

# 航天器数字化设计与系统仿真技术

Digital Design and System Simulation Technologies for Space Vehicle

哈尔滨工业大学卫星技术研究所 孙兆伟 曹喜滨

先进的数字化设计与系统仿真技术是提高航天器性能和质量、降低研制成本和风险、缩短研制周期以及保障在轨可靠运行的重要途径和手段。各国航天机构投入大量经费进行该领域的研究,所建立的设计与仿真系统在航天器设计与研制的各个阶段都发挥着重要作用。

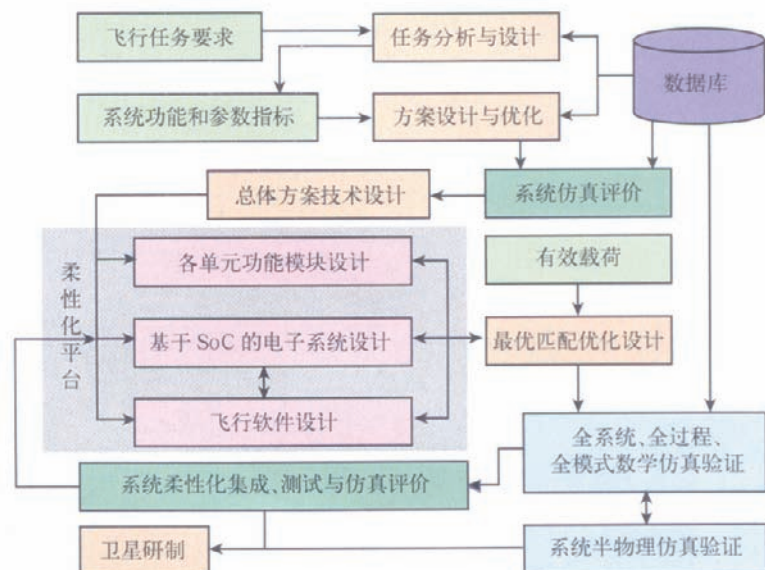
随着微电子、微机械、新型计算机、高性能复合材料以及精密加工工艺技术的发展与进步,航天器的功能密度不断提高、研制成本不断降低。现代航天器载荷种类繁多、飞行任务灵活多样、性能指标千差万别,传统的以卫星平台为核心的设计和研制模式已无法适应其技术发展;基于传统的设计思路、依靠实物试验的研制方式及串行工作的管理模式难以实现航天器高性能、短周期、低成本的研制目标,因此,必须研究和提出适应航天器技术特点的新的设计理念和研制方法。

先进的数字化设计与系统仿真技术是提高航天器性能和质量、降低研制成本和风险、缩短研制周期以及保障在轨可靠运行的重要途径和手段。各国航天机构投入大量经费进行该领域的研究,所建立的设计与仿真系统在航天器设计与研制的各个阶段都发挥着重要作用。在航天器

数字化设计与仿真<sup>[1-6]</sup>、星上电子系统高密度集成<sup>[7-9]</sup>、虚拟集成与测试<sup>[10]</sup>以及物理仿真验证<sup>[11-15]</sup>等方面取得重要的技术突破,获得了大量的研究成果。

在国防预研、973 和 863 计划的

支持下,结合“试验卫星一号”设计与研制,哈工大在电子系统高密度集成、柔性化平台、航天器数字化设计与系统仿真等方面取得了大量创新性研究成果,建立了具有国际先进水平的航天器数字化设计与仿真环境。



微小型航天器设计与研制流程示意图

## 航天器的设计与研制流程及其关键技术

航天器设计与研制流程主要分为任务分析与设计、总体方案设计与优化、技术设计、柔性化平台数字化设计、系统半物理仿真验证与卫星研制等阶段,数字化设计和系统仿真过程贯穿整个研制流程。

在高置信度模型数据库基础上,通过任务分析与设计,给出卫星系统功能和参数指标;再通过方案设计、优化和系统仿真评价,完成卫星总体方案的技术设计;在技术设计基础上,进行柔性化平台的数字化设计,主要进行基于片上系统控制单元(SoC)的电子系统一体化设计、各功能模块设计和飞行软件设计。在电子系统设计过程中并行进行飞行软件的开发、研制与调试,继而以电子系统为核心,进行面向有效载荷的最优匹配优化设计,通过全系统、全过程、全模式的数学仿真,完成系统的柔性化集成、测试和仿真评价,建立柔性化平台;最后,研制电子系统的原理样机,并以此为核心构建物理和半物理仿真环境,电子系统原理样机的软件采用仿真模块通过自动代码生成。

