹测试技术

崔吉俊 主编



国防工业出版社

• 北京 •

图书在版编目(CIP)数据

火箭导弹测试技术 / 崔吉俊主编. — 北京: 国防工业出版社, 1999. 2

ISBN 7-118-02002-8

I. 火… II. 崔… III. ①运载火箭-测试技术②导弹-测试技术 IV. TJ760.6

中国版本图书馆 CIP 数据核字(98)第 25653 号

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

河北三河市腾飞胶印厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 21 488 千字

1999 年 2 月第 1 版 1999 年 2 月北京第 1 次印刷

印数: 1—2000 册 定价: 38.00 元

(本书如有印装错误, 我社负责调换)

前 言

运载火箭和导弹技术是当今的尖端技术,对火箭和导弹的测试是航天试验的重要组成部分。我国通过几十年的航天工程实践,已逐渐形成了完整的火箭导弹测试发射学科专业。

运载火箭和导弹在发射场一般要进行技术区和发射区的测试。技术区测试包括各系统的单元(单机)测试、分系统测试和综合测试等项目;发射区测试包括分系统测试、综合测试、加注前后的功能检查以及临射检查等内容。具体测试项目和内容要根据不同型号的火箭以及不同试验模式而确定。

本书最初是为卫星发射中心工程技术人员专业训练而编写的教材。通过使用中的不断修改、补充和完善,形成了目前较为系统的八章内容。本书所选内容包括火箭、导弹在发射场的单元测试、分系统测试和综合测试的主要项目,可以帮助读者掌握比较系统的测试发射专业理论知识,了解运载火箭和导弹在发射场的试验流程,以提高发射场的试验水平。

本书一般性地介绍了运载火箭和导弹的系统组成和工作原理以及相应的地面测试系统和设备,较为详细地叙述了火箭、导弹各单机的单元测试、分系统测试、综合测试的项目、原理和方法。其中第一章主要介绍运载火箭和导弹的一般系统组成和工作原理;第二章主要介绍几种通用的测试系统和某些专用测试设备;第三章至第六章为单元测试内容,分别介绍惯性器件、箭(弹)载计算机及放大器、伺服机构和舵机、外安系统单机等仪器的测试原理和方法;第七章为分系统测试内容,主要介绍火箭控制、动力、遥测、外安等系统的测试原理和方法;第八章为综合测试内容,主要介绍系统匹配检查和总检查的原理和方法。

作者在编写过程中,参考了多种型号火箭和导弹的设计资料以及在发射场的试验流程、测试大纲、测试细则和测试结果分析报告等,结合作者在发射场的工作实践及科研成果,力图写出火箭和导弹的一般测试原理和方法。本书属于工程应用技术,对于工程实践具有较高的指导意义。它不但可以应用于卫星发射中心技术人员的专业训练和测试工作,也可以供火箭设计人员和工程技术人员参考。

本书第一、二章由崔吉俊编写,第三章由崔吉俊、王金安、杨晓虎、刘彦宾编写,第四章由赵朝辉编写,第五章由杨岳鹏编写,第六章由李建通、樊忠泽编写,第七、八章由崔吉俊、郭保新、郭梅忠等编写。郭忠来、汪建国、许健黎、周晓明也编写了有关段落。全书内容由崔吉俊选定、修改和审校,周建农、倪民为本书绘制了全部插图。由于作者多为年轻的工程技术人员,其理论基础和实践经验都较欠缺,在编写过程中难免出现差错,敬请各位专家和读者给予批评指正。

本书在编写过程中,编者有幸参考了许多珍贵的文献资料(遗憾的是,其中许多由于未经公开出版,因而未能在书末“参考文献”中列出),谨向这些资料的作者们致以衷心的

感谢；另外，还得到刘庆贵、张贤文、王玉璞、汤克辉、佟宝成等同志的大力支持、帮助和指导，上级机关为出版论著提供了资助，在此，编者一并向他们表示诚挚的谢意。

编 者

1998 年 7 月

目 录

第一章 运载火箭和导弹	1
1.1 引言	1
1.2 运载火箭	3
1.3 导弹	24
第二章 测试系统与设备	35
2.1 CAMAC 标准接口系统	35
2.2 VXI 总线测试系统	44
2.3 最新测试系统示例	55
2.4 激励信号装置	64
2.5 采样设备	69
2.6 发射控制台	73
第三章 惯性器件单元测试	79
3.1 三轴气浮陀螺稳定平台测试	79
3.2 动力调谐陀螺稳定平台测试	113
3.3 速率捷联惯测组合测试	125
3.4 惯性器件的自动化测试	145
第四章 箭(弹)载计算机及放大器单元测试	155
4.1 箭载计算机单元测试	155
4.2 弹载计算机单元测试	165
4.3 变换放大器单元测试	170
第五章 伺服机构及舵机单元测试	174
5.1 单向伺服机构测试	174
5.2 双向伺服机构测试	187
5.3 舵机测试	196
第六章 外安系统单机测试	200
6.1 连续波测速定位应答机测试	200
6.2 脉冲相参应答机测试	205
6.3 单信道连续波应答机测试	211
6.4 安全指令接收机测试	215
6.5 41 指令接收机测试	220
第七章 分系统测试	224
7.1 控制系统单项测试	224
7.2 控制系统分系统测试(一)	242

