

# 第 1 章

## 概 述

运载火箭要可靠、稳定地飞行,并将有效载荷准确地送入预定轨道,离不开箭上各系统的重要作用,而地面测试与发射控制对确保运载火箭任务的成功同样起着至关重要的作用。地面的测试与发射控制,一方面,是对运载火箭功能与性能的全面检查和确认,以提前消除各种技术风险;另一方面,其本身也是射前工作的重要组成部分,对任务的可靠性,尤其是发射场的安全性等,起到了决定性的作用。为了应对航天发射市场愈发激烈的竞争,各国都认识到了地面测试和发射控制在其中能够发挥的重要作用。据美国国家航空航天局(NASA)统计,各种地面操作(不仅仅指测试与发射控制)成本占项目总成本的40%,因此需要进一步简化操作、提高效率、降低成本<sup>[1]</sup>。随着我国航天发射进入高密度阶段,如何有效地在确保可靠性安全性的情况下提高效率、降低成本、增强快速进入空间的能力,已成为衡量我国航天竞争力的重要因素。

本章将对国内外运载火箭测发控技术的发展进行介绍,其中与系统级测试和发射控制有关的内容在后续相关章节中还会涉及。

### ► 1.1 国外运载火箭测发控技术的现状

#### ✎ 1.1.1 美国

##### 1. 发射控制系统

美国有较为完善的航天机构,其航天发射场分为两大类,一类由 NASA 负

责,另一类则由美国联合发射联盟(ULA)经营。NASA 负责三个空间中心,包括:位于肯尼迪(Kennedy)空间中心的发射控制中心,火箭的发射主要在此实施;位于约翰逊(Johnson)空间中心的任务控制中心,火箭上升段的地面控制主要由该中心负责,飞船在轨运行的控制也在此开展;位于马歇尔(Marshall)空间飞行中心的工程支持中心,它将为上述两个中心提供技术支持。以未来美国重型运载火箭 SLS 为例,三个中心在发射日的各自任务安排如图 1-1 所示<sup>[2]</sup>。

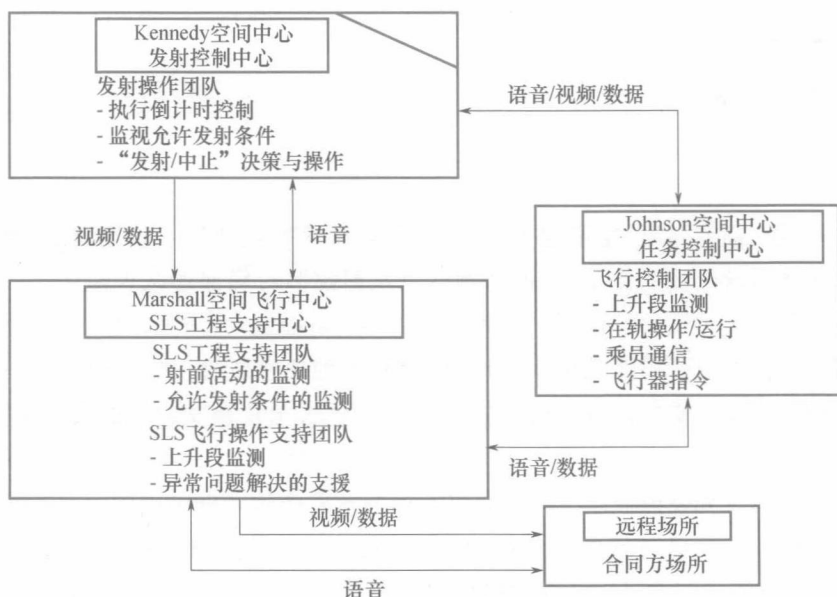


图 1-1 SLS 发射日各航天中心的任务分工

Kennedy 空间中心用于实现火箭的发射<sup>[3]</sup>,也是本书重点介绍的内容。其基础设施最早从满足航天飞机的测试与发射控制开始,称为发射处理系统(Launch Processing System, LPS),LPS 由计算机、数据链路、显示器、控制器、硬件接口单元以及软件等通过网络集成在一起,1979 首次投入使用(STS-1, Orbiter Processing Facility, OPF),1981 年完成了首次载人飞行任务。从 1996 年开始着手系统升级,初期命名为“国家发射控制系统”(National Launch Processing System, NLPS),后又命名为测试与发射控制系统(Checkout and Launch Control System, CLCS)。

CLCS 的目的是更新 LPS 中的过时技术,并开始采用商用货架产品,构建分布式的、可扩展的体系架构,具有更强的故障容错能力以及故障-安全的措施,同时为每个控制终端提供更多的数据和信息,降低操作和维护的成本。