设计与研制流程中涉及的关键技术包括:基于 SoC 的高集成度电子系统数字化设计与仿真、以高集成度电子系统为核心的柔性化平台设计、基于柔性化平台的整星数字化设计以及系统仿真验证等技术。

## 高集成度电子系统的数字化设计与仿真

现代航天器的技术特点是系统集成度高、运行管理功能集中并适合于模块化设计。因此,电子系统在整星数字化设计与系统仿真过程中具有核心地位。电子系统高密度集成的主要技术途径是 SoC 的设计理论和

### 1 基于 SoC 的高集成度电子系统数字化设计与仿真

基于 SoC 进行电子系统设计与仿真的方法主要包括:软硬件协同设计、超深亚微米 IC 设计和 IP 核生成及复用等。设计与仿真过程通常分为 3 个步骤,一是规划电子系统功能;二是确定实现相关功能的 IP 模块,IP 模块是 SoC 设计的基本单元,主要包括 CPU 内核、存储器控制器、AMBA 控制器、定时器、UART、DMA、PWM、看门狗等;三是基于 IP 模块集成电子系统进行联合仿真,对系统软件进行验证,继而下载到 FPGA 中进行系统功能仿真,最后将 IP 模块进行 SoC 集成,研制满足性能指标要求的硬件。

### 2 星载电子系统数字化设计与仿真环境总体框架和性能

为进行航天器电子系统高密度集成,在 Lilac 软、硬件开发平台基础上建立了星载电子系统数字化设计与仿真环境,包括设计平台和仿真验证平台 2 部分。

星载电子系统数字化设计与仿真环境包含了当前电子系统设计最优秀的工具和 IP,能够实现先进的 IC 设计。可以实现星载电子系统从 RTL 低层设计到系统联调的顶层仿真与试验,整个过程采用一致的时序,能够对信号进行完整性分析,保证对延迟计算、各种约束、可测性和物理性能的全面验证。

### 3 基于高集成度电子系统的航天器通用核心模块——“微型核”

“微型核”是航天器的通用核心,

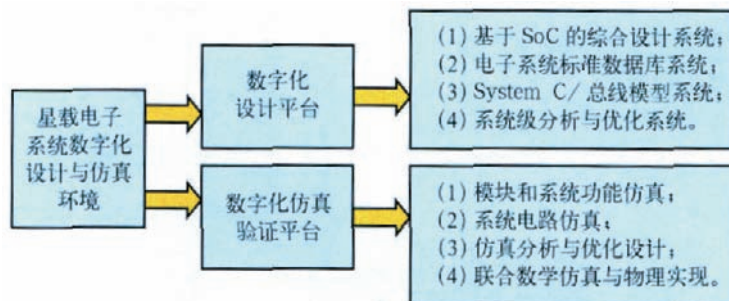
集成了平台电子系统的所有功能,由片上系统控制单元模块(SoC)、I/O 接口电路、射频单元电路(RFIC)以及微型姿态和轨道敏感器组成,SoC 模块即通常的星务管理系统,负责数据存储与处理、自主运行管理、电源控制与管理以及热管理等,并通过 I/O 接口实现其数据采集和控制功能;微型姿态和轨道敏感器通过 I/O 接口为 SoC 模块提供姿态和轨道测量信息;RFIC 模块完成星间和星地通信功能。“微型核”具有丰富、灵活的对外接口和较强的扩展性,根据不同的有效载荷和飞行任务需求,快速集成各类航天器。

基于星载电子系统数字化设计与仿真环境完成了“微型核”原理样机的设计与研制,其中集成了大量自主设计的 IP 模块,包括 SPARC V8 内核、存储管理控制、PCI 总线控制器、通用串行口、PWM 调制、定时器、DMA 和看门狗等。

## 以高集成度电子系统为核心的柔性化平台技术

### 1 柔性化平台的概念和技术组成

柔性化平台不同于一般的卫星公用平台,它以高集成度的电子系统为核心,由实现各种功能的单元功能模块构成。它是以单元功能模块的规范化、系列化和标准化为基础,以系统功能的高度集成和一体化设计为特征,以数字化设计、仿真、集成和试验为主要手段,以实现面向有效载荷和飞行任务的优化设计为最终目标的创新型卫星平台。柔性化平台