7.3	控制系统分系统测试(二)	254
7.4	控制系统分系统测试(三)	264
7.5	液体火箭动力分系统测试	269
7.6	固体发动机分系统测试	275
7.7	外测系统分系统测试	281
7.8	遥测系统分系统测试	285
第八章	综合测试	291
8.1	控制系统综合测试	291
8.2	系统匹配检查	302
8.3	总检查	309
参考文献		328

第一章 运载火箭和导弹

运载火箭和导弹技术是当今的尖端技术,对火箭、导弹的测试技术也随着测试对象的发展及科学技术的进步而不断地发展和变化。为使读者更好地学习火箭、导弹测试技术,本章首先简要介绍我国自行研制的几种型号运载火箭的主要技术性能,并分别结合“长征二号丙”运载火箭和战术导弹介绍其各系统的组成、功能和原理。

1.1 引言

运载火箭是将各种人造地球卫星、飞船、空间站等航天器送入太空的运输工具,通常由多级火箭组成。

1957年10月4日,苏联首先利用运载火箭把人类历史上第一颗人造地球卫星送上了太空。从此至今,苏联、美国、法国、中国、日本、印度、欧洲空间局等已经研制成功了20多种大、中、小型运载火箭,其中最小的运载火箭仅10.2t重,推力125kN(12.7t力),只能把1.48kg的有效载荷送入近地轨道;最大的运载火箭质量超过2900t,推力为33350kN(3400t力),能将120t的航天器送入近地轨道。

目前世界上各国使用的运载火箭基本上都是液体推进剂火箭。按照运载火箭的不同结构形式,可以划分为串联式、并联(即捆绑)式和串并联式。按照运载火箭的不同用途,又可划分为发射载人航天器的运载火箭和发射不载人航天器的运载火箭。

现代运载火箭由箭体结构及分离系统、动力系统、控制系统、遥测系统、外测系统和安全系统等组成。各级之间靠级间段和分离机构连接,有效载荷装在末级火箭上面,通过分离机构与末级火箭相连接,通常在有效载荷外面装上整流罩。

至90年代初,各国已经和正在使用的运载火箭主要有:苏联的“东方号”、“上升号”、“联盟号”、“质子号”、“宇宙号”、“天顶号”和“能源号”;美国的“雷神”系列、“宇宙神”系列、“大力神”系列及发射“阿波罗号”飞船的“土星号”运载火箭;欧洲空间局的“阿里安”系列;日本的H-1系列。我国在第一代液体弹道导弹的基础上成功地研制出“长征”系列运载火箭,如图1-1所示。其主要性能参数如表1-1所示。

为了战争的需要,世界各国先后研制了不同类型的战略战术导弹。例如,美国的地地战略导弹MX和“民兵”,地地战术导弹“潘兴Ⅱ”和“侏儒”,巡航导弹“战斧”、AGM-86B,防空导弹“爱国者”、“宙宙盾”;苏联的地地战略导弹SS-20、SS-23,战术导弹SA-12、“飞毛腿”;法国的地地战略导弹“哈德斯”,防空导弹“响尾蛇”等。

运载火箭和导弹在发射场一般要进行技术区和发射区的测试。技术区的测试包括各系统的单元(单机)测试、分系统测试和综合测试等项目;发射区的测试包括分系统测试、综合测试、加注前后的功能检查以及临射检查等内容,以便发现和排除仪器和系统中的隐

