



“十三五”国家重点图书出版规划项目

航天先进技术研究与应用系列

航天器任务分析与设计

——STK基础与应用

DESIGN AND MISSION ANALYSIS FOR SPACECRAFT
FOUNDATION AND APPLICATION OF STK

闻新 陈辛 陈镒 著



哈尔滨工业大学出版社
HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS



“十三五”国家重点图书出版规划项目

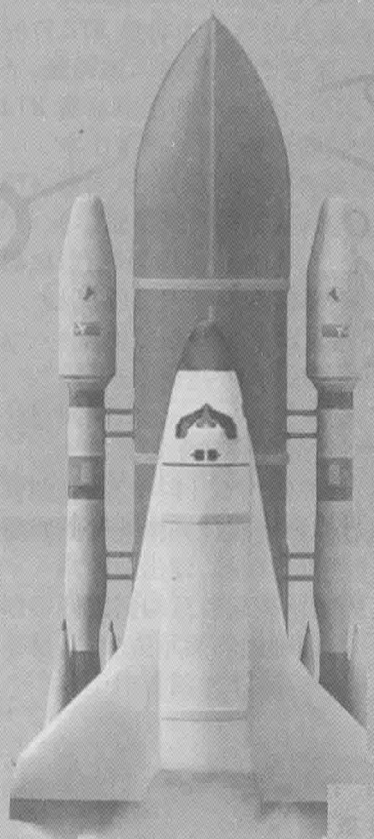
航天先进技术研究与应用系列

航天器任务分析与设计

——STK基础与应用

DESIGN AND MISSION ANALYSIS FOR SPACECRAFT
FOUNDATION AND APPLICATION OF STK

闻新 陈辛 陈镛 著



哈尔滨工业大学出版社
HARBIN INSTITUTE OF TECHNOLOGY PRESS

内 容 简 介

本书致力于让读者在空间飞行器设计和卫星工具软件应用两个方面有所收获,重点介绍小卫星设计及其应用 STK 的任务分析。本书共分三大部分:微小型空间飞行器总体设计、STK 软件使用入门和提高以及 STK 在小卫星群任务分析中的应用。主要内容包括:空间飞行器设计概要、航天器飞行轨道基础、姿态控制建模、STK 软件入门、STK 系统建模和任务分析、STK 在航天器群中的应用等。

本书是作者在多年指导研究生、本科生工作基础上,参考国内外本领域许多专家的研究成果精心撰写的一部关于微小型航天器任务分析与 STK 基础及其应用的著作。本书既适合对 STK 软件不熟悉的读者,也适合对 STK 软件有一定基础的读者,愿读者能够通过阅读本书,掌握 STK 工具软件及其应用,为我国航天事业的发展做出贡献。

本书可供航空航天、计算机仿真、电子信息、信息化管理和系统工程等相关专业高校学生作为学习用书,同时也可供从事系统决策、情报分析、项目论证以及其他专业研究的技术人员参考使用。

图书在版编目(CIP)数据

航天器任务分析与设计:STK 基础与应用/闻新,陈辛,
陈镛著. —哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2018.4
ISBN 978-7-5603-7034-7

I. ①航… II. ①闻…②陈…③陈… III. ①航天器—
计算机仿真 IV. ①V411.8

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2017)第 275957 号

策划编辑 王桂芝 张凤涛
责任编辑 张瑞 刘威
出版发行 哈尔滨工业大学出版社
社 址 哈尔滨市南岗区复华四道街 10 号 邮编 150006
传 真 0451-86414749
网 址 <http://hitpress.hit.edu.cn>
印 刷 哈尔滨市石桥印务有限公司
开 本 787mm×1092mm 1/16 印张 16.25 字数 385 千字
版 次 2018 年 4 月第 1 版 2018 年 4 月第 1 次印刷
书 号 ISBN 978-7-5603-7034-7
定 价 48.00 元

(如因印装质量问题影响阅读,我社负责调换)

前 言

“空间飞行器总体设计”也称为“航天器系统工程”。空间飞行器总体设计技术是一项多学科、多专业交叉与综合的系统工程技术,在空间飞行器研制和应用中占有重要地位,其技术水平不但对提高空间飞行器总体水平、缩短研制周期、节省研制经费起着重要作用,而且直接关系到空间飞行器总体性能及其总体技术指标的先进性、可靠性、安全性和空间飞行器的在轨工作寿命。

空间飞行器设计的工具软件 STK 在商业、政府和军事任务中发挥着越来越重要的作用,STK 可以给出精确的分析结果,其逼真的场景仿真获得了众多专家的认可,其应用领域也在不断扩大,涵盖了空间飞行器设计和操作、通信、导航、遥感、战略和战术防御、战场管理等多个领域,成为航天及其相关领域最有影响力的软件之一。

我国 STK 应用范围不断扩大,近几年来国内学生对外交流不断增加,通过各种渠道拥有 STK 软件的用户也在逐渐扩大。与此同时,STK 应用也在从航空航天专业向外扩张,最新版本的 STK 已经更名为“系统工程软件包(System Tool Kit)”。由此可见,未来 STK 将在我国各个领域广泛应用。