星载电子系统数字化设计与仿真环境总体框架

的柔性体现在对各种有效载荷的适应能力方面,它不是一个固定的卫星平台,而是根据有效载荷和飞行任务的不同由单元功能模块灵活构建的柔性化平台,对于各种有效载荷和飞行任务都是适用的。

用于集成柔性化平台的单元功能模块均由相应的硬件和软件组成,有明确的对外接口特性和性能指标要求。在单元功能模块的硬件确定过程中,首先考虑功能的软件实现问题,尽量减少硬件种类、数量以及性能指标要求。通过数字化设计和仿真验证,在软件功能发挥到极限的情况下,确定所需硬件及其性能指标。

单元功能模块的规范化是指同类功能模块具有相同的对外接口特性,方便在集成过程中进行替代和更换。各单元功能模块的对外接口特性包括输入接口特性和输出接口特性,输入特性包括硬件的供配电、安装和热控要求,软件的各种输入参数等;输出特性是模块所能实现的功能和性能。

单元功能模块的系列化是指同类模块中硬件和软件配置或指标不同的一组模块构成一个系列,是实现柔性化集成的重要前提条件。单元功能模块内部的硬件配置一般需要根据模块所要求达到的技术性能指标进行确定,同时要考虑重量、功耗、供电、安装、热控和成本等要求,模块内部完成同一功能的硬件和软件配置不是唯一的,硬件的选择还要考虑与其他功能模块的资源与信息共用问题,因此还存在一个优化设计问题。

## 2 基于柔性化平台的整星一体化设计与柔性化集成

基于柔性化平台的整星一体化设计与柔性化集成过程主要包括:航天器任务分析、单元功能模块的选择、模块相容性分析(硬件确定准则和软件集成方法)、星载电子系统一体化集成、面向有效载荷的最优匹配