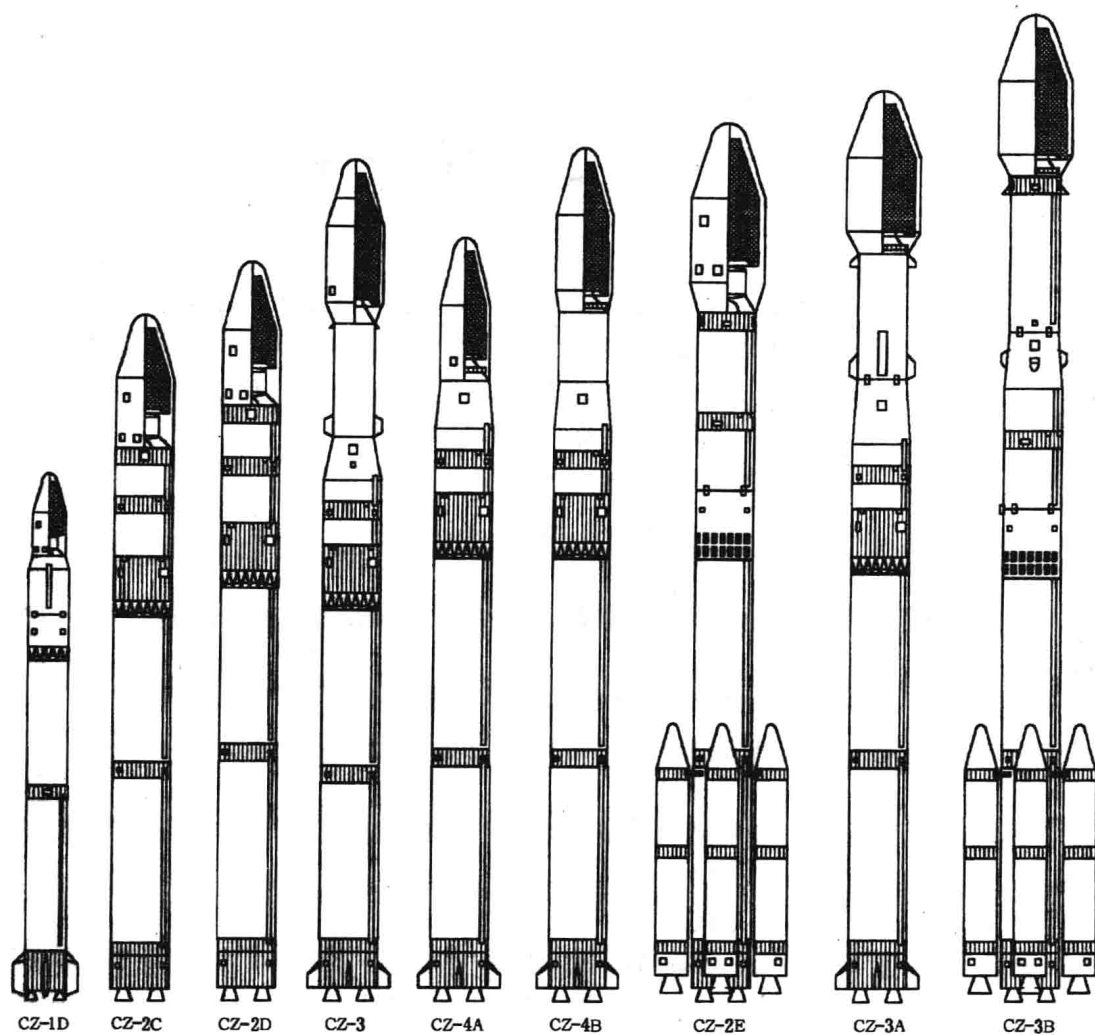


图 1-1 “长征”系列运载火箭

表 1-1 “长征”系列运载火箭主要参数表

火箭名称	CZ-1D	CZ-2C	CZ-2D	CZ-2E	CZ-3	CZ-3A	CZ-3B	CZ-4A	CZ-4B
全长/m	29.3	35	38.3	49.7	43.85	52.3	54.8	42	45.6
起飞重量/t	85	191	231.3	460	202	240	426	249	242.2
起飞推力/kN	1 101.3	2 783.2	2 961.6	5 880	2 744	2 940	5 880	2 940	2 971.1
LEO 运载能力/kg	750	2 800	3 000	9 200			12 000		
GTO 运载能力/kg				1 450	2 500	4 800			
SSO 运载能力/kg							1 650	2 200	
首次发射时间/年	1995	1975	1992	1990	1984	1994	1996	1988	1998

注：LEO—低轨道；GTO—地球同步转移轨道；SSO—太阳同步轨道。

患,确保火箭和导弹各项技术指标符合设计要求,确保可靠发射和飞行试验的成功。

单元测试是指对火箭、导弹各系统单机进行的性能和技术指标测试。经单元测试合格后的仪器重新装箭(弹)进行分系统测试,以检查本系统内有代表性的参数是否满足性能指标要求。综合测试包括系统匹配检查和总检查。系统匹配检查的目的是测试各系统之间工作的协调性和接口关系的正确性,总检查是各系统全部参加的对火箭和导弹综合性能进行检查的测试项目,其重点是检查各系统工作的协调性和典型的系统参数。

从国外的发展历程看,对火箭和导弹的测试最初是由测试人员用一些简单定理和一般仪表(万用表、示波器、信号发生器等)完成的,测试项目也不很成熟。后来,采用了模拟计算机测试系统,其测试程序和测试步骤预先固定在机器中,测试人员只需操作开关即可。这种专用测试设备不能完全实现自动化。为此,又逐渐研制出自动化测试系统,其程序控制和数据处理由置于中央发控室的通用数字计算机完成,对火箭参数的测试由置于火箭附近的数据采集子系统来完成,计算机与数据采集子系统之间用高频同轴电缆实现数据传输。这种测试系统也较好地解决了抗干扰、测量精度和可靠性问题。随着集成电路小型计算机技术的成熟,出现了以小型计算机为中心的自动测试系统,其测试设备大都可以程控。80年代是分布式测试系统发展的年代,由许多厂家生产的小型机、微型机以互连方案将之连成一体,系统中各节点完成不同的测试功能。我国研制的测试系统也大致经历了类似的不同阶段,由简单的人工测试逐步向标准化、数字化和自动化方向发展。

运载火箭和导弹自动测试发控技术的发展是随着运载火箭的发展而发展的。对火箭和导弹测试原理和方法的研究,对其测试项目的确定、试验流程的安排以及试验数据的分析、整理和综合等,也随着计算机技术、电子技术、数字仿真技术、自动控制技术、通信技术、新材料技术等现代科学技术的综合利用以及航天试验的不断发展,而得以不断完善和进步。测试方法的优化也将有助于提高火箭、导弹的产品质量,缩短试验周期,提高发射场的试验能力。

1.2 运载火箭

运载火箭运动的基本原理是反作用运动原理。反作用运动是反作用力所产生的后果。运载火箭的运动也就是在其发动机内喷出的质点流的反作用力作用下的运动。根据这一原理所设计的运载火箭包括三大主系统:箭体结构与分离系统,动力系统,控制系统。其它辅助系统有:遥测系统,外弹道测量系统,安全自毁系统,初始对准系统等。在本节中,对火箭各系统的介绍将结合我国最为成熟的“长征二号丙”进行论述。

