

 Springer

Simulating Spacecraft Systems

航天器系统仿真

[德] Jens Eickhoff 著

杨开忠 冀蓉 李勇 译

李恒年 审校



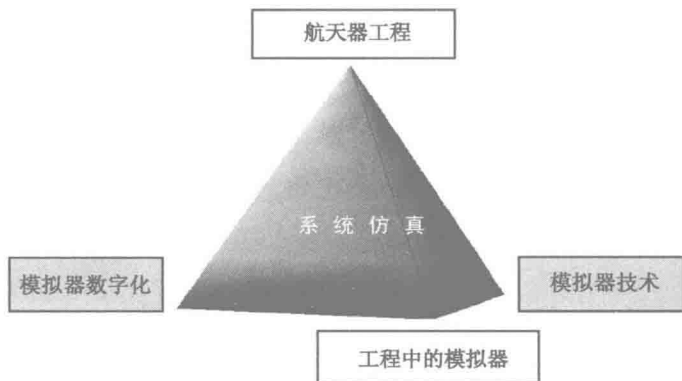
国防工业出版社

National Defense Industry Press

引言

如前所述,本书是作者在德国斯图加特大学空间系统研究所执教课程的参考资料,书中涵盖了作者执教的“卫星开发中的系统仿真”(本书第一部分和第二部分)和基于仿真工具的“功能分析和星载软件设计”两门课程内容。

“卫星开发中的系统仿真”课程学时为两学期,课程内容涉及本书第一和第二部分。夏季学期课程围绕航天器的传统工程方法展开,阐述了基于仿真的设计验证特性与测试工具,重点放在基于所选仿真与测试工具的系统功能仿真之上,本书第一部分(第1~5章)对该主题进行了论述。



模拟器技术和系统工程方法

冬季学期课程的重点是模拟器数值特性及软件实现技术,以及复杂模拟器开发和验证的软件体系架构,对应本书第二部分(第6~10章)。此外,这本书还概述了诸如统一建模语言(UML)之类的形式功能符号法,并讲解了从依据软件需求文档确定功能集,到最终分析通过地面仿真验证航天器星载软件的潜能和局限性间的各个步骤。

本书第三部分(第11~14章)介绍了一些航天器仿真领域的前瞻性研究和先进的模拟器技术。

除却本课程学习人员之外,对想要了解整个航天器系统工程中建模仿真和航天器测试发展现状的相关研究者和学生,本书也同样适用。

书中的基础实例均是建立在阿斯特里姆公司的“基于模型的开发和验证环境”(Model-based Development and Verification Environment, MDVE)或开源仿真

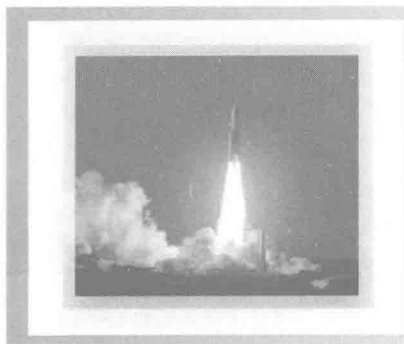
工具 *OpenSimKit*^① 之上,其中后者为可从互联网免费下载的开源工具^[23]。该工具原始版本的编程由其作者完成,开发者社团和不同大学的学生对其进行了进一步的改进与提高。由于在代码实现上 *OpenSimKit* 较之专业模拟器更为简洁明了,因此,书中代码实例均从中选取。

① *OpenSimKit* 是作者的注册商标。

第一部分

基于仿真的系统开发

第 1 章 航天飞行中的复杂系统



Ariane V164 © ESA/Arianespace

复杂系统的设计、构建、检验、后续的完备性测试及最终验收,都以精密的系统工程学为基础。多年来,系统工程以建立在计算机上的系统仿真技术为基础。实际上,早在“阿波罗”计划时,NASA 和其承包商就应用了这种技术。时至今日,依靠性能更为强大的计算机和更为复杂的软件工具,仿真技术可以派生出更强大的功能。