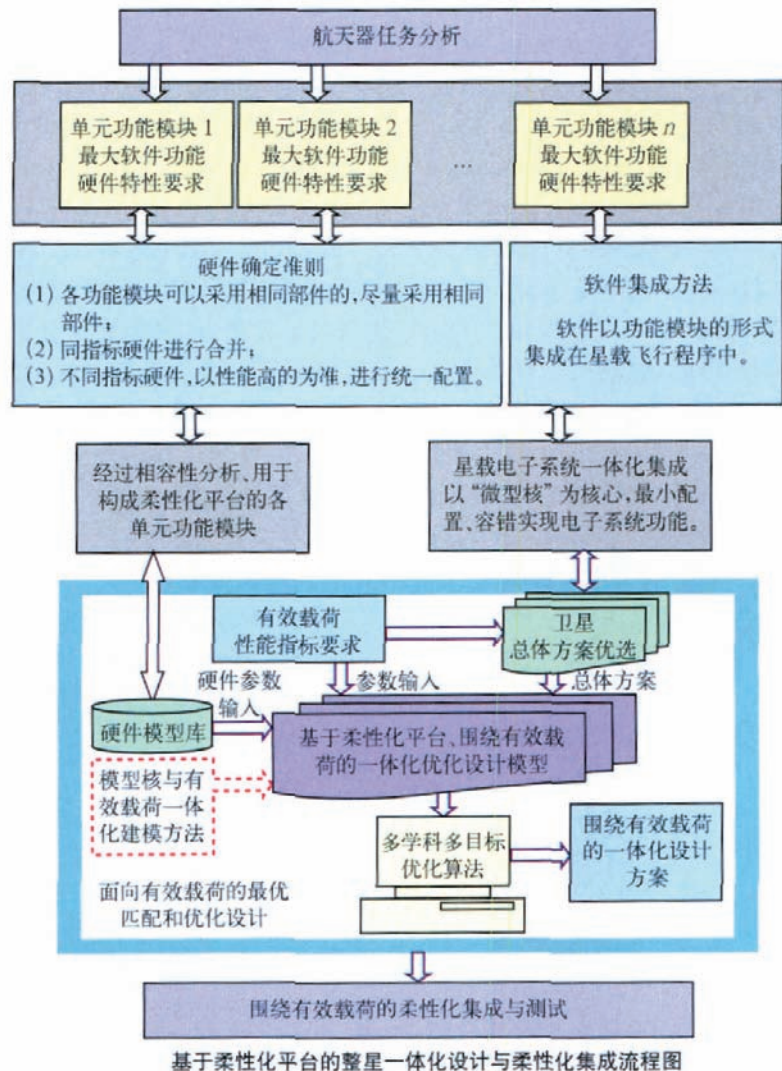
和优化设计、围绕有效载荷的柔性化集成与测试等。

在航天器任务分析的基础上初步确定各单元功能模块,然后进行模块的相容性分析,最大限度地减少硬件的数量,增强系统软件的功能;星载电子系统一体化集成的核心是“微型核”,对于“微型核”以外的电子系统,应按照集成的层次、步骤和方法进行集成,重点解决星上软件设计和基于星载计算机网络结构的系统功能重构与容错设计等问题。

在初步确定了各单元功能模块和星载电子系统一体化集成的基础上,给出整星总体优化的多目标、多学科设计方法、设计流程、结构和算法,建立柔性化平台单元功能模块与有效载荷的最优匹配关系模型,进行

多学科、多目标优化设计,确定柔性化平台各单元功能模块的性能指标、硬件和软件配置;给出构成柔性化平台的各种接口,最终形成整星一体化优化设计方案。

最后,进行围绕有效载荷的柔性化集成和测试。该环节不是简单意义上的卫星总装和测试,而是一个虚拟集成和数字化测试过程。通过结构模型的集成来模拟和预测航天器在构型、布局、敏感器遮挡、电缆和管路走向以及装配性能等方面存在的问题,为动力学分析和试验奠定基础;通过功能模型的集成来模拟和预测航天器在电、热、控等性能指标方面的问题,为数字化测试创造条件,进而实现航天器方案设计、系统集成、虚拟测试与试验的仿真验证。



## 基于柔性化平台的 整星数字化设计

基于柔性化平台的整星数字化设计是以并行工程为指导,以分布式协同设计和系统仿真技术为核心,以最终形成功能完善的虚拟航天器为目的的先进航天器设计方法。整星数字化设计能够演示、验证和评估航天器的各种设计方案,能够实现航天器的并行研制模式。利用数字化设计技术进行航天器全系统、全任务周期的测试与评估,可以避免建造原型样机,减少任务成本,缩短研制周期。

整星数字化设计技术强调系统的概念,涉及航天器的全生命周期,支持对其全方位测试、分析与评估,强调不同学科领域的数字化协同设计。

基于柔性化平台进行整星数字化设计的关键技术包括:

### 1 数字化设计环境的体系结构

航天器数字化设计环境的体系结构直接影响其设计效率,合理的体系结构将为航天器的设计提供适合计算和设计的组织结构,协同设计体系结构通常划分为集中式结构、分布式结构,基于当今应用的主流模式,综合协同设计系统各体系结构的优点,提出了航天器数字化分布式协同设计系统的体系结构。

### 2 系统建模技术

航天器系统建模方法采用自顶而下和自底而上相结合的层次化建模思想,按照系统功能进行模块划分,针对各功能模块建立仿真模型,组成各功能分系统的模型库。各模型库中的仿真模型包括卫星元器件、功能部件以及各类算法等。

功能模型的建模遵循模块化套用原则,即每个功能模块均由更小的单元功能模块组合而成,几个功能模块可以集成为新的功能模块。每个模块都提供明确的边界和统一的接口特性,相互之间具备数学独立性,

因而可适应不同的连接关系,即不论卫星系统的拓扑结构形式如何复杂多变,各种控制系统组态形式如何差异,用户都可以按照实际项目要求和研究需要以任何可能的形式连接模块,组成卫星系统的仿真模型。

模块的接口设计采用同真实部件相同的接口定义,在真实部件接口基础上,考虑增加仿真用接口,便于仿真过程中利用实物替换数学模型,实现由数学仿真到半物理仿真和全物理仿真的自然过渡。规范化的接口可以使操作人员不必了解模型的内部细节,方便仿真调用,增强了仿真系统的工程实用性。