在上述设计理念的指导下,CLCS 包括四个主要的部分。

(1) 仿真系统。包括各类数学模型,如轨道器、固体助推器、地面支持设备、外部贮箱、有效载荷等。它将为实时处理系统(RTPS)提供诊断与确认的功能。

(2) RTPS。该系统具有实现与终端产品(即箭上设备等)的指令交互以及信息监视等功能。

(3) 数据中心。它是 RTPS 软件的知识库和各种数据记录。

(4) 业务和信息支持服务系统。该系统用于与其他子系统进行网络通信。

CLCS 组成如图 1-2 所示。

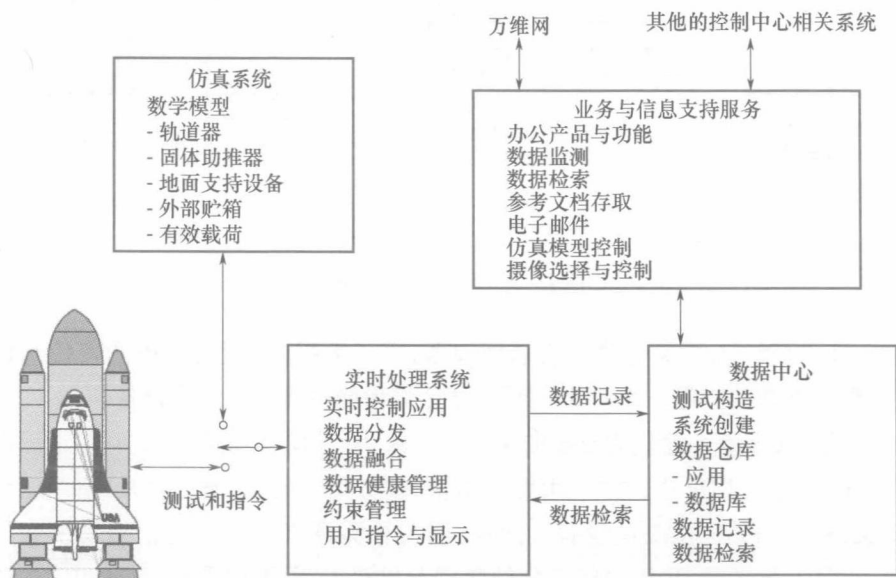


图 1-2 CLCS 组成

RTPS 是 CLCS 的关键处理部分,它由四条网络组成,分别称作实时控制网

络(RTCN)、显示控制网络(DCN)、应用网络(UN)和内部集合网络(ISN),根据任务的优先级和实时性,分别连接至命令与控制处理器(CCP)、数据分发处理器(DDP)、指令与控制工作站(CCWS)等。RTPS的功能框图如图1-3所示。

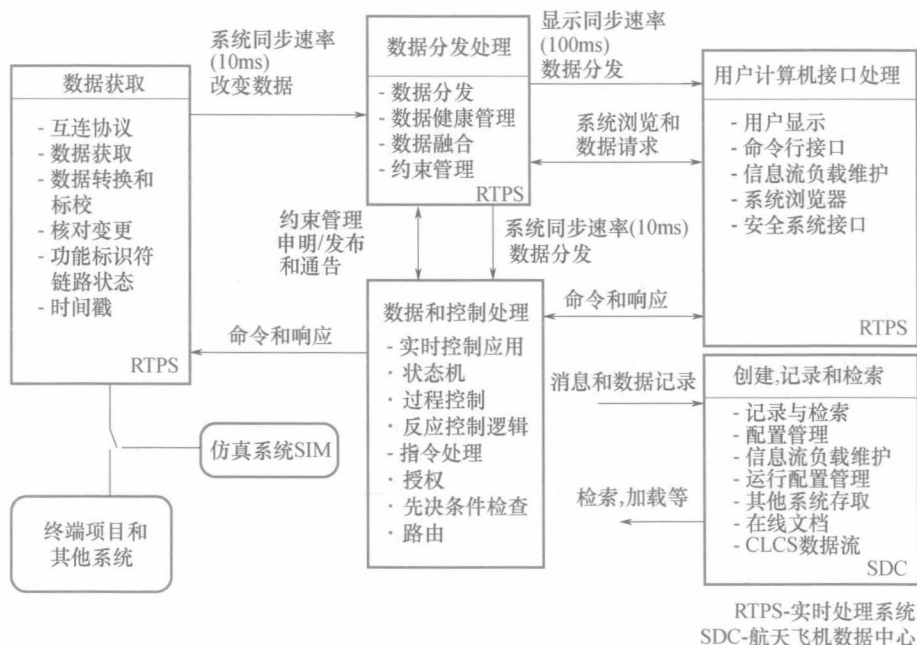


图1-3 RTPS的功能框图

在RTPS中,网关代替了前端处理器,用于数据的获取、数据的转换与标校、数据变化检查等。而CCP同样将指令经由网关传送至终端设备。

航天飞机有一套较为复杂的信息处理流程。CCP中的各种实时应用程序(EIM)传送至DDP中,由“约束管理功能”检查其合法性;通过后,该指令送至网关,再由网关送至终端设备。同样,网关检测到终端设备的信号发生变化后,采集并传送至DDP,再将变化的数据分发至CCP和CCWS。DDP中的“约束管理功能”也会通知CCP中的实时应用程序是否有超差情况发生。

在航天飞机测发控系统设计的基础上,NASA以Ares火箭研制为契机,利用信息技术发展的成果,提出了适用于未来运载火箭的测试与发射控制系统体系架构,如图1-4所示<sup>[4]</sup>。