从航天工程到汽车工业,仿真技术基本上可用于任何工业领域。而对各个不同的应用领域,设计和验证的工具则应适用于具体的不同需求。本书从“基于模型的系统工程”方面来介绍系统仿真技术。虽然书中实例主要来源于卫星开发领域,但所介绍的系统设计、验证的典型步骤和所提供的软件模型均可普遍应用于其他工业领域。

下面介绍航天应用领域一些复杂的系统实例,这些系统在开发中都需要进行系统仿真。为了进行从地面到太空的类比,首先介绍所有类型的发射装置。

火箭发射装置

“阿里安 5”火箭剖面图如图 1.1 所示,联盟运载火箭如图 1.2 所示。

在运载火箭领域,如“阿里安 5”,设计者在其系统开发过程中必须要考虑非常多的详细仿真需求。为验证总体运行性能,要对整个系统进行超复杂仿真,其仿真范围从固体火箭发动机的模型仿真到轨道控制、多级分离、星载软件及轨道推演的仿真。

火箭级及其子系统

运载火箭是由不同运载火箭分级组成。对深空探测器而言,最上面级可能

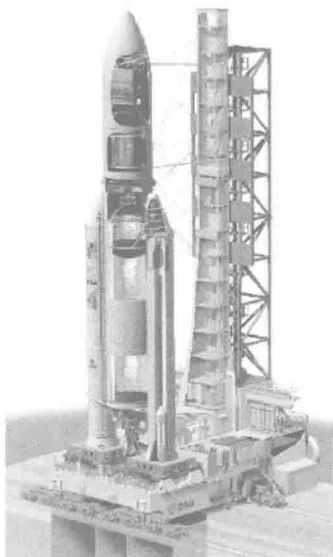


图 1.1 “阿里安 5”火箭剖面图© ESA

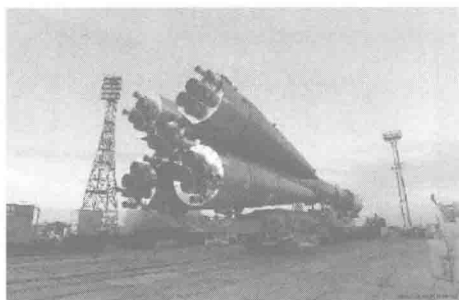


图 1.2 联盟运载火箭© ESA

就是探测器自身的一部分。从发动机流体动力学的复杂计算到涡轮泵、推进剂化学、热力学功能性,直至轨道控制和所需的软件/硬件等,每个方面都被模块化,来分别对其进行仿真建模验证。在一些方面需要对各自进行建模仿真。“阿里安 5”火箭上面级 L10 如图 1.3 所示。



图 1.3 ESA 的“阿里安 5”火箭的上面级 L10© ESA

低温推进剂的火箭级用于将航天器(如通信卫星)直接送至理想轨道,不同于将航天器(如极轨卫星)送入更复杂轨道的自燃推进剂的火箭上面级,后者通

常使用可再生的高压推进剂。

中等能量推进系统装置如图 1.4 所示。

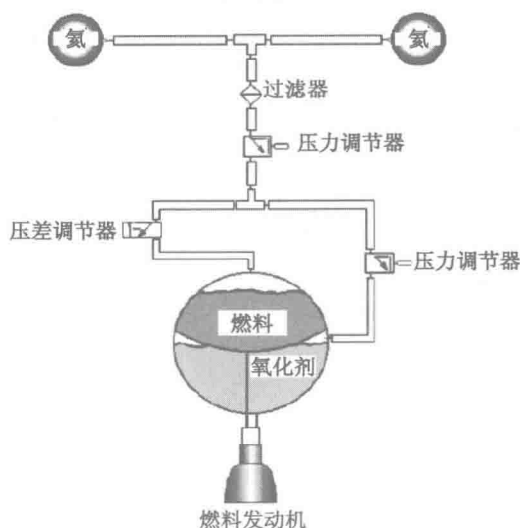


图 1.4 中等能量推进系统(装置)