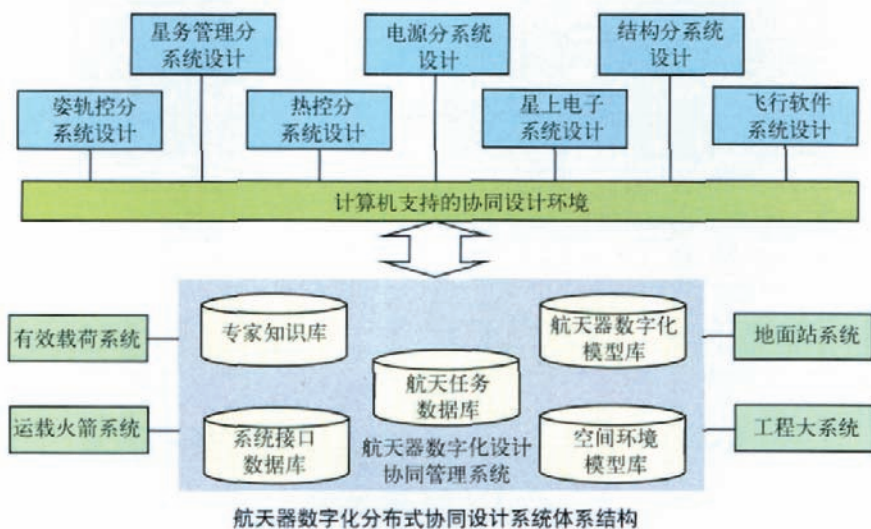
仿真模型的系统参数采用设计过程中填写表格的形式输入。系统参数是该仿真模型在设计 and 仿真过程中输入条件的集合,由真实部件的物理特性决定。这种通过表格输入的方式为仿真模型的系列化奠定了基础。

仿真系统模型库采用的结构和仿真模块化构造,充分考虑了使模型库获得较好的可维护性和可移植性,即可以根据需要修改某个模块、增加新的功能以及重组系统的结构以达到仿真模块的可重用目的,同时以参数化方式设置卫星各部件模块的配置、删减、扩充、端口设置等,用于不同卫星的部件仅需要改变设置参数。

系统建模面临的问题是多学科建模,由于航天器是由电子、控制、结构、软件等多个不同学科领域分系统组合而成,因此要想建立完整的虚拟航天器,需要将不同学科模型“组装”成更大的仿真模型。不同的仿真模型可能采用不同的系统建模和仿真平台进行建立,在进行系统数字化设计和集成仿真时,必须突破不同设计仿真软件间接口和模型数据的共享技术。在数字化设计和系统仿真环境建设过程中,需要突破 STK 与 MATLAB 平台的同步仿真数据共享; NASTRAN、SINDA/G、NEVADA 分析计算软件与 MATLAB/Simulink 仿真模块数据共享; MATLAB/Simulink 模块到分布式仿真系统 Controlshell/NDDS 模块的模型共享; 分布式仿真系统 Controlshell/NDDS 到嵌入式实时操作系统的 VxWorks 数据共享以及 MATRIXx/ Systembulid 仿真模块与 MATLAB/Simulink 仿真模块转换等技术。

### 3 飞行软件代码自动生成

通过整星数字化设计可以实现航天器系统的高置信度仿真系统,各分系统都可利用该系统实现高精度仿真,飞行软件系统能够利用该高置信度仿真系统实现飞行软件代码和文档的自动生成,可以免去传统上手



动编写代码和编撰文档等大量繁琐工作,并且可以降低由于人工编写代码导致的错误风险。

基于仿真的设计正在成为当前航天器设计技术发展的主要趋势。随着虚拟航天器概念的提出,仿真技术的应用更加趋于协同化和系统化。开展关于航天器数字化设计及其关键技术的研究,必将提高航天器的自主创新设计能力,推动航天器设计的信息化进程。

### 系统仿真验证技术

从面向航天器设计的角度来看,系统仿真平台将仿真作为航天器数字化设计的一个重要环节,有机地融入到整星数字化设计过程中去,为航天器数字化设计提供验证手段。

航天器仿真验证技术分为3个层次,即数学仿真验证、半物理仿真验证和全物理仿真验证,针对3个不同层次的仿真验证要求,建立了性能先进的航天器数字化设计和系统仿真环境,该环境包含5个相互关联的仿真平台:

- (1) 航天器总体任务分析与仿真平台;
- (2) 航天器总体方案设计、分析与数学仿真平台;
- (3) 航天器半物理仿真与系统集成测试平台;