本书系统性强,涉及的内容包括航天器总体设计、最新小卫星及其编队的成果介绍、STK 软件入门、STK 应用与微小航天器群的设计与分析。本书有四大特点:

(1)通俗地介绍了空间飞行器总体设计过程,从一个总体指标入手分析了诸多航天器总体设计问题;

(2)综合国外最新的小卫星设计成果,采用图解的形式对其进行介绍与分析;

(3)由浅入深地介绍了应用 STK 的设计步骤;

(4)嵌入一些微小型航天器群任务分析,并且是建立在最新 STK 版本基础上的应用分析案例。

本书具体编写分工如下:第 1~7 章由闻新撰写,中国航天第一研究院 12 所的陈辛参与验证;第 8~11 章由陈辛撰写。全书由闻新统稿。另外,沈阳航空航天大学的研究生陈镒利用暑假期间对第 8 章内容进行了实验分析与整理。

本书的出版,还要特别感谢沈阳航空航天大学航空航天工程专业的张业伟副教授、杨靖宇副教授以及刘家夫副教授的帮助。本书在撰写过程中,参阅了国内同行出版的相关书籍,在此表示深深的感谢。

限于作者的水平,书中不妥之处恳请读者批评指正,欢迎提出宝贵意见。

作者于多伦多
2017 年 8 月 23 日

目 录

第 1 章	绪论	1
1.1	什么是空间飞行器总体设计	1
1.2	空间飞行器总体设计的内容	1
1.3	从飞行任务角度认识载荷	2
1.4	认识航天大系统	3
1.5	空间飞行器总体设计的概念	4
1.6	空间飞行器的设计过程	6
1.7	小卫星及其分布系统的最新发展现状	9
第 2 章	时间系统	28
2.1	时间与时间系统建立	28
2.2	天球的定义	29
2.3	世界时系统	30
第 3 章	空间飞行器轨道分析与机动	32
3.1	开普勒二体问题	32
3.2	典型轨道分析	36
3.3	轨道机动	43
第 4 章	空间飞行器姿态控制系统数学描述	50
4.1	刚体动力学	50
4.2	自由刚体自旋稳定	55
4.3	内能耗散对自旋稳定的影响	57
4.4	双自旋稳定	59
4.5	基于四元数的航天器姿态表示方法介绍	62
第 5 章	建立复杂系统模型	71
5.1	创建新场景	71
5.2	STK 工作区	73
5.3	插入和配置 STK 对象	76
5.4	3D 对象的编辑	79
5.5	范例与实践	81
第 6 章	任务分析仿真	85
6.1	对象属性	85
6.2	简单访问	89
6.3	报告和图形管理器的应用	92

6.4	范例与实践	98
第7章	扩展 STK 功能和成果共享	104
7.1	扩展 STK 功能	104
7.2	成果共享	107
第8章	STK 高级模块应用	116
8.1	应用 STK 高级模块开展高精度分析	116
8.2	从图像中创建 AzEl Mask	126
8.3	自定义分析	139
8.4	计算覆盖区	151
8.5	建立立体对象	160
第9章	STK 的简单任务设计与分析	171
9.1	通信 / 雷达模块应用分析	171
9.2	轨道机动模块的应用	187
9.3	评估碰撞风险	204
第10章	应用 STK/MATLAB 的卫星编队的故障重构设计	211
10.1	卫星编队介绍	211
10.2	卫星编队构型设计	212
10.3	基于 STK 的卫星编队案例分析	215
10.4	卫星编队构型重构设计	220
10.5	卫星编队故障构型重构	228
第11章	应用 STK/X 组件在星座导航中的设计与分析	234
11.1	STK/X 组件简介	234
11.2	交互界面设计	236
11.3	北斗导航星座性能分析	247
参考文献	251
名词索引	252

第 1 章 绪 论

1.1 什么是空间飞行器总体设计

“空间飞行器总体设计”中的“总体设计”一词是由中国航天之父钱学森给出的,英文表述是“System Engineering”,所以学术界又称“空间飞行器总体设计”为“空间飞行器系统工程”。

什么是“总体设计”或“系统工程”?钱学森说它是一种科学方法,美国学者说它是一门科学,还有专家说它是一门特殊工程学,但大多数科学家认为它是一种管理技术。

空间飞行器总体设计技术是根据用户需求在空间飞行器研制和飞行过程中与总体紧密相关的设计技术的统称。具体来说就是根据用户的特定任务要求,对空间飞行器功能和总体技术指标进行综合论证;协调确定与运载火箭、发射场、测控网和地面应用等其他系统之间的接口和约束条件;分析和选择有效载荷的配置;选择和设计能够实现该任务的飞行轨道;完成总体技术方案和空间飞行器的构型设计;在总体统筹和优化的基础上,确定各分系统的研制技术要求;完成结构与机构、热控制、综合电子等与总体密切相关的分系统设计和实验;确定系统集成方案,完成总装设计、总体电路设计以及总装集成后的电性能测试方案制定和实施;制定部件和系统级环境实验条件、地面验证实验方案和空间飞行器建造规范等。