类似的上面级也通常用于空间探测器长时间航行后的减速控制,或者为进入某目标天体/行星绕行轨道的减速控制。

除了传统的一次性运载火箭外,还应重视可重复使用的航天运输系统。

航天运输和供应系统

阿斯特里姆公司的 Phoenix 如图 1.5 所示。



图 1.5 阿斯特里姆公司的 Phoenix© Astrium

航天飞机系统,如宇宙飞船和太空运输舱,还应满足安全返回地球大气层的需求。载人航天飞机还要装备复杂的生命保障系统。

ESA 的自动运载飞船如图 1.6 所示。

物资运送系统,如现代“自动运载飞船”(Automated Transfer Vehicle, ATV),就是一种供给系统。ATV 有它自己的电源系统,为了将其自身接入“国际空间站”(International Space Station, ISS)还配备了一个全自主对接系统。

尽管目前的 ATV 是纯货运系统,但预计将来的载人飞船能够将宇航员运送

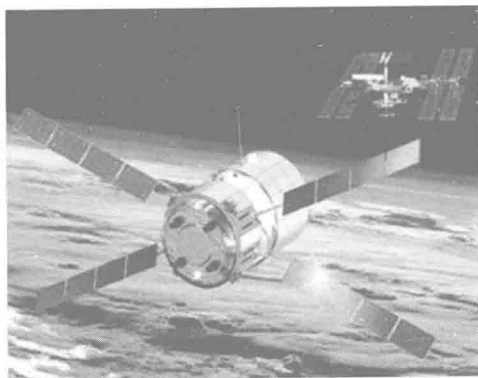


图 1.6 ESA 的自动运载飞船© ESA

到国际空间站并返回到地球。

“哥伦布”号实验舱发射如图 1.7 所示。

这直接导致一种要求更高的、广义上的航天器——空间站的出现。

载人空间实验室和辅助系统

航天飞机舱中的“哥伦布”模块如图 1.8 所示。

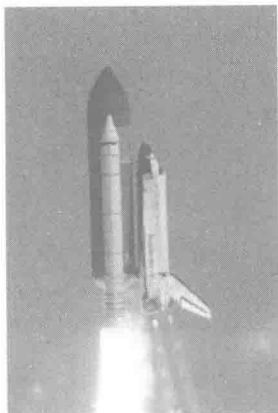


图 1.7 “哥伦布”号
实验舱发射© NASA/ESA



图 1.8 航天飞机舱中的
“哥伦布”模块© Astrium

像国际空间站(ISS)那样非常复杂庞大的系统,我们不可能将其作为一个整体进行仿真。在动力学额定和故障值范围的初步计算和分析等方面,必须对特定子系统仿真,并在系统层将各子系统结合起来。这些工作必须在概念和工程设计阶段就完成,为后续的运行监测打好基础。