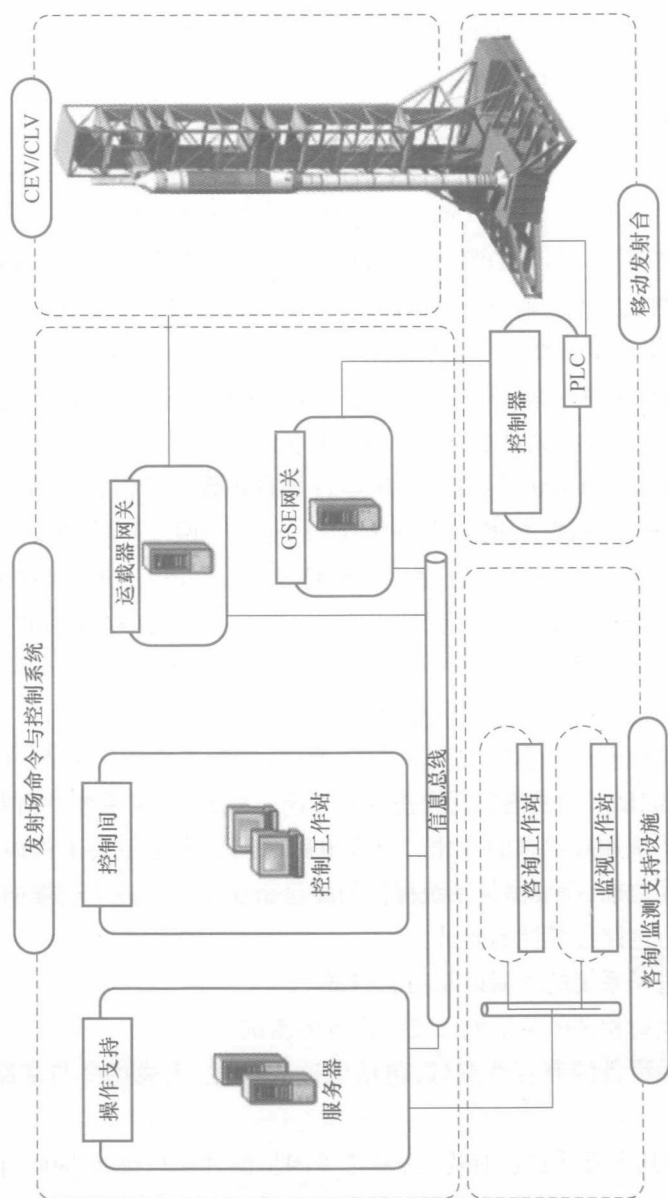


图1-4 Ares火箭测发控系统组成框图

整个系统的分工组成更加清晰明了,包括命令与控制系统、活动发射平台内的控制器(主要由 PLC 组成)、咨询/监测支持设施三大部分,控制终端、服务器、运载火箭网关节口、地面支持系统网关节口等均通过网络连接在一起,信息同样通过网关获取。

## 2. 系统测试

美国军方对运载火箭、上面级以及空间飞行器等测试制定了明确的要求<sup>[5-7]</sup>,在这些标准和规范中,测试分为单元测试(unit test)、子系统测试(sub-system test)和整个飞行器的测试(vehicle test),其中单元测试与本书第3章介绍的设备级测试类似。而飞行器级的测试,可以在制造工厂或发射场进行,又可以分为两种类型的测试:一种称为“射前确认测试”(prelaunch validation test),其目的与我国在总装厂的出厂测试,以及火箭运至发射场后全箭的总检查测试相同,均是验证火箭是否处于良好的状态;另一种称为“后续操作测试”(follow-on operational test),这与在轨运行的有效载荷等相关,运载火箭不适用。而“射前确认测试”根据文献[6]的定义,也分为两个阶段:阶段 a:系统集成测试,主要考核运载火箭自身,称为“匹配试验”;阶段 b:初始操作测试(initial operational test),对运载火箭、地面系统、测控系统、有效载荷进行联合测试,一般称为“全区联合演练”。

射前确认测试的主要工作重点包括:

(1) 功能性测试,例如,电气系统的测试,结构系统中对泄漏、机构操作性、阀门等的测试。如果确实需要仿真器才能完成测试,需要注意由此造成的技术状态即系统连接状态的变化。点火电路的测试也是主要工作内容之一,在连接火工品之前,需要测量系统提供的能量密度是否超过了引爆的门限,而连接后需进行电路连续性的测试。

(2) 推进子系统的泄漏以及功能测试。

(3) 与发射相关的关键地面支持设备的测试。

(4) 箭载设备的兼容性测试,包括电磁兼容性、无线指令与链路的可靠性等。

NASA 对其主管项目也有规定,参考美国星座计划(constellation program)的介绍<sup>[8]</sup>,NASA 将火箭的测试用 V 形模型表示,如图 1-5 所示,是一个逐步集成、不断完善的过程。