(4) 航天器分布式实时仿真平台;

(5) 五自由度航天器编队飞行全物理仿真平台。

通过上述5个仿真平台实现了航天器的数字化设计和高置信度仿真。数学仿真平台与半物理、全物理仿真平台有良好的接口关系,数学模型可以直接用实物来代替,能够实现由数学仿真到半物理仿真直至到全物理仿真的快速、灵活、准确和无缝连接。

在所建立的仿真验证平台中,由于采用了模块化的系统建模技术,实现了不同设计、分析和仿真软件的模型数据共享,使模型库具有良好的结构和可扩展性,适应系统逐步建设、逐步发展的需要,满足不同种类航天器研制的需求,实现了系统的通用性。

基于上述5个仿真平台的仿真验证过程贯穿于航天器研制的各个阶段。在总体方案设计阶段,应用数学仿真平台对总体和各功能分系统方案进行优化、设计与仿真验证;在技术设计阶段,应用数学仿真平台进行柔性化平台与有效载荷的最优匹配设计和全系统、全过程全模式的数学仿真验证,对星上飞行程序进行调试与考核,对柔性化平台技术方案进行仿真验证;在卫星研制

过程中,应用半物理和全物理仿真平台对硬件和软件特性进行测试和验证,其中卫星部分飞行程序软件由通过仿真验证的数学仿真模块自动代码生成;在卫星在轨飞行阶段,应用数学和物理仿真平台对卫星在轨状态和出现的故障进行地面复现和模拟,为故障处理提供及时有力的技术手段。

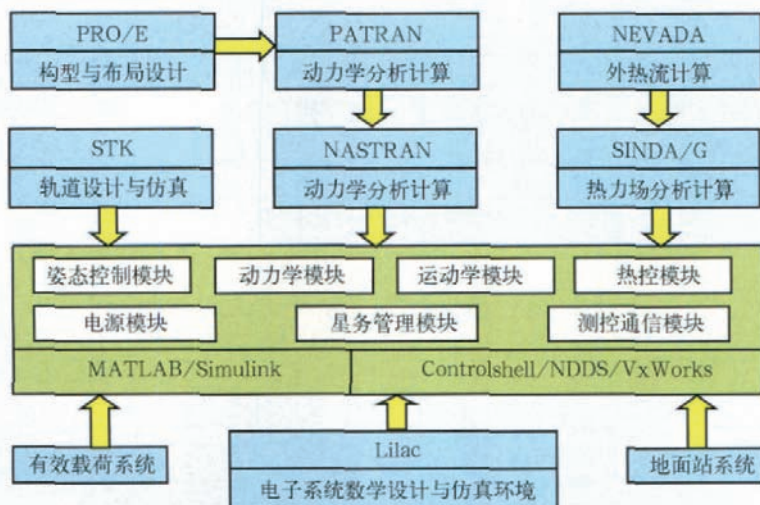
仿真系统的最终结果将直接影响到一系列后续应用或决策过程,因此置信度问题是影响仿真系统工程应用的关键环节。仿真置信度的评估过程实际上是对仿真数据的统计处理,针对航天器数学仿真系统的置信度评估提出了动态关联、时域分析、主观确认和数理统计等多种有效方法,对数学仿真平台的仿真模型和由此构成的仿真系统进行了置信度的评估,评估结果表明:姿态敏感器和执行机构仿真模型相对精度检测结果均小于2.5%,其他可测模型的相对精度也均小于5%,数学仿真结果与“试验卫星一号”飞行数据具有很好的一致性。

### 结束语

本文研究成果部分已在“试验卫星一号”上进行了应用,如航天器设计与研制流程、柔性化平台技术、数字化设计与系统仿真环境等,为卫星的技术指标达到国际先进水平奠定了技术基础,取得了显著的经济和社会效益;部分成果还将在“试验一号”卫星上进行应用,如“微型核”原理样机等。应用表明,本文的创新性研究成果对于我国航天器技术的进步和跨越式发展具有积极的推动作用,必将在航天器技术领域产生深远的影响。

本文有参考文献16篇,因篇幅所限,未能一一列出,读者如有需要,请向本刊编辑部索取。

(责编 侧卫)



航天器数字化设计和系统仿真体系结构示意图