国际空间站的“哥伦布”模块如图 1.9 所示。

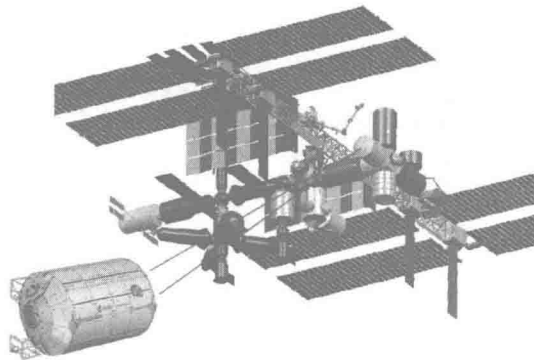


图 1.9 国际空间站的“哥伦布”模块© Astrium

实验室及辅助系统、生命保障系统、电源系统和姿态轨道控制系统等都是典型独立建模与仿真的子系统。

航天器的燃料电池子系统如图 1.10 所示,NASA 的航天飞机燃料电池如图 1.11 所示。

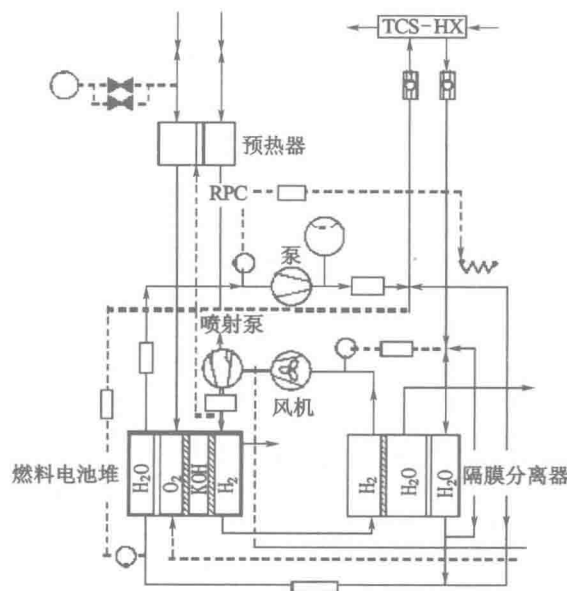


图 1.10 航天器的燃料电池子系统

载人飞船的电源系统在大多数情况下是由燃料电池组成的,而空间站的电源系统采用太阳能电池阵和电池系统相组合的方式,必要时还会包括有燃料电池/萨巴蒂埃反应堆系统。在这种的概念设计下的系统不仅涉及复杂的控制论,

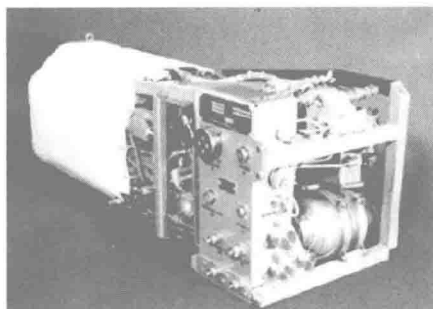


图 1.11 NASA 的航天飞机燃料电池© NASA

而且还需要进行物理和化学效应的建模。因此,当将这些系统付诸于工程实现时需要对其进行大量的系统仿真。

ESA 的流体科学实验室如图 1.12 所示。

同样,在空间站的实验平台中也应用了这种方法,实验平台所涉及的领域从材料科学到生物科研等各方面。

欧洲空间实验室——“哥伦布”上已经装备了大量各种类型的实验平台。“哥伦布”内部景观如图 1.13 所示。

最后,在空间站的技术设施中,除了姿轨控系统 (Attitude and Orbit Control System, AOCS)、电源系

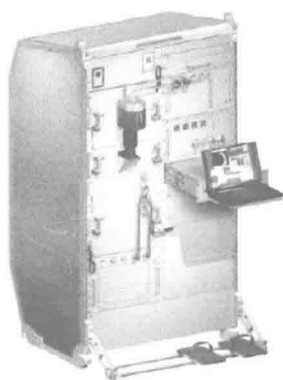


图 1.12 流体科学实验室© ESA



图 1.13 “哥伦布”内部景观© Astrium

统、环境控制与生命保障系统 (Environmental Control and Life Support Systems, ECLSS) 等基本设施外,还有机械臂、装配支持系统等外部维护设施(图 1.14)。这些系统现在也非常复杂,在开发过程中,其可编程、高度自动化功能部件都需要经过精密计算和系统仿真验证。