一、箭体结构与分离系统

(一)箭体结构

火箭的箭体结构是火箭各个受力和支撑构件的总成,它把火箭上的有效载荷、控制系统和动力系统等联结成一个整体,形成流线形的光滑外壳,保护着箭体内安装的设备。因此,人们俗称它为火箭的壳体。

1. 箭体结构的主要功用

(1)形成表面光滑的流线形箭体外壳,使火箭具有良好的空气动力外形和飞行性能。

(2)承受地面操作、运输和飞行中的各种外载荷,保护箭体内部的各种仪器设备,并为它们创造良好的工作环境。

(3)构成推进剂贮箱,贮存飞行中使用的推进剂。

(4)安装、连接有效载荷、仪器设备、动力装置和各种试验装置,使火箭构成一个完整的整体。

2. 箭体结构的组成

从箭体结构原理上看,固体火箭和液体火箭基本上是相同的。由于固体火箭的箭体大部分结构由发动机的外壳构成,所以结构较为简单。液体火箭的箭体结构一般由有效载荷舱(卫星、飞船或其它航天器)、整流罩、氧化剂贮箱、燃烧剂贮箱、仪器舱、级间段、发动机推力结构、尾舱和分离机构等组成。

(1)有效载荷舱 有效载荷舱位于火箭的顶端,载有卫星、飞船或其它航天器。

(2)整流罩 对于发射人造地球卫星或其它探测、实验装置,整流罩是有效载荷的密封部件。在大气层内飞行时,整流罩用于保护有效载荷,承受气动力和气动加热的作用。整流罩一般制成沿其纵向分离面可以分开的两瓣结构,当火箭飞行到一定高度(通常为40~80km)时,整流罩按照箭上指令抛开。根据任务的需要,整流罩一般具有良好的无线电波穿透性、足够的刚度,通常采用半硬壳式结构或复合材料整体结构。

(3)推进剂贮箱 推进剂贮箱占火箭壳体的大部分,它除了用于贮存推进剂外,还是火箭的主要承力构件。贮箱一般制成薄壁结构,贮箱壁的结构形式取决于承受载荷的类型。为了提高贮箱结构的稳定性和保证泵入口压力,贮箱内通常充有一定的压力。贮箱底的结构分单层底和蜂窝夹层底两类,前者多用于贮箱的上、下底,后者多用于贮箱的共底结构。对于低温推进剂贮箱还需要采取必要的隔热措施,以减少热传导,防止推进剂的蒸发损耗。

(4)仪器舱 仪器舱是用来安装控制系统主要仪器设备和其它箭上试验装置的专用舱段,通常位于末级火箭的上部,有效载荷的下部。为了便于安装和检测仪器设备,舱体上多开有较大的舱口。仪器舱的结构材料通常选用普通硬铝合金、复合材料或钛合金等。考虑到气动加热的作用,仪器舱外表面常涂有耐热涂层。

(5)级间段 级间段是多级火箭各子级之间的连接结构,其结构形式与分离方式有关。采用冷分离方式的级间段多采用半硬壳式结构;采用热分离方式的级间段多采用合金钢管焊成的杆系结构,以便上面级发动机的燃气流顺畅地排出,也可以采用开有自动排气舱口的半硬壳式或网格结构。“长征二号丙”运载火箭采用的是杆系结构;“长征二号E”采用了开有排气口的半硬壳式结构,这种结构的扭转刚度大,有利于火箭的飞行稳定性。

(6)发动机推力结构 发动机推力结构是用来安装发动机并把推力传给箭体的承力构件。大型运载火箭的推力结构多为杆系或半硬壳式结构。

(7)尾舱 尾舱位于火箭的尾部,通常是竖立在发射台上的火箭的支撑构件,也是发动机装置的保护罩,又称尾段。尾舱内需要操作的开关、阀门较多,因此开有各种舱口,一般选用半硬壳式结构。尾舱的材料多选用普通硬铝或超硬铝。它的底部受发动机燃气回流作用,温度较高,必须采取耐热措施,通常选用耐热玻璃钢、硅橡胶和复合材料。

3. “长征二号丙”火箭的箭体结构

“长征二号丙”火箭的箭体结构由整流罩(发射回收型卫星时不用)、搭载舱(有搭载卫星时使用)、仪器舱、一级和二级的氧化剂箱、箱间段、燃料箱、级间段(由壳段和杆段两部分组成)、一级后过渡段、尾段以及导管活门等组成。主要材料是高强度铝铜合金 LD10。整流罩为铝蜂窝和玻璃钢蜂窝结构,搭载舱、仪器舱、箱间段、级间壳段和尾段均为桁条蒙皮结构,一级后过渡段及箱体为整体壁板化铣焊接而成。

“长征二号丙”第一级箭体结构质量为 8 549kg。尾舱内装有 4 台摇摆发动机,向上依次为一级燃烧剂箱和氧化剂箱,箱间段分别装有控制、安全等系统的部分仪器。

二级箭体结构质量为 3 201kg。二级尾段装有一台主发动机和 4 台游动发动机,向上依次为二级燃料箱和氧化剂箱、仪器舱和搭载舱(有搭载卫星时)。在二级箱间段和仪器舱装有控制、外测、遥测、安全各系统的大部分仪器。