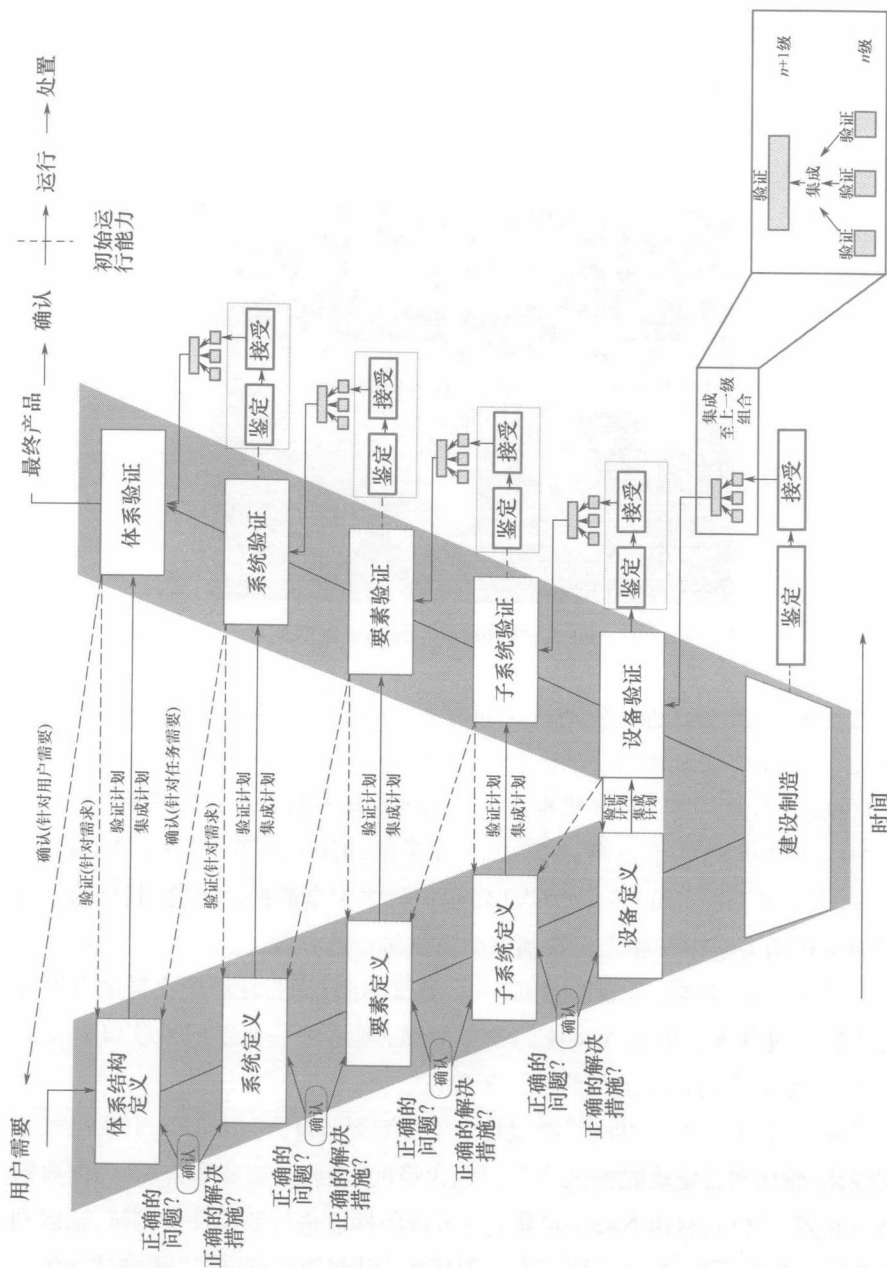


图1-5 NASA星座计划的测试流程

最底层的测试为设备级,类似我们所熟悉的单元测试;最顶层的为体系级,类似我们所提的全系统测试,包括火箭、有效载荷、测控系统等。我们一般将设备级以上的测试统称为系统级测试。

对于一个新研的火箭,发动机的测试也必不可少,例如,Ares 火箭开展的主推力系统的测试<sup>[9]</sup>,如图 1-6 所示,在考核发动机工作性能的同时,也对电气系统、推力矢量控制系统等进行演示验证。

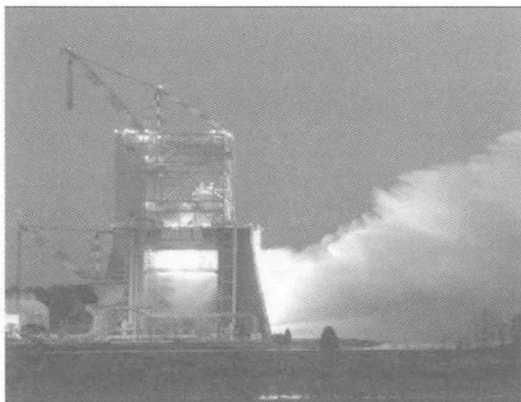


图 1-6 Ares 火箭开展的主推力系统的测试

在我国,这类测试称为发动机-动力系统试车,控制系统和增压输送系统也参加,是一个多系统相结合的匹配性测试,一般也尽可能模拟真实的飞行时序开展试验,但允许各个系统根据试验考核的对象对自身组成适当简化。

Ares 火箭也开展了运载器集成化地面振动测试(图 1-7)(Integrated Vehicle Ground Vibration Test, IVGVT),我们称之为全箭振动试验,其目的是为火箭的结构动力学模型和飞行控制模型提供可信的参数。

上述的许多测试是研制性测试,一旦测试达到目的,在后续火箭的发射和运营中将不再开展。而电气系统的集成测试,则是每一次发射系统级测试的重要内容,是对火箭性能的最终验证和确认。

美国针对 SLS 项目建设了“集成化电子系统测试设施”(IATF),开展电气系统的验证、确认和鉴定验收测试<sup>[10,11]</sup>。当火箭的承制方,如波音公司,完成火箭的制造和测试之后,将由 NASA 对其电气系统的性能进行验证性的测试,这区别于生产厂家的出厂测试,也不同于在发射场的“射前确认测试”。该测试分为三

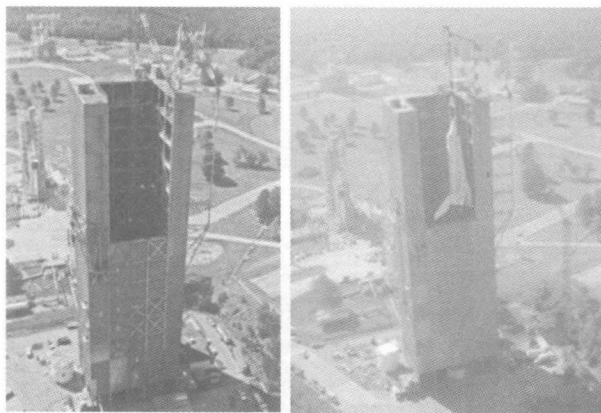


图 1-7 星座计划的全箭振动塔

个层次递增进行,因此对测试设施的要求也分为三类,如图 1-8 所示。

(1) SLS 软件开发设施(SDF),用于开发和测试飞行软件;

(2) 系统集成测试设施(SITF),将飞行软件与主要的芯级设备进行联试,软件运行在飞行计算机中;

(3) 系统集成实验室(SIL),在这里,芯级的电子设备、其他助推级的电子设备、发动机控制装置,以及发射控制系统和乘员系统的设备(或相应的仿真设备)都将参与测试。

值得注意的是,在测试中,NASA 始终强调“硬件在回路”(HWIL)<sup>[12]</sup>仿真系统的重要性。

图 1-9 为系统集成实验室中测试场景,包括设备的布局以及利用仿真工具实现的飞行仿真场景。

当火箭、有效载荷以及测控网络等开展系统级联试时,美方称其为“飞行要素集成测试”(Flight Element Integrated Test, FEIT),如图 1-10(a)所示<sup>[8]</sup>,包括乘员运载火箭(CLV,载人运载火箭)、乘员探索飞行器(CEV,载人飞船)、地面系统(GS)、任务系统(MS),以及天基控制与遥测系统(C&T)等。这与“美军标”所示“射前确认测试”作用相同。如果是多个飞行器协同完成的航天活动,则称其为“多要素集成测试”(Multi-Element Integrated Test, MEIT),在 FEIT 的基础上,又增加了货运运载火箭(CaLV,含地球分离级 EDS)、月面进入舱(LSAM)等,彼此之间的信息交互如图 1-10(b)所示。