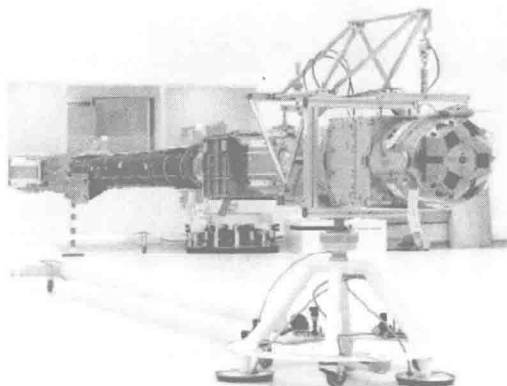


图 1.14 欧洲的 Robot Arm© Astrium

尽管航天器的类型众多,但是它的基本种类不外乎科研试验卫星、通信卫星、军事卫星以及探索外行星和太阳系遥远地方的空间探测器四类。

卫星和空间探测器

卫星上装备有满足任务精度需求的复杂姿态和轨道控制系统。卫星的载荷涵盖雷达系统、光学系统以及重力梯度仪等特殊应用。此外,也可能是特殊任务中需要的专用子系统,如空间探测器中的射频热发电机、放置在遥远天体上的着陆器等。

Metop 如图 1.15 所示。

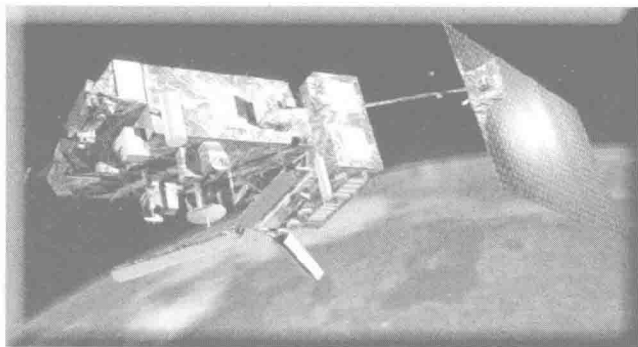


图 1.15 Metop© Astrium

本书致力于航天器系统仿真的研究,书中的实例绝大多数来自于作者所从事的卫星开发领域。然而,在许多工程领域,如航空、工厂生产、电厂建设、汽车及医学工程等中也有类似的系统复杂性。在这些领域中,系统仿真可支持系统的开发与测试。

飞机开发中的系统仿真如图 1.16 所示。

在进一步介绍仿真技术更多细节之前,给出术语“仿真”的具体定义:

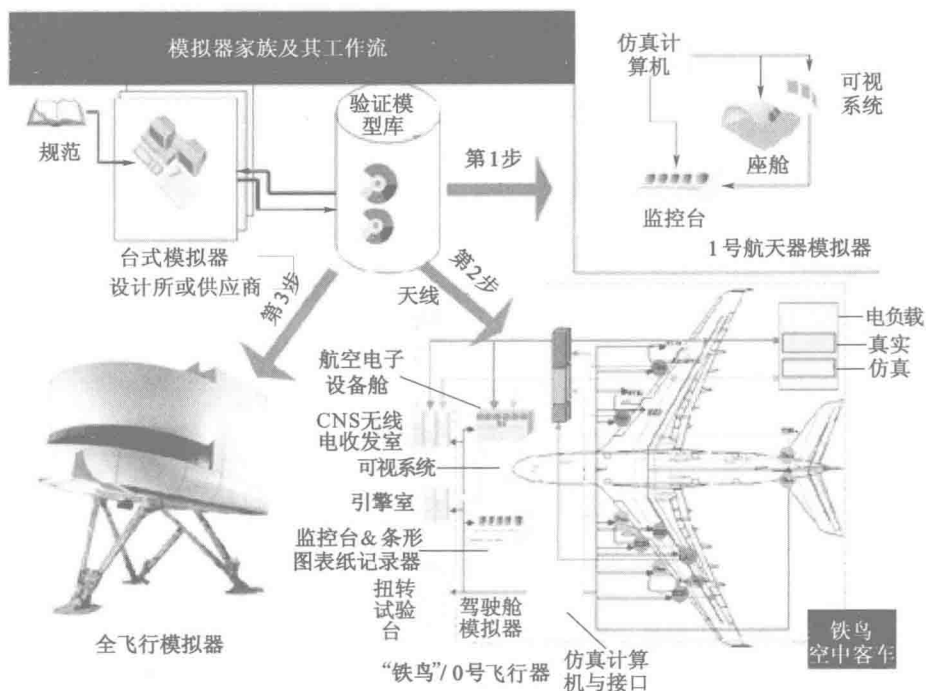
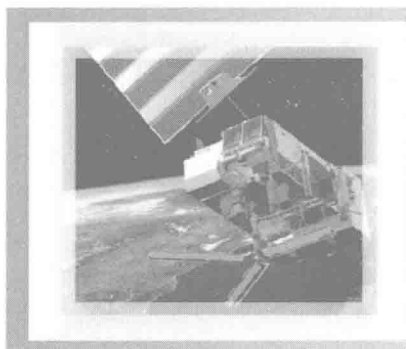