(二)分离机构

1. 分离机构的功用和分类

火箭在整个飞行过程中要按照预定的飞行程序把已完成工作使命的部件,如助推器、整流罩、下面级火箭等抛掉,以减小结构质量。在航天器已进入预定的轨道时,航天器要及时与末级火箭分开,以便独立地、不受干扰地执行自己的任务。那些在火箭上兼有连接、解锁和分离功能的机构统称为分离—连接装置,简称分离机构。

按照连接和分离的对象不同,分离机构可以分为星、箭分离机构、级间分离机构、抛罩机构等;按照连接机构和分离力的作用方向不同,可以分纵向分离和横向分离机构。例如,“长征二号 E”火箭助推器的分离为横向分离,而“长征二号丙”火箭一、二级的分离即为纵向分离。

2. 星、箭分离机构

卫星或航天器与末级火箭分离,一般采用两种方式:一种是用弹簧或气动作动器将卫星或航天器弹出;另一种是用制动火箭使末级火箭减速飞行,实现可靠分离。

弹射分离机构主要由爆炸螺栓、分离弹簧或气动作动器组成。在火箭飞行过程中,航天器通常用爆炸螺栓与末级火箭可靠地连接在一起,分离弹簧(或气动作动器)处于压缩(或待发)状态。当控制系统按预定程序发出分离指令时,引爆爆炸螺栓,星箭连接状态破坏,同时分离弹簧释放出分离力,把航天器弹射出去,实现与末级火箭分离。

制动火箭分离机构主要由爆炸螺栓与反推火箭组成,爆炸螺栓的工作与前述相同。在爆炸螺栓解锁时,点燃反推火箭。由于反推火箭产生推力比爆炸螺栓延迟,所以,当反推火箭产生推力时,星箭已经脱开。随着反推火箭推力加大,航天器逐渐与末级火箭拉开距离,实现星、箭可靠分离。

3. 级间分离

多级火箭的级间分离有两种分离方式,即热分离和冷分离。

热分离是依靠上面级发动机喷出的燃气流的作用力把两级火箭分开。其分离过程是:下面级火箭按预定程序关机后,推力随之衰减,当下面级火箭的推力减小到一定值时,上面级火箭按预定程序启动;当上面级火箭发动机的推力增加到一定值时,按预定程序引爆连接两级火箭的爆炸螺栓或爆炸索,使两级火箭在上面级强大的燃气流作用下逐渐分开。热分离的分离力比较大,上面级失控时间短,分离可靠性高。主要缺点是分离时产生的干扰大,级间结构比较复杂,结构质量较大。

冷分离是借助上面级辅助加力火箭和下面级反推火箭的推力实现分离的。采用这种分离方式,上面级主发动机在两级分离以后才按程序启动,因此称为冷分离。这种分离方式的优点是分离过程干扰小,级间结构比较简单,质量小。但上面级的失控时间较长,初始干扰较大。

4. “长征二号丙”火箭的分离机构

“长征二号丙”火箭的一、二级分离采用热分离方案。级间分离爆炸螺栓共有 12 个,安装在一、二级火箭的分离面。根据某发火箭精确弹道计算结果,一级发动机副系统关机时间为 127.02s,主系统关机时间为 128.02s;二级涡轮泵启动时间为 127.82s,128.52s 级间分离爆炸螺栓引爆,使火箭一、二级分离,即在一级发动机副系统关机 1.5s 后实施一、二级分离。

星箭分离是由爆炸螺栓和反推火箭完成的。共有 4 个爆炸螺栓安装在星箭分离面上,4 个反推火箭安装在二级燃料贮箱后端壳。在爆炸螺栓解锁时,同时点燃 4 个反推火箭。某发火箭游动发动机理论关机时间为 477.420 3s,爆炸螺栓和反推火箭点火时间为 480.420 3s,即在游动发动机关机 3s 后实施星箭分离。

二、动力系统

动力系统的功能是产生动力,推动火箭向前运动。液体火箭动力系统包括液体发动机和推进剂输送系统,固体火箭动力系统就是固体火箭发动机。发动机是运载火箭、导弹、宇宙飞船和航天飞机等飞行器的动力装置,它可以由单台或多台构成。根据发动机所用能源的不同,可分为化学能发动机、核能发动机、电能发动机和太阳能发动机;根据推进剂物理状态的不同,又可分为固体发动机、液体发动机以及固液混合型发动机。目前广泛采用的火箭发动机几乎全都是由化学推进剂作为能源的。推进剂在发动机中经过燃烧生成高温燃气,通过喷管膨胀喷射出高速燃气流,产生反作用推力,为飞行器提供飞行主动力或各种辅助动力。

(一)液体火箭发动机

液体火箭发动机的主要技术性能指标有:推力——推进剂在推力室中燃烧产生的高温燃气经过喷管以很高的速度向后喷射而产生的反作用力,单位为 N 或 kN;比冲——每单位推进剂质量所产生的推力值,其单位为 $\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ (或 m/s);工作时间——火箭飞行时发动机产生推力的时间;总冲量——发动机推力与工作时间的乘积,单位为 $\text{N} \cdot \text{s}$;混合比——推进剂的氧化剂流量与燃烧剂流量之比。