空间飞行器总体设计技术是一项多学科、多专业交叉与综合的系统工程技术,在空间飞行器研制和应用中占有重要地位,其技术水平不但对提高空间飞行器总体水平、缩短研制周期、节省研制经费起着重要作用,而且直接关系到空间飞行器总体性能及其总体技术指标的先进性、可靠性、安全性和空间飞行器的在轨工作寿命。

1.2 空间飞行器总体设计的内容

“空间飞行器总体设计”以空间飞行器系统为基础,主要论述空间飞行器系统级方面的问题,所涉及的对象是工程大系统,所涉及的知识深度局限于设计最优大系统需要,所涉及的知识领域包含“机”“光”“电”等十几种学科。

从理论角度看,空间飞行器总体设计属于系统工程范畴,涉及的对象是工程大系统。从航天任务角度看,空间飞行器总体设计是探索、开发和利用太空以及太空以外天体的综合性工程技术,集诸多科学领域之大成,它的发展又反过来促进各个学科领域向前发展。

“空间飞行器总体设计”的内容包括航天任务分析、空间飞行器环境分析、总体设计概述、总体方案设计、姿态与轨道控制系统、轨道动力学、运载器、地面测控站、通信系统、电源系统、结构与机构、电磁兼容性、地面测试和产品可靠性等。所以,不难看出,“空间飞行器总体设计”课程的目标是使学生通过本课程学习,基本了解空间飞行器总体方案设计的方法,初步具备在任务分析基础上构思空间飞行器总体方案的能力。

1.3 从飞行任务角度认识载荷

1.3.1 载荷的种类

航天活动是探测研究太空环境和利用开发太空资源的重要手段,空间飞行器则是直接探测研究太空环境和利用开发太空资源的主要工具。发展航天技术、研制和发射空间飞行器的任务和目的,就在于开发信息、物质和能量类产品,以满足人类文明进步和社会日渐繁荣的需求。

利用空间飞行器开发信息类产品,包括获取和传输太空环境信息、获取和传输地球和大气层系统环境信息、转发或发送各种无线电信息等,可以完全用仪器、设备或装置等物质性载荷以自动化方式进行。因此,空间飞行器都载有用于获取、传输或转发、发送信息的物质性有效载荷。利用空间飞行器开发物质类和能量类产品要比开发信息类产品困难得多,也复杂得多。

有效地、成规模地开发物质类和能量类产品,虽然离不开物质类有效载荷,但在现今和可以预见的未来还很难或不宜全部以自动化方式实现,还需要人到达太空现场参与进行。这正是载人空间飞行器得以发展的缘由。载人空间飞行器上载有航天员,而人是世间万物中最宝贵的因素。因此,载人空间飞行器虽然会装载物质性有效载荷,但其最重要的有效载荷则为执行航天任务的航天员。

综上所述,空间飞行器的有效载荷从大的方面可分为航天员和物质性有效载荷两类。其中,作为载人空间飞行器的主要有效载荷——航天员并非单指航天员本身,而是由航天员和一定的装备(如航天服、必要的工具等)组成的一个能从事航天活动的系统。

作为空间飞行器必备的物质性有效载荷视航天任务的不同而异,在现阶段大体上可以分为进行科学探测的仪器和科学实验的设备、获取地球和大气层系统反射和辐射(发射)的电磁信息的遥感设备、转发无线电信息的通信设备、发送定位信息的导航设备等几种,今后还可以有生产特种材料和药物的设备、发送电力的装置等,它们中的每一种都是由若干个成分组成的复杂系统。例如,遥感器可分为结构、光学、电控、存储和传输等几个分系统。

1.3.2 载荷的地位

位于太空中的空间飞行器上的有效载荷,必须由空间飞行器提供能量、信息、物质和创造适当的人工环境、条件,才能在高真空、强辐射、超低温背景和冷热交变等严峻的太空环境下可靠和有效地工作。空间飞行器上用于保证与支持有效载荷工作的仪器、设备和系统称为空间飞行器的平台系统。

空间飞行器平台系统的各组成部分彼此也相互支持。空间飞行器的有效载荷和平台组合成为一个整体,若把空间飞行器视作一级系统,则其包括有效载荷和平台两个二级系统,而平台又分为结构系统、热控系统、姿态控制系统、推进系统、遥测遥控系统、电源系统、数据管理系统等(如为载人空间飞行器,还包括返回着陆系统、航天员生命保障系统、仪表照明系统、航天员应急救生系统)。

1.3.3 载荷的角色

空间飞行器在太空中完成任务、实现功能的标志为能产生符合设计要求的输出。空间飞行器平台内的各分系统一般是从不同的角度和方面为产生直接输出的有效载荷或平台内其他分系统提供服务与支持的。