图 1.16 飞机开发中的系统仿真© Airbus S. A. S.

仿真是一种分析动态系统以洞察系统动态行为的方法。仿真意味着在系统模型上进行实验，“仿真系统”是指实际的系统，而“仿真模型”是指对现实世界系统的抽象。

第2章 系统工程中的系统仿真



Metop ©Astrium

2.1 航天器开发过程

如图 2.1 所示,航天器系统的开发过程可分为四个阶段,若有必要还要增加运营阶段和处理阶段。系统制造商,如整个卫星或子单元的制造商,通常会参与前四个阶段以及 E 阶段初期的开发过程。在此开发过程中制造商会与用户(对于航天器来说通常是宇航局或者商业承包商,对于子系统通常是航天器主要承包商)商讨并确定一些重要的里程碑。

图 2.1 中标注了航天器开发过程中常用里程碑的缩略语。

A 阶段有时也包括概念上的 0 阶段,即预先研究阶段。在此阶段,航天器制造商会分析卫星,并得到定量结论以满足特殊任务的需求。例如,为达到对卫星载荷的和重访周期的要求,就需要对其轨道参数和特征进行分析。“任务需求评审”(Mission Requirements Review, MRR)是“产品结构规划”(Product Structure Plan, PSP)的第 0 级,在一开始便从系统层面规定了任务需求,这意味着卫星设计应考虑到有效载荷的电源供给、与地面的数据传输、姿态和轨道控制以及电源和热控制系统等多方面要求。除了在轨卫星与地面站间通信的详细仿真外,这些分析最初仅限于预分析(如星载所需的电池容量、存储容量等)。A 阶段初步需求评审(Mission Requirements Review, PRR)结束。