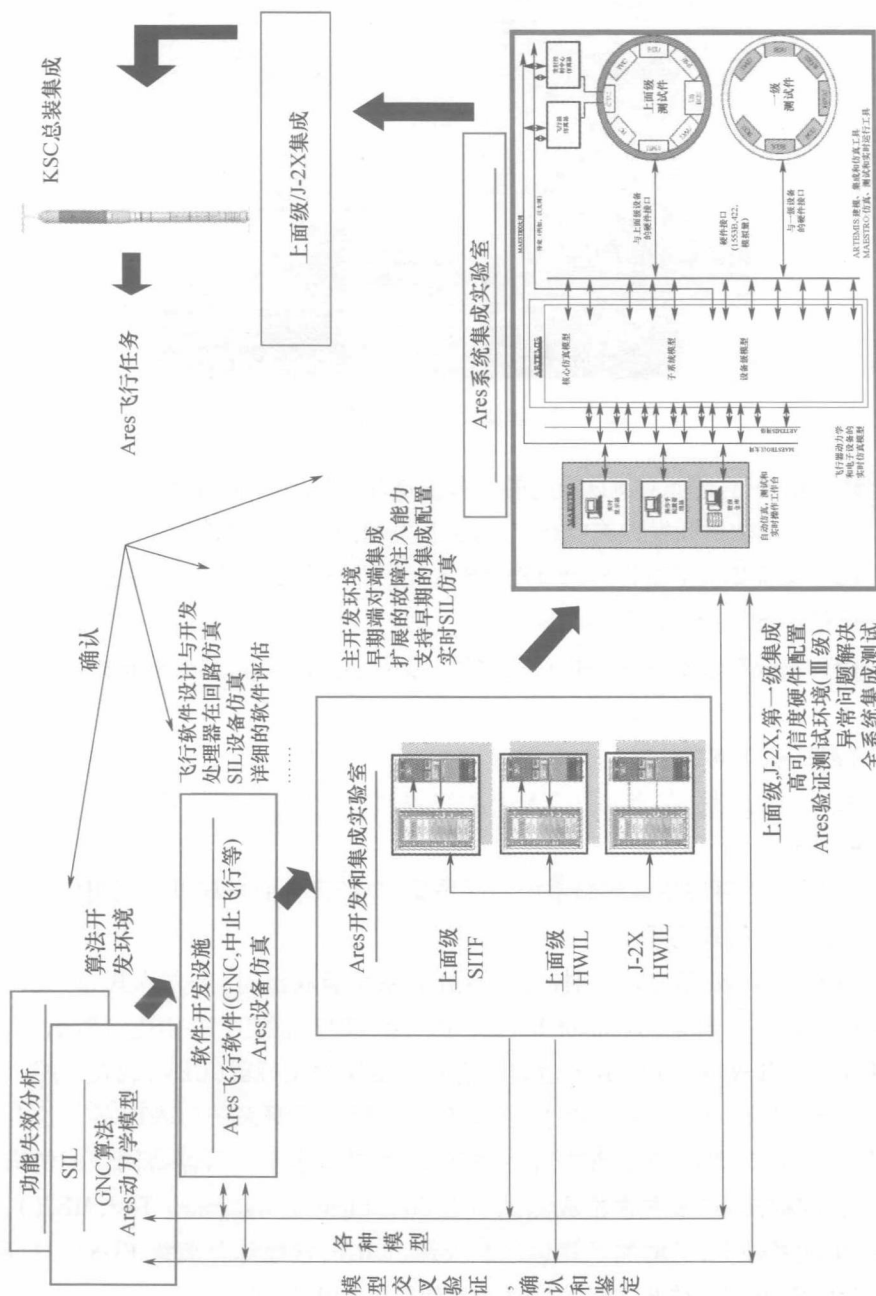


图1-8 NASA系统集成实验室的测试组成框图

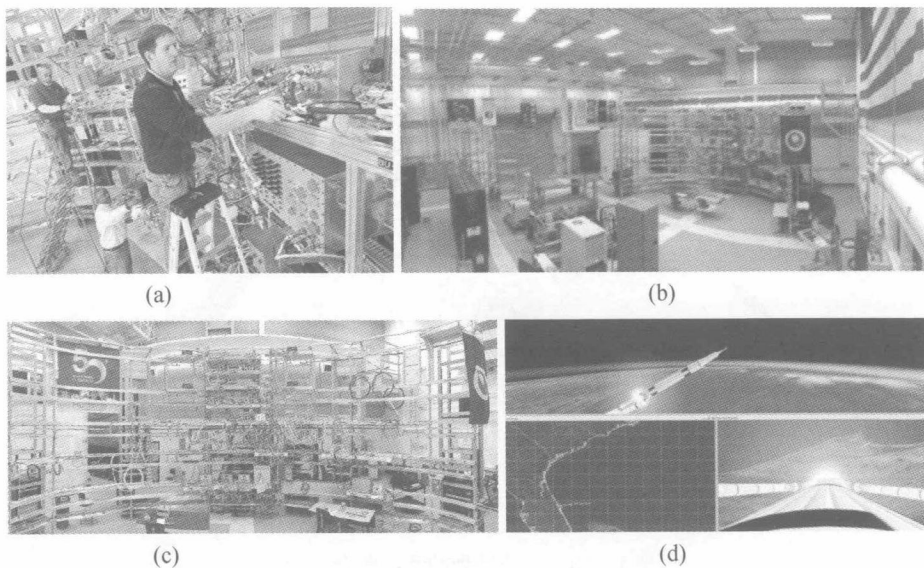
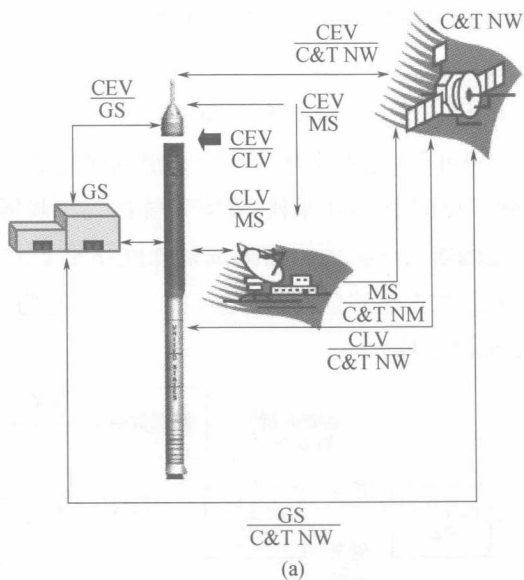