换言之,空间飞行器的性质和功能主要是由有效载荷决定的。从这个意义来讲,有效载荷又是空间飞行器的核心,它在空间飞行器设计中应起主导作用。

有效载荷在空间飞行器设计中的主导作用,要求组成空间飞行器平台的各分系统以有效载荷的需要作为它们最基本的设计要求。当然,有效载荷对平台各分系统提出的设计要求,应是在空间飞行器系统总设计师主持下,经有效载荷和平台各分系统充分协商后确定的,应符合空间飞行器功能实现和整体优化的原则。有效载荷在空间飞行器设计中的主导作用,绝不意味着有效载荷的要求高于一切、有效载荷的设计师和设计单位高人一等。实际上,空间飞行器有效载荷离开平台各分系统的保证与支持,或不能工作或不能产生正常的输出;有效载荷设计单位离开平台各分系统设计单位的配合与协作,也完不成或很难完成其研制任务。

因此,作为在空间飞行器设计中起主导作用的有效载荷及其设计单位,务必谨慎,务必尽可能地考虑平台各分系统的要求。就是说,空间飞行器有效载荷和平台双方,均应以完成整个航天器的任务作为共同的目标。

1.4 认识航天大系统

航天大系统是由空间飞行器、运载火箭、航天发射场、航天测控网、应用系统组成的可以完成特定航天任务的工程系统,如图1.1所示。其中应用系统为空间飞行器的用户系统,一般是地面应用系统,如GPS接收机、气象预报等。

航天大系统是现代典型的复杂工程大系统,具有规模庞大、系统复杂、技术密集、综合性强,以及投资大、周期长、风险大、应用广泛和社会经济效益可观等特点,是国家级大型工程系统。组织管理航天大系统的设计、制造、实验、发射、运行和应用,要采用系统工程方法,在航天工程实践中形成的航天系统工程,进一步丰富和发展了系统工程的理论和方法。完善的航天大系统是一个国家科技水平和经济实力的重要标志,目前世界上只有为数不多的国家拥有这种实力,而中国就是其中之一。

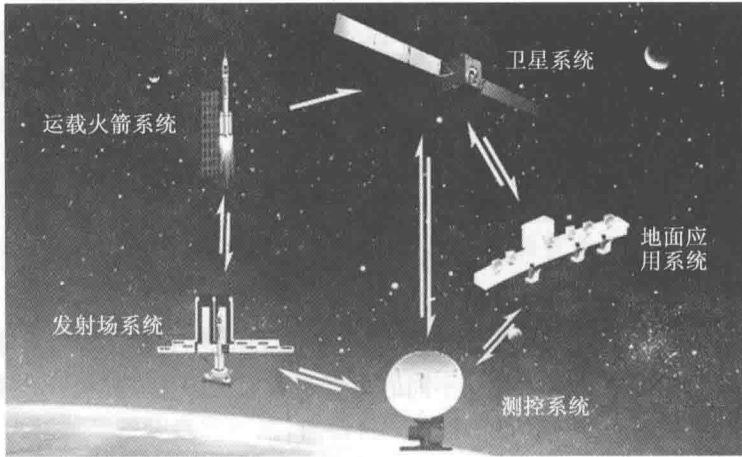


图 1.1 航天大系统组成

1.5 空间飞行器总体设计的概念

设计空间飞行器时,第一步需要定义空间飞行器设计的任务目标,即准确地阐述空间飞行器设计的任务目的。例如,覆盖全球的高分辨率图像的采集任务。第二步,根据任务目标选择所需的载荷仪器或设备,如在对地观测任务中,需要选择能够拍摄地面图像的相机。第三步是制订有效载荷的操作计划:如何运行载荷硬件从而最佳地实现目标呢?如何确定有效载荷在空间中的位置,从而最大限度地发挥其效用,这就产生了一个合适的任务轨道。在这类任务中,通常选择近地低轨(LEO)。因此,对空间飞行器的各个分系统设计也提出了相应的要求。

有效载荷是空间飞行器最重要的部分,没有它,空间飞行器就无法实现任务目标。分系统设计完全是为了支持有效载荷,因此,为了确保有效载荷能够有效地工作,通常从两方面来决定如何设计一个分系统,即分系统需要做什么以及需要提供什么。例如,有效载荷需要一定量的电源加以运转,那么电源分系统的设计,即太阳帆板以及蓄电池的规格就需要根据有效载荷的要求来决定。按照这种逻辑方式,同样可以设计其他分系统。

在这里提到了空间飞行器的分系统,但并没有给出具体的定义以及它们的工作内容。所有的空间飞行器都是由基本的分系统组成的,表 1.1 列出了其中一些主要的分系统以及支持有效载荷运行需要的功能。

表 1.1 主要的空间飞行器分系统及其功能

分系统	功 能
有效载荷	为了完成任务目标,选择合适的载荷硬件(如照相机、望远镜、通信设备等)
任务分析	确定发射空间飞行器的运载火箭、确定完成任务的目标轨道,以及如何将空间飞行器从发射场发送到最终的目的地
姿态控制	实现空间飞行器的准确指向(如太阳帆板指向太阳,通信天线指向地面站等)
推进器	利用星载火箭系统,可以实现空间飞行器在轨转移、控制目标轨道和空间飞行器姿态
电源	为有效载荷和其他分系统提供电源
通信	在空间飞行器与地面站之间建立通信连接,下传有效载荷数据和遥测数据,上传对空间飞行器的控制指令
星载数据处理	对有效载荷数据、遥测数据进行存储和处理,允许分系统之间的数据交换
热控系统	提供合适的热环境,确保有效载荷和分系统正常工作
结构设计	在任何可预测的环境下,为有效载荷和分系统硬件提供结构支撑