液体火箭发动机一般由推力室、推进剂输送系统和自动器所组成。推力室是发动机产生推力的组件,它由头部喷注器、燃烧室和喷管组成。头部喷注器按其喷注方式不同可分为直流式、离心式和同轴式三种。燃烧室通常为圆柱形,一般与喷注器头部和喷管焊成一体。燃烧室内外壁构成各种类型的冷却夹套,推进剂中的一种组元从冷却夹套中经过,带走高温燃气传给室内壁的热流量后再进入喷注器头腔(这种冷却方式称为再生冷却)。喷管为收缩—扩张的拉瓦尔喷管,主要结构参数为出口截面积与喉部截面积之比。随着推力室压力的提高,现代助推系统发动机的喷管面积比也越来越大。

(二)推进剂输送系统

推进剂输送系统是将液体推进剂从贮箱输入推力室的系统。输送系统按其工作方式

可分为挤压式和泵压式两类。挤压式输送系统的工作过程是：贮存在气瓶中的高压气体（如空气、氮、氦等）经过减压器后进入贮箱，将推进剂从贮箱挤压到推力室。推进剂的流量由减压器所调整的压力控制。挤压式输送系统的结构简单，但由于贮箱承受较高的压力，结构质量大，因此只用于小推力、低燃烧室压力或需要多次启动的发动机上。

挤压式输送系统还广泛地用做大力泵式火箭发动机的贮箱增压系统。有的火箭除了采用气体作为增压气源外，还可以从泵后高压源引出某种热稳定性的推进剂组元经热交换器汽化后用于贮箱增压，或者采用涡轮排出的燃气经冷凝后给贮箱增压。

泵压式输送系统适用于大推力、长时间工作的液体火箭发动机，其推进剂是由泵输送到推力室的。泵压式输送系统是现代液体火箭发动机推进剂的主要输送方式。泵压式输送系统由泵、涡轮、传动机构以及涡轮动力源等组成。涡轮泵具有高扬程、高转速、高功率的特点，是液体火箭发动机的“心脏”。涡轮是靠高温高压燃气吹动叶片做功而为泵提供动力的。涡轮工质的循环一般称为动力循环。动力循环分为两类，即开式循环和闭式循环。开式循环又分为燃气发生器循环和燃烧室抽气循环两种方式；闭式循环也可分为汽化循环和补燃循环两种方式。燃气发生器循环系统的工作原理是：按预定程序打开氧化剂启动活门和燃烧剂启动活门，点燃火药启动器。火药燃气吹动涡轮，使涡轮旋转。泵向燃气发生器和推力室供应推进剂。推进剂在燃气发生器中燃烧生成高温高压燃气驱动涡轮泵，将大量推进剂供应到推力室，使发动机进入主机工作状态。

（三）“长征二号丙”火箭的动力系统

“长征二号丙”火箭的动力系统可分为一级动力系统和二级动力系统两部分。一、二级动力系统都采用可贮性液体推进剂，氧化剂为四氧化二氮（ N_2O_4 ），燃烧剂为偏二甲肼〔 $(\text{CN}_3)\text{NNH}_2$ 〕。一级发动机四机并联可摇摆发动机，二级发动机由一台主机和 4 台游动发动机构成。发动机启动后，贮箱采用自生增压和气瓶短时间向氧化剂箱突击补压的措施。二级主发动机关机后，游动发动机进行末速修正，以提高射击精度。

1. 一级动力系统

一级动力系统由一级发动机、箭上各种活门、导管等组成，如图 1-2 所示。每台发动机自成独立系统，可沿切线方向作 $\pm 10^\circ$ 的摆角运动。整个系统可分成贮箱增压系统、推进剂输送系统（主系统）、涡轮工质输送系统（副系统）和推进剂加泄系统等四部分。

贮箱增压系统由氧化剂自生增压、燃烧剂自生增压、气瓶补压和地面增压 4 个子系统构成。自生增压的工作过程是：当一级发动机启动活门打开后，氧化剂进入推力室头部，从头部引出一小部分氧化剂经节流圈、汽蚀管、单向活门由下而上进入蒸发器的蛇形管，在由上而下的涡轮废气高温作用下，蒸发成气体，再经集合器，冲破膜片，给氧化剂贮箱增压。若箱内气体压力超过 0.25MPa 时，安溢活门自动打开，放出多余气体；当贮箱内气体压力 $\geq 0.22\text{MPa}$ 时，安溢活门自动关闭。燃烧剂自生增压系统与此原理基本相同。

由于发动机从启动到进入正常工作需要一段时间，发动机的启动导致贮箱内推进剂突然下降较多，引起压力突降，有可能使贮箱损坏或保证不了泵的入口压力，出现汽蚀现象。气瓶补压系统就是为防止出现上述现象而设置的。在某发火箭的发射前，气瓶内所充氮气的压力为 19.6MPa。在火药启动器电爆管通电以后，给补压气瓶电爆管活门电爆管通电，活门打开，气体进入贮箱，给氧化剂贮箱补压，克服贮箱内压力的下降趋势。