图 1-9 系统集成实验室中试验场景

(a)测试场景1;(b)测试场景2;(c)测试设备布局;(d)仿真场景。





在图 1-11 中,所有的数据分析均需要工程师亲自全程来监控,有些故障条件下,即使现场的工程师可能也无法解决,就需要其他更加有经验的工程师来排除问题,由此投入了大量的人力,对工程师也造成了很大压力。

而专家系统,可以根据火箭领域一个或多个资深专家提供的知识和经验,自动地进行推理和判断,模拟人类专家的决策过程。因此,专家系统是一种基于知识的系统。在图 1-12 中,测试数据首先经过解析,形成格式化的数据后,存入数据库,这些数据可以看作涉及此次测试的“事实”。而知识库中存取的是专家知识,主要是各种规则,也包括分析对象的模型,这取决于所采用的推理机制。而推理机制根据数据库中的有关事实和知识库中的专家知识按一定的推理方式进行推理,从而得出测试数据是否满足要求的结论,并通知有关技术人员。

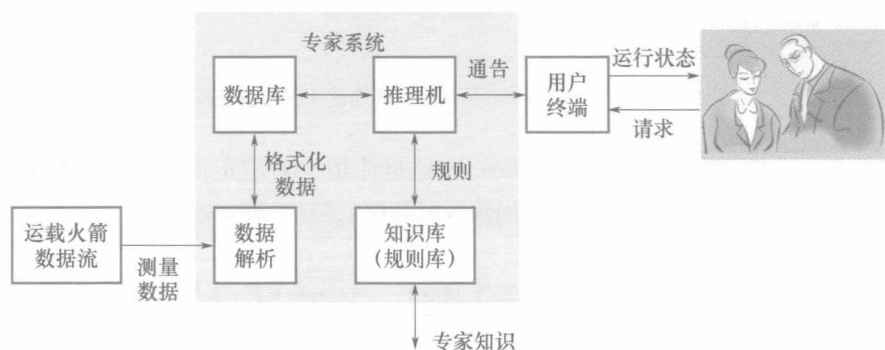


图 1-12 基于专家系统的数据分析方法

关于星座计划,NASA 将 ETDP 项目 (Exploration Technology Development Program) 开发的 FDIR 原型系统集成到 Ares 火箭地面系统中用于故障诊断,如图 1-13 所示,大量采用功能失效模型 (FFM); 对动力系统的诊断还结合了流体/液压系统的模型,以提高诊断效率。

在美国航天界,故障诊断逐渐集成至健康管理系统中,该系统会对传统的测发控系统产生影响,一般有两种方案<sup>[14,15]</sup>,图 1-14 为第一种方案组成框图。在该方案中,FDIR 独立于原有的测发控系统之外,这保持了原有系统的软件体系架构,采用了基于模型的推理机制 (TEAMS) 和数据驱动 (基于自学习) 的推理机制 (IMS)。FDIR 应用总线信息和应用服务程序获取数据并完成分析工作。另一种则称为嵌入式 FDIR 或集成化 FDIR,如图 1-15 所示。FDIR 主要集