关于表 1.1 的进一步解释:

(1) 航天工程师不把有效载荷归为分系统一类,通常把空间飞行器分为两个部分,将有效载荷与空间飞行器平台(服务模块)区别开来,后者作为空间飞行器的一部分,包含所有起支持作用的分系统。

(2) 任务分析有时不被视为分系统,因为空间飞行器上没有任何硬件部分可以体现。但是,为了充分反映一个典型的空间飞行器系统的设计结构,表 1.1 中列举了有效载荷和任务分析两部分内容。

(3) 表 1.1 中在提到通信分系统的功能时,涉及遥测技术的概念。事实上,遥测技术本质上就是空间飞行器上的传感器测量数据,这些传感器测量数据可以监测空间飞行器各个分系统的状态,如果出现问题,则会发出警告。获得的数据通过遥测技术下传到空间飞行器的地面测控中心,并显示在计算机屏幕上,当出现问题时可以迅速采取行动。

上述设计过程可以概括为图 1.2 所示流程图。首先确定任务目标,接下来针对设计的任务目标展开一系列工作。确定需要用到的有效载荷以及具体的实施途径,当有效载荷确定后,再进一步分析其需要分系统提供哪些资源。例如,有效载荷需要一定量的电能,这就需要设计电源分系统。如果载荷需要定向,例如太空望远镜或对地观测成像卫星,其指向的稳定度和精确度就成了姿态控制分系统设计所需考虑的关键因素。在某些情况下,载荷会生成数据,比如成像系统的载荷会生成图像数据,这些数据或者在星上存储,或者直接通过通信分系统下行传输到地面。载荷生成数据的速率以及数据总量直接影响星上数据处理系统的设计。有效载荷生成的数据速率需要通过通信分系统传输到地面,这个传输过程也会对空间飞行器的通信分系统的设计提出一些要求。此外,某些有效载荷对工作环境的温度范围要求很严格,从而和热控分系统的设计非常相关。



图 1.2 空间飞行器分系统设计流程图

当然,其他因素也会影响分系统的设计,通常是通过卫星的有效载荷确定空间飞行器任务轨道的选择,如图 1.2 左边框图所示,这也是轨道影响分系统设计的例子。例如,一旦确定了轨道,任务分析工程师则会计算出空间飞行器的阴影区,阴影区是指飞行器在绕地球公转轨道运转时处于黑暗中的时间。如果空间飞行器位于光照区轨道上,则依靠太阳帆板供电,否则就得依靠蓄电池供电。在轨道上的阴影区将极大程度地影响空间飞行器电源分系统的设计。同样地,阴影区和光照区也反映了空间飞行器在轨道上能够接收到的太阳光的热量,所以这也影响热控分系统的设计。

运载火箭所处环境的恶劣程度是影响空间飞行器结构设计的关键因素,如图 1.2 的右边框图所示。事实上,空间飞行器的设计方法并不神秘,主要是基于一些基本的应用常识。

1.6 空间飞行器的设计过程

1.6.1 了解空间飞行器设计的各个阶段

在科技高速发展的今天,如何开展空间飞行器设计呢?空间飞行器的设计过程包含着人的主观因素,正因为如此,其中的一些事情并不如期望的那样客观,尤其是最初提出的可行性分析和初步设计概念。所以,对于整个空间飞行器设计,确定空间飞行器的设计方法是至关重要的。通常关于空间飞行器的设计工程被分为 A、B、C、D 和 E 共 5 个阶段,表 1.2 给出了从初期设计到最终在轨运行的整个过程。

表 1.2 空间飞行器系统的设计和开发

阶段		持续时间	进行的活动
A	初步设计和可行性分析	6 ~ 12 个月	完成空间飞行器的初步设计;提出时间安排和成本花费计划;验证影响可行性的关键技术
B	详细设计	12 ~ 18 个月	将最初的设计具体到技术方案,包括详细的分系统设计;确定后续各阶段的发展计划
C/D	开发、制造、集成和测试	3 ~ 5 年	开发和制造在轨运行期间的硬件;进行系统集成;进行地面测试
E	飞行操作	在轨时间	将空间飞行器运送到发射架;确定发射计划;初期轨道操作和目标轨道操作;任务结束后的相关处理