推进剂输送系统（主系统）由启动活门、涡轮泵、主活门、节流圈、燃烧室及导管组成。

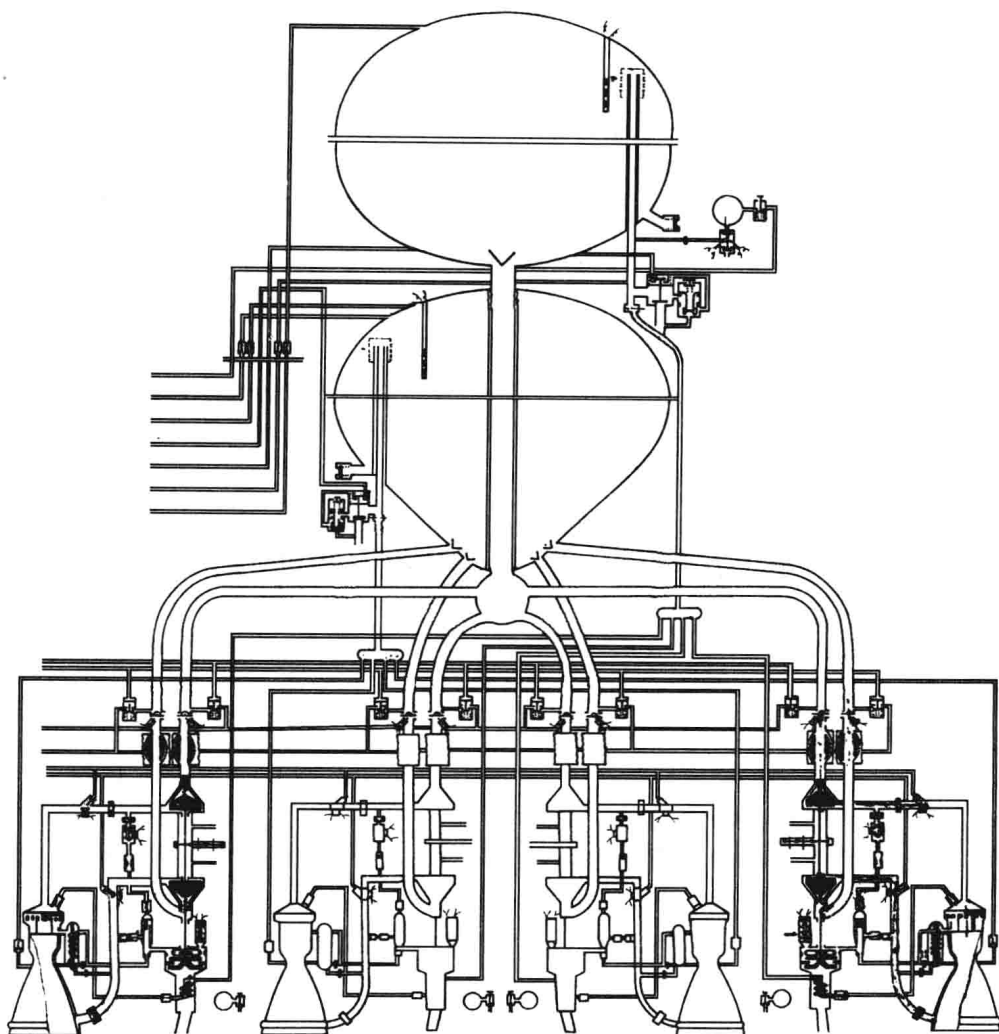


图 1-2 一级动力系统原理图

发动机正常工作时,能保证供应燃烧室推进剂;关机时切断推进剂到燃烧室的通路,实现可靠关机。发动机启动活门打开时,贮箱里的推进剂分别充填主、副系统管道;涡轮泵工作后,推进剂升压进入推力室燃烧,动力系统进入主级工作状态。此时,氧化剂由推力室的头部进入上腔,经偶数喷注环上的喷射孔喷入燃烧室。燃烧剂分两路进入推力室。主要一路由支管流入喷管集合器,通过推力室夹层冷却通道流动带走从内壁传来的热量,将内壁表面温度限制在允许的范围内;另一路由支管流入降温器降温燃气后,再流入头部小集合器,经隔板的3个进口管进入隔板夹层,冷却隔板后从3个出口管流出,与推力室夹层冷却通道内的燃烧剂汇合进入头部下腔,经奇数喷注环上的喷射孔喷入燃烧室内。喷入燃烧室的两种推进剂经雾化、混合后自行燃烧,形成高温、高压燃气,经喷管膨胀后从喷口高速喷出,产生推力。

涡轮泵是给贮箱来的推进剂增压,以一定的流量压力输送到推力室和燃气发生器。泵的动力是燃气涡轮,涡轮的能源来自燃气发生器和火药启动器。

当火箭达到主令关机时,推进剂主活门电爆管同时起爆,主活门关闭,切断推力室推进剂的供应,使发动机可靠关机。这就是所谓的主系统关机。

涡轮工质输送系统(副系统)是用来产生高温、高压燃气,吹动涡轮转动的能源系统。它由氧化剂副断流活门、过滤器、副汽蚀管、单向活门、燃气发生器、火药启动器及相应的导管组成。两种推进剂在燃气发生器燃烧室相遇燃烧,产生高温高压燃气,吹动涡轮转动。

当发动机达到预令关机时,氧化剂副断流活门电爆管起爆,副断流活门关闭,切断副系统氧化剂的通路,使燃气发生器停止工作,涡轮转速降低直至停转。这就是所谓的副系统关机。“长征二号丙”的副系统关机比主系统关机大约提前 1s。

2. 二级动力系统

二级动力系统由二级发动机、各种活门和导管组成,如图 1-3 所示。由于二级主发动机不摇摆,因而除了没有摇摆软管、齿轮传动机构和伺服支架等组件外,其余和一级发动机完全相同。