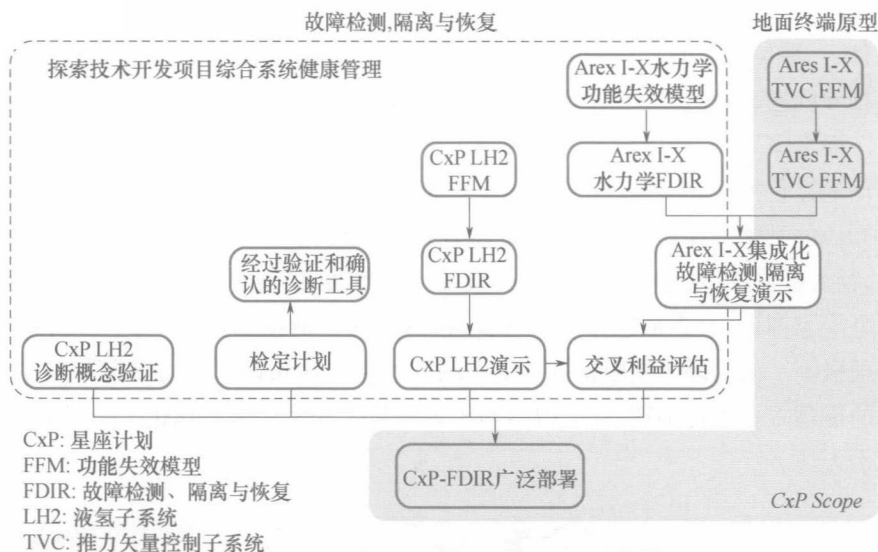


图 1-13 ETDG 项目应用于星座计划的 FDIR 原理框图

成在三个功能领域:①FDIR 服务器分区,这里使用了上述介绍的两个专家系统推理工具,即 TEAMS 和 IMS;②应用服务器分区;③显示服务器分区。

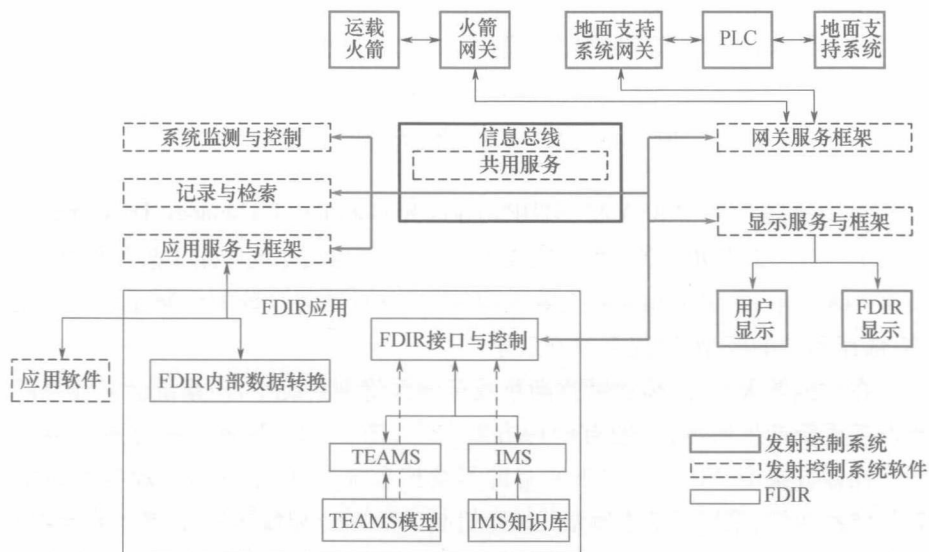


图 1-14 相对独立的 FDIR 方案

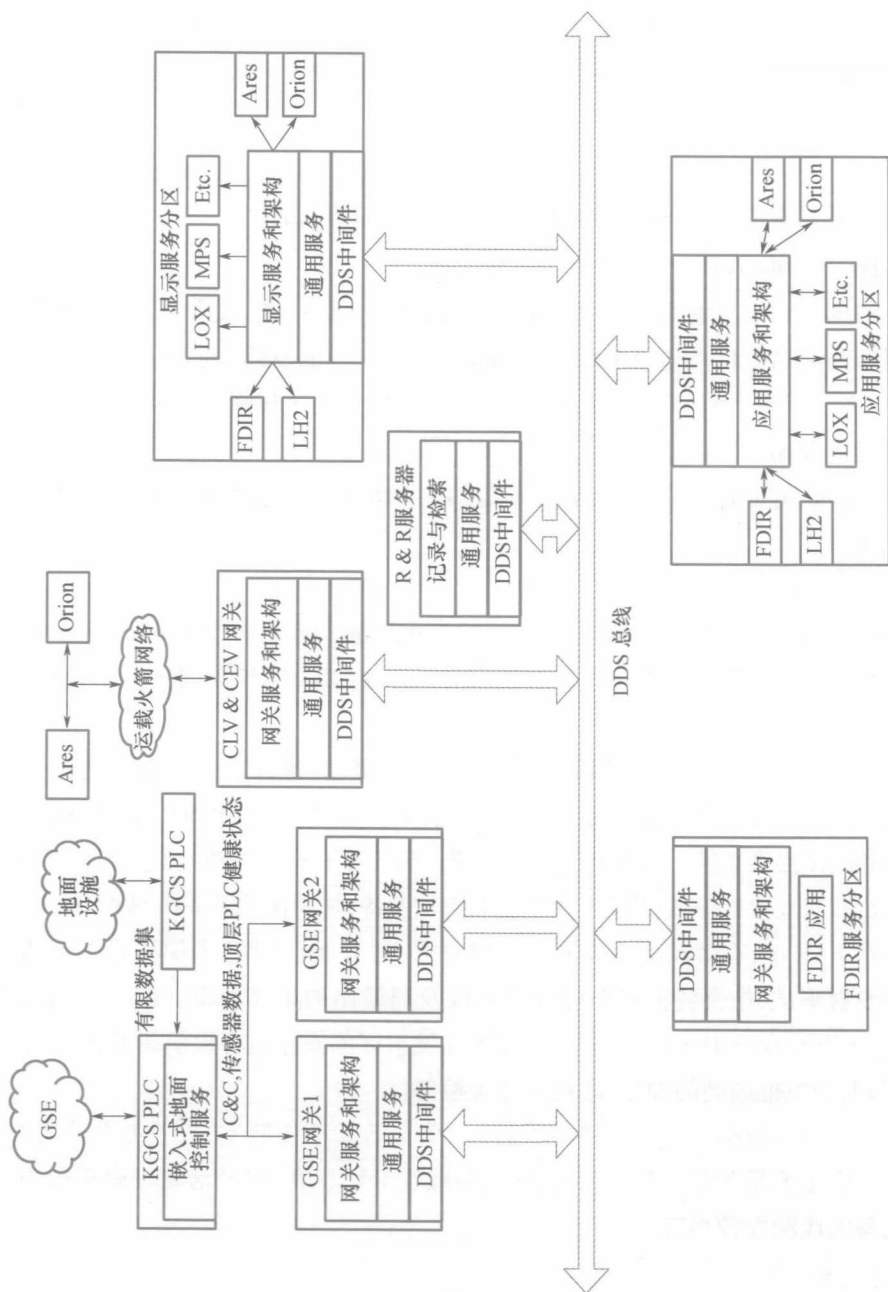


图1-15 嵌入式FDIR或集成化FDIR

尽管美国在故障诊断与 IVHM 方面开展了大量研究,但综合各方面的文献看,NASA 使用的 FDIR 工具主要集中在三个方面<sup>[14-20]</sup>: SHINE、TEAMS、IMS,其中 SHINE 主要为 TEAMS 的故障仿真提供参考。