注:A ~ D 阶段是一种规划草案,在实施过程中会根据空间飞行器的类型有所改变

前面提到的大多数内容都是集中在阶段 A——初期设计,为了能够切实感受到在实际的空间飞行器中这一阶段是如何运作的,可以假设某个指定的空间飞行器和某个团队签署了一份在阶段 A 中的研究合同,在这个阶段里,空间飞行器的初期设计过程有时就是指空间飞行器系统工程。对这个概念的定义是多样性的,其中一种是指:开发一个可操作的空间飞行器,在满足一些强制条件下(如空间飞行器质量、任务成本、计划流程)能够高效地实现任务目标的科学技术。这听起来很复杂,但主要工作仅仅是设计空间飞行器的各个分系统,并确保各个分系统集成后作为一个完整的空间飞行器能够高效地完成目标任务。

航天系统工程是不同于空间飞行器系统工程的另一个学科。本书的重点是空间飞行器本身的设计,所以这里将研究范围局限到空间飞行器本身,并把它作为一个系统。从另一个角度看,航天系统工程应当包括更大的范围,不仅是空间飞行器本身,也应当包含项目的其他部分,比如操作空间飞行器和收集数据的地面站。本书不针对这些领域,而仅仅把重点放在空间飞行器上。

现在重新把重点放到空间飞行器系统工程的设计过程中来。首先需要由各个分系统工程师组成的设计团队,通常每个分系统会有一个系统工程师作为其负责人,对每个分系统来说,负责人并不需要和队员有相同深度的专业知识背景,但其对整个系统要有充分的了解,以便实现整个设计的集成一体化。

传统设计方法的提高、改进需要很多分系统工程师的分析和设计,以及整个设计团队的反复论证,从而最终确定改进的设计方案和总体方案(这里形容空间飞行器的设计方法具有传统性,似乎听起来很奇怪,但事实上这样的设计方式已经持续了半个世纪)。实际上,系统方案是非常重要的,每个分系统的专家都是独立工作的,通过各自的能力最终设计出非常优秀的方案。但如果不能将其与其他分系统的设计整合起来,那么这个设计方案就是无用的。

就空间飞行器总体设计而言,分系统工程师们很快会意识到这是一个团队的设计,每个人都需要让步和妥协,才能最终成功地完成任务。前面提到的设计过程的客观性就与这点有关。考虑到人员队伍的集合程度,空间飞行器系统工程可以被重新定义为开发可操作空间飞行器的科学技术(或艺术)。这项工作有时会有些艺术化,因为工作成果由团队的能力和成员之间相互合作的默契程度所决定。分系统工程师们必须接受他们的分

系统设计方案有可能会因为其他分系统或有效载荷的原因,需要加以修改(很有可能是他们完全不喜欢的方式)的情况。

设计过程的另一个重要特点是反复性,设计团队针对空间飞行器的设计会达成初步方案,但在检查设计方案时会发现某些方面的设计有待提高或者存在问题。设计过程就变成了检查—重新设计—再在新的设计方案中克服难题。但新的设计可能还会存在问题,所以这个过程会一直持续,直到最终的设计在各个方面都变得可接受。

在过去几十年或更长的一段时间里,这种传统的设计方法已经因为计算机技术的发展而有所改变。但设计团队的基础结构并没有变化,只不过现在设计团队加入了计算机工作实验台,这看起来像一个迷你版的任务控制。各个分系统工程师只需要坐在工作台前听从团队总负责人的指挥。该设计方式被称为并行工程设计,它不仅适用于空间飞行器工程,还可以用于很多涉及复杂设计的工业领域,如汽车行业。

设计过程的核心是中央计算机的数据库,可以存储所有空间飞行器的设计资料。每当团队成员对分系统的设计进行更新时,相应的数据库也会进行内容更新。其他团队成员会立刻接收到具体的变化内容,并能很快地将这些变化对其他分系统的影响做出评估。这项技术最大的优点是缩短空间飞行器的设计时间,将时间从6个月缩短至1~2个月。但是,计算机的引入并不能取代设计团队中优秀的分系统工程师,对于并行工程设计的设备来说,这些工程师仍然非常重要,他们需要检验计算机的输出是否有效,并最终确定出成功的设计方案。

1.6.2 空间飞行器工程的最终设计极限

相信大部分人认为空间飞行器应该是一项前沿技术,但是事实上并非如此。一方面,分系统工程师一直竭尽全力地在他们各自的专业领域提出新想法,开发新技术,在减小空间飞行器的质量和能源消耗的同时,提高空间飞行器的性能。另一方面,提出的新想法是否可行也存在一定问题:它们能在轨运行吗?将这些新方法用于空间飞行器的设计并最终获得成功需要花费多少时间和成本?本质上来说这些创新方法会给整个项目运行带来一定的风险,而这些风险会影响到项目的时间计划以及经费支出。因此,一些设计理念需要经过上百次的验证后才能被采纳并用于空间飞行器的设计。这种情况在商业空间飞行器的设计中尤为常见,比如通信卫星。商业公司在设计和制造卫星方面的竞争是非常严格的。承包人通常为了实现成本最低化宁愿采取固定保守的工程方案,从而更容易竞标成功。这些发生在设计和生产卫星过程中的竞争是不可避免的,挑剔的承包商将采用原有的工程手段来减少经费支出、缩短研制周期,从而竞标成功。因此在这种情况下,表1.2中显示的开发阶段的时间则将被大大缩短。