游动发动机的推力室在二级伺服机构带动下,可沿切线方向作 $\pm 60^\circ$ 的摆动,游机与主发动机共用一个启动活门;4 台游机共用一台涡轮泵;两种推进剂输送系统各采用一个断流活门。游机关机时,切断推进剂到推力室和燃气发生器的通路;游机工作段未设专门的增压系统,主机工作时由主机增压系统增压,主机关机后靠贮箱内剩余气体的自由膨胀保证小泵入口压力;4 台游机同时启动,同时关机。

游机推力室推进剂输送系统(主系统)由启动活门、涡轮泵、断流活门、节流圈、推力室及相应的管路组成。每台推力室有两根中间空心的摇摆轴成径向对称焊接在身部中段,用来支撑推力室和组成推进剂通道。发动机工作时,氧化剂经一摇摆轴与管道进入推力室头部外槽集合器,经过滤网进入氧化剂腔,再经外喷嘴喷入燃烧室。燃烧剂经另一摇摆轴与管道进入推力室头部燃烧剂集合器环,再流进推力室夹层,冷却推力室内壁后流入头部燃烧剂腔,再由内喷嘴喷入燃烧室,与氧化剂相遇燃烧,产生推力。摇摆轴一端用端面齿与伺服机构相连,在伺服机构带动下产生控制力矩。

涡轮泵装置由一台涡轮(在中间)和两台离心泵(分别在涡轮两侧)组成。

游机涡轮工质输送系统(副系统)由氧化剂过滤网、汽蚀管、燃气发生器、火药启动器及导管等组成,其工作过程和原理与一级发动机副系统基本相同。

当控制系统发出关闭游机的指令时,燃烧剂断流活门和氧化剂断流活门电爆管引爆,关闭断流活门,给主、副系统同时切断推进剂的供应,实现游机的关机。

“长征二号丙”火箭某发动动力系统性能参数如表 1-2 所示。

表 1-2 CZ-2C 某发动动力系统主要性能参数

名 称	单位	第一级	第二级	
			主机	游机
推力	kN	2 785	719.8	46
比冲	m/s	2 538.2	2 832.2	2 759.68
燃烧剂秒流量	kg/s	744.812	174.857	10.196
氧化剂秒流量	kg/s	354.672	80.173	6.494
混合比		2.1	2.181	1.57

(续)

名 称	单位	第一级	第二级	
			主机	游机
发动机喷口面积	m ²	3.243 56	0.830 12	0.200 51
燃烧剂增压流量	kg/s	0.96	0.25	/
氧化剂增压流量	kg/s	2	0.80	/

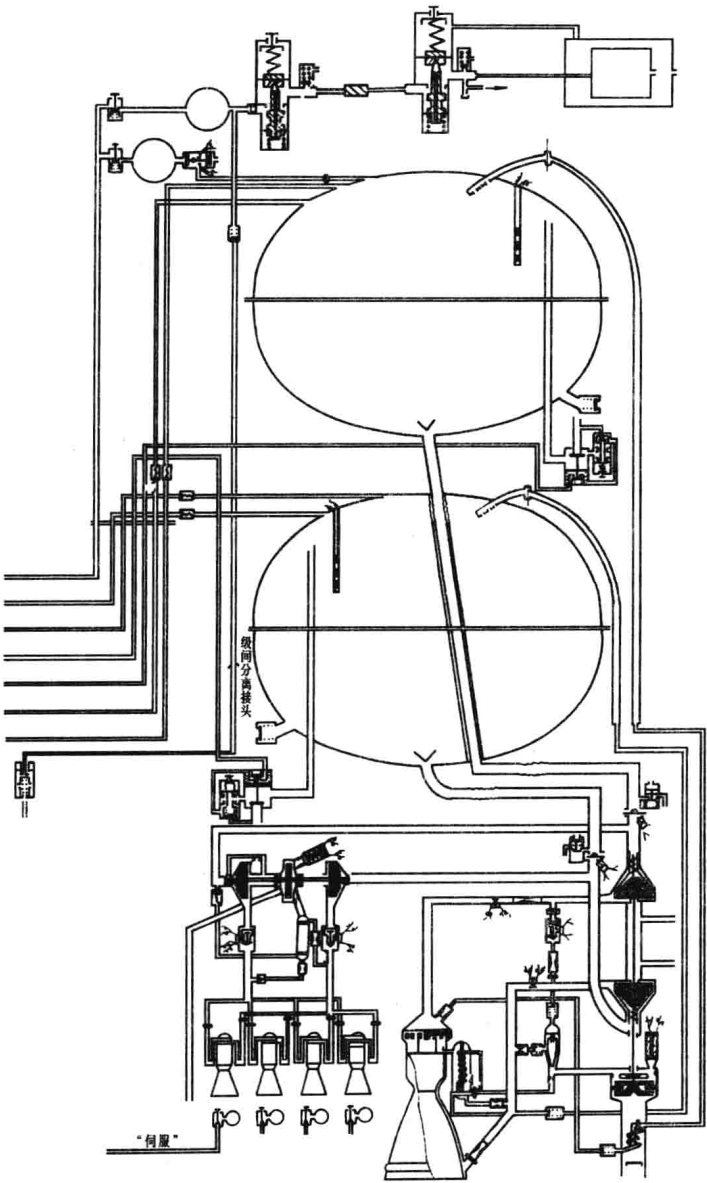


图 1-3 二级动力系统原理图

3. 动力系统的测试

动力系统在发射场的测试包括外观检查、气密性检查、火工品测试及安装、贮箱增压