### 1.1.2 欧洲

本节主要介绍 Ariane 火箭以及 VEGA 小型运载火箭。

#### 1. Ariane 火箭

法国 Ariane 火箭共有三个发射场<sup>[21]</sup>,其中 ELA-3 将只用于 Ariane 5 的发射。与 ELA-1(用于 Ariane 1、Ariane 2、Ariane 3 的发射)与 ELA-2(用于 Ariane 4 的发射)不同的是,其主要特点是将发射区的工作降至最少,在发射区将直接进入 8h 准备阶段。

Ariane 火箭 ELA-3 的主要配置如图 1-16 所示。整个区域划分为两大功能块。

##### 1) 准备区

准备区包括三个典型的建筑,即火箭装配大楼(Launcher Integration Building, BIL)、星箭组装大楼(Final Assembly Building, BAF)和控制中心(Launch Control Center, CDL)。

在 BIL 内,火箭的各个舱段,包括芯级、上面级、仪器舱、固体助推器等将在此起竖并安装在活动发射平台上。活动发射平台本身是 7 层的钢结构建筑,为安装和测试提供条件。火箭电气系统的测试将主要在此阶段进行,包括动态的飞行控制功能检查等,以及安装火工品和附加设备,并为转运到 BAF 做准备。

在 BAF 中,有效载荷与火箭将完成对接,并开展(芯级)未加注状态下的模拟发射测试,检查各种安全控制措施以及测量站的工作情况。需要说明的是,为了减少在发射区的工作,许多原本在发射区的操作内容提前在 BAF 中开展,如上面级推进剂的加注、芯级气体置换等。

控制中心包括两个火箭测控大厅、三个有效载荷控制室,以及办公室等。控制室中主要是各种计算机设备,并与分散在 BAF、BIL,以及活动发射平台内的设备组成测发控系统。

##### 2) 发射区

发射区主要为活动发射平台提供发射服务,包括芯级的加注、喷水降噪

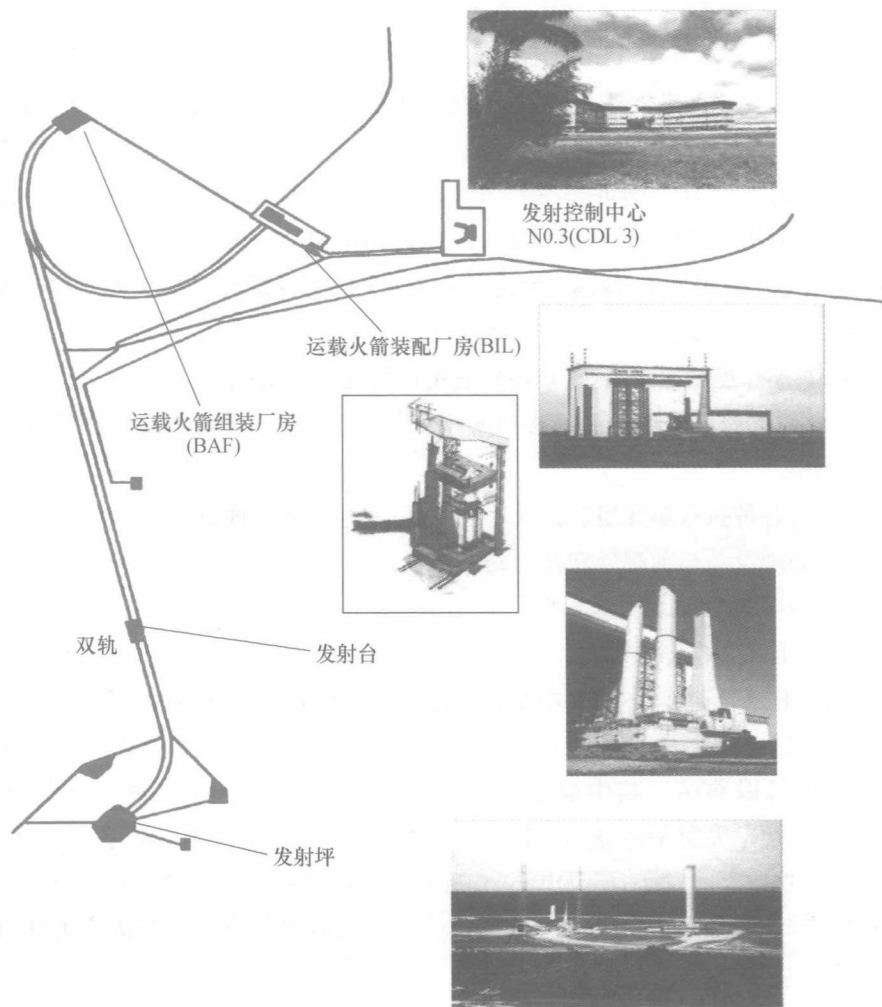


图 1-16 Ariane 火箭 ELA-3 的主要配置

等,以及提供测发控所需的地面至发射台的电、液接口及相关设备等,这些被安置在紧邻发射台的一个低矮建筑中。

发射区的工作从射前 8h 开始,其中包括 6h 的芯级加注工作,以及对箭载电气设备的检测和监控。在射前 6min,进入最后的同步操作阶段,控制和指令的时序均由测发控系统自动发出,例如点火器解保、转电,以及对箭地接口的监测等,并与整个时统进行同步,为最后的点火做准备。