通常将 A 阶段规定的工作同时分配给两个或更多的竞争对手,这样客户(如宇航局)至少会得到两种独立任务分析结果。客户会选择最好的一种结果,

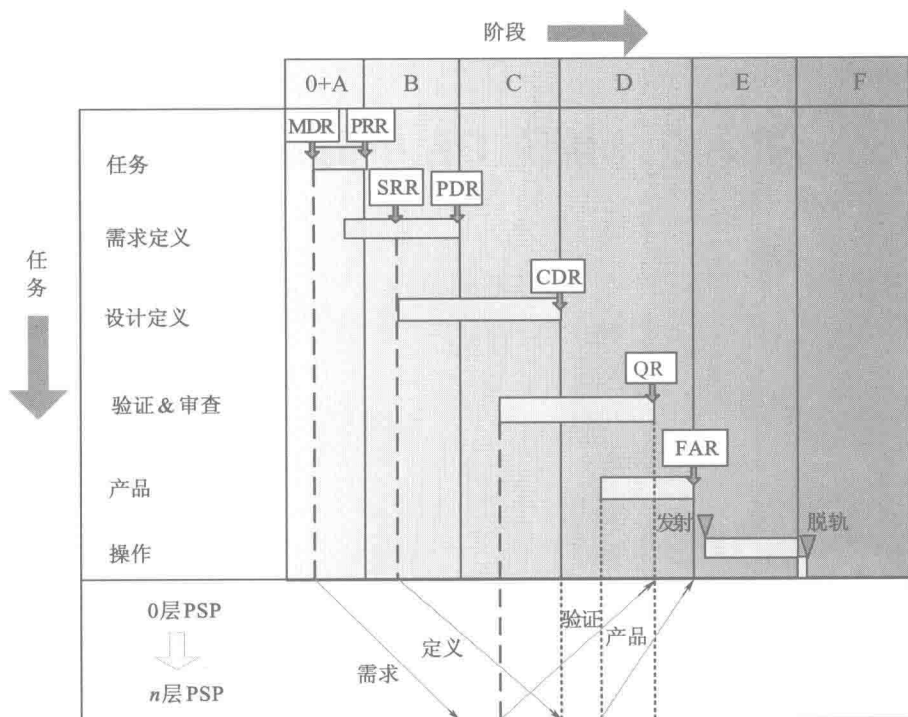


图 2.1 空间项目的开发过程和里程碑(来源: ECSS-M30A)

并提交一份“投标邀请书”(Invitation to Tender, ITT), 为 B、C 和 D 阶段做准备。多数情况下, 客户会与 B/C/D 阶段开发中标者签一个合同, 合同内容通常还包括制造商从 E 阶段开始对卫星运行提供的技术支持。

在 B 阶段期间, 提出卫星组件需求, 例如:

- 姿态和轨道控制的算法需求。
- 配备组件的定性和定量需求及其设计。
- 整个系统设计关于结构、供配电及热控制功能的定性和定量要求。
- 有效载荷的功能和性能需求及其控制。
- 有关星载软件的技术要求。

在对轨道、系统、运行和有效载荷功能等需求进行足够规范后, 得到“系统需求评审”(System Requirements Review, SRR), 开始系统级上的设计定义。该设计定义工作包括:

- 开发初始姿态/轨道控制算法。
- 对产品结构进行详细、确切地系统拓扑化。
- 制作出第一张 CAD 图纸及电路图。
- 进行首次热与机械计算。

B 阶段以“初步设计评审”(Preliminary Design Review, PDR)结束。设备分包商随后递交邀请投标,为 PSP 底层元素的开发和制造做准备。

C 阶段再次考虑系统层面的设计,是真正的定义阶段。在此阶段,组件和子系统在分包商层面(1 ~ n 级 PSP)予以明确。C 阶段以“关键设计审查”(Critical Design Review, CDR)结束,对于子系统层面的标准组件,也是第一次在硬件面板或工程模型上进行设备验证。

随后的 D 阶段是生产阶段,以完成运行系统(如卫星)为结束标志。完整的产品必须以“飞行验收评审”(Flight Acceptance Review, FAR)的验收为结束里程碑。然而,对于航天器的总承包商,最重要的是前面几个里程碑,称为“资格审查”(Qualification Review, QR)。而此评审标志着所有设备验证测试、综合测试及系统验证测试都已完成。系统验证测试是由热真空腔中热测试和振动器中机械振动测试组成的。对于 QR,所有部件都必须满足空间环境要求(如电子组件应该用特殊的集成电路),同时电子设备的焊接、粘合等都应使用特殊的制造工艺。

在 D 阶段后,系统投入运行(如卫星发射)。运行 E 阶段期间,系统制造商仍然需要为航天器运营机构在有效载荷的调试、在轨特性及校准等方面提供支持。E 阶段之后是 F 阶段,它包括航天器的最终关闭和离轨处理。

2.2 系统控制及建模

除了一些无源部件,一个系统通常可以被抽象为控制函数或控制物理模型。这种方法不仅被用于整个航天器,也用于一些子部件,如雷达有效载荷、火箭级等。无源部件是指没有安装可展开天线的卫星主体结构、光学设备的太阳挡板等部件,而这些部件的设计分析不是本书讨论的主题。