既然如此,那么空间飞行器工程的技术如何进步呢?通常情况下,一些创新工程在实际应用之前,首先要在科学卫星上搭载。尽管如此,空间飞行器上的分系统设计技术的历史也已有几十年了。事实上这样更有助于提高整个空间飞行器系统的可靠性。

现在逐渐流行的创新分系统飞行测试技术就是采用小卫星进行测试。但是,什么样的卫星可以定义为小卫星呢?航天科学家认为质量在180 kg以下的卫星可以称为小卫星。随着计算机的小型化,人类可以制造相对复杂和功能齐全的小卫星进行新技术的飞

行验证。这项技术能够长期发展的关键在于它的低成本。由于小卫星可以作为一个小伙伴搭载在运载火箭上,因此发射成本能够大幅度降低。考虑到投入成本低,新技术在轨测试失败造成的后果可以有效降低,这使得使用小卫星进行飞行测试的技术显得更吸引人了。

1.7 小卫星及其分布系统的最新发展现状

小卫星具有体积小、质量轻、研制周期短、发射成本低和易于组网等特点。过去很多人认为小卫星只能用作一些简单的空间飞行技术实验,或培养研究生和本科生科技创新之用(小卫星也称为“大学卫星”)。但今天随着科学技术的发展,小卫星已经成为未来空间实验和太空探索的一个重要工具。2017年度小卫星国际论坛在美国硅谷举行,来自美国、欧洲、俄罗斯、日本航天领域的专家和学者纷纷表示,小卫星正在从单颗应用发展到编队应用,甚至几百颗以上的大规模集群应用。与此同时,单颗或几颗小卫星的火箭搭载发射时代也将结束,未来一定是集群式的共享发射。

本节调研和综述了近几年来分布式小卫星系统的应用情况和发展动态,深入分析了一些关键知识点。同时也给出了相关项目的英文全称,或者相关项目的英文缩写,以便读者查阅和跟踪这些前沿项目。

1.7.1 小卫星的标准分类

卫星的体积和成本取决于任务需求,如有些卫星可以拿在手中或放在衣兜里,而有的卫星(哈勃望远镜)则像消防车一样大。小卫星主要是指质量小于180 kg,且体积大小如同家用微波炉的体积或更小的卫星。目前国际上最新的小卫星分类方式见表1.3。

表 1.3 小卫星的分类

卫星	质量/kg
小卫星(Minisatellite)	100 ~ 180
微小卫星(Microsatellite)	10 ~ 100
纳卫星(Nanosatellite)	1 ~ 10
皮卫星(Picosatellite)	0.01 ~ 1
飞星(Femtosatellite)	0.001 ~ 0.01

需要指出,在大多数情况下,纳卫星往往被设计为一种标准的立方体卫星。所谓立方体卫星的标准体积为一个基本单元,即1U,其体积为10 cm × 10 cm × 10 cm。根据应用的需要,也可以扩展为1.5U、2U、3U、6U甚至12U等,如图1.3所示。

最初的立方体卫星是1999年加州理工大学和斯坦福大学用于教育及太空探索的一个平台,现在它已经发展成为政府、企业和学术界的高新技术实验平台,甚至成为先进的空间探索任务工具,应用范围在逐渐扩大。

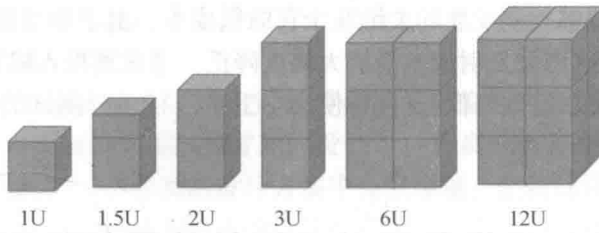


图 1.3 立方体卫星大小示意图

1.7.2 地球科学探索任务

地球科学探索任务旨在科学理解地球系统及其对自然因素和人类活动影响的反应,从而进一步提高对气候、天气和自然灾害的预测能力。本节主要关注由多颗卫星执行的地球科学探索任务,使用或计划使用两颗及两颗以上,质量在 10 kg 以下的小卫星任务。

1. 动态电离层立方体卫星实验(Dynamic Ionosphere CubeSat Experiment, DICE)

DICE 项目是由犹他州立大学牵头、美国国家科学基金会和美国国家航空航天局的纳卫星教育发射计划支持的多组织合作任务。DICE 项目于 2011 年 10 月发射了两颗 1.5U 的立方体卫星到高度为 410 ~ 820 km、轨道倾角为 102° 的椭圆形近地轨道。如图 1.4 所示,每颗卫星携带的主要有效载荷包括:两个朗缪尔探测器,用于测量电离层环境的等离子体密度;若干个电场探测器,用于测量环境的交直流电场强度;一个磁强计,用于测量环境的交直流磁场强度。