本书将着重对系统的功能性及控制函数进行分析和建模。如今,这些功能系统的设计和验证大多数情况通过系统仿真技术实现。在此范畴内,不仅实现系统功能物理层面(关于电气系统、机械、热力学、流体动力学等)的建模,同时还实现系统控制器的性能验证,包括从单纯的机械控制到应用程序软件的验证。对系统物理学、加控技术等集成系统的处理中,系统仿真通常被应用于不同层面。这类仿真的技术准则主要关注:

- 对系统内部部件之间的相互作用进行分析与仿真。
- 通过建模实现整个系统的仿真。
 - 系统部件及其功能。
 - 部件接口及其接口间的相互作用。
 - 系统运行的外部环境。

系统建模的粒度和复杂度由整个系统工程引出的问题决定。仿真模型仅仅

反映出真实设备的功能,如关注设备的通信协议、设备的运行模式及功耗等。功能仿真的目的并非精准反映设备组件的内部设计。当然,建模的粒度、效果以及仿真中的简化都应该符合设计要求和精度需求,这些要求是通过系统分析得到的。

在工程的不同开发阶段,系统仿真有不同特点,这是系统工程领域内的一个综合任务。系统工程提出问题,如一个工程的系统性能验证或者系统内部故障管理验证,为仿真提供边界条件。如今仿真技术已非常先进,所以如飞行器、卫星等复杂应用也可以单纯靠仿真技术开发。卫星独立机械模型或在装配到真实飞行器模型前的独立热模型等一些以前的工具开发理念已经过时。由于私人或者机构用户的任务预算减少,旧的方法不再有资金支持。然而,模型数量的减少不应危及任务的成功,通过以下途径可降低风险:

- 尽可能按照标准化组件设计系统。
- 在开始硬件制造之前进行详尽的配置仿真。
- 使用大量仿真技术支持系统设计验证中所有重要步骤,以及“组装、集成、测试”(Assembly, Integration and Testing, AIT)。

这种技术途径称为“基于模型的开发和验证”(Model-based Development and Verification)。CryoSat 1 是第一个欧洲航天局卫星项目,此项目中整个卫星工程模型原型由仿真代替(图 2.2、图 2.3)。

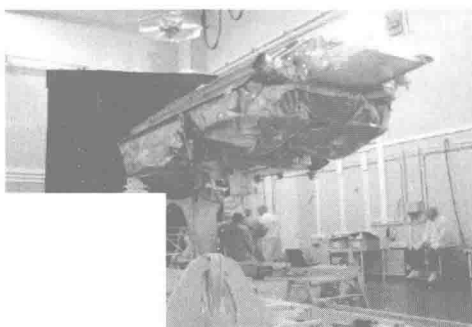


图 2.2 CryoSat1© ESA

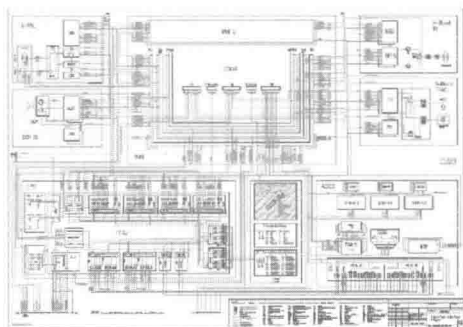


图 2.3 CryoSat 电子块图© Astrium

基于仿真的系统验证,对术语“验证”和“确认”进行精确定义:

- 验证是指检查所有已定义的系统需求是否已实现,这些需求应在正规需求文档中给出。验证可以通过分析计算、仿真、测试及检查等途径进行,根据需求类型选择具体合适的方法。
- 确认是指检查系统是否按预期目标执行,如对于卫星有效载荷,是否能够提供达到预期分辨率要求的空间图像。

2.3 节开始解释系统物理仿真和功能仿真的概念。其后讨论主题将聚焦于验证和确认,解释基于仿真技术的验证和确认在整个系统工程中的作用。