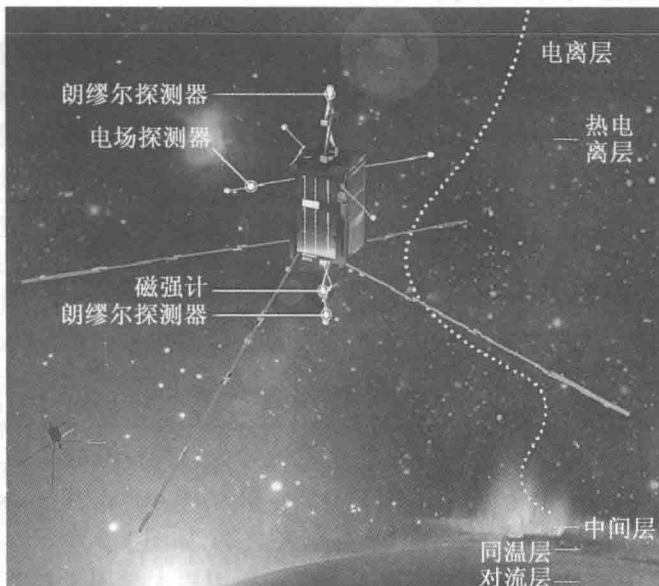


图 1.4 DICE 项目立方体卫星

DICE 项目将有助于精确分析地磁暴的时间特征,如地磁暴的密度突增和羽流。DICE 项目的两颗立方体卫星没有自主控制位置的功能,它成功地验证了空间中无控型的星座任务,其中下行链路通信速率为 3 Mb/s,使用 GPS、磁强计和太阳传感器保证姿态测量在 $\pm 0.7^\circ$ (1 s 误差),并采用转矩线圈使得卫星姿态控制在 $\pm 5^\circ$ (1 s 误差)。

2. 相对电子爆发强度、范围和动力学特性的专项研究

由蒙大拿州立大学和新罕布什尔大学牵头,并由美国国家科学基金会资助的相对电子爆发强度、范围和动力学特性(Focused Investigations of Relativistic Electron Burst Intensity, Range, and Dynamics, FIREBIRD) 任务,旨在使用两颗 1.5U 的立方体卫星评估范·艾伦辐射带中的磁层微爆发的空间规模和时空模糊性。2013 年 12 月 6 日,两颗 FIREBIRD 立方体卫星在加利福尼亚州的范登堡空军基地(Vandenberg Air Force Base, VAFB) 搭乘阿特拉斯-5-501(Atlas-5-501) 运载火箭,进入到高度为 467 ~ 883 km、轨道倾角为 120.5° 的太阳同步轨道。

2015 年 1 月 31 日,另外两颗 FIREBIRD-II 1.5U 的立方体卫星搭乘德尔塔 2 号(Delta-2) 运载火箭(图 1.5) 从范登堡空军基地发射到高度为 685 km、轨道倾角为 98° 的太阳同步轨道。这些立方体卫星的特征是被动姿态控制,因为它们不能自主控制位置,所以这个任务也是无控型的星座任务。

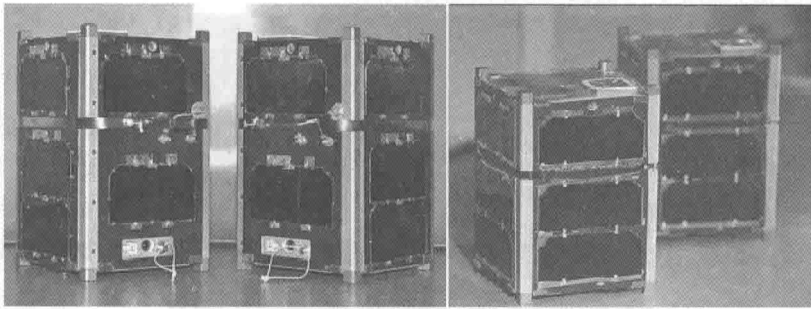


图 1.5 FIREBIRD 1.5U 立方体卫星(左) 和 FIREBIRD-II 1.5U 立方体卫星(右)

3. Flock-1 成像星座任务

由美国行星实验室公司研发的 Flock-1 星座任务由 100 多颗 3U 的立方体卫星组成(图 1.6),为环境监测、人道主义活动和商业应用提供 3 ~ 5 m 分辨率的地球图像。2014 年 2 月中旬,该公司采用 Nano Racks 公司的立方体卫星分配器,将 28 颗 Flock-1 立方体卫星在国际空间站上进行部署,其运行在轨道高度为 400 km、倾角为 52° 的近地轨道上。

截至目前,已部署 113 颗立方体卫星。这些立方体卫星通过开、关太阳帆板来更替其运行状态,这是一个有控型星座任务。

4. 爱迪生小卫星网络演示任务

如图 1.7 所示的爱迪生小卫星网络(Edison Demonstration of Smallsat Networks, EDSN) 演示任务是由美国宇航局的艾姆斯研究中心主导研发、美国国家航空航天局的空间技术任务部门资助的一个创新项目,其主要目的是为了验证在距地球 500 km 的轨道上发射部署 8 颗卫星组成无控型星座的能力。这 8 颗 1.5U 的立方体卫星每颗都携